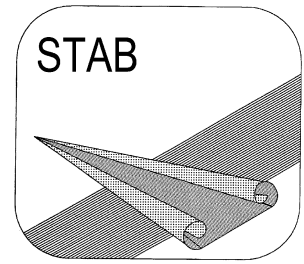


STAB



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

2012

zum

18. DGLR-Fach-Symposium der STAB

6. - 7. November 2012

Stuttgart

„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
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen": (Beiträge zum 18. DGLR-Fach-Symposium der STAB, 2012)	15
Mitteilungen	24
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	212

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Bisher erschienen die STAB-Jahresberichte im Frühjahr des Folgejahres. Hiervon wird seit 2011 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 2012 zum 18. DGLR-Fach-Symposium der STAB, das am 6. und 7. November 2012 in Stuttgart stattfindet.

Der Bericht enthält ca. 95 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen, über die beim Symposium vorgetragen wird. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 15 bis 22), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträge zu den Fachkreisen sind in fünf 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 3% auf die Industrie, 39% auf die Hochschulen, 58% auf Forschungseinrichtungen (DLR, ISL). Auf Seite 214 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

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

Falls Sie ein Exemplar des nächsten Jahresberichts, in diesem Fall 2013, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muss jährlich neu angefordert werden.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 220 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 2012

auch über e-mail: hp.kreplin@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresberichts 2013"

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
- 18. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 06. - 07.11.2012
- 1. STAB-Workshop Göttingen, 07.-08.03.1983
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10.-11.11.1987
- 4. STAB-Workshop Göttingen, 08.-10.11.1989
- 5. STAB-Workshop Göttingen, 13.-15.11.1991

- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993
- 7. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.1995
- 8. STAB-Workshop Göttingen, 11.-13.11.1997
- 9. STAB-Workshop Göttingen, 09.-11.11.1999
- 10. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.2001
- 11. STAB-Workshop Göttingen, 04.-06.11.2003
- 12. STAB-Workshop Göttingen, 08.-09.11.2005
- 13. STAB-Workshop Göttingen, 14.-15.11.2007
- 14. STAB-Workshop Göttingen, 11.-12.11.2009
- 15. STAB-Workshop Göttingen, 09.-10.11.2011

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

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

19.-23.03.2012

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

- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60; Ed.: H. Körner, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72; Ed.: W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77; Ed.: S. Wagner, U. Rist, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2002
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 87; Ed.: Chr. Breitsamter, B. Laschka, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2004
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 92; Ed.: H. J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönlinger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2006
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96; Ed.: C. Tropea, S. Jakirlic, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönlinger; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 112; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, M. Klaas, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, W. Schröder; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2010

Vorschau:

- 16. STAB-Workshop Göttingen, November 2013

(aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig
 auf die STAB-WEB-Seite gestellt)

- 21. Kurs "PIV" Göttingen, 18.-22. März 2013

Programmleitung

Dipl.-Ing. R. Behr roland.behr@astrium.eads.net	(Astrium-Space, München) Tel.: 089 / 607-251719
Dr. C. Breitsamter Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de	(Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137
Prof. Dr. A. Dillmann (<u>Sprecher</u>) andreas.dillmann@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2177
Prof. Dr. G. Eitelberg dnw@nlr.nl	(DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521
Prof. Dr. J. Fröhlich Jochen.Froehlich@tu-dresden.de	(TU Dresden) Tel.: 0351 / 463 37607
Prof. Dr. E. Krämer kraemer@iag.uni-stuttgart.de	(Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-63401
Dr. R. Höld roland.hoeld@mbda-systems.de	(LFK Schrobhausen) Tel.: 08252 / 99 8845
Dr. G. Heller (<u>Sprecher</u>) gerd.heller@airbus.com	(Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2649
Prof. Dr. W. Nitsche (<u>Sprecher</u>) w.nitsche@ilr.tu-berlin.de	(Technische Universität Berlin) Tel.: 030 / 314-24449
P. Nöding peter.noeding@astrium.eads.net	(EADS Astrium GmbH, Bremen) Tel.: 0421 / 539-4752
Dipl.-Ing. T. Pinar. thilo.pinar@cassidian.com	(EADS Cassidian, Manching) Tel.: 08459 / 81-7 92 50
Prof. Dr. R. Radespiel r.radespiel@tu-braunschweig.de	(Technische Universität Braunschweig) Tel.: 0531 / 391-94250
Prof. Dr. C.-C. Rossow Cord.Rossow@dlr.de	(DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2400
Dipl.-Ing. D. Schimke dieter.schimke@eurocopter.com	(Eurocopter Deutschland, München) Tel.: 089 / 6000-6566
Prof. Dr. W. Schröder office@aia.rwth-aachen.de	(RWTH, Aachen) Tel.: 0241 / 80 95410
Prof. Dr. L. Tichy lorenz.tichy@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2341

Projektgruppen

Sprecher:

Transportflugzeuge einschl.
Triebwerksintegration

Dr. H. von Geyr (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2430
e-mail: Heiko.vGeyr@dlr.de

Multidisziplinäre Optimierung
und Neue Konfigurationen

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

Turbulenzforschung/
-modellierung

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

Hyperschall-
aerothermodynamik

Dr. T. Eggers (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2436
e-mail: Thino.Eggers@dlr.de

Flow Control, Transition
und Laminarhaltung

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

Hochagile Konfigurationen

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

Drehflügler-aerodynamik

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

Technische Strömungen

Prof. Dr. C. Wagner (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2261
e-mail: claus.wagner@dlr.de

Fachkreise:

siehe hierzu die

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

Aeroelastik und
Strukturdynamik
Q 1.2

Dipl.-Ing. J. Schweiger (EADS Deutschland)
Tel.: 089 / 607-23124
e-mail: johannes.schweiger@cassidian.com

Fluid- und Thermodynamik
Q 2

Dr. B. Eisfeld (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-3305
e-mail: Bernhard.Eisfeld@dlr.de

Numerische Aerodynamik
Q 2.1

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

Experimentelle Aerodynamik
Q 2.2

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

Strömungsakustik/Fluglärm
Q 2.3

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

Versuchsanlagen
Q 2.4

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

**Wissenschaftlicher
Koordinator**

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

Stand: Oktobert 2012

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 Stavrinidis (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.

1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“

Seite

Bogdanski, Nüble, Lutz, Krämer	Numerische Untersuchungen zum Einfluss von „Shock Control Bumps“ auf das Buffetverhalten	24
Burnazzi, Radespiel	Numerical simulation of a 3D aircraft model equipped with active Coanda high-lift devices	26
Gansel, Lutz, Krämer	Einfluss der Vernetzung auf die Strömungsberechnung im Flügel-Rumpf-Übergang von Transportflugzeugen	28
Grossein	Civil aircraft propulsion in the future: aerodynamic challenges (Plenarvortrag)	30
Keller	Numerical Investigation of the Longitudinal Static Stability of a Transport Aircraft with Circulation Control	32
Paul	Improvement of rudder efficiency using vortex generators - results of a flight test campaign with an A340-600	34
Strüber	Entwurf der Referenz Hochauftriebskonfiguration für das EU Projekt DeSiReH -CFD-Simulation und Flugreynoldszahl-Windkanalversuch	36
van Rooij, Wegner	Numerical Investigation of the Flutter Behaviour of a Laminar Supercritical Airfoil	38

2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“

Abu-Zurayk, Brezillon	Aero-elastic Multipoint Optimization using the Coupled Adjoint Approach	40
Gauger	Ingredients for Efficient Optimization and Control in Aerodynamics (Plenarvortrag)	42
Köthe, Wagner	Aufbau einer Prozesskette für die adjungierte Formoptimierung von Luftauslassgeometrien	44
Chunna Li, Brezillon, Görtz	Efficient Global Optimization of Natural Laminar Airfoils Based on Surrogate Modeling	46
Lincke, Lauenroth, Rung, Wagner	Strömungstechnische Optimierung des Kabinenluftauslasses Do728-KLA mit adjungierter Sensitivitätsanalyse	48
Liu, Görtz	Efficient Quantification of Aerodynamic Uncertainty due to Random Geometry Perturbations	50

3. Projektgruppe „Turbulenzforschung/ - modellierung“		Seite
Buchmeier, Eisfeld	Vergleich verschiedener Parameterkombinationen für das logarithmische Wandgesetz zur Beschreibung von Strömungen mit unterschiedlichem Druckgradienten	52
Cierpka, Scharnowski, Ehlert, Kähler	High resolution flow field measurements around periodic hills	54
Eisfeld	Der Einfluss des Diffusionsmodells auf die Ablöseempfindlichkeit von Reynolds-Spannungsmodellen	56
John- Puthenveettil, Jakirlic	On “adaptive wall-functions” for LES	58
Kath, Wagner	DNS and LES of turbulent mixed convection in the minimal flow unit	60
Schaefer, Gampert, Hennig, Peters	Geometrical features of streamline segments in turbulent flows	62
Schanz, Knopp, Schröder	Investigation of super-structures in a turbulent boundary layer flow under the influence of an adverse pressure gradient at Re_θ up to 10000 using large-scale PIV	64
Schwamborn, Probst, Kessler, Valentino, Weinman	Turbulence Resolving Simulations of the flow about a Tandem Cylinder and a Rudimentary Landing Gear	66
Siewert, Kunnen, Meinke, Schröder	Cloud Droplet Collision Probabilities in Anisotropic Turbulence	68
Wagner, Shishkina, Wagner	Influence of the geometry on Rayleigh-Bénard convection	70
Westhoff, Bosbach, Wagner	Scaling of large-scale coherent structure dynamics and heat transfer in turbulent mixed convective air flow	72

4. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“ Seite

Kupke, Langmeier, Wagner, Alderman, Rolston, Lawson, Bauer	Transition measurements (TS) with microstructured hot film sensor arrays on a laminar wing model with sweep in an industrial scale wind tunnel and comparison with simulation results from different prediction tools	74
Cécora, Rosemann	Experimentelle und numerische Untersuchungen am Laminarprofil NLF9	76
Duchmann, Simon, Magin, Grundmann, Tropea	Freiflugmessungen zur Grenzschichtstabilisierung mit DBD Plasma Aktuatoren	78
Edelmann, Rist	Untersuchungen zur Wirkung von Stufen auf die laminar-turbulente Transition mit Hilfe der e^N Methode	80
Kurz, Kloker	Receptivity of a laminar 3-D Boundary layer on a swept wing to a cylindrical roughness element	82
Plogmann, Würz, Krämer	Interaction of a 3D roughness element with 2D TS-wave near an airfoil leading edge	84
Reeh, Tropea	Freiflugexperimente unter ruhigen und moderat turbulenten Bedingungen	86
Seitz	Rekonstruktion eines Störströmungsfeldes aus der Wandmessung von Tollmien-Schlichting Wellen	88
von Geyr, von Knoblauch, Seitz, Streit, Wichmann	Swept Wing Design based on a Tapered Wing NLF Airfoil Catalogue	90

5. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“

Klatt, Hruschka, Leopold	Numerical and Experimental Investigation of the Magnus Effect in Supersonic Flows	92
Scharnowski, Kähler	Analyse der transsonischen Heckströmung im Nachlauf eines generischen Raketenmodells mit PIV	94
Schnepf, Schüle, Wysocki	Entstehung von Wirbelasymmetrien am Flugkörper durch Nasendeformation	96

Wysocki, Schülein, Schnepf	Experimentelle Untersuchungen zur Reduzierung des Wellenwiderstands an schlanken Flugkörpern mittels eines selbstausrichtenden Spikes	Seite 98
----------------------------------	---	-------------

6. Projektgruppe „Drehflügler-aerodynamik“

Grawunder, Reß, Babosek, Breitsamter, Adams	Numerische Simulation der Umströmung eines 5–Blatt-Rotorkopfes	100
Hollands, Keßler, Krämer	Blade shape design: Interpolation based on fluid-structure coupled simulations of an isolated rotor in forward flight	102
Kaufmann, Gardner, Richter	Numerische Untersuchung einer Rückstromklappe zur Dynamic Stall-Kontrolle	104
Lang, Gardner, Mulleners, Raffel	Investigation of the rotor blade tip vortex by PIV and CFD	106
Richter, Gardner	Numerische Untersuchung des Einflusses der Modellaufnahme auf Rotorblattprofilmessungen	108
Stanger, Hollands, Keßler, Krämer	Automatische Anpassung der Strukturmodellierung in CAMRAD zur Strömungs-Struktur-Kopplung im Rotorblattentwurf	110

7. Projektgruppe „Technische Strömungen“

Bosbach, Heider, Dehne, Markwart, Gores, Bendfeldt	Flight Testing of Alternative Ventilation Systems for Aircraft Cabins	112
Haff, Tschech, Richard, Loose, Wagner	An Experimental and Numerical Analysis of the Effect of a Modified Trailer Underbody on the Near Wake Field behind a Tractor-Trailer Configuration	114
Heine, Ehrenfried	Experimentelle Untersuchung des Druckanstiegs bei der Tunneleinfahrt eines Modellzugs	116

Seite

Konstantinov, Lautenschlager, Wagner	Numerische Simulation der Strömung und des thermischen Komforts in der Flugzeugkabine	118
Lange, Dehne, Bosbach	Dynamik der Innenraumströmung in einer Passagierflugzeugkabine bei verschiedenen Belüftungsszenarien	120
Müller, Becker, Gabriel, Lerch, Ullrich	Flow-Induced Airborne and Structure-Borne Noise at a Simplified Car Model	122
Rutschmann, Ehrenfried	Aerodynamische Wirkung von vorbeifahrenden Zügen auf Objekte in Gleisnähe	124

8. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“

Banavara, Dimitrov	Prediction of Transonic Flutter Behavior of a Supercritical Airfoil using Reduced Order Methods	126
Gadeschi, Meinke, Schröder	Partitioned fluid-structure interaction on solution-adaptive hierarchical Cartesian grids	128
Ehlers, Schröder, Geisler, Gesemann	Combined time-resolved PIV and structure deformation measurements for aero-elastic investigations	130
Keye	Simulation eines vollständig elastischen Transportflugzeugs mit Hilfe der Strömungs-Struktur-Kopplung	132
Nitzsche	Transsonisches Buffet und aerodynamische Resonanz in Profil- und Bump-Strömungen	134

9. Fachkreis „Numerische Verfahren/ Aerodynamik“

Acisu	Untersuchung eines alternativen Ansatzes zur zeitgenauen Polarenberechnung	136
Brodersen, Crippa	RANS-based Aerodynamic Drag and Pitching Moment Predictions for the Common Research Model	138
Heinrich	Simulation der Wechselwirkung von Flugzeug und Böe mit dem DLR TAU-Code	140
Hühne, Radespiel	Numerische Simulation von Flügelenden an einer gepfeilten Windkanalkonfiguration	142

Kelleners, Spiering	CTAU, A Cartesian Grid Method for Accurate Simulation of Compressible Flows with Convected Vortices	Seite 144
Kempe, Fröhlich	Phasenaufgelöste Simulation von Mehrphasenströmungen	146
Kessler, Löwe, Lambert	Overlapping grids in the DLR-THETA code	148
Lakshmipathy	Evaluation of hybrid RANS/LES methods for computing flow over a prolate spheroid	150
Li, Langer	Application of point- and line-implicit preconditioning techniques for unsteady simulations on unstructured grids	152
Mößner, Radespiel	Verfahren zur Simulation kompressibler turbulenter Strömungen durch poröse Materialien	154
Reimer, Heinrich, Meuer	Validierung einer Zeitbereichsbasierten TAU-Flugdynamik-Kopplung anhand von Manöver- und Lastabwurfszenarien	156
Reiss, Brouwer, Sesterhenn	Skew symmetric, conservative finite difference schemes for practical simulations	158
Shishkina, Wagner	Highly-resolved numerical simulations of high Rayleigh and Reynolds number indoor ventilation in a generic room	160
Spiering, Kelleners	Kopplung von Strömungslösern unterschiedlicher räumlicher Diskretisierungsgenauigkeit	162
Wurst, Kessler, Krämer	Verwendung von Detached Eddy Simulationsmodelle mit dem Discontinuous Galerkin Verfahren	164

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

Boden, Stasicki,	Propellerdeformationsmessungen im Freiflug mittels IPCT	166
Feldhusen, Hartmann, Klaas, Schröder	Effect of High Frequency, Forced Airfoil Oscillations on the Shock Motion at Transonic Buffet Flows	168

Heinemann, Bakeberg, Lienhart, Becker	Messung der räumlichen Totaldruckverteilung hinter eingebauten Axial-ventilatoren mit einem Kielsondenarray	Seite 170
Kähler, Scharnowski, Cierpka	On the resolution limit and uncertainty of DPIV and PTV near walls	172
Klein, Henne, Sachs, Hock, Ondrus, Beifuss, Schaber	Pressure Measurement on Rotating Propeller Blades by means of Pressure-Sensitive Paint Lifetime method	174
Meyer, Boden, Kirmse	Optische Flügeldeformationsmessungen mit der Image Pattern Correlation Technique (IPCT) im Freiflug	176
Motuz, Jehring, Egbers	Experimentelle Untersuchung zur turbulenten Grenzschichtströmung entlang einer durchlässigen Wand mit Mikro-Ausblasen	178
Schiepel, Bosbach, Wagner	Towards the combination of thermochromatic liquid crystals and tomographic particle image velocimetry	180
Schüle	Method for Optical Skin Friction Measurements on Fast-Rotating Propeller Blades	182
Wassermann, Grundmann	Phasengemittelte 3D3C-MRV-Messungen in einem bistabilen Fluidoszillator	184

11. Fachkreis “Strömungsakustik/ Fluglärm”

Akkermans, Marquez, Delfs, Stuermer, Richter, Clemen, Caruelle, Omais	Aeroacoustic and Aerodynamic Importance of a CROR Propulsion System with Unequal Rotor Rotation Speeds	186
Becher, Becker, Mauß	Berechnung der Schallabstrahlung eines axialen Kühlerlüfters in Abhängigkeit der Spaltströmung	188

Busch, Keßler, Krämer	Computational Aeroacoustics of a Counter-Rotating Open Rotor at different angles of attack	Seite 190
Haxter, Ehrenfried, Kröber	Examination of the influence of flow speed on the coherence characteristics in a turbulent boundary layer at high subsonic Mach numbers	192
Heider, Schröder, Wagner	Experimentelle Untersuchungen strömungsinduzierter Resonanzen überströmter Hohlräume	194
Obermeier, Konstantinov, Shishkin, Wagner	Aerodynamische Schallerzeugung durch Strömungen kleiner Machzahlen in achsensymmetrischen Rohren mit Querschnittsänderungen (Blenden)	196
Schüle, Rossignol	A separated flow model for semi-empirical prediction of trailing edge noise	198
Stuermer, Akkermans, Delfs	Assessment of Front Rotor Trailing Edge Blowing for the Reduction of CROR Interaction Tone Noise Emissions	200

12. Themenkreis “Biofluidmechanik”

Buchmann, Radespiel	Dreidimensionale Schlagfluganalyse	202
Doster, Wolf, Konrath	Anwendung der Particle Image Velocimetry (PIV) auf Schlagflüge einer freifliegenden Schleiereule	204
Friedl, Kähler	Vermessung eines Lannerfalken im Atmosphärischen Windkanal München	206
Krenkel, Wagner	Künstliche Beatmung mittels Hochfrequenz-Oszillation: Untersuchung der resultierenden Strömungszustände	208
Shishkin, Wagner	Numerical investigation of aerodynamic forces induced by flow around a free flying Drosophila	210

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: „Transportflugzeuge ensl. Triebwerksintegration“

Numerische Untersuchungen zum Einfluss von „Shock Control Bumps“ auf das Buffetverhalten transsonischer Profile

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

Ausgangssituation:

Seit einigen Jahren werden so genannte 2D und 3D „Shock Control Bumps“ (SCBs) zur Leistungssteigerung im transsonischen Geschwindigkeitsbereich untersucht und optimiert. Diese SCBs fächern den Verdichtungsstoß zu einem Lambda-Stoß auf und reduzieren so den Wellenwiderstand (s. [3]). Das Hauptaugenmerk bisheriger Arbeiten lag dabei auf einer robusten Auslegung der Bumps, d.h. einem Leistungszuwachs über einen großen Auftriebsbereich möglichst ohne Leistungseinbußen im Auslegungspunkt des Originalprofils.

Nur vereinzelt wurde versucht SCBs auch zur Reduzierung der Stoßwanderung beim transsonischen Buffet einzusetzen [5]. Dabei wurden in den bisherigen Arbeiten nur stationäre Rechnungen zur Auslegung und Optimierung der „Buffet-Bumps“ durchgeführt. Als Kriterium für die Erkennung des Buffet-Onset wurden nur die Größe und Ausprägung der Ablösung herangezogen und nicht das instationäre Verhalten [4].

Ziel:

Ziel dieser Arbeit ist es mittels RANS und URANS-Methoden den Einfluss von auf Leistung optimierten Bumps auf das Buffetverhalten zu untersuchen. Darüber hinaus soll untersucht werden ob Bumps so ausgelegt werden können, dass sowohl leistungssteigernde Effekte als auch eine Verminderung des Buffets auftreten.

Die korrekte Vorhersage des Stoß-Buffets mit möglichst wenig rechenintensiven RANS oder URANS-Methoden für Profile mit 2D-SCBs oder periodisch angebrachten 3D-SCBs ist dabei die Voraussetzung für eine erfolgreiche Auslegung der Bumps. Dazu sollen in einem ersten Schritt die physikalischen Mechanismen des Buffets am SCB, und eventuelle Unterschiede zum Buffet am reinen Profil, untersucht und verstanden werden. Der Zusammenhang zwischen der Größe des abgelösten Gebietes auf der Profiloberseite kurz vor der Buffet-Grenze und dem Buffetverhalten soll ebenso untersucht werden.

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. Für die Rechnungen mit 3D-SCBs wurden periodische Randbedingungen verwendet. Als Turbulenzmodelle kamen das Zweigleichungsmodell „SST-SAS“ und ein Reynoldsspannungsmodell zum Einsatz [1]. Zur Auswertung der Rechnungen wurde ein in Python geschriebenes Auswertetool eingesetzt.

Ergebnis:

Zunächst wurde ein auf Leistung optimierter 2D-Bump am Profil OAT15A untersucht. Die Machzahl wurde zu $Ma = 0,74$ gewählt, da hier sowohl signifikanter Wellenwiderstand als auch ausgeprägtes Buffet am Profil ohne Bump auftraten. Es zeigte sich, dass der Bump die Buffetamplituden vermindern und den Buffet-Onset zu größeren Anstellwinkeln verschieben konnte. Abb. 1 (links) zeigt die dabei auftretenden Stoßwanderungen (die hinterste und vordeste Stoßposition ist durch gestrichelte Linien dargestellt).

Weitere Untersuchungen wurden an drei verschiedenen 3D-Bumps am Pathfinder-Laminarprofil durchgeführt. Es wurden hier jeweils ein glatter („smooth“) ein kantiger

(„wedge“) sowie ein Bump mit verlängerter hinterer Flanke („extended“) untersucht (s. a. [2]). Alle diese Bumps führten zur Verschlechterung des Buffetverhaltens, wobei jedoch das Profil ohne Bump bei der Auslegungsmachzahl der Bumps von $Ma = 0,76$ kaum Buffet zeigt. Die über die Spannweite gemittelte Stoßposition des glatten Bumps ist in Abb. 1 rechts dargestellt. Des weiteren zeigte sich eine starke Abhängigkeit der Buffetamplituden und des Buffet-Onset von der verwendeten Netzauflösung. Für eine feste Bump-Form ergab sich eine Korrelation zwischen der Größe der Ablösung und der Größe der Auftriebsschwankungen. Diese besteht jedoch nicht mehr, wenn verschiedenartige Bumps miteinander verglichen werden.

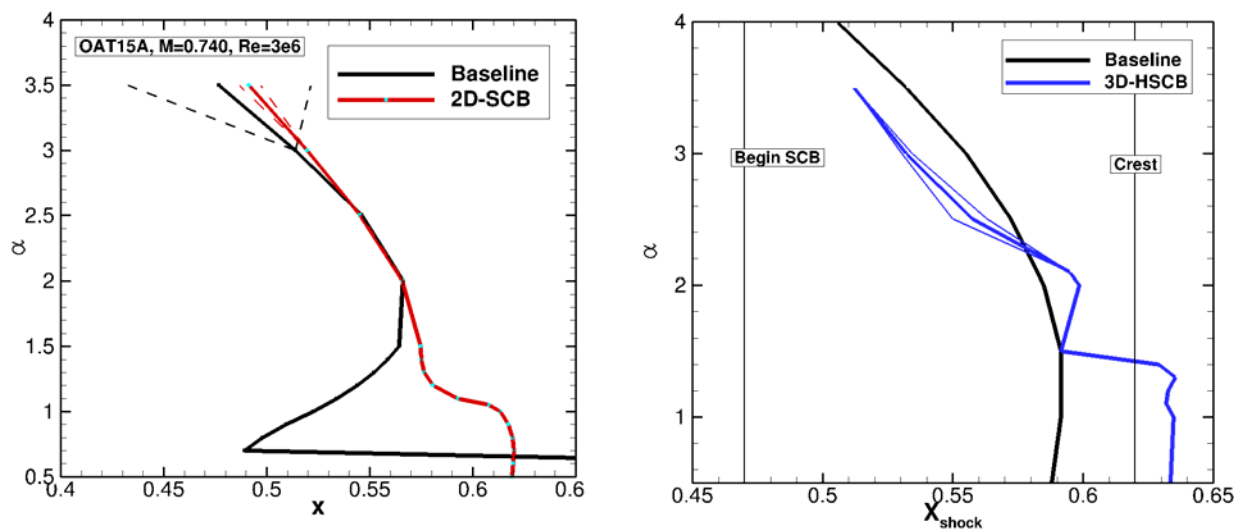


Abb. 1: Stoßposition in Abhängigkeit des Anstellwinkels für einen 2D-Bump am Profil OAT15A (links) und einen 3D-Bump am Pathfinder-Laminarprofil (rechts), $Ma = 0,76$.

Literatur:

- [1] 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.
- [2] K. Nübler et al., Shock Control Bump Robustness Enhancement, AIAA-2012-46, 2012.
- [3] M. Pätzold: Auslegungsstudien zu 3D Shock-Control-Bumps mittels numerischer Optimierung, Dissertation, Universität Stuttgart, 2008.
- [4] J. Eastwood, J. Jarrett, Towards Designing with 3-D Bumps for Wing Drag Reduction, AIAA-2011-1168, 2011.
- [5] C. Corre, et al., Transonic Flow Control using a NS-Solver and a Multi-Objective Genetic Algorithm, Fluid Mechanics and Its Applications, 2003, Volume 73, 297-302.

Weiteres Vorgehen:

Neben den Untersuchungen zum Einfluss existierender, zur Wellenwiderstandsreduktion optimierter, Bumps auf das Buffet sollen zusätzlich Bumps gezielt für die Buffetkontrolle entworfen werden. Da Optimierungen auf Basis instationärer Rechnungen nicht durchführbar sind, sollen diese „Buffet-Bumps“ für stationäre Bedingungen nahe des Buffet-Onset ausgelegt werden, da aus den bisherigen Untersuchungen geschlossen werden kann, dass solch eine stationäre Auslegung günstig für die Anhebung des Buffet-Onsets ist. Um eine bessere Evaluierung des Bump-Einflusses auf das Buffetverhalten zu gewährleisten sollen sämtliche zukünftigen Rechnungen bei einer kleineren Machzahl, für die das Profil ohne SCB ausgeprägtes Buffet aufweist, durchgeführt werden sollen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: SFB 880

Numerical simulation of a 3D aircraft model equipped with active Coanda high-lift devices

Marco Burnazzi, Rolf Radespiel
TU Braunschweig – Institut für Strömungsmechanik
Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig
m.burnazzi@tu-bs.de, r.radespiel@tu-bs.de

Introduction

The purpose of this project is to numerically investigate the effects of a new active high-lift system on a 3D transport aircraft model composed by wing and fuselage. The work is part of the Collaborative Research Center SFB880 (Sonderforschungsbereich 880), which aims at developing new technologies for a new class of quiet and STOL medium range commercial aircraft [1].

The numerical approach involves solving the Reynolds Averaged Navier Stokes equations (RANS) by means of the state of the art flow solver DLR TAU-Code. The results, obtained by the use of a particularly accurate geometry and a high quality grid, will allow to validate lower order methods, as well as to improve the efficiency of the active high-lift device.

Detailed 2D studies have already confirmed the potentialities of the high-lift concept. Moreover, some particular stall behaviors emerged, depending on the momentum of the blown jet. In the following an example of those dynamics is briefly presented. In the 3D case, the interaction between those phenomena and the three-dimensional flow features will be investigated.

Previous work

The geometry of the DLR F15 airfoil has been modified by replacing the conventional fowler flap with a gap-less active Coanda flap. In this particular device a thin air jet is blown on the suction side of the flap, tangentially to the surface. The jet follows the curvature of the surface thanks to the Coanda effect, and keeps the flow attached to the flap until the trailing edge. Depending on the momentum of the jet, the flow can be kept fully attached at large flap deflection angles. The configuration currently analyzed presents a deflection of 65 degrees.

Depending on the blowing ratio different stall behaviors occur. In fact the flow around the airfoil is ruled by the interaction between the blown jet and the flow that comes from the leading edge, over the suction side. The momentum difference between these two currents determines the turbulent mixing, which is directly related to the high-lift performance of the airfoil.

The results in figure 1.1 and 1.2 show the stall conditions obtained by using very different blowing ratios (expressed by the jet momentum coefficient C_{μ}). In the first case ($C_{\mu}=0.0245$) the jet does not completely attach the flow until the trailing edge. Nevertheless the momentum difference between them is reasonably low, so they initially follow the same path. In the second case ($C_{\mu}=0.0973$) the very high jet momentum causes important losses of the turbulent boundary layer at the leading edge, because of the very high circulation. Hence, a turbulent separation occurs on the suction side. Moreover, the momentum difference between the jet and the outer flow is too high to be overcome by turbulent mixing. So the outer flow is less turned downward and a recirculation area develops between the outer flow and the jet, which flows attached to the flap surface. The range of interest, where the highest efficiency of the system is obtained, is in between those two cases: $C_{\mu} \approx 0.04$.

STAB

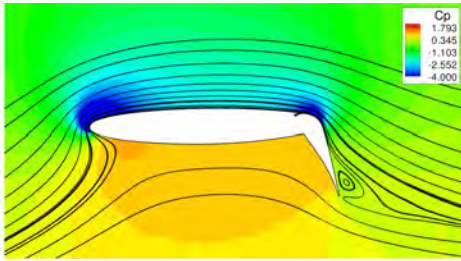


Figure 1.1: Stall at $C_\mu=0.0245$ $\alpha=6.0^\circ$

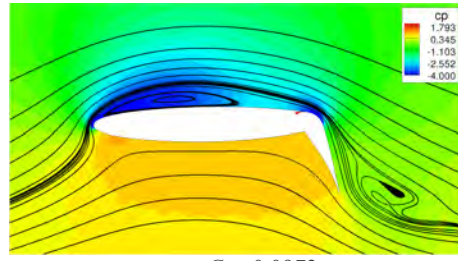


Figure 1.2: Stall at $C_\mu=0.0973$ $\alpha=0.0^\circ$

Purpose of the 3D analysis

The stall dynamics are now investigated on a 3D aircraft model, which presents most of the geometrical features of a real wing, as shown in figure 2:

- tapered, twisted and swept wing;
- connection between flaps and fuselage;
- connection between flaps and ailerons;
- connection between ailerons (also equipped with the circulation control device) and wingtip.



Figure 2: Investigated 3D geometry

This geometry is used to study the main performance difference between the 2D case and a practical application to an aircraft configuration. Moreover, such a geometry causes variable flow conditions along the span direction, because of the variable shape and the 3D flow phenomena. These conditions need to be investigated in order to adapt the blowing ratio to the local flow and reduce the power needed by the system.

The numerical data resulting from this study will be also used to calibrate lower order methods, used during the preliminary design of such aircraft.

A very fine mesh has been realized, made by about 80 millions points and composed by a structured layer on the surface and an unstructured volume all around it. The simulation of the Coanda effect involves the need of capturing the viscous interaction between the jet and the Coanda surface, as well as between the jet and the outer flow. In order to satisfy these requirements a large amount of points have been employed in the region of the flap suction side. The main features of the grid have been based on the experience developed on the 2D simulations. The full paper will contain detailed presentation of the 3D results and analysis of the global and local 3D flow effects.

Bibliography

- [1] <https://www.tu-braunschweig.de/sfb880>
- [2] Jensch, C., Pfingsten, K. C., Radespiel, R., Schuermann, M., Haupt, M. and Bauss, S.: *Design Aspects of a Gapless High-Lift System with Active Blowing*, DLRK 2009, Aachen, 2009.
- [3] Pfingsten, K. C., Cecora, R. D. and Radespiel, R.: *An experimental investigation of a gapless high-lift system using circulation control*, Katenet II Conference, Bremen, 2009.
- [4] Pfingsten, K. C., Jensch, C., Körber, K. V. and Radespiel, R.: *Numerical simulation of the flow around circulation control airfoils*, First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 2007.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge einschließlich Triebwerksintegration

Einfluss der Vernetzung auf die Strömungsberechnung im Flügel-Rumpf-Übergang
von Transportflugzeugen

Philipp P. Gansel, Thorsten Lutz, Ewald Krämer
Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart

gansel@iag.uni-stuttgart.de, lutz@iag.uni-stuttgart.de, kraemer@iag.uni-stuttgart.de

Übersicht

Im Bereich der CFD-Simulationen von industrierelevanten Flugzeugkonfigurationen werden fortlaufend Fortschritte durch die Verfügbarkeit immer besserer numerischer Methoden und Modellierungen sowie wachsender Rechner-Ressourcen erzielt. Die grundlegendere räumliche Diskretisierung wird dabei oft vernachlässigt. Gerade bei kompletten Flugzeuggeometrien mit einer Vielfalt an Komponenten und Verschneidungskanten gibt es selbst bei hybriden Netzen für viskose Simulationen mit den meisten Gittergeneratoren Probleme. Die häufigste Herausforderung im Bereich konkaver Verschneidungskanten ist die Erzeugung eines Grenzschnittgitters senkrecht zu jeder der beiden sich schneidenden Wände, ohne dass die Gitterzellen gegenseitig kollidieren. Dabei bewirkt die Interaktion der beiden Grenzschichten in diesem Bereich in Kombination mit starken Druckgradienten und 3d-Effekten sehr komplexe Strömungen. Deren Berechnung ist eine Herausforderung für die heutigen Turbulenzmodelle und stellt hohe Ansprüche an die Netzqualität. Hierzu wird ein üblicher Ansatz mit Prismenelementen mit einer teilstrukturierten Variante mit Hexaedern verglichen.

Vernetzungsstrategien hybrider Netze

Die zunächst einfachste Möglichkeit, ein hybrides Netz zu erstellen, ist den gesamten Grenzschnittbereich mit Prismen aufzubauen. Dies hat an den Verschneidungskanten jedoch zwei entscheidende Nachteile. Zum einen kann die Grenzschicht im Bereich des ersten Oberflächenelements neben der Kante nicht mehr im notwendigen Ausmaß aufgelöst werden, da hier die wandnormale Auflösung durch das Oberflächennetz der anderen Wand definiert ist. Zum anderen sind die Grenzschichten in der Regel dicker als die Breite des wandnächsten Oberflächenelements. Da die Prismen aus der Ecke nicht senkrecht, sondern unter etwa dem halben Öffnungswinkel der Kante extrudiert werden, würden sie nach einigen Schichten kollabieren. Dies verhindern die meisten Gittergeneratoren durch eine massive Reduktion der Prismenhöhe und/oder der Anzahl ihrer Schichten im Bereich um die Kante. Dadurch läuft die Grenzschicht jedoch oben aus den Prismenschichten heraus und kann im angrenzenden Tetraedergebiet nicht mehr richtig aufgelöst werden. Beide Probleme können erhebliche Fehler in der Berechnung der Eckenströmung und einer eventuellen Eckenablösung zur Folge haben.

Eine Lösung stellt eine lokal strukturierte Vernetzung mittels Hexaedern dar. Dabei werden Quaderförmige Gitterblöcke so eingepasst, dass eine Kantenrichtung entlang der Verschneidungskante der Wände ausgerichtet ist und die beiden anderen Kantenrichtungen die Wandnormalen der beiden Grenzschnittnetze beinhalten. Somit lassen sich die Grenzschnittnetze beider Wände miteinander verschneiden und die Grenzschichten können komplett bis zur Kante hin vollständig aufgelöst werden. Diese Hexaederblöcke können bei einem Flügel-Rumpf-Übergang sowohl in C- als auch in O-Topologie um die Verschneidungskante gelegt werden. Bei den in [1] veröffentlichten Simulationen wurden solche Gitter mit Hilfe der Chimera-Technik an ein bestehendes hybrides Netz mit einer reinen Prismengrenzschicht gekoppelt. Allerdings kann die Chimera-Interpolation innerhalb der

Grenzschicht zu Genauigkeits- und Konvergenzproblemen des Strömungslösers führen. Daher werden für die vorliegenden Rechnungen die Hexaederblöcke unmittelbar in das Grenzschichtnetz eingebettet und an den freien Seitenflächen direkt mit den angrenzenden Prismen verbunden (vgl. Abb.1). Zusätzlich reduziert sich der Speicher- und Rechenaufwand durch den Wegfall der doppelt vernetzten und gerechneten Gebiete zwischen den beiden Interpolationszonen.

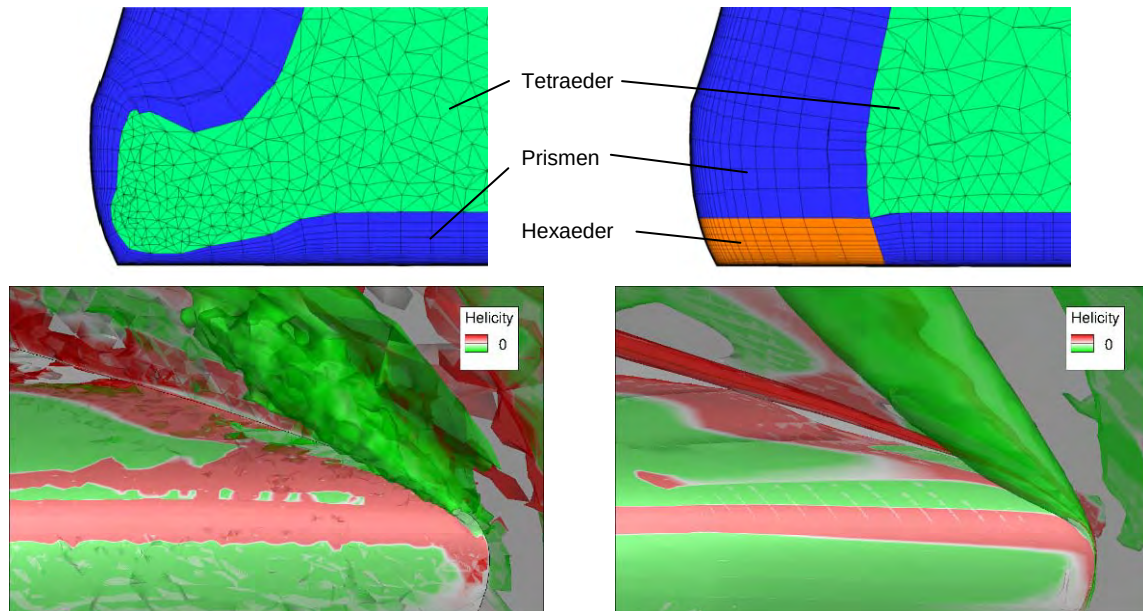


Abb.1: Verschiedene Grenzschichtnetze und berechnete Hufeisenwirbel im Flügel-Rumpf-Übergang

Eckenströmung

Die präsentierten Ergebnisse wurden mit dem Finite-Volumen-Löser TAU des DLR erzielt. Als Testfall dienen die ATRA (Advanced Technology Research Aircraft) des DLR sowie das NASA Common Research Modell, eine generische Transportflugzeugkonfiguration bestehend aus Flügel, Rumpf und Höhenleitwerk. Die Simulationen wurden vollturbulent mit dem Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras durchgeführt. Mit dem ϵ^h -RSM-Modell soll der Einfluss der 3d-Turbulenz untersucht werden.

Aus den vergleichenden CFD-Rechnungen auf den verschiedenen Netztopologien ist ersichtlich, dass eine Auflösung der Grenzschicht entlang der Verschneidungskanten notwendig ist. Dies betrifft sowohl die Grenzschichtprofile, als auch die Sekundärströmungen. Besonders deutlich wird das am Beispiel des Hufeisenwirbels, der sich an der Vordekante der Flügel-Rumpf-Verschneidung bildet. Bei dem reinen Prismen-Grenzschichtnetz liegt dieser im oberen Teil der Grenzschicht außerhalb der Prismenelemente und wird im Tetraederfeld sehr schnell dissipiert. Der darunter liegende, sekundäre, kleine und gegenläufig rotierende Wirbel wird von diesem Netz gar nicht dargestellt. Das spiegelt sich auch in den Oberflächenstromlinien im Bereich um die Kante wider. Auf dem Netz mit dem Hexaederblock ist die Spur des Hufeisenwirbels deutlich schärfer und der kleine Wirbel in der Ecke lenkt die Stromlinien lokal vom Rumpf in Richtung des Flügels.

Die Änderung des berechneten lokalen Strömungsfeldes kann je nach Anströmfall eine Abweichung der Druck- und Kräfteverteilung zwischen Flügel, bzw. Leitwerk und Rumpf bewirken. Außerdem kann durch die geringere Energiezufuhr der Wirbel und die höhere Dissipation durch die wandnahen Tetraederelemente beim Netz ohne Hexaeder eine verfrühte Ablösung vorhergesagt werden, vergleichbar mit der gitterinduzierten Ablösung bei manchen hybriden RANS/LES-Methoden.

- [1] Crippa, S.: Application of Novel Hybrid Mesh Generation Methodologies for Improved Unstructured CFD Simulations, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference – CFD Drag Prediction Workshop Results, Chicago, IL, 28 June - 1 July 2010.
- [2] Klein, A.; Illi, S.; Lutz, Th. and Krämer, E.: Wall Effects and Corner Separations for Subsonic and Transonic Flow Regimes, High Performance Computing in Science and Engineering '11, Springer, 2011.

Civil aircraft propulsion in the future: aerodynamic challenges

David Grossein

Aerodynamics - Powerplant Design
AIRBUS Operations SAS - Toulouse
david.grossein@airbus.com

Abstract

Civil Aircraft are submitted to more and more stringent objectives, set by authorities as well as airlines, in terms of noise, gas emissions, fuel consumption, cash operating costs and safety. Powerplant is a key driver of these parameters, therefore engine manufacturers put a lot of R&D efforts in innovative technologies, trying to reach these aggressive targets.

Airbus, as an airframer, has the primary responsibility, in front of authorities and airlines, to develop aircrafts which meets their objectives. This means not only integrating innovative engines, but even inspiring global R&D efforts, towards the right Aircraft equipped with the right engine.

Aerodynamic design and integration of these innovative engines is a real challenge, in particular as new configurations are moving away from classical wing-podded turbofans towards innovative architectures such as ultra-high by-pass ratio turbofans with boundary layer ingestion, or contra-rotating open rotors. These configurations create new environments for engines, which are much more influenced by the airframe, and the airframe experiences the vicinity of high velocity and high temperature engine jets.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control / Transportflugzeuge

Numerical Investigation of the Longitudinal Static Stability of a Transport Aircraft with Circulation Control

Dennis Keller

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Abteilung Transportflugzeuge

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

dennis.keller@dlr.de, Tel.: 0531/2953389

I. Introduction

In compliance with the vision “Flightpath 2050”, the German research project “SFB 880” is investigating a STOL aircraft configuration, which possibly allows to reduce emissions and travel time by utilizing existing aerospace infrastructure more efficiently. In order to achieve a short runway usage, an active high-lift-system in terms of circulation control is employed. The potential of such systems is already well known [1-4] and is further assessed within the research project by Marco Burnazzi [5]. However, the technology raises new questions, which are not adequately addressed so far. One of those is how a circulation control will impact the handling qualities of a transport aircraft. For example, it is expected that the high flap loading and the low dynamic pressure during take off and landing will pose challenges to the flight control systems.

The aim of the study is to give an aerodynamic view on the longitudinal static stability issue and thus to gain further certainty about the feasibility of a STOL aircraft with circulation control.

Since the investigation was carried out with RANS calculations, the initial step of the work was to derive an efficient meshing strategy for the whole geometry and the blowing jet slot, in particular. Therefore, a grid convergence study with three different types of meshes was carried out on a reduced 2D geometry, in order to optimize the discretization of the slot region and thus capture the velocity distribution in the slot exit accurately. By following G. de Vahl Davis [6] and applying the Richardson Extrapolation [7], the discretization error could also be estimated. Given that the flow condition behind the wing is of particular importance for the efficiency of the horizontal tail plane, a 3D wake meshing study was conducted as well. It will be demonstrated how different blowing coefficients and the tail plane itself influence the wake behavior. Finally, the longitudinal controllability and stability of the 3D configuration will be shown by trimming it for landing conditions and applying the stability criterion, respectively.

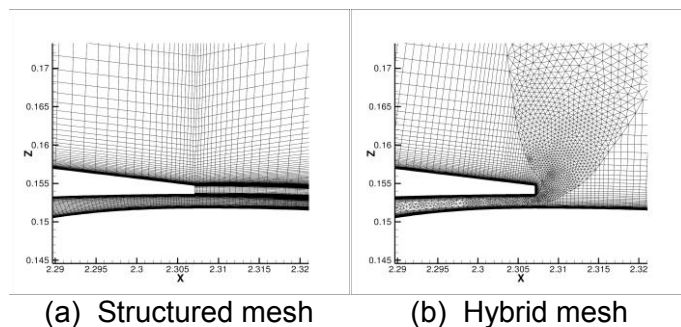


Figure I.1 Blowing jet slot region

The preliminary 2D meshing study showed that the discretization error due to a rather unsuited hybrid meshing approach is acceptable when using adequate cell sizes (Table I.1). Regarding the wake, a high discretization is essential for flight conditions, at which the wing

vortices come close to the horizontal tail plane, such as high angles of attack or heave oscillations (Figure I.3).

	coarse		medium			fine	
	Structured	Hybrid	Structured	Hybrid_PW	Hybrid	Structured	Hybrid
$\frac{C_l - C_{l,n_s \rightarrow \infty}}{C_{l,n_s \rightarrow \infty}} [\%]$	2.82	4.12	0.455	0.54	0.56	0.073	0.625
$\frac{C_d - C_{d,n_s \rightarrow \infty}}{C_{d,n_s \rightarrow \infty}} [\%]$	12.77	37.58	1.93	14.46	7.12	0.31	7.63
$\frac{C_m - C_{m,n_s \rightarrow \infty}}{C_{m,n_s \rightarrow \infty}} [\%]$	3.01	4.39	0.488	0.54	0.57	0.079	0.65

Table I.1 Error estimates for global coefficients

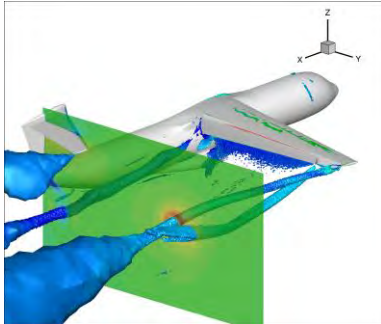


Figure I.2 Vortex visualization and position of cutting plane on the tetrahedral refined mesh

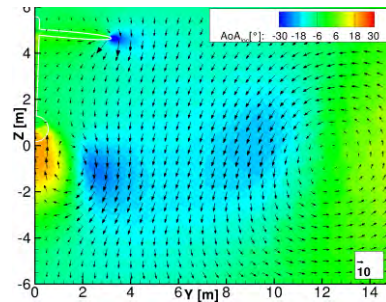


Figure I.3 Local angle of attack in cutting plane through basic mesh

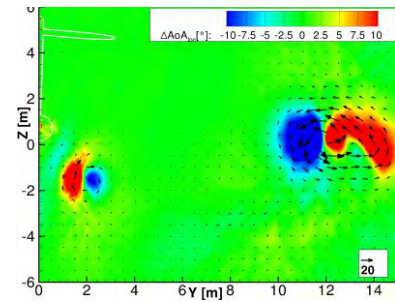


Figure I.4 Delta plot of local angle of attack for tetrahedral refined mesh

II. Outlook

In future, the dynamic behavior of the longitudinal motion will be investigated. Furthermore, it is intended to implement actuator discs in order to simulate the effects of turboprop engines and to analyze critical flight conditions of the lateral motion, such as the one engine inoperative case.

III. References

- [1] Englar, R. J., Smith, M. J., Kelley, S. M., Rover, R. C., "Development of Circulation Control Technology for Application to Advanced Subsonic Transport Aircraft," AIAA Paper 93-0644, 1993
- [2] Korbacher, G. K., "Aerodynamics of powered high-lift systems," Annual Review of Fluid Mechanics, 1974.6, pp. 319-358, 1974
- [3] Englar, R. J., Blaylock, G. M., Gaeta, R.J., "Recent Experimental Development of Circulation Control Airfoils and Pneumatic Powered-Lift Systems," AIAA Paper 2010-345, 2010
- [4] Jenssch, C., Pfingsten, K. C., Radespiel, R., "Numerical Investigation of Leading Edge Blowing and Optimization of the Slot Geometry for a Circulation Control Airfoil," 16. DGLR-Fach-Symposium der STAB, Aachen, Germany, 2008
- [5] Burnazzi, M., "####," 18. DGLR-Fach-Symposium der STAB, Stuttgart, Germany, 2012
- [6] de Vahl Davis, G., "Natural Convection of Air in a Square Cavity: A Benchmark Numerical Solution," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 3, No. 3, pp. 249-264, 1983
- [7] Roache, P. J., "Quantification of uncertainty in computational fluid dynamics," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 29, pp. 123-160, 1997

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik

Improvement of rudder efficiency using vortex generators - results of a flight test campaign with an A340-600

Erich Paul
Airbus Operations GmbH, Airbus Allee 1, 28199 Bremen,
erich.paul@airbus.com

1. Introduction

Vortex generators (VGs) are seen as an effective means to increase the efficiency of control surfaces at their operational limits, i.e. towards maximum deflection angles. In the case of VTP and rudder the governing sizing case is more and more found in such a non-linear region of operating aerodynamic condition (e.g. one-engine-inoperative maneuver). Reason behind this non-linear behaviour is the occurrence of flow separation that is becoming a subject which has to be taken into account when designing a VTP from an aerodynamic perspective. And here VGs are efficient to delay the onset of stall to higher deflection and/or sideslip angles hence resulting in a higher sideforce produced by the VTP. This again might be used to strengthen directional and lateral control capabilities of the A/C or even for an early down-sizing of VTP and rudder once it is known that controllability is becoming the dominant sizing case.

After initial wind tunnel campaigns in 2011 in which parametric studies using VGs for the improvement of rudder efficiency were carried out, a flight test campaign was run in the 1st half of 2012 to verify wind tunnel results. Flight tests were performed on an A340-600 and different shapes and layouts of VGs have been tested.

2. Results

In the 1st half of 2012 an investigation of the installation of VGs on the VTP of an A340-600 was conducted building up on results achieved in the above mentioned WT test in 2011. The aim of this flight test campaign was the identification of the potential of VGs to improve rudder efficiency in an realistic environment. To achieve such realistic conditions and to allow an accurate identification of rudder efficiency sessions in a flight simulator were performed together with test pilots and test engineers. Within these simulator sessions dedicated maneuvers were developed. In addition to special piloting technique these dedicated maneuvers were realized by a customized engine setting allowing flight in steady sideslip condition with the rudder being at its full deflection.

The influence of construction details (e.g. asymmetric cut-outs for actuator installation) on rudder efficiency could be analysed as well.

Fig. 1 is showing the VTP of A340-600 with VGs installed. Also parts of the flight test instrumentation (FTI) is visible on this picture.



Fig. 1: Installation of Vortex Generators at the VTP of A340-600

The results of this series of flight tests clearly showed a positive impact of VGs on rudder efficiency in an order of magnitude which is significant. In addition, general guidelines with regard to size and positioning could be identified. Fig. 2 shows some global results of this flight test campaign.

Some question still remain open, like cruise drag impact and the maximum potential in terms of improvement of rudder efficiency for a given VG size.

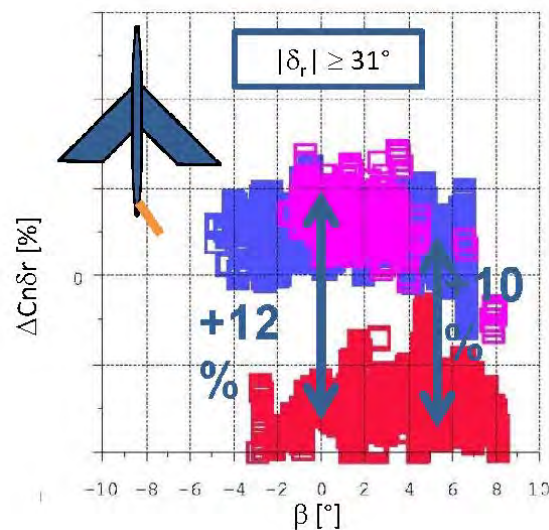


Fig. 2: Influence of VGs rudder efficiency.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge

Thema / Titel des Beitrags

Entwurf der Referenz Hochauftriebskonfiguration für das EU Projekt DeSiReH - CFD-Simulation und Flugreynoldszahl-Windkanalversuch

Autor:

Henning STRÜBER

Aerodynamic Design, High-Lift Devices (EGACD)

Phone: +49 (0)421 538 5600

Mailto: henning.strueber@airbus.com

AIRBUS Operations GmbH

Airbus-Allee 1

28199 Bremen

Im Rahmen des siebten Rahmenprogramms der EU wird seit 2009 das Projekt DeSiReH „Design, Simulation and Flight Reynoldsnumber testing“ durchgeführt. Das Projekt ist unterteilt in numerische und experimentelle Arbeitspakete.

Ein Projektziel ist es den Aerodynamischen Entwurfsprozess für Hochauftriebssysteme effizienter zu gestalten. Dies geschieht zum einen durch Anwendung von numerischen Optimierungsverfahren, und zum anderen durch die Nutzung neuer Ansätze bei der Rechennetzgenerierung und verbesserte Lösungsverfahren.

Dazu wird ein Hochauftriebssystem für einen Flügel mit natürlicher Laminarität entworfen, der spezielle Anforderungen an das Hochauftriebssystem stellt:

- keine Stufen auf der Saugseite des Flügels
- Abschirmung der Flügelvorderkante gegen Insektenkontaminierung

Im experimentellen Arbeitspaket von DeSiReH soll das effiziente kryogene Testen im ETW bei Flugreynoldszahl demonstriert werden. Dabei soll neben den üblichen Kraft- und Druckverteilungsmessungen auch simultan die Modellverformung (Stereo Pattern Tracking, SPT), Transitionslagen (Temperature Sensitive Paint, TSP) und die Geschwindigkeitsverteilung im Flügelnachlauf (Particle Image Velocity, PIV) bestimmt werden. Zum Zeitpunkt der Tagung werden die experimentellen Arbeiten abgeschlossen sein.

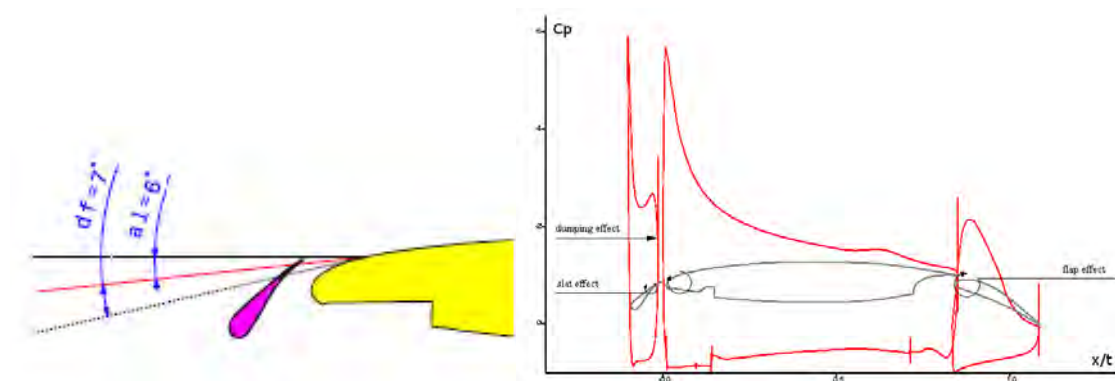
Im Rahmen des DeSiReH ETW-Windkanalversuchs werden zwei Hochauftriebskonfigurationen in Landstellung vermessen werden:

- Ein Referenzentwurf von Airbus Deutschland (Krüger & Einfachspaltklappe), der mit Standardentwurfsverfahren ohne den Einsatz von numerischen Optimierern ausgelegt wurde.
- Ein Hochauftriebssystem von Piaggio (folding Bullnose Krüger & Einfachspaltklappe mit Droop Spoiler Einsatz), das mit einer vollautomatischen Prozesskette, gesteuert von einem Optimierer erzeugt wurde.

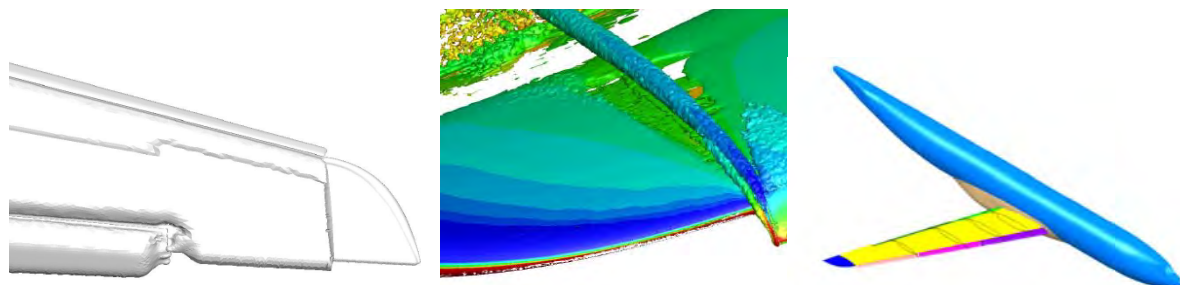
Der Auslegungsprozess der Referenzkonfiguration wird beschrieben und Ergebnisse der numerischen Analyse und des Windkanalversuchs werden analysiert und miteinander verglichen.

Die Sensitivitäten der Settingparameter der Referenz-Landekonfiguration für die Krüger- und Einfachspaltklappen an zwei spannweiten Stationen pro Element systematisch untersucht. Dazu wurden Gap (Spalt), Overlap (Überlappung) und Ausschlagwinkel variiert und an 2D Schnitten CFD Rechnungen mit TAU durchgeführt. Bei der Auswahl des optimalen Settings musste beim Krüger die Einhaltung des Insect Shielding Requirements berücksichtigt werden.

Um zu einem frühen Zeitpunkt Informationen über den maximalen Auftrieb und das spannweite Abreißverhalten des Flügels zu erhalten, wurde das Verfahren Q3D angewendet. Für diese Art von Anwendung ist die spannweite Interpolation von 2D Strömungsberechnungen mittels Q3D wesentlich effizienter als eine 3D TAU Rechnung und ermöglicht so die Bewertung von mehr Entwürfen pro Zeit. Die Aerodynamische Leistungsfähigkeit und das Abreißverhalten der finalen Landekonfiguration wurde zum Schluss mit 3D TAU Rechnungen überprüft. Um ein physikalisch korrektes Ergebnis zu erhalten, wurde Augenmerk auf die Art der Netzgenerierung am Krügeraußenende gelegt und auch verschiedener Parameter des Strömungslösers sowie des Turbulenzmodelles variiert.



Insect Shielding Requirement, 2D Druckverteilung



Letzte Prismenschicht des 3D Rechnernetzes, Visualisierung des Krüger Randwirbels, DeSiReH Windkanalmodell

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung / Aeroelastik und Strukturdynamik

Ansprechpartner: Anouk van Rooij, Wolfgang Wegner
Institution: DLR, Institut für Aeroelastik
Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
E-Mail: Anouk.vanRooij@dlr.de, Wolfgang.Wegner@dlr.de

Thema

Numerical Investigation of the Flutter Behaviour of a Laminar Supercritical Airfoil

Motivation

The use of a laminar wing can reduce or even eliminate the emissions of aircraft, since a laminar boundary layer creates less skin friction drag than a turbulent boundary layer. The (partly) laminar flow may however not lead to degradation of the performance of the aircraft. Flutter, for example, should by all means be avoided in normal flight, i.e. the flutter boundary is an important constraint of the flight envelope of aircraft. Since the influence of (partly) laminar flow on the flutter behaviour of transonic aircraft has not been investigated yet, a first step was taken by van Rooij [1]. This investigation was part of the DLR project "IGREEN" [2].

Aim

Investigate the influence of boundary layer transition on the flutter behaviour of a supercritical laminar airfoil (CAST-10) in transonic flow using numerical simulations.

Method

Numerical simulations are performed with the CAST-10 airfoil with two (U)RANS CFD codes: the DLR TAU code and the ANSYS CFX code. The TAU code uses the e^N -method for transition prediction, whereas in CFX the γ - Re_θ transition model is used. Steady and unsteady flow simulations have been performed with both TAU and CFX. TAU was used for extensive studies. The response of the airfoil to forced pitch and plunge motions as obtained from TAU served as an input to a flutter program, which uses the k -method to compute the flutter boundary. Simulations with both free and fixed transition were carried out. In case of fixed transition, transition was fixed at the leading edge of the airfoil. The CAST-10 airfoil was used because Stanewsky [3] performed extensive experimental studies with this airfoil.

Results

From the steady flow simulations at transonic Mach numbers it is seen that the shock wave seems to fix the location of boundary layer transition. This holds for both CFD codes, although there are some differences in the terms of the predicted shock location and hence transition location. Quasi-steady flow simulations used to determine the lift-curve slope show that, in case of free transition, the maximum lift-curve slope is located at a lower Mach number ($M = 0.741$) than for fully turbulent flow (then the peak is located at $M = 0.755$). This can be seen from figure 1. Furthermore, in case of free boundary layer transition, the lift-curve slope reaches a value that is twice as high as that in case of a fully turbulent boundary layer.

The unsteady flow simulations performed with TAU show that major differences between free and fixed transition occur in the response of the moment coefficient. The results of some exemplary unsteady flow simulations with ANSYS CFX show different magnitudes and phase angles in comparison to the TAU results, especially when transition is free. This is attributed to the different transition models used in both codes.

The damping curves obtained from the flutter program (using TAU simulations), clearly show that flutter occurs at much lower flutter indices in case of free boundary layer transition. This can be seen from figure 2. Furthermore the transonic dip is also located at a lower Mach number when transition is free. Hence, boundary layer transition has a large influence on the flutter boundary in the transonic flow regime. This is however stated with caution, as further investigations are needed to confirm this flutter behaviour. The quasi-steady lift-curve slope versus Mach number graph can give a first estimation of the location and the

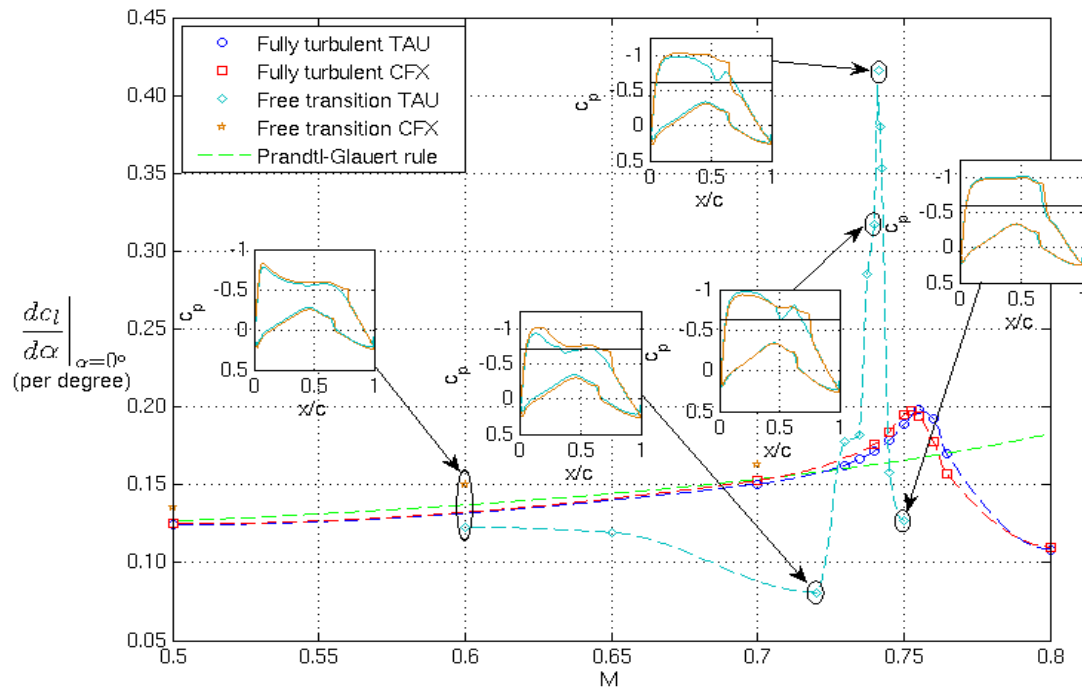


Figure 1: Quasi-steady lift curve slope versus Mach number

width of the transonic dip. The depth of the dip can however not be obtained from quasi-steady flow simulations. The larger phase lag of the pitching airfoil's lift coefficient response might be an explanation for the lower transonic dip in case of free boundary layer transition.

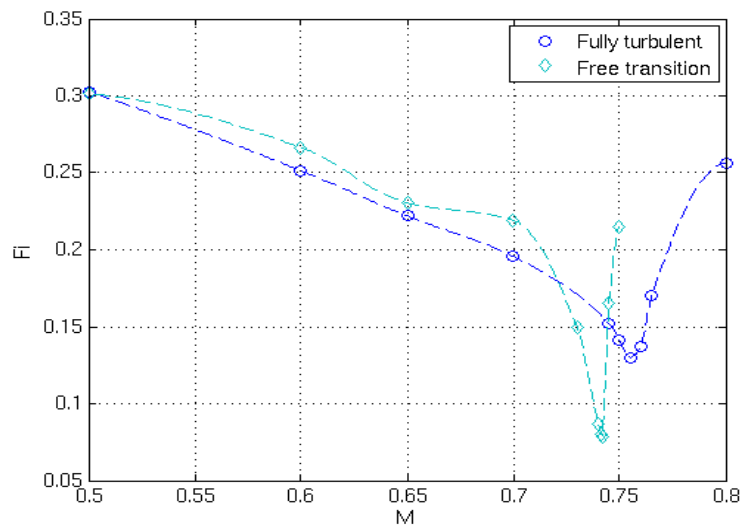


Figure 2: Flutter index at flutter versus Mach number

Literature

- [1] A.C.L.M. van Rooij, *Flutter Behaviour of a Laminar Supercritical Airfoil*, MSc Thesis, TU Delft, Chair of Aerodynamics and Wind Energy, 2012
- [2] W. Wegner, G. Voß, A.C.L.M. van Rooij, *Instationäre Transition und Flatterverhalten eines transsonischen Laminarprofils*, IGREEN Abschlusskolloquium, DLR Göttingen, Institut für Aeroelastik, 15.02.2012
- [3] E. Stanewsky, *Windkanalerprobung von drei überkritischen profilen: Ergebnisse für die profile cast-10-2 und cast 12-1*, Bericht Nummer: 251 74 C 14, DFVLR Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen, 1974

Outlook

This investigation served as the first step in the investigation of the influence of free boundary layer transition on the flutter boundary of an aircraft. Further investigations are necessary with other airfoils and wings. These will be performed in the DLR project "ALLEGRA".

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Numerische Verfahren / Aerodynamik

Aero-elastic Multipoint Optimization using the Coupled Adjoint Approach

Mohammad Abu-Zurayk, Joël Brezillon

DLR-AS, Lilienthalplatz 7, 38108, Braunschweig, Germany

e-mail: Mohammad.abu-zurayk@dlr.de

Joel.brezillon@dlr.de

Ausgangssituation:

During the flight, the wing is exposed to gravitational as well as aerodynamic loads. These loads deform the wing into the so-called *flight shape* of the wing. The flight shape depends on the wing's structural properties (its elasticity) and varies with the fuel consumption and the flight conditions. Including the aero-elastic effects during the wing design provides the designer with a wing shape that respects not only the aerodynamics, but also the elastic properties of the wing [1].

Knowing that the computation of the aero-elastic effects requires several flow-structure couplings, the efficient gradient-based algorithms are recommended for optimizing such problems. For this reason, an efficient approach that employs the discrete adjoint has been developed to optimize aero-elastic configurations in inviscid as well as viscous flows [2,3]. However, these studies focused on single flight conditions.

Ziel:

In the design process several flight conditions that cover the flight envelope have to be considered, while the structure of the wing behaves differently at different flight conditions. For this reason, this study aims at demonstrating the benefit in using the coupled aero-elastic adjoint approach to efficiently solve multipoint aero-elastic optimization problems.

Ergebnis:

The MDOrmec [4] wing-body configuration, which is based on the Do728 geometry, is used in this study to perform a singlepoint and a multipoint optimizations. The coupled adjoint approach is based, as in the earlier studies, on the DLR-TAU [5] flow solver coupled with the ANSYS [6] structure solver. The multipoint flight conditions are taken around the cruise flight condition (the design point) which is at $Ma=0.8$ and $C_L=0.417$, as presented in figure (1). On the other hand, the singlepoint optimization is performed at the mentioned cruise condition. The flow in both optimizations was computed for $Re=21 \cdot 10^6$.

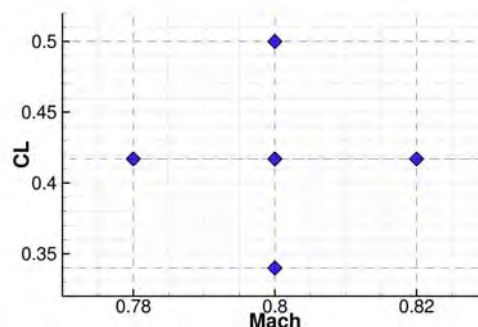
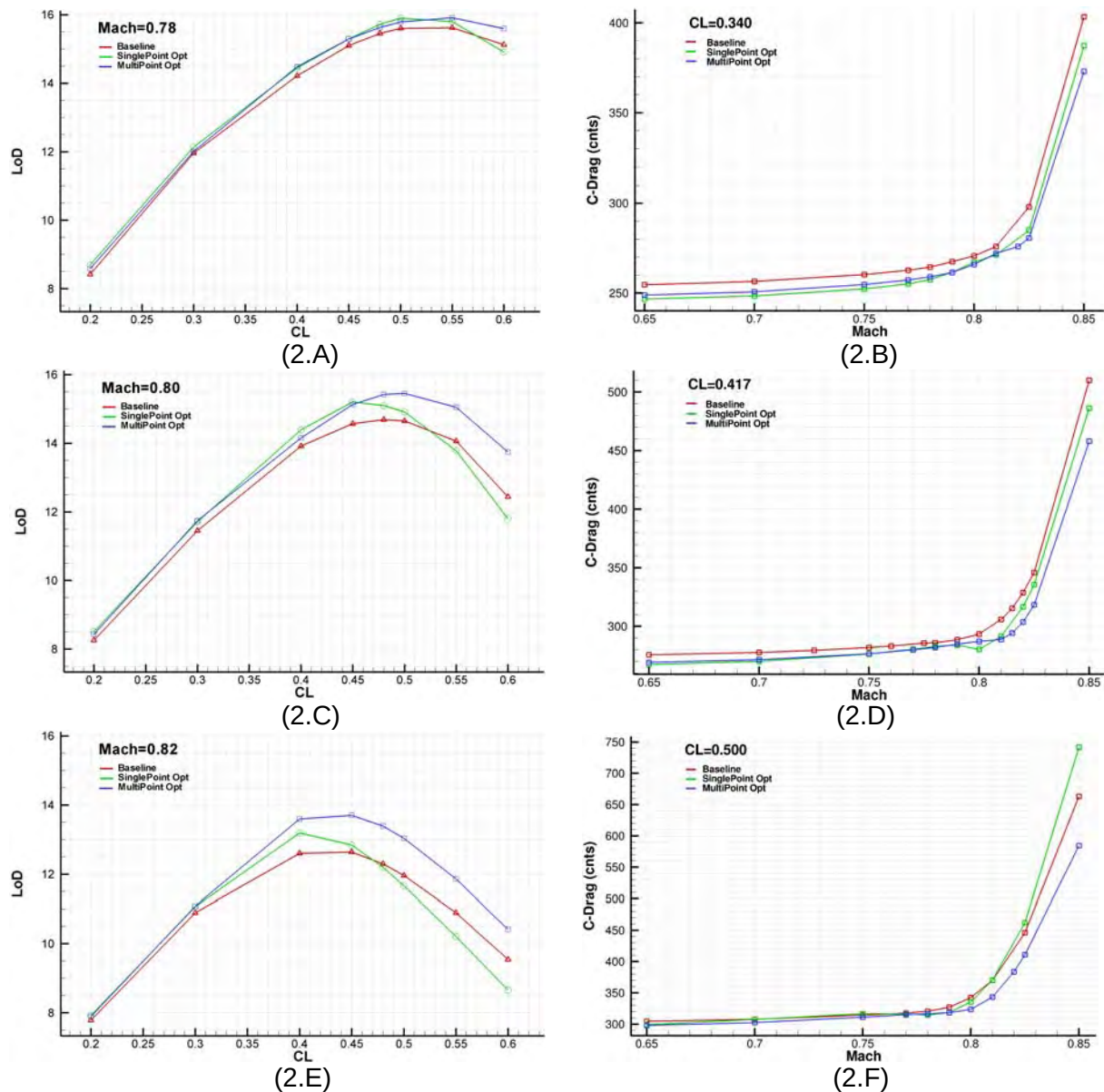


Figure (1) point definition for multipoint optimization

Figure (2) shows the LoD trend on the left-hand side and the drag rise on the right-hand side for the baseline configuration, the single-point and the multi-point optimizations. The single-point optimization permits a valuable increase in the LoD ratio at the design point as seen in figure (2.C). However, the LoD trend shows that the single-point performed badly at higher lift values. On the other hand, the multipoint optimization showed better LoD and drag-rise trends for the different flight conditions.



Weiteres Vorgehen:

The work will progress in industrializing the developed process and include other structural solvers that are used in industry.

Literatur:

- [1] P. Flick, M. Love, P. Zink, The Impact of Active Aeroelastic Wing Technology on Conceptual Aircraft Design, RTO AVT Specialists' Meeting, Canada (1999).
- [2] M. Abu-Zurayk, J. Brezillon, Development and evaluation of the adjoint approach for aeroelastic wing optimization, 17 DGLR-Fach-Symposium der STAB, 2010.
- [3] Abu-Zurayk, M.; Brezillon, J. "Shape Optimization Using The Aerostructural Coupled Adjoint Approach For Viscous Flows" EUROGEN 2011, Evolutionary and Deterministic Methods for Design, Optimization and Control, Sept. 2011, Capua, Italy, 2011.

Ingredients for Efficient Optimization and Control in Aerodynamics

Nicolas R. Gauger

Department of Mathematics and
Center for Computational Engineering Science (CCES)
RWTH Aachen University
Schinkelstr. 2
52062 Aachen, Germany
gauger@mathcces.rwth-aachen.de

Abstract

For efficient detailed aerodynamic design as well as optimal unsteady flow control, the use of adjoint approaches is a first essential ingredient. We compare continuous and discrete adjoint approaches. For the generation of discrete adjoint solvers, we discuss the use of Automatic Differentiation (AD) and for unsteady optimal flow control its combination with checkpointing techniques. In the case of detailed aerodynamic shape optimization, we discuss so-called one-shot methods. Here, one achieves simultaneously convergence of the primal state equation, the adjoint state equation as well as the design equation. The direction and size of the one-shot optimization steps are determined by a carefully selected design space preconditioner. It turns out, that one-shot methods enable aerodynamic shape designs for the computational effort of a small, constant multiple of the effort of an aerodynamic simulation. Integral part of these approaches are, next to suitable preconditioners for the coupled one-shot loop, gradient smoothing and shape derivatives.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Aufbau einer Prozesskette für die adjungierte Formoptimierung von Luftauslassgeometrien

Thomas Köthe, Claus Wagner
DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Bunsenstr. 10, 37308 Göttingen
thomas.koethe@dlr.de

Ausgangssituation:

Die adjungierte Formoptimierung [1, 2] ermöglicht die Berechnung von Sensitivitäten für jede Zelle des Oberflächengitters eines um- oder durchströmten Objektes auf Basis der Lösung der Navier-Stokes Gleichungen. Diese Sensitivitäten beschreiben dabei die Auswirkung einer Gitterdeformation im Hinblick auf die Erfüllung einer oder mehrerer Zielfunktionen. Über Letztere kann die adjungierte Formoptimierung mehrere Designvariablen auf der Grundlage der Lösung der Transportgleichungen und ihrer adjungierten Gleichungen berücksichtigen. Um aus den berechneten Sensitivitäten zielführende Deformationen ermitteln zu können, müssen diese anschließend so weiterverarbeitet werden, dass sie in einer Prozesskette verwendet werden können und schrittweise zu einer optimierten Form des betrachteten Objektes führen. Dies ist Gegenstand der vorliegenden Arbeit.

Ziel dieser Arbeit ist demnach der Aufbau einer Prozesskette, die aus Lösungen der stationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes (RANS) Gleichungen und deren adjungierten Gleichungen zunächst Sensitivitäten berechnet, diese glättet und anschließend der Gitterdeformation zuführt.

Der Ausgangspunkt für die adjungierte Formoptimierung ist eine Zielfunktion $J = J(\mathbf{v}, p)$, welche unter Berücksichtigung der Nebenbedingung $R(\mathbf{v}, p) = 0$ minimiert werden soll. Als Nebenbedingung gelten die stationären, inkompressiblen RANS-Gleichungen, wobei $\mathbf{v}$ die Geschwindigkeit und p den Druck darstellt. Als Zielfunktion für die Optimierung wurde die Energie in Form des totalen Drucks gewählt. Damit gilt $J = - \int_{\Gamma} (p + \frac{1}{2}v^2) \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} \cdot d\Gamma$ [4], wobei Γ die Oberfläche des Strömungsgebietes darstellt. Um die Minimierungsaufgabe zu lösen [3], wird die Lagrange-Funktion $L := J + \int_{\Omega} (\mathbf{u}, \mathbf{q}) \cdot R(\mathbf{v}, p) d\Omega$ aufgestellt, wobei Ω das Strömungsgebiet beschreibt.



Abbildung 1: Berechnete Sensitivitäten an den Berandungen eines Kanalkrümmers: a) Verteilung der Sensitivitäten entlang der Unterseite des Kanals, b) Verformte Geometrie des Kanals nach 12-maliger Iteration

Vorab wurde die Prozesskette am Beispiel der Optimierung des in Abbildung 1a dargestellten Kanalkrümmers getestet. Zusätzlich zeigt Abbildung 1a die berechneten Sensitivitäten. Um aus den berechneten Sensitivitäten einen Wert für die Gitterdeformation abzuleiten, werden die Werte auf ihr Maximum normiert und anschließend auf 3% der Kanalbreite skaliert. Um die Unstetigkeiten im Verlauf der Sensitivitäten zu beseitigen, werden diese mit Hilfe eines Gauss-Filters geglättet [5].

Zusätzlich wird der Verlauf der Sensitivitäten gewichtet, um eine Verformung nur an gewünschten Stellen zuzulassen. Die Wichtung hat einen starken Einfluss auf die Lösung und bietet somit die Möglichkeit, die Lösung zu verbessern.

Ergebnis:

Die nach 12-maligen Wiederholen der Prozesskette erzielte Form des Kanalkrümmers ist in Abbildung 1b dargestellt. Zusätzlich zeigt die Abbildung 2a den Verlauf der Sensitivitäten während des Optimierungsprozesses.

In Abbildung 2b ist der Verlauf der Zielfunktion im Vergleich zur Verarbeitung der ungewichteten Sensitivitäten dargestellt. Als Maß für den Druckverlust wird die dissipierte Energie herangezogen, welche durch $J_{Einlass} - J_{Auslass}$ definiert ist.

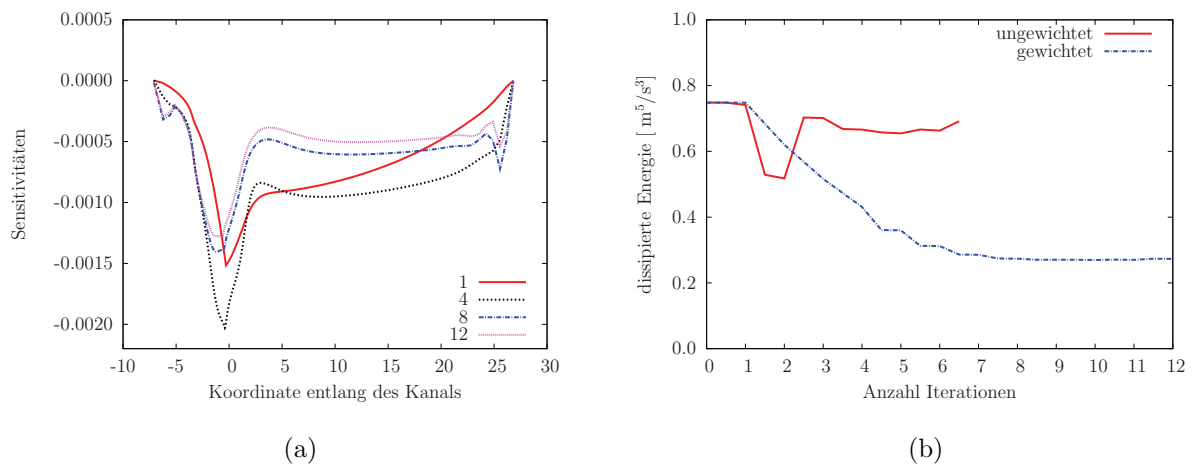


Abbildung 2: Ergebnisse der iterativen Optimierung des Testkanals nach 12 Iterationen: a) Verlauf der Sensitivitäten über der Länge der Kanalmittellinie für mehrere Iterationen des Optimierungsprozesses, b) Verlauf der Zielfunktion über den Iterationsschritten der durchgeführten Optimierung

Der resultierende Druckverlust sinkt von anfänglich 123,2 Pa auf 38,0 Pa (gewichtete Sensitivitäten) bzw. 59,8 Pa (ungewichtete Sensitivitäten). Dieses Ergebnis zeigt, dass die entwickelte Prozesskette bei Berücksichtigung der gewichteten Sensitivitäten für die Formoptimierung eingesetzt werden kann.

Literatur:

- [1] GILES, M., AND PIERCE, N. An introduction to the adjoint approach to design. *Flow, Turbulence and Combustion* 65, 3 (2000), 393–415.
- [2] JAMESON, A. Aerodynamic shape optimization using the adjoint method. *Lecture at the Von Karman Institute, Brüssel* (2003).
- [3] KLINGBEIL, E. *Variationsrechnung*. Wissenschaftsverlag: Mannheim, Wien, Zürich, 1988.
- [4] OTHMER, C. A continuous adjoint formulation for the computation of topological and surface sensitivities of ducted flows. *International journal for numerical methods in fluids* 58, 8 (2008), 861–877.
- [5] STÜCK, A., AND RUNG, T. Adjoint rans with filtered shape derivatives for hydrodynamic optimisation. In *20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference* (Honolulu, Hawaii, 27–30 Jun 2011).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: **Numerische Simulation**

Efficient Global Optimization of Natural Laminar Airfoils
Based on Surrogate Modeling

Chunna Li, Joël Brezillon and Stefan Görtz
DLR Institute für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, E-mail : chunna.li@dlr.de

Ausgangssituation: Aerodynamic optimization usually deals with multi-dimensional, multidisciplinary and/or multi-design point problems. Thus, the objective function may show highly nonlinear behavior and multiple optima. It is a challenge to find the global optimum for such problems. Gradient-based optimization methods are efficient in searching the design space but search locally; the Simplex doesn't require gradients but converges slowly in high dimensional design space; evolutionary algorithms are capable of finding the global optimum at the expense of a considerable amount of expensive CFD computations. Efficient global optimization (EGO)¹ method, one of Surrogate-based optimizations (SBO), provides an alternative to overcome some of the drawbacks of the other optimization methods, but relies on additional techniques, such as Design of Experiment (DoE) methods, surrogate models and design-space refinement strategies that need to be carefully tuned.

Ziel: The goal of the work described herein is to develop an optimization framework based on surrogate modeling. This consists of integrating several DoE methods, the DLR SMART Toolbox³ including different Kriging surrogate modeling methods, two in-house parameterization toolboxes and the DLR flow solver TAU⁴. Meanwhile, three sample refinement strategies and variants thereof are studied to improve the efficiency of the optimization chain and the accuracy of the final result. The basic refinement strategies, which are based on the surrogate model, are optimizing the expected improvement function (EI-based), the Kriging error (KE-based) and the cost function (Cost-based). To validate this efficient global optimization tool in solving practical problems, natural laminar airfoil optimizations, relying greatly on the designers' experience, knowledge and inverse design methods today, are performed by using the developed framework.

Lösungsweg: We optimize a NLF0416 airfoil at a Mach number of 0.1 and a Reynolds number of 2 million. The CFD computations are performed at a given target lift coefficient of 0.72, and the N-factor for transition prediction is defined as 8. The in-house parameterization toolbox GENGE⁵ is used to parameterize the geometry by using 10 Hicks-Henne bump functions, five on the upper surface and five on the lower surface, respectively. The positions of the bumps along the x-axis are fixed at 0.1, 0.2, 0.4, 0.6 and 0.8, respectively. The procedure of the optimization chain is described in following. At first, 20 initial samples are generated by Random Latin Hypercube Sampling (RLHS), plus the baseline profile NLF0416, are used to construct an initial surrogate model. The TAU Navier-Stokes solver combined with the Spallart-Almaras one-equation turbulence model, is utilized to compute the flow, while the TAU transition prediction module is used to evaluate the transition points. A Regression Ordinary Kriging model, one of surrogate models, is constructed to approximate the objectives in refinement. In each refinement cycle, 1~3 infill samples are added into the database used to update the surrogate model. The selection of infill samples depends on the developed refinement strategies⁶, e.g. optimization of the Expected Improvement function, which itself is based on the Kriging error estimator. After each refinement cycle, several criteria are evaluated. If one of them is satisfied, the refinement procedure stops. At last, a surrogate model is constructed by using all the data in the database, and the optimization of the objective function is performed on the surrogate. The obtained optimum is an interpolated value. Hence, the real objective is also computed by running the TAU solver and compared with the interpolated objective. If the error between the real objective and the interpolated objective is smaller than a pre-defined tolerance, the optimization chain stops; otherwise, the process will go back to the refinement step to continue refining the design space.

Ergebnis: As the gradients of the transition points with respect to the design parameters are not available by the TAU solver, we choose the SubPlex rather than gradient-based methods to do direct laminar profile optimization in order to compare with surrogate-based optimization. The comparison in Table 1 shows that SBO is more efficient than SubPlex and results in airfoils with lower drag coefficients. Besides, the pressure distribution from SubPlex shows a leading edge that behaves better in laminar flow than that from SBO, but with a much shorter laminar flow extension. The SBO using an enhanced hybrid refinement strategy is the most efficient of all surrogate-based optimization approaches, while the hybrid refinement strategy using EI- and Cost-based refinements improves the local accuracy of the surrogate model most.

Weiteres Vorgehen: Because optimization is limited by the boundaries of the design space, with respect to the small improvement of the lower surface for the results by using SBO, a larger design domain maybe required, within which the optima should be checked to see whether they can be further improved. Moreover, because the optimization framework can handle multi-design point problem, direct optimization of a laminar profile at two design points is performed, to validate the frameworks' applicability and robustness. The results will be shown in the full paper.

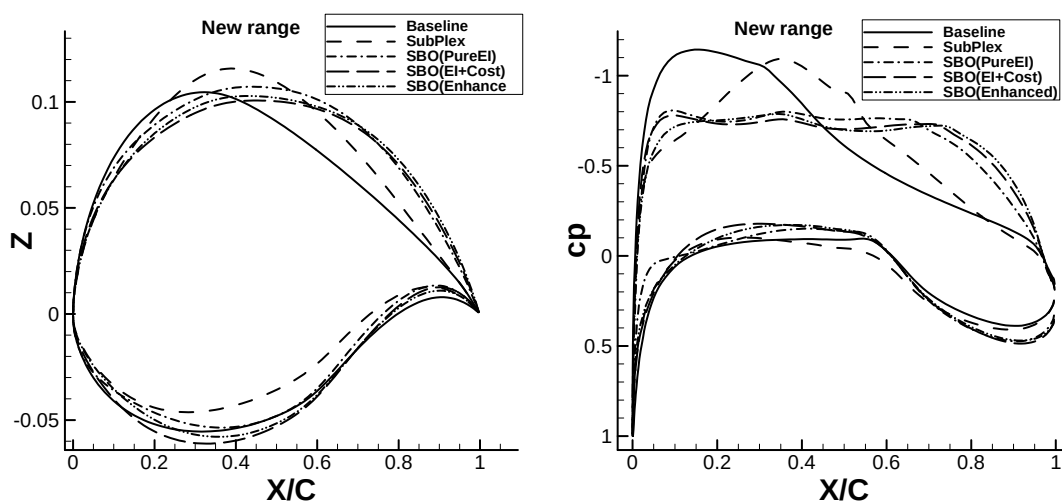


Figure 1 Comparison of airfoil geometries and pressure distributions

Table 1: Results of optimizing NLF0416 profile

Profile	DoE	C_L	Obj (C_D) (d. c.)	C_{Dv} (d. c.)	C_{Dp} (d. c.)	Trans. loc. (x/C)		Opt. cycles	Index of opt.	Nr. of CFD comps.
Baseline	×	0.7193	82.30	53.58	28.72	0.3330	0.5679	×	×	1
SubPlex	×	0.7209	69.08	44.79	24.29	0.5415	0.5461	500	474	681
SBO (Pure EI)	20	0.7196	64.41	39.35	25.06	0.6833	0.5570	100	105	122
SBO (EI+Cost)	20	0.7197	62.97	37.54	25.43	0.7377	0.5461	100	213	222
SBO (enhanced)	20	0.7201	63.58	37.33	26.25	0.7595	0.5461	50	216	218

Literature :

- ¹ S. Jeong and S. Obayashi. Efficient Global Optimization (EGO) for Multi-Objective Problem and Data Mining, Proceedings of Congress on Evolutionary Computation 2005, Vol. 3, pp: 2138-2145, 2005.
- ³ Z.-H. Han, S. Görtz, R. Hain. A Variable-Fidelity Modelling Method for Aero-Loads prediction, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VII, Contributions to the 16th STAB/DGLR Symposium Aachen, Germany 2008, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, V.112, pp: 17-25, July 18, 2010.
- ⁴ T. Gerhold, O. Friedrich, J. Evans and M. Galle. Calculation of Complex Three-Dimensional Configurations Employing the DLR-TAU-Code, AIAA Paper 97-0167, 1997.
- ⁵ J. Brezillon and M. Abu-Zurayk. Aerodynamic Inverse Design Framework using Discrete Adjoint Method, 17th DGLR-Fach-Symposium der STAB, Berlin, Deutschland, Nov., 2010.
- ⁶ Ch.-N. Li, J. Brezillon and S. Görtz. A Hybrid Approach for Surrogate-based Aerodynamic Optimization with Constraints, EUROGEN Conference 2011, Evolutionary and Deterministic Methods for Design, Optimization and Control, CIRA, Capua, Italy, 2011.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation / Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Strömungstechnische Optimierung des Kabinenluftauslasses Do728-KLA mit adjungierter Sensitivitätsanalyse

Anne Lincke*, Gerrit Lauenroth**, Thomas Rung*, Claus Wagner**

*Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Fluidodynamik und Schiffstheorie,
Schwarzenbergstr. 95C, 21073 Hamburg

**DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung Fluidsysteme, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
E-Mail: anne.lincke@tuhh.de, gerrit.lauenroth@dlr.de

Mit der adjungierten Sensitivitätsanalyse können Ausgangsgeometrien hinsichtlich der Erfüllung strömungstechnischer Zielfunktionen, wie Gleichförmigkeit einer Strömung oder Druckverlust, formoptimiert werden. Durch Lösen von primalen Reynolds-gemittelten Navier-Stokes (RANS)-Gleichungen und den zugehörigen adjungierten RANS-Gleichungen kann die Sensitivität berechnet werden, die durch Skalierung mit einem Normalenvektor angibt, wie Körperkonturen verändert werden müssen, um eine Verbesserung in Richtung eines lokalen Minimums zu erhalten ([1], [2] und [3]).

In dem vorliegenden Beitrag wird die adjungierte Sensitivitätsanalyse auf einen Flugzeug-Kabinenluftauslass (KLA) angewendet. Entsprechend der Sensitivitätsvorschrift wird die Ausgangsgeometrie verformt. Mit einer erneuten RANS-Simulation wird anschließend numerisch gezeigt, dass sich eine Verbesserung der Zielfunktion einstellt. Im zweiten Teil werden Particle Image Velocimetry (PIV)-Messungen durchgeführt, um die numerischen Ergebnisse zu überprüfen.

Der untersuchte KLA einer Do728 besitzt die Abmessungen 0.41m x 1m x 0.168m. Die numerischen Untersuchungen werden mit der quelloffenen Software *Open Source Field Operation and Manipulation (OpenFOAM)* durchgeführt. Die stationären RANS-Gleichungen, sowie die zugehörigen adjungierten RANS-Gleichungen werden bei einer Reynolds-Zahl von $Re=28.000$, bezogen auf die Parameter des luftzuführenden Rohres, mit dem Turbulenzmodell SST $k-\omega$ gelöst. Die zu optimierende Zielfunktion ist die Gleichförmigkeit der Strömung am Auslass.

Abb.2 (oben) zeigt, dass die Geschwindigkeitswerte für die Ausgangsgeometrie an den seitlichen Segmenten des Auslasses groß sind, während in der Mitte nur relativ geringe Geschwindigkeiten vorherrschen. Im Anschluss an die Analyse der Ausgangsgeometrie wird die Sensitivität an zwei zur Verformung zugelassenen Wänden ausgewertet. Die Geometrie wird entsprechend der Vorgabe der Sensitivität verformt. Die Anwendung der Sensitivität führt zu einer Reduktion des Strömungsgebietes (Abb. 1 (rechts)). Die RANS-Gleichungen werden für die verformte Geometrie erneut numerisch gelöst um den Erfolg der Optimierung zu überprüfen.

Die in Abb. 2 (unten) dargestellten Ergebnisse der primalen Analyse der optimierten Konfiguration zeigen, dass sich die Geschwindigkeiten in der Mitte des Luftauslasses vergrößert haben. Numerisch ergibt sich eine Verbesserung der Zielfunktion von ca. 11% in Bezug auf den Ausgangswert.

Zur Validierung des numerisch optimierten Do728-KLA wurde ein Versuchsstand aus X95 Profilen für Strömungsmessungen mittels PIV aufgebaut, in dem Strömung durch ein Radialgebläse in einem 5m langen Rohr beschleunigt und stromab der Messstelle des Volumenstroms in den jeweiligen KLA geführt wird. Für die PIV-Messung wurde ein gepulster Laser (Innolas Spitlight 600) mit einer Repetitionsrate von 10Hz, einer Wellenlänge von 532nm und einer maximalen Energie von 2x350 mJ eingesetzt. Als Impfpartikel (Seeding-

Partikel) wurden DEHS Tröpfchen mit einer durchschnittlichen Partikelgröße von $1\mu\text{m}$ verwendet. Zudem wurden zwei PCO1600 Kameras mit einer Auflösung von 1600×1200 Pixeln und 50 mm Objektiven eingesetzt. Auf Grundlage der in den numerischen Simulationen verwendeten Geometriedaten wurde die Ausgangsgeometrie und die optimierte Geometrie des Do728-KLA mittels Rapid Prototyping im Lasersinterverfahren mit PA 2200 als Material gefertigt. In Übereinstimmung mit den numerischen Simulationen wurden die PIV-Messungen bei einem Volumenstrom von $0.0181558 \text{ m}^3/\text{s}$ durchgeführt. Die Ergebnisse, die beim STAB-Symposium vorgestellt werden, bestätigen eindrucksvoll, dass das Ausströmprofil des optimierten Do728-KLA deutlich homogener ist.

Es konnte gezeigt werden, dass die adjungierte Sensitivitätsanalyse für strömungstechnische Optimierung angewendet werden kann und zu merklichen Verbesserungen nach nur einem Designzyklus führt. Dies wurde sowohl numerisch als auch experimentell verifiziert. In weiteren Designzyklen konnten erneute Verbesserungen numerisch ermittelt werden. Das Verfahren eignet sich somit gut für die Optimierung von voroptimierten Geometrien mit vielen Freiheitsgraden.



Abb.1 : Ausgangsgeometrie des Kabinenluftauslasses (links), Verformte Geometrie des Kabinenluftauslasses (rechts).

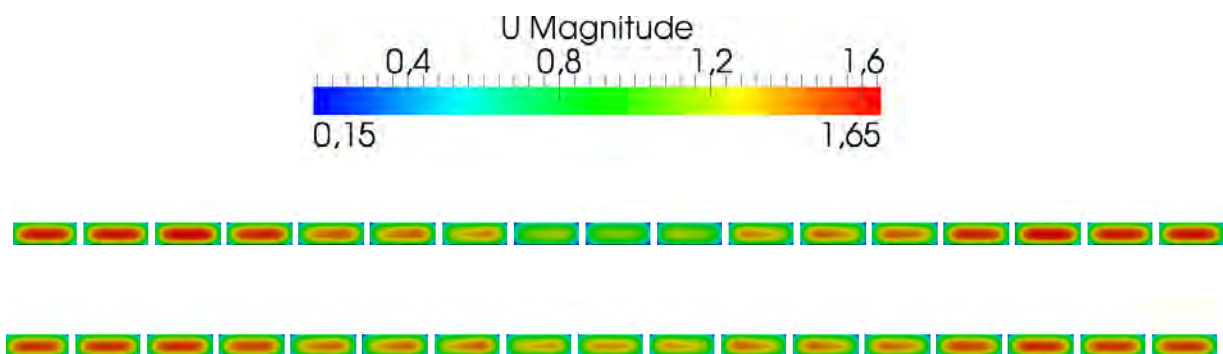


Abb.2 : Numerische Ergebnisse für den Betrag der austretenden Geschwindigkeitskomponente am Auslass für die Ausgangsgeometrie (oben) und für die verformte Geometrie (unten).

Literatur :

- [1] C. Othmer, "A continuous adjoint formulation for the computation of topological and surface sensitivities of ducted flows", International Journal for Numerical Methods in Fluids, 58, 861-877, 2008.
- [2] R. Löhner, O. Soto, "On the Computation of Flow Sensitivities From Boundary Integrals", 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, United States of America, 2004.
- [3] A. Stück, J. Kröger, T. Rung, "Adjoint-based Hull Design for Wake Optimisation", Ship Technology Research, 58(1):34-44. 2011.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Efficient Quantification of Aerodynamic Uncertainty due to Random Geometry Perturbations

Dishi Liu, Stefan Görtz

DLR Institute für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, E-mail: Dishi.Liu@dlr.de

Ausgangssituation: Aero-loads predictions are usually subject to uncertainties due to imprecise or inadequate input information for the CFD model. Quantifying the resulting uncertainties associated with the model's output helps provide more informative predictions and enables robust design optimization. The nonlinearity and high computational cost of CFD models pose a challenge to the effort of propagating uncertainties from the input to the output. Besides Monte-Carlo and quasi-Monte Carlo methods, which are seldom practical for industrial problems, more efficient alternatives are, among many others, surrogate modeling methods and the maximum entropy method. Both methods are suited to produce the targeted probability density function (pdf) for high-dimensional problems. Suitable surrogate modeling methods include Kriging, radial basis functions, polynomial chaos expansion and others and there is a need to identify among the many choices the most suitable and efficient uncertainty quantification (UQ) method for aero-loads prediction with CFD models.

Ziel: The goal is to develop an efficient process chain starting from parameterizing the spatially distributed uncertainties in the aircraft geometry with a preferably low number of independent variables, and ending with quantified uncertainties in the aerodynamic coefficients. This implies an identification of an efficient UQ method among the candidates consisting of various surrogate modeling methods, as well as the maximum entropy method, in terms of number of full-order CFD solver evaluations needed to achieve a certain degree of accuracy in the statistics of the output. To meet industry requirements, our focus is on the efficiency of the methods in terms of number of CFD solver evaluations (≤ 100), but not in the asymptotic sense.

Lösungsweg: We consider the inviscid flow around the RAE2822 airfoil at a Mach number of 0.73 and an angle of attack of 2.0 degrees. The source of uncertainty is assumed to be the randomly perturbed geometry of the airfoil which is modeled by a Gaussian random field. By Karhunen-Loève discretization the random field is parameterized by nine independent Gaussian variables. We then compute some statistics of the resulting uncertain lift and drag coefficients, i.e. the mean, the standard deviations and some exceedance probabilities, by using four UQ methods, i.e. plain quasi-Monte Carlo (QMC) sampling, gradient enhanced Kriging (GEK), polynomial chaos expansion (PCE) and the maximum entropy (ME) method. The accuracy of the statistics is judged by comparing with reference statistics obtained through a QMC integration with a very large sample number ($N=5 \cdot 10^5$).

For the evaluations of the CFD model we use the DLR-TAU code [1] which includes an adjoint solver that provides the gradients of the aerodynamic coefficients with respect to all nine variables at the additional cost of approximately one flow simulation. For QMC sampling we use the Niederreiter low discrepancy sequences and the statistics are directly computed from the samples.

GEK and PCE are two surrogate modeling methods, the former interpolates the quantity of interest by a linear combination of the values at neighboring points weighted such that an assumed spatial correlation is honored to the maximum degree, while the latter is based on a linear combination of polynomial chaos terms [3] that are mutually orthogonal with respect to a probability measure (in our case, Gaussian). By using these two methods we establish surrogates for the original CFD model based on a relatively small number of CFD evaluations. Then, we compute the target statistics by a large number (10^5) of evaluations on the surrogates. The GEK surrogate is built by using the DLR in-house Surrogate-Modeling for Aero-Data Toolbox (SMART) [2], a full-featured toolbox for Kriging and gradient enhanced Kriging, opting for a spline type covariance function and a maximum likelihood estimation of the hyper-parameters. For the PCE surrogate we use Hermite polynomial chaos and their partial differentiated forms (to accommodate the gradient information); the coefficients of the polynomial chaos terms are estimated by a linear least square fit.

The ME method directly approximates the target pdf based on only the moments of the samples. This is achieved by maximizing the entropy of the conditional pdf under the conditions that the known moments

STAB

are reproduced. We use a conditional pdf of simple exponential form and moments of up to order four in this work, and the entropy maximizing parameters are identified by a Newton iteration as in [4], for which good convergence is observed in our practice.

Ergebnis: The comparison shows that the GEK, PCE and ME methods all perform better than plain QMC sampling. GEK seems to be the most efficient method for estimating all statistics. As expected, the ME is virtually equal to QMC in estimating mean and standard deviation, though beats the latter in estimating exceedance probabilities. ME is not as efficient as GEK and PCE due to its less effective use of gradient information since the additional samples introduced by finite differences based on the gradients are not statistically independent samples hence contribute little to improve the accuracy of the moments. PCE is less efficient than GEK due to the rapidly increasing number of PCE terms of a certain order for higher dimensional problems. However, the ME or PCE method yields a pdf or a surrogate model in an analytical closed-form while the GEK does not. Figure 1 shows the error of the four UQ methods in estimating statistics, i.e. the mean and two exceedance probabilities of the lift coefficient, as a function of the number of CFD evaluations, N . Figure 2 compares the approximated pdf of the lift coefficient obtained through GEK, PCE and ME using $N=50$ with the reference pdf.

Weiteres Vorgehen: The efficiency of GEK can be improved by incorporating adaptive sampling techniques based on either the mean squared error of Kriging or other expected improvement indicators. Sparse polynomial chaos could be used in the PCE method to mitigate the curse of dimensionality. A more general form of the conditional pdf, rather than the simple exponential form, as in [5], could improve the accuracy of the ME method.

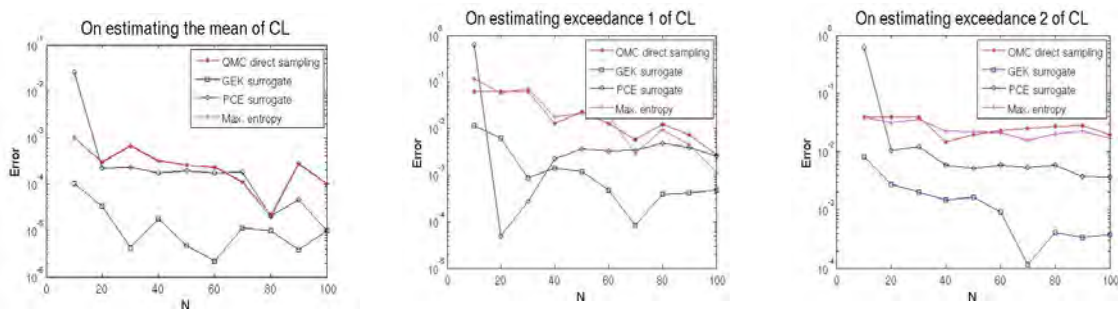


Figure 1: Error in estimating statistics of lift coefficient.

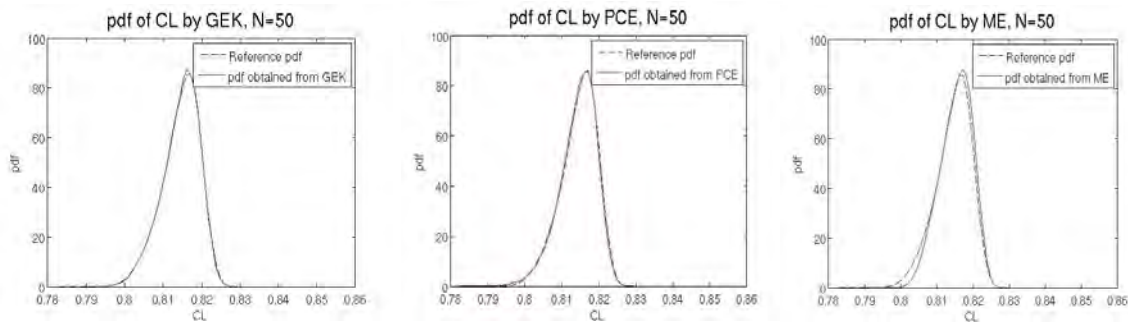


Figure 2: Approximated pdf of lift coefficient (blue dashed line shows the reference pdf)

Literatur:

- [1] T. Gerhold, O. Friedrich, J. Evans, M. Galle, "Calculation of Complex Three-Dimensional Configurations Employing the DLR-TAU-Code", AIAA-paper 97-0167, 1997
- [2] Z. H. Han, S. Görtz, R. Zimmermann, "Improving variable-fidelity surrogate modeling via gradient-enhanced kriging and a generalized hybrid bridge function," in press, Journal of Aerospace Science and Technology, published online Jan. 2012.
- [3] Roger G. Ghanem and Pol D. Spanos, *Stochastic finite elements: a spectral approach*. Springer, 1991, New York.
- [4] A. Zellner and R. A. Highfield, "Calculation of maximum entropy distributions and approximation of marginal posterior distributions", Journal of Econometrics 37, 1988.
- [5] Sung Y. Park and Anil K. Bera, "Maximum entropy autoregressive conditional heteroskedasticity model", Journal of Econometrics 150, 2009.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung

Vergleich verschiedener Parameterkombinationen für das logarithmische Wandgesetz zur Beschreibung von Strömungen mit unterschiedlichem Druckgradienten

Jonas Buchmeier, Bernhard Eisfeld*
DLR Braunschweig,
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig
*bernhard.eisfeld@dlr.de

Einleitung

Das logarithmische Wandgesetz zur Beschreibung des Geschwindigkeitsprofils einer turbulenten Grenzschicht galt lange Zeit als universelles Gesetz mit konstanter Steigung $1/\kappa$ (von-Kármán-Konstante $\kappa = 0.41$) und Achsenabschnitt $C=5.0$. In jüngerer Zeit wurden jedoch verschiedentlich Zweifel an der Universalität seiner Gültigkeit bzw. seiner Parameter geäußert. Insbesondere der Wert der von-Kármán-Konstanten κ ist aber für die Turbulenzmodellierung von großer Wichtigkeit, da diese regelmäßig in die Kalibrierung eingeht.

Durchgeführte Untersuchung

Um einen Anhaltspunkt für die tatsächlichen Werte der Parameter zu erhalten und deren Universalität zu prüfen, wurde eine Reihe klassischer Messreihen von Geschwindigkeitsprofilen mittels der von Coles (1968) für die Stanford-Konferenz 1968 entwickelten Methode ausgewertet. Diese beruht auf einer Anpassung des Geschwindigkeitsprofils von Coles (1956) für den logarithmischen Bereich sowie für die Defektschicht an die Messdaten, wobei κ und C vorgegeben sind.

Analysiert wurden Messreihen an Strömungen sowohl ohne als auch mit positivem und negativem Druckgradienten, wobei drei verschiedene in der Literatur vorgeschlagene Wertekombinationen für κ und C zugrundegelegt wurden: (a) $\kappa = 0.40, C = 5.1$ (Coles, 1956), (b) $\kappa = 0.41, C = 5.0$ (Coles, 1968) und (c) $\kappa = 0.38, C = 4.1$ (Österlund, 1999). Betrachtet wurden u.a. der zugehörige lokale Reibungsbeiwert und der sogenannte Nachlaufparameter, der die Abweichung des Geschwindigkeitsprofils vom logarithmischen Wandgesetz im äußeren Bereich der Grenzschicht, der sog. Defektschicht, beschreibt. Außerdem liefert die Methode die Standardabweichung der Messung von der zugrundegelegten analytischen Beschreibung des Geschwindigkeitsprofils, die als Vergleichsmaß für die Güte der gewählten Parameterkombinationen dient.

Ergebnisse

Der Einfluss der unterschiedlichen Parameterkombinationen zeigt sich vor allem im zugehörigen lokalen Reibungsbeiwert, der in der Regel für die Kombination (a) am höchsten und für die Kombination (b) am niedrigsten ausfällt (s. Abb. 1, links). Anscheinend wirken sich die Erhöhung der von-Kármán-Konstanten κ und eine Erniedrigung des Achsenabschnitts C entgegengesetzt aus.

Der Nachlaufparameter fällt für die Kombination (c) erkennbar kleiner aus als für die beiden anderen, was an der größeren Steigung im logarithmischen Bereich liegen dürfte, die zu einer geringeren Überhöhung gegenüber dem logarithmischen Wandgesetz in der Defektschicht führt.

Die Standardabweichung der Messungen gegenüber der jeweils zugrundegelegten analytischen Beschreibung des Geschwindigkeitsprofils streut zwischen den einzelnen Profilen einer Messreihe (s. Abb. 1, rechts). Qualitativ zeigt sich jedoch ein Einfluss des Druckgradienten, der sich durch Mittelwertbildung über jede Messreihe auch quantitativ belegen lässt. Demnach ist die Übereinstimmung mit den Messdaten bei einer Strömung ohne Druckgradient für alle drei Parameterkombinationen nahezu gleich gut. Bei den Strömungen mit negati-

dem Druckgradienten ist die Übereinstimmung mit den Messdaten für die Parameterkombination (c) dagegen erkennbar am schlechtesten, während sie bei positivem Druckgradienten in der Regel am besten ist (s. Abb. 1, rechts). Eine Ausnahme bilden lediglich zwei Strömungen von Clauser (Coles und Hirst, 1968, Strömungen 2200 und 2300), die keinen eindeutigen Schluss zulassen.

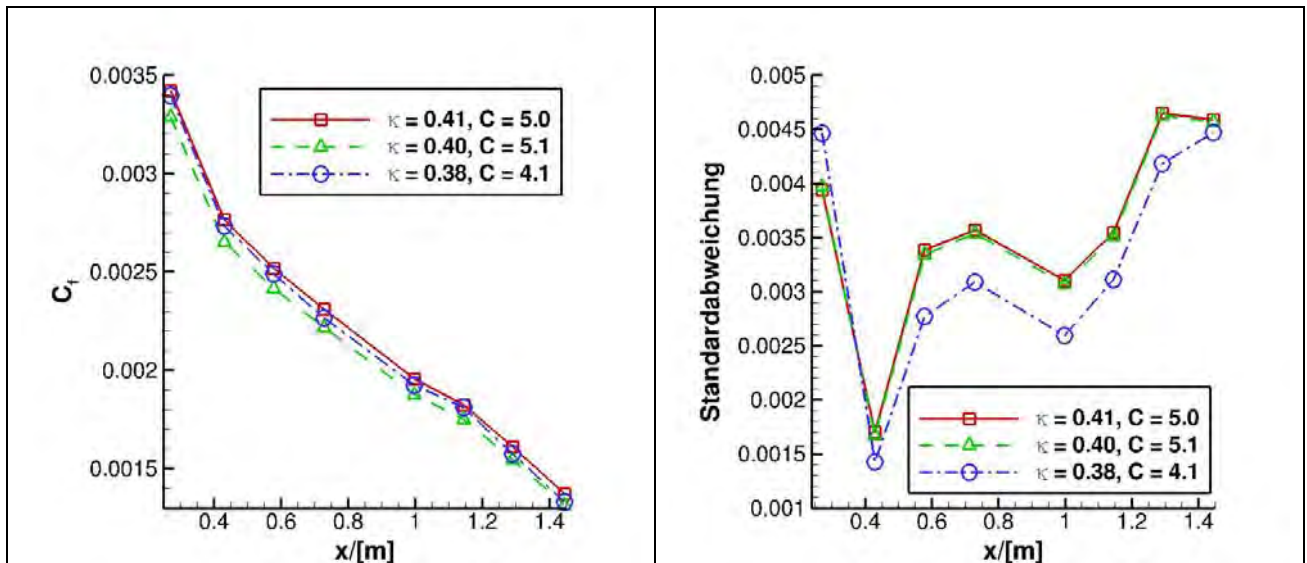


Abb. 1: Strömung mit Druckanstieg (Coles und Hirst, 1968, Strömung 3200). Lokaler Reibungsbeiwert (links) und Standardabweichung gegenüber analytischem Geschwindigkeitsprofil (rechts) für verschiedene Parameterkombinationen (κ, C).

Schlussfolgerungen und Ausblick

Die Ergebnisse deuten an, dass die Parameter des logarithmischen Wandgesetzes vom Druckgradienten abhängen. Insbesondere scheint der Wert der von-Kármán-Konstanten bei Druckanstieg leicht abzunehmen, wie es beispielsweise von Nickels (2004) beobachtet wurde.

Für die Zukunft ist geplant, die Auswertung auf weitere Messreihen, z.B. das RETTINA-Experiment des DLR, anzuwenden. Außerdem ist daran gedacht, das bisherige Verfahren in Richtung einer Optimierung der Parameter zu erweitern.

Literatur

1. Coles, D. (1956): The law of the Wake in the Turbulent Boundary Layer, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 1, pp. 91-108.
2. Coles, D.E, Hirst, E.A. (Eds.) (1968): Proceedings "Computation of Turbulent Boundary Layers - 1968 AFOSR Stanford Conference, Vol. II.
3. Österlund, J.M. (1999): Experimental studies of zero pressure-gradient turbulent boundary layer flow, PhD Thesis, Stockholm.
4. Nickels (2004): Inner scaling for wall-bounded flows subject to large pressure gradients. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 521, 217–239.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung / experimentelle Versuchstechniken

Ansprechpartner: C. Cierpka, S. Scharnowski, M. Ehlert, C. J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: + 49 89 6004-3077

Fax: + 49 89 6004-3896

E-Mail: christian.cierpka@unibw.de

Weitere Partner: M. Manhart, C. Strobl, TU München

Thema: High resolution flow field measurements around periodic hills

Ausgangssituation:

The flow around periodic hills is one of the benchmark test cases for the validation of numerical flow simulations and the assessment of numerical and modeling uncertainties (see Ercoftac test case no. 81). The numerical prediction of the flow is quite challenging, since flow separation and reattachment are not stationary in space and time. Furthermore, the separated and fully three-dimensional flow from the previous hill impinges the next hill which results in very complex flow features [1]. Unfortunately, the existing measurements do not cover all aspects of the flow, in particular in the near wall region, due to resolution limitations.

Ziel:

In order to enhance the quality of the validation data the objective was to performed high resolution time-resolved PIV measurements in a water tunnel at the Technische Universität München [2].

Lösungsweg:

A first measurement campaign to investigate the overall flow was performed at $Re = 10,000$ and $37,000$. Time resolved measurements were done by observing a large field of view with two high-speed Phantom V12 CMOS cameras. Furthermore, measurements with two pco.4000 cameras with a sensor size of 16 megapixels were conducted to achieve an increased spatial resolution using fluorescent particles.

Ergebnis:

In Fig. 1 the stream lines and the vorticity distribution around one hill averaged over 11s is shown. The velocity vectors were calculated by ensemble-correlation using a window size of 16×16 px with 50% overlap. The recirculation region can be clearly seen by the stream lines. The vorticity distribution indicates the separation region and also regions of highly three-dimensional flow. The flow structures shedding from the hill can also clearly be seen in the instantaneous vector fields shown in Fig. 2. The spatial resolution of 1.6 mm with a temporal resolution of $1/500$ s allows for a tracking of the evolution of these structures. The overall statistics of the flow will be extracted from the high-resolution measurements where the spatial resolution will be in the order of 0.7 mm.

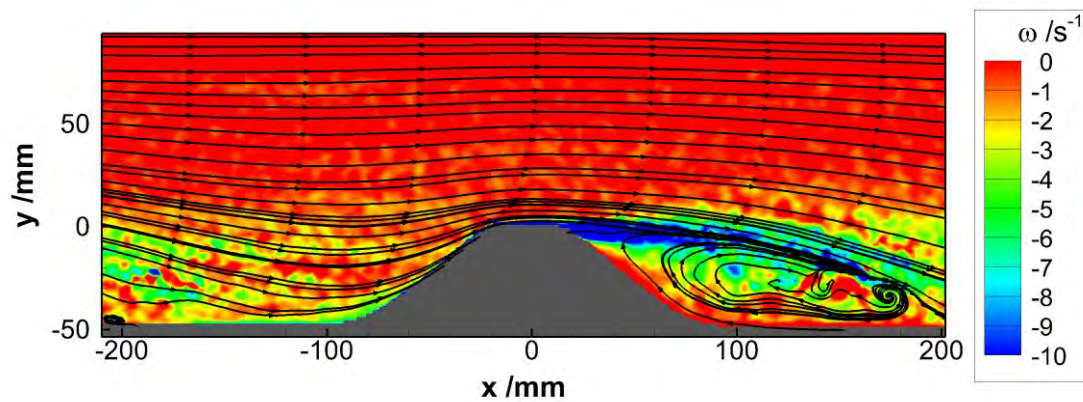


Fig. 1 – Stream lines and vorticity averaged over 11 s for $Re = 10,000$.

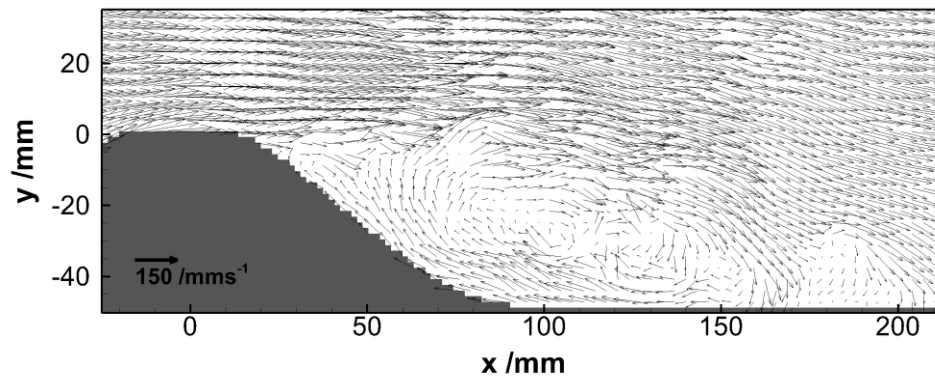


Fig. 2 – Close up of the instantaneous vector field at the trailing side of the hill for $Re = 10,000$.

Literatur:

1. Fröhlich J, Mellen CP, Rodi W, Temmerman L, Leschziner MA (2012) Highly resolved large-eddy simulation of separated flow in a channel with streamwise periodic constrictions. J Fluid Mech 526:9-66, doi 10.1017/S0022112004002812
2. Rapp C, Mannhart M (2011) Flow over periodic hills: an experimental study. Exp Fluids 51:247–269, doi 10.1007/s00348-011-1045-y

Weiteres Vorgehen:

A comparison with numerical results will be conducted. Based in the current result a next measurement campaign is scheduled to further enhance the resolution close to the wall. This will be done using a sharper edge filter for the fluorescence signal, smaller particles and faster cameras.

Datum: 29.06.2012

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung

Der Einfluss des Diffusionsmodells auf die Ablöseempfindlichkeit von Reynolds-Spannungsmodellen

Bernhard Eisfeld
DLR Braunschweig,
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig
bernhard.eisfeld@dlr.de

Einleitung

Der Entwurf neuer Fluggeräte beruht bereits heute zu einem erheblichen Teil auf numerischen Simulationen. Als besonders kritisch erweist sich dabei die Vorhersage beginnender Strömungsablösung, deren Qualität wesentlich durch das verwendete Turbulenzmodell bestimmt wird. Turbulenzauflösende Methoden, wie LES oder hybride RANS/LES-Methoden, sind aufgrund des extrem hohen Rechenaufwands bei hohen Reynolds-Zahlen noch nicht für praktische Entwurfsaufgaben einsetzbar. Klassische Wirbelviskositätsmodelle erweisen sich dagegen hinsichtlich der Ablösevorhersage oft als ungenau. Eine Verbesserung im Rahmen des RANS-Ansatzes könnten differentielle Reynolds-Spannungsmodelle liefern, die auf den individuellen Transportgleichungen für jede einzelne Reynolds-Spannung beruhen. Diese enthalten wiederum Teilmodelle für die Prozesse der Umverteilung, der Diffusion und der Dissipation, wobei letztere über eine zusätzliche modellierte Transportgleichung für eine Längenmaßvariable bestimmt wird. In der Regel wird die Modellierung des Umverteilungsmechanismus als wichtigstes Element angesehen. Allerdings wurde bereits gezeigt, dass auch die verwendete Längenmaßgleichung die Ergebnisse beeinflusst (Eisfeld, 2010). Welchen Einfluss beispielsweise das Diffusionsmodell auf die Vorhersage von Ablösung bei aerodynamischen Konfigurationen besitzt, ist dagegen weitgehend unklar.

Durchgeführte Untersuchung

Um den Einfluss des Diffusionsmodells auf die Ablösevorhersage differentieller Reynolds-Spannungsmodelle zu untersuchen, wurden unterschiedliche, aerodynamisch relevante Strömungen mit dem SSG/LRR- ω -Modell (Eisfeld und Brodersen, 2005) simuliert und dabei zwei verschiedene Diffusionsmodelle verwendet, die auf dem Gradienten der jeweiligen Reynolds-Spannung als treibender Größe beruhen. Bei der sog. einfachen Gradientendiffusion (engl. Simple Gradient Diffusion Hypothesis, SGDH) wird ein skalarer Diffusionskoeffizient analog zu einfachen k - ω -Modellen verwendet. Bei der sog. verallgemeinerten Gradientendiffusion (engl. Generalised Gradient Diffusion Hypothesis, GGDH) bilden die Diffusionskoeffizienten dagegen einen Tensor zweiter Stufe, der direkt proportional zum Reynolds-Spannungstensor ist. Der zugehörige Modellkoeffizient für das GGDH-Modell wurde dabei so kalibriert, dass das Modell im Falle isotroper Turbulenz mit dem SGDH-Modell übereinstimmt.

Ergebnisse

Für die Strömung über eine ebene Platte ohne Druckgradient liefert das derart kalibrierte GGDH-Modell der Diffusion einen um etwa 1% kleineren lokalen Reibungswert C_f als das SGDH-Modell. Ursache ist offenbar die Abweichung vom isotropen Zustand in der Grenzschicht.

Dieser Trend zeigt sich auch bei der Strömung um das Aerospatiale-A-Profil bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 13.3^\circ$ und verstärkt sich im Bereich des Druckanstiegs, so dass die Hinterkantenablösung, erkennbar an $C_f < 0$, mit dem GGDH-Modell der Diffusion weiter stromauf vorhergesagt wird als mit dem SGDH-Modell (Abb. 1, links).

Anhand der transsonischen Strömung um das Profil RAE 2822 zeigt sich, dass das GGDH-Modell der Diffusion auch bezüglich stoßinduzierter Ablösung empfindlicher reagiert als das SGDH-Modell. Für den sog. Case 9 bei einer Anströmmachzahl von $Ma = 0.73$ liefert zwar auch das GGDH-Modell noch keine Ablösung, für den sog. Case 10 bei einer Anströmmachzahl von $Ma = 0.75$ sagt es jedoch eindeutig einen abgelösten Bereich hinter dem Stoß mit $C_f < 0$ voraus, während dieser mit dem SGDH-Modell nur äußerst schwach ausgeprägt ist (Abb. 1, rechts).

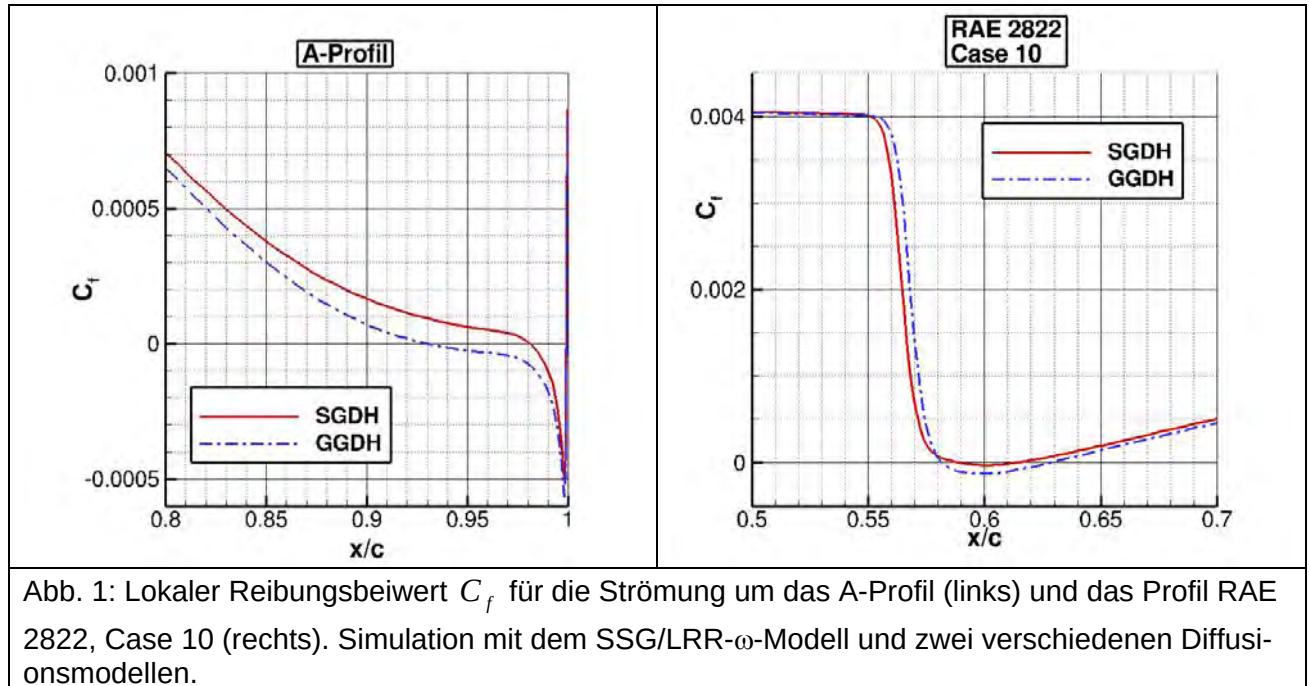


Abb. 1: Lokaler Reibungsbeiwert C_f für die Strömung um das A-Profil (links) und das Profil RAE 2822, Case 10 (rechts). Simulation mit dem SSG/LRR- ω -Modell und zwei verschiedenen Diffusionsmodellen.

Schlussfolgerungen und Ausblick

Obwohl das Diffusionsmodell im allgemeinen als weniger bedeutend angesehen wird, zeigt sich ein Einfluss des Modellierungsansatzes auf die Ablöseempfindlichkeit von differentiellen Reynolds-Spannungsmodellen. Bei der Weiterentwicklung derartiger Turbulenzmodelle sollte der Einfluss des Diffusionsmodells daher nicht ignoriert werden.

Für die Zukunft ist die Implementierung und Untersuchung des gegenüber dem GGDH-Modell noch etwas komplexeren Diffusionsmodells von (Hanjalic und Launder, 1972) geplant, welches auch die Symmetrieeigenschaften des Diffusionsterms korrekt abbildet.

Literatur

1. Eisfeld, B. (2010): The Influence of the Length Scale Equation on the Simulation Results of Aerodynamic Flows Using Differential Reynolds Stress Models. In: Dillmann, A., Heller, G., Klaas, M., Kreplin, H.-P., Nitsche, W., Schröder, W. (Eds.): New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VII, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 112.
2. Eisfeld, B., Brodersen, O. (2005): Advanced Turbulence Modelling and Stress Analysis for the DLR-F6 Configuration, AIAA-Paper 2005-4727.
3. Hanjalic, K., Launder, B.E. (1972): A Reynolds stress model of turbulence and its application to thin shear flows, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 52, pp. 609-638.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

On “adaptive wall-functions” for LES

G. John-Puthenveetil and S. Jakirlic

Technische Universität Darmstadt

Institute of Fluid Mechanics and Aerodynamics

Petersenstr. 30, D-64287 Darmstadt

g.kadavelil@sla.tu-darmstadt, s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de

Abstract

One of the most important issues in LES (Large-Eddy Simulation) of wall-bounded flows is the near-wall treatment. The numerical grid resolving all scales up to a relevant extent has to be refined not only in the wall-normal direction but also in the streamwise and spanwise directions aiming at capturing appropriately structural characteristics of the instantaneous flow field. Such circumstances are especially pronounced at higher Reynolds numbers as the size of the smallest eddies near the wall is progressively reduced. Instead of carrying out a wall-resolved LES a reasonable alternative is to use the “wall-function” concept for the wall treatment enabling significant coarsening of the near-wall grid resolution. The instantaneous wall-shear stress matching the instantaneous tangential velocity at the wall-nearest grid point is to be captured and applied as boundary condition at the wall. When using the standard wall functions relying on the law-of-the-wall for velocity field $U^+ = \ln(Ey^+)/\kappa$ it has to be ensured that the wall-closest grid point is placed in the logarithmic layer. In cases that involve separation and reattachment y^+ of the wall-adjacent grid point varies throughout the flow. Consequently, it is hard to assure having the first grid point positioned in the logarithmic layer. By taking a wall function expression blending between linear law (exact velocity profile pertinent to the viscous sublayer: $U^+ = y^+$) and log-of-the-wall being valid in all three zones of a boundary layer, i.e. viscous sublayer, buffer layer and logarithmic layer independent of the position of the wall-next computational node, this problem can be remedied. The present work is concerned with the adaptation of the so-called “compound wall-functions”, formulated by Popovac and Hanjalic (2007) in the RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) approach, to be used within the LES framework. A slightly modified equation reads:

$$U^+ = y^+ e^{-\Gamma_1} + \left[\frac{1}{\kappa \psi} \ln(Ey^+) U^+ \right] e^{-\Gamma_2} \quad (1)$$

with $\Gamma_1 = 0.0045 y^{+4.2} / (15 + y^+)$ and $\Gamma_2 = 0.018 y^{+4} / (15 + 5y^+)$. The Kármán constant being $\kappa = 0.41$ and $E = 0.8342$. The non-equilibrium factor was set to $\psi = 1$. For the temperature the wall function expression by Kader (1981) without any modification was applied

$$\Theta^+ = \text{Pr } y^+ e^{-\Gamma_\Theta} + \left[\alpha \ln(y^+) + \beta(\text{Pr}) \right] \Theta^+ e^{-\Gamma_\Theta} \quad (2)$$

with $\Gamma_\Theta = 0.01(\text{Pr } y^+)^4 / (1 + 5 \text{Pr}^3 y^+)$, $\alpha = 2.12$ and $\beta = (3.85 \text{Pr}^{1/3} - 1.3)^2 + 2.12 \ln(\text{Pr})$. By iteratively solving Eq. (1) for the friction velocity U_τ the wall-shear stress can be deduced. After inserting U_τ in Eq. (2) the dimensionless temperature Θ^+ can be finally calculated.

The present hybrid wall functions (HWF) for velocity and temperature have been tested in different plane channel configurations, flow over a backward-facing step and in a combustion chamber configuration. Fig. 1 illustrates the functional principle of the proposed wall boundary treatment. Independent of the position of the wall-closest numerical node, be it in the buffer layer or in the logarithmic region, the LES simulation using the present hybrid wall functions returned correctly the velocity and temperature profiles in the logarithmic region agreeing reasonably with the available DNS data (Abe et al., 2004) for the channel flow at $Re_\tau = 640$. Figs. 2 show the velocity and temperature distributions for the backward-facing step at $Re_H = 28000$ with external constant wall heating (Vogel and Eaton, 1985). The wall-nearest grid point in the recirculation zone after the backstep was situated in the buffer layer and in the rear part of the logarithmic layer. Similar is with the combustion chamber simulation accounting also for the flow in the swirl generator, Figs. 3 (Exp.: Gnirß and Tropea, 2008).

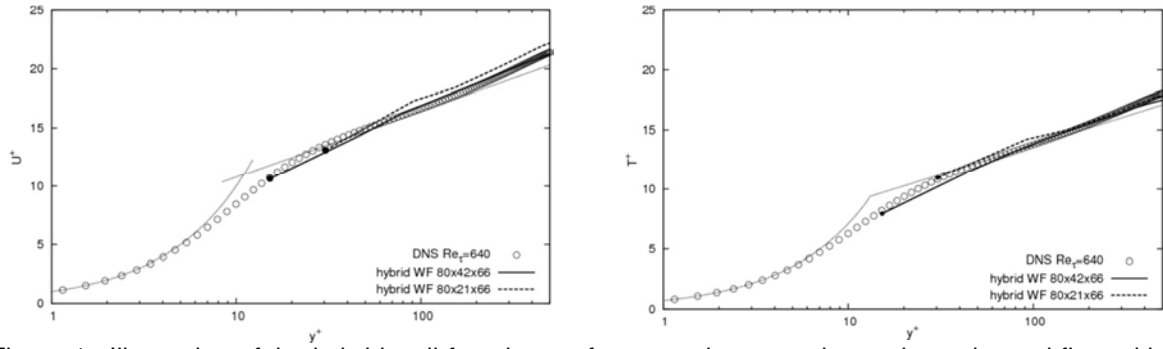


Figure 1 : Illustration of the hybrid wall-function performance in computing a plane channel flow with heat transfer

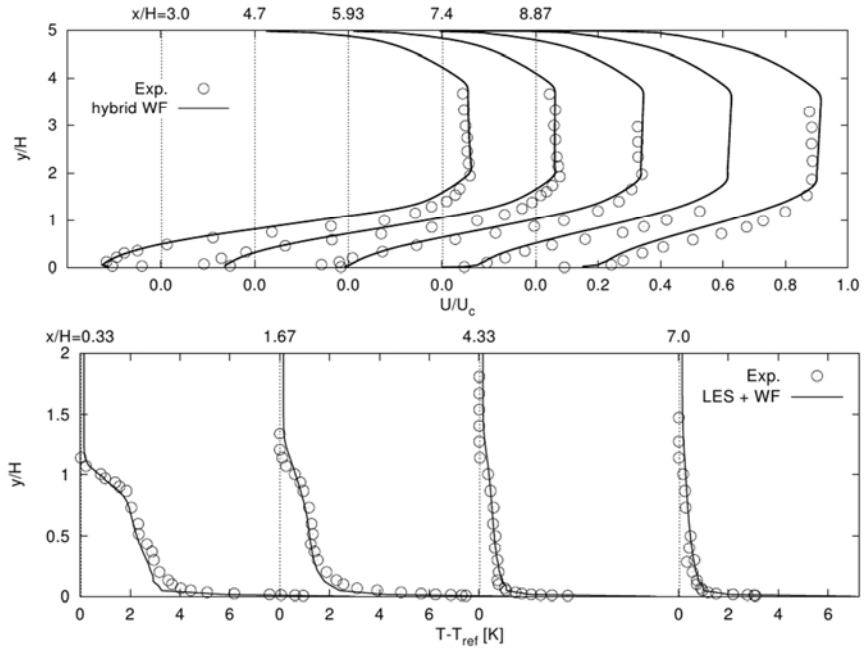


Figure 2 : Development of the mean velocity and mean temperature profiles in the flow over a backward-facing step computed by using the present hybrid-wall function

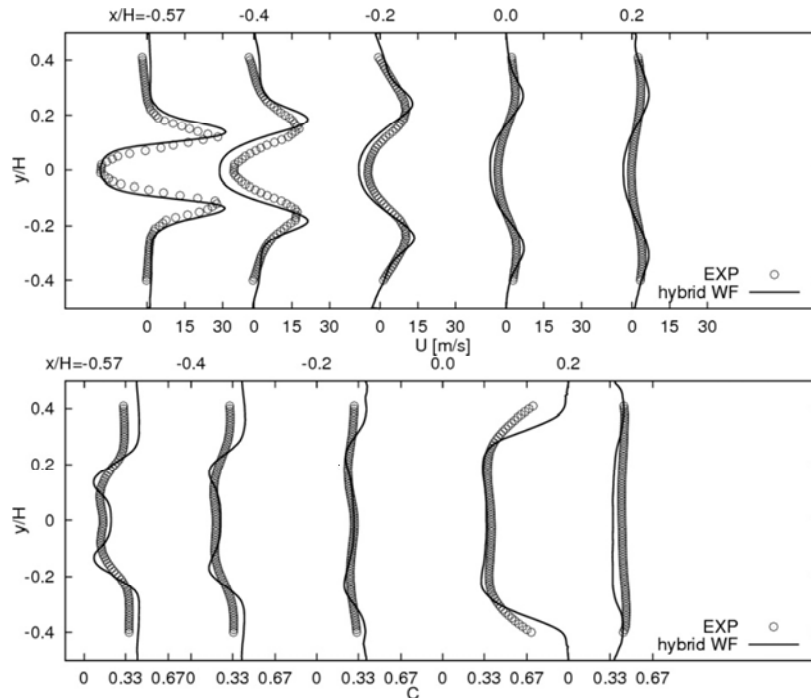


Figure 3 : Computationally obtained profiles of the axial velocity (upper) and concentration (lower) at selected streamwise positions in the vertical mixing chamber plane ($y=0$) for the case with secondary air injection ($J=100$)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerical Simulation

DNS and LES of turbulent mixed convection in the minimal flow unit

Christian Kath, Claus Wagner
DLR e.V. Göttingen,
Institute of Aerodynamics and Flow Technology (AS),
Department of Fluid Systems (FS),
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen,
christian.kath@dlr.de

In order to improve the modelling of the statistical properties of turbulence, various researchers investigated the near-wall structures in wall-bounded turbulent flows. As a result, coherent flow structures are found in the viscous sublayer and buffer regions, where the majority of the near-wall turbulence-production take place (*Kim, Moin and Moser 1987*). In channel flows, these structures are alternating narrow streaks of fluid, which move at different speeds in streamwise direction (*Robinson 1991*). Fluid from low-speed streaks is transported into the outer layers. In contrast, high-speed streaks will receives fluid from the wall-distant zones (see *figure 1*). In order to understand the complex interactions between coherent structures and the wall-distant zones, *Jiménez and Moin (Jiménez and Moin 1991)* isolated a single low-speed streak within their numerical simulation of the flow in a minimal unit. They could predict the essential statistical properties of turbulence while the flow relaminarized in narrower channel geometries.

While their numerical experiment was conducted for isothermal flows we study how an additional temperature gradient in wall-normal direction affects the vertical momentum transport of fluid and if this decreases the size of the coherent structures and increases the turbulence production.

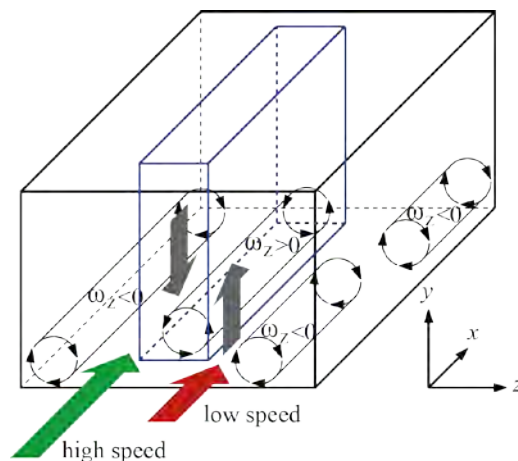


Figure 1: Sketch of the near-wall structures in wall-bounded turbulent flows

Thus, the primary objective of this work is to predict in direct numerical simulations (DNS) of turbulent mixed convection in a minimal flow unit and to analyse the influence of buoyancy on the size and the development of the streaks. Additionally the obtained DNS-data will serve for improving turbulent heat flux models.

The direct numerical simulations of turbulent mixed convection in the minimal flow unit are carried out using a second order accurate finite volume method, which solves the incompressible Navier-Stokes equations based on the Boussinesq approximation. By using fine enough grids, we resolve the whole range of spatial and temporal scales of the turbulent flow. For comparison with the data of *Jiménez and Moin*, we also conduct a DNS turbulent forced convection in the minimal flow unit and validate the accuracy of our simulation.

A low-speed streak structure obtained in our DNS of forced convection in this minimal channel is shown in *figure 2*. It agrees well with those shown by *Jiménez and Moin*. At the conference, we will additionally present results, which reveal coherent structures of similar size in the streamwise direction. Further, we discuss and compare results of LES of mixed convection, which are performed with a dynamic subgrid scale model.

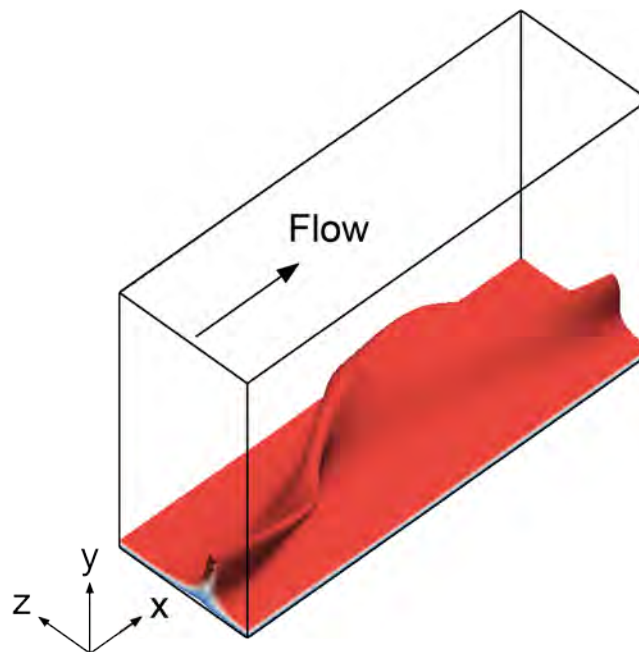


Figure 2: Snapshot of the axial velocity field near the wall showing an isolated low-speed streak in the minimal flow unit

Literature:

Kim J., Moin P., Moser RD. 1987. *Turbulence statistics in fully developed channel flow at low Reynolds number*. J. Fluid Mech. 177:133-66

Robinson SK. 1991. *Coherent motions in the turbulent boundary layer*. Annu. Rev. Fluid Mech. 23:601-39

Jiménez J., Moin P. 1991. *The minimal flow unit in near-wall turbulence*. J. Fluid Mech. 225:221-40

GEOMETRICAL FEATURES OF STREAMLINE SEGMENTS IN TURBULENT FLOWS

Philip Schaefer^{a)}, Markus Gampert, Fabian Hennig & Norbert Peters
Institute for Combustion Technology, RWTH-Aachen, Aachen, Germany

Summary Streamlines are partitioned into segments following [1]. In order to analyse them statistically, they are parametrized by their arclength l and the velocity difference Δu at the ending points. A model for the probability density function (pdf) of the length of streamline segments is proposed and found to be in good agreement with data obtained from different direct numerical simulations (DNS) of turbulent flows at various Reynolds numbers. It is further shown that the ending points of streamline segments define an isosurface in space in which all local extrema of the turbulent kinetic energy lie. As stagnation points form a sub-group of local minima of the turbulent kinetic energy field, these too are part of the isosurface.

ABSTRACT

Streamlines have recently received attention as natural geometries of turbulent flows [1, 2]. The idea of the latter work is to extend the theory of dissipation elements [3, 4] to the turbulent velocity field itself. As streamlines are a-priori infinitely long, [1] proposed to partition streamlines into segments based on local extrema of u along the streamline, i.e. points where the gradient of u in streamline direction $u_s \equiv t_i \partial u / \partial x_i = \partial u / \partial s$ vanishes. Streamline segments can further be characterized as positive ones for $u_s > 0$ and negative ones for $u_s < 0$. It turns out that when u_s is treated as a scalar field all streamline segments ending points lie in an isosurface defined by $u_s = 0$, which divides space into two regions, one of which contains all positive segments while the other contains all negative segments. Figure 1 (a) shows this isosurface as well as a streamline entering the box at the top left corner and leaving it at the bottom right corner. Figure 1 (b) shows the variation of u along the streamline as well as the streamline segments. It follows readily that apart from the extreme points along the streamlines, all local extreme points (of the field of the absolute value of the velocity u and the turbulent kinetic energy $k = u^2/2$), i.e. points where $u \nabla u = \nabla k = 0$, also lie in the isosurface. Note that stagnations points, i.e. critical points of the velocity field where locally all velocity components vanish simultaneously, form a sub-group of local minimum points. The isosurface itself can further be subdivided into two (not necessarily simply connected; isolated islands can exist) parts, one of which contains all minimum points (minimal surface), while the other contains all maximum points (maximal surface). The demarcation line between these two regions is the ensemble of points where streamlines are tangent to the isosurface.

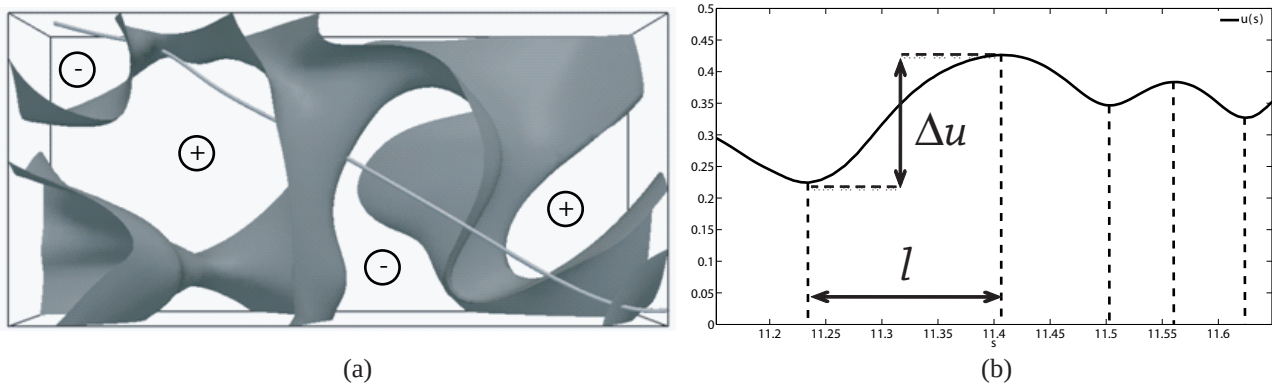


Figure 1. (a) Isosurface defined by $u_s = 0$ and streamline. (b) Variation of u along the streamline over the arclength and one segments.

Two parameters have been chosen to characterize streamline segments, namely the arclength l between and the velocity difference Δu at the ending points [1, 2]. Then, most of the statistical properties of streamline segments are contained in the joint probability density function (jpdf) of the latter parameters: $P(l, \Delta u)$. Based on Bayes' theorem, we can relate the marginal pdf of the length of streamline segments to the joint and conditional pdfs yielding

$$P(l) = \frac{P(l, \Delta u)}{P_c(\Delta u|l)}, \quad (1)$$

where in Eq. (1) $P(l)$ denotes the marginal pdf and $P_c(\Delta u|l)$ the conditional pdf. The temporal evolution of streamline segments in turbulent flows can be shown to be subject to fast as well as slow changes, where the former are modeled as a Poisson like cutting / reconnection process, while the latter are due to the continuous stretching due to the velocity difference at the ending points as well as diffusive effects. Taking all these different effects into account, based on prior works [3, 4], a model for the marginal pdf normalized with the mean length $l_m, \tilde{P} = P \cdot l_m$ has been derived [2]

^{a)} Corresponding author. E-mail: pschaefer@itv.rwth-aachen.de

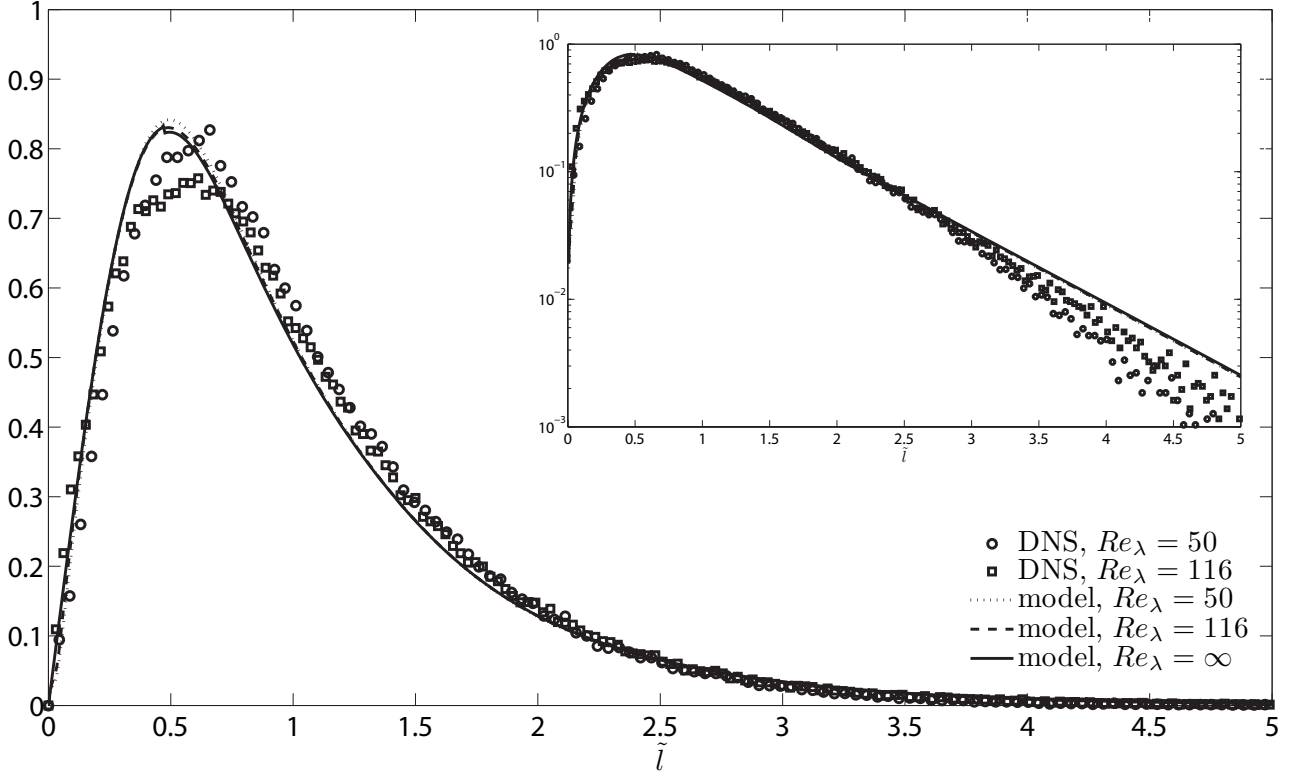


Figure 2. $\tilde{P}(\tilde{l})$ from DNS and steady state solutions of Eq. 2.

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \tilde{P}(\tilde{x}, \hat{\tau})}{\partial \hat{\tau}} + \frac{\partial}{\partial \tilde{x}} \left[\left(\tilde{a}_1(\tilde{x}) - \frac{\tilde{x}}{\tau_{lm} a_\infty} \right) \tilde{P}(\tilde{x}, \hat{\tau}) \right] &= \frac{1}{2} \frac{\partial^2}{\partial \tilde{x}^2} \left[\tilde{a}_2(\tilde{x}) \tilde{P}(\tilde{x}, \hat{\tau}) \right] \\
 &+ \Lambda_c \left(2 \int_0^\infty \tilde{P}(\tilde{x} + \tilde{z}, \hat{\tau}) d\tilde{z} - \tilde{x} \tilde{P}(\tilde{x}, \hat{\tau}) \right) \\
 &+ 2\Lambda_a \left(\int_0^{\tilde{x}} \frac{\tilde{y}}{\tilde{x}} \tilde{P}(\tilde{x} - \tilde{y}, \hat{\tau}) \tilde{P}(\tilde{y}, \hat{\tau}) d\tilde{y} - \tilde{P}(\tilde{x}, \hat{\tau}) \right). \quad (2)
 \end{aligned}$$

In Eq. 2 the second term on the left hand side describes the drift in phase space due to the strain induced by the velocity difference at the ending points while the first term on the right hand side is due to diffusion in phase space. This term however turns out to be of higher order small. The remaining integral terms on the right hand side model the fast changes due to cutting / reconnection. This process is characterized by the two frequencies Λ_a (reconnection) and Λ_c (cutting) which are eigenvalues of the problem and are obtained during the numerical solution of Eq. 2. Figure 2 shows the numerical solution of Eq. 2 together with the normalized distribution of the length of streamline segments obtained from DNS of two different homogeneous isotropic decaying turbulent fields at $Re_\lambda = 50$ and $Re_\lambda = 116$. As can be observed, the model is in very good agreement with the DNS data and displays a pronounced exponential tail characteristic for the Poisson process and a linear rise at the origin due to the diffusive drift of small segments contained in the first order jump moment $\tilde{a}_1$.

References

- [1] L. Wang. On properties of fluid turbulence along streamlines. *J. Fluid Mech.*, 648:183–203, 2010.
- [2] P. Schaefer, M. Gampert, and N. Peters. The length distribution of streamline segments in homogeneous isotropic decaying turbulence. *Phys Fluids*, 24:045104, 2012.
- [3] L. Wang and N. Peters. The length scale distribution function of the distance between extremal points in passive scalar turbulence. *J. Fluid Mech.*, 554:457–475, 2006.
- [4] L. Wang and N. Peters. Length scale distribution functions and conditional means for various fields in turbulence. *J. Fluid Mech.*, 608:113–138, 2008.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Daniel Schanz, Tobias Knopp, Andreas Schröder

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 709-2883
Fax: 0551 709-2830
E-Mail: Daniel.Schanz@dlr.de

Weitere Partner: Michnea Dumitra, Christian J. Kähler, Institute for Fluid Mechanics and Aerodynamics, UniBw München

Thema: Investigation of super-structures in a turbulent boundary layer flow under the influence of an adverse pressure gradient at Re_0 up to 10000 using large-scale PIV

Flow separation of turbulent boundary layer flow on a smooth surface due to an adverse pressure gradient is still an open issue. One major reason for this is that for turbulent boundary layer flows at a strong adverse pressure gradient, the description of the mean flow using wall-laws, the characterization of the Reynolds stresses and the mechanisms of momentum exchange in terms of coherent structures (hairpin-hypothesis, sweep-streak-interaction, super-structures) are still unresolved problems, see [1,2].

The aim is to build a world-wide unique data set for the evolution of mean velocity field and Reynolds stresses in a turbulent boundary layer at a significant adverse pressure gradient (APG) at Re_0 up to 10000 suitable to study the law-of-the-wall for statistical turbulence modeling in APG flows and to identify super-structures at such a large Re [2]. The flow geometry was designed using numerical simulations with the DLR TAU-code [3]. The experiments were performed in the Eiffel type atmospheric wind tunnel of the UniBw in Munich [4]. The facility has a 22-m-long test section with a rectangular cross-section of 2m×2m so that large values of Re_0 can be reached. The top and side walls of the test section are equipped with windows for optical access. The global flow evolution is measured by a multi camera set-up. Eight PCO4000 cameras with a resolution of 4008 x 2672 px were used side by side and the mean velocity fields were calculated by averaging of up to 9000 independent velocity fields. The lightsheets of two independent double pulse lasers were used in order to cover the whole field of view simultaneously, see [4]. By using this experimental arrangement it was possible to measure instantaneous velocity fields with a 2D2C-PIV from $x = 5.81\text{m}$ to $x = 8.65\text{m}$, see Fig. 1 and Fig. 2. From the 2D2C-PIV data, more than 200 mean velocity profiles were extracted for tracking changes of the law-of-the-wall. Moreover, at the end of the long flat plate and in the expansion region stereo-PIV measurements were performed in two measurement windows. Additionally, long-range-microscope PIV (LR-PIV) was used to determine the velocity field from the mid-part of the boundary layer down to the viscous sublayer from which the wall-shear stress can be determined directly.

For the work presented here we consider the 2-Point 2D-space correlation of the velocity fluctuations u' and v' , as well as the shear stress $u'v'$ and the vorticity. The aim is to identify and characterize large-scale super-structures [2] and their development under the influence of the APG.

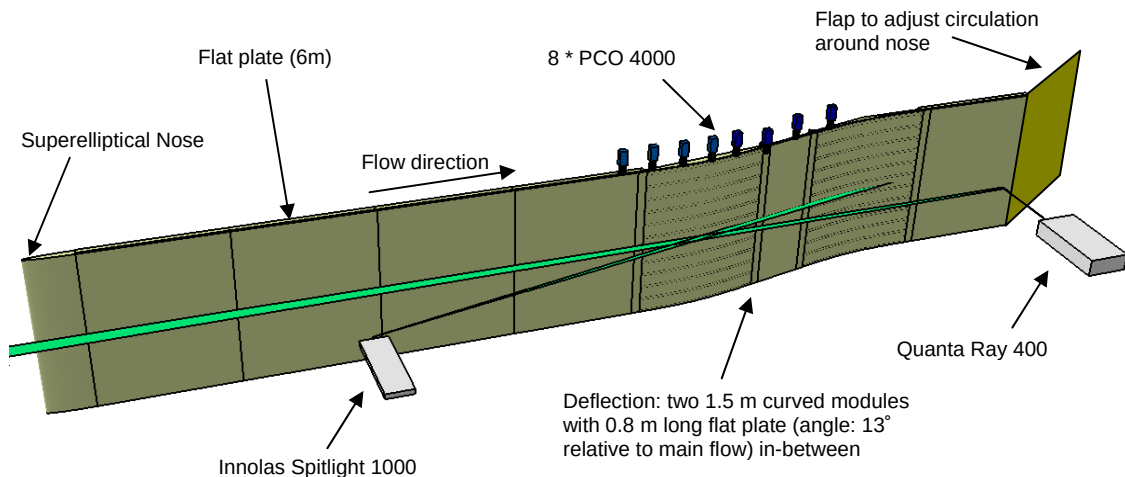


Fig. 1 – Sketch of the geometry in the wind tunnel and set-up of the PIV systems.

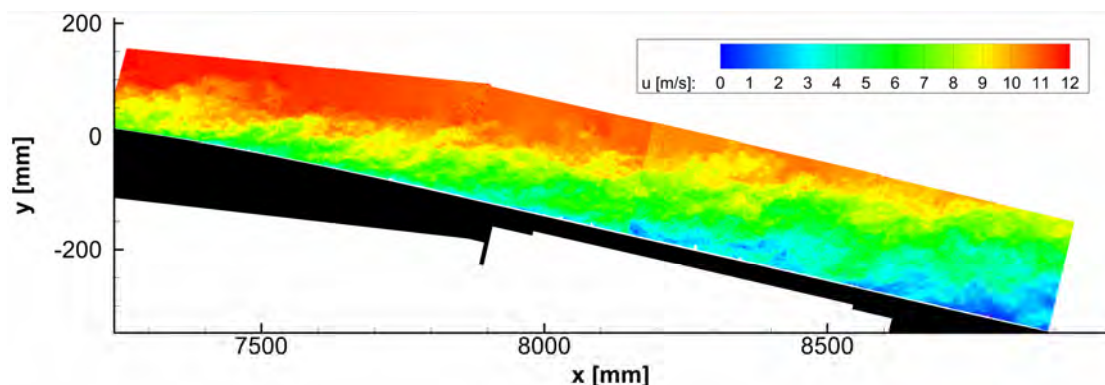


Fig. 2 – Instantaneous field of wall-parallel velocity U in the region of the inclined flat plate (model plotted in black). Four camera views are stitched at $x=7850\text{mm}$, at $x=8150\text{mm}$ and at $x=8550\text{mm}$.

Literatur:

- [1] Marusic, I., McKeon, B. J., Monkewitz, P. A., Nagib, H. M., Smits, A. J., Sreenivasan, K. R.: "Wall-bounded turbulent flows at high Reynolds numbers: Recent advances and key issues". *Physics of Fluids* **22**, 065103, 2010.
- [2] Hutchins, N., Marusic, I.: "Evidence of very long meandering features in the logarithmic region of turbulent boundary layers". *J. Fluid Mech.* **579**:1-28, 2007.
- [3] Knopp, T.: "Entwurf eines Experimentes einer turbulenten Grenzschicht mit starkem Druckgradienten bei hohen Reynoldszahlen zur Entwicklung von Wandgesetzen bei Druckgradienten". DLR-IB 224-2011 C 106, 2011.
- [4] Dumitra, M., Schanz, D., Schröder, A., Kähler, C. J.: "Large-scale turbulent boundary layer investigation with multiple camera PIV and hybrid evaluation up to single pixel resolution". In 9th International Symposium on PIV, Japan, 2011.

Datum: 30.06.2012

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Turbulence Resolving Simulations of the flow about a Tandem Cylinder and a Rudimentary Landing Gear

D. Schwamborn, A. Probst, R. Kessler, M. Valentino, K. Weinman
DLR, C²A²S²E, 37073 Göttingen, Bunsenstr. 10, dieter.schwamborn@dlr.de

This paper presents results of Scale-Resolving Simulations (SRS) of two test cases used for turbulence model assessment in the EU project ATAAC¹, namely the NASA Tandem Cylinder [1] and the Boeing Rudimentary Landing Gear (RLG) [2]. The Tandem Cylinder can also be seen as an over-simplified quasi-2D landing gear with a long distance between the "wheels". In the simulations with the unstructured flow solver DLR-TAU and its incompressible version THETA different recent turbulence modelling approaches are used: two variants of Detached Eddy Simulation (DES), i.e. Delayed DES [3] and Improved Delayed DES [4], as well as the Strain Adaptive Simulation (SAS) [5], which is essentially a novel URANS approach. The present work aims at a critical assessment of these models and their implementations in DLR's widely-used flow solvers. Both test cases feature regions of massive separation, where the applied modelling approaches resolve most parts of the turbulent spectrum, whereas the attached near-wall flow is computed in RANS mode. Due to the rather thin attached boundary layers and the strong instability of the separating shear flow, the so-called „grey area“ in the transition from fully modelled to resolved turbulence is assumed to be small in these particular flows.

For the Tandem Cylinder (see figure 1) a time-accurate simulation with the compressible DLR-TAU code was performed employing the Delayed DES based on the Spalart-Allmaras model (SA-DDES). As can be seen from fig.1 a block-structured hexahedral mesh was used in order to allow comparison to structured solvers using the same grid. A modified central discretization scheme with locally reduced artificial matrix dissipation was used in order to minimize the effect of numerical diffusion. Generally, good agreement with the available experimental data was obtained, not only for mean data but also for fluctuating quantities, like the pressure fluctuation on both cylinders (fig.2). The full paper will present a detailed validation of the simulation results against the available experimental data including not only surface data (mean and rms of pressure), but also profiles of velocity and turbulent kinetic energy. Moreover, power spectra for the span averaged fluctuating pressure at the specified positions indicate that the correct dominant shedding frequencies are resolved.

For the Rudimentary Landing Gear it was decided to employ the incompressible solver from the TAU system, called THETA. It could be shown to be about five times more efficient for this essentially incompressible flow case, thus allowing to perform several simulations with different modelling approaches in a shorter time. Besides the Spalart-Allmaras based DDES also an IDDES with the same model was used and compared to the SAS approach. For the latter the Menter SST model was used as the underlying RANS model. A block-structured grid was employed for all three simulations to allow for direct comparison to results from structured solvers using the same grid. Figure 3 presents a qualitative comparison between the SAS and the IDDES which indicates a delayed generation of resolved turbulent structures in the region behind the main strut in the SAS approach. This is very likely due to the relatively coarse grid in this area which does not trigger the scale-resolving mode of SAS. However, regarding important engineering criteria, such as the mean flow topology, mean and fluctuating pressure distributions, as well as aero-acoustical properties, similar results are obtained for all tested models in THETA. As for the Tandem Cylinder, the computations will be shown to agree well with available experimental data in the full paper.

¹ Advanced Turbulence Modelling for Aerodynamic Application Challenges, <http://ataac.cfdtm.org>

References

- [1] L.N. Jenkins, D.H. Neuhart, C.B. McGinley, M.M. Choudhari, M.R. Khorrami, "Measurements of unsteady wake interference between tandem cylinders," AIAA Paper 2006-3202, 2006.
- [2] L. Venkatakrishnan, N. Karthikeyan, K. Mejia, "Experimental Studies on a Rudimentary Four Wheel Landing Gear," AIAA-2011-0354, 2011.
- [3] P. R. Spalart, S. Deck, M. L. Shur, K. D. Squires, M. K. Strelets, A. Travin, "A New Version of Detached-eddy Simulation, Resistant to Ambiguous Grid Densities," Theoretical and Computational Fluid Dynamics, vol. 20, no. 3, pp. 181-195, May 2006.
- [4] M. L. Shur, P. R. Spalart, M. K. Strelets, A. K. Travin, "A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities," International Journal of Heat and Fluid Flow, vol. 29, no. 6, pp. 1638-1649, Dec. 2008.
- [5] F.R. Menter, Y. Egorov, "A Scale-Adaptive Simulation Model using Two-Equation Models," AIAA paper 2005-1095, Reno/NV, 2005.

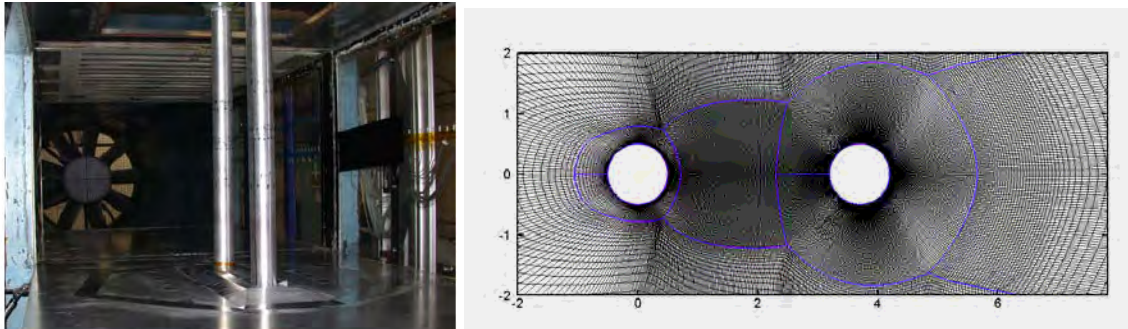


Fig. 1 Wind tunnel setup and view of x-y plane of the numerical grid close to the cylinders

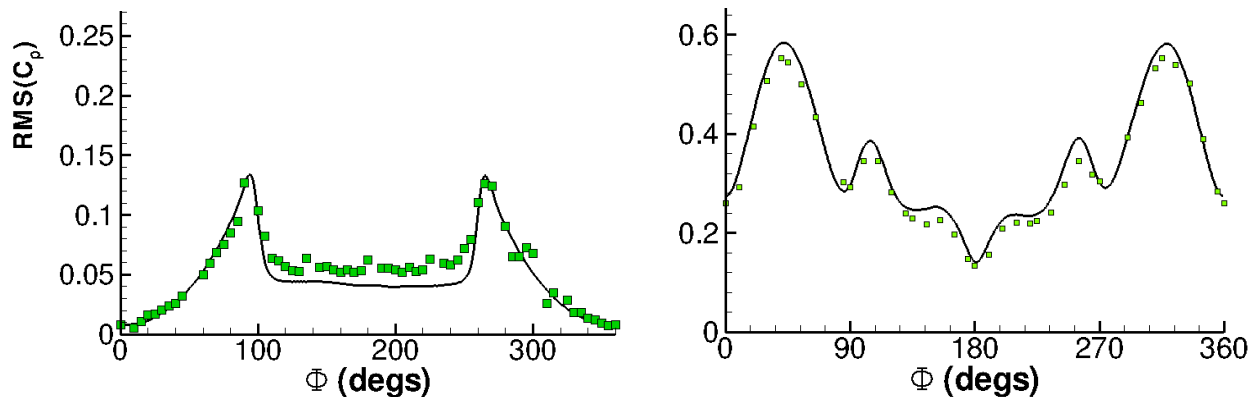


Fig. 2 RMS of pressure coefficient: upstream (left) and downstream cylinder (right) from DDES with DLR TAU code

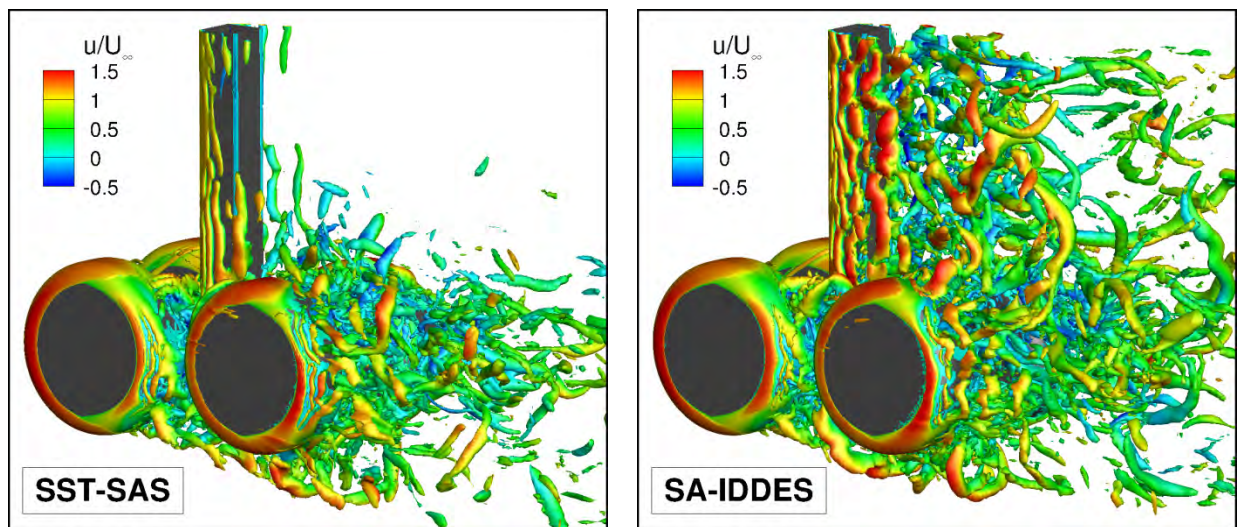


Fig. 3 Resolved turbulent structures in the wake of the landing gear computed with DLR-THETA.

Cloud Droplet Collision Probabilities in Anisotropic Turbulence

Christoph Siewert¹, Rudie Kunnen², Matthias Meinke¹, and Wolfgang Schröder¹

¹ Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University, Wüllnerstrasse 5a, 52062 Aachen, Germany, c.siewert@aia.rwth-aachen.de

² Fluid Dynamics Laboratory, Department of Applied Physics, Eindhoven University of Technology, P.O. Box 513, 5600 MB Eindhoven, Netherlands

Abstract. The prediction of raindrop formation in clouds is an important ingredient in weather forecast models. However, the underlying physical mechanisms are not fully understood yet, especially on the micro-scales. In principle the formation of rain drops from the supersaturated air takes place as follows [1]: Initially water vapor condensates at aerosol particles in the air with typical sizes of one μm . Further growth of the cloud droplets by condensation is only effective until about ten μm due to the supersaturation of the air and the droplet surface tension. Large cloud drops starting from about fifty μm can grow effectively by coagulation. Their relatively high mass leads to a significant sedimentation velocity in response to the gravity force. As a result of their relative velocities, two different sized cloud drops can collide and merge, forming a larger drop up to the size of rain drops. None of the two growth processes, condensation and coagulation by sedimentation, is fast enough to explain the rapid growth of cloud droplets in the intermediate range between ten and fifty μm measured in clouds [2].

Many theories have been proposed in the past to explain this phenomenon. Today, it can be concluded that the air turbulence is at least a part of the explanation. The collision probabilities of two cloud drops with the radii r_1 and r_2 can be described by the collision kernel Γ_{12} :

$$\Gamma_{12} = 2\pi(r_1 + r_2)^2 \langle |w_r| \rangle g_{12} E_{12}, \quad (1)$$

where $\langle |w_r| \rangle$ is the mean radial relative velocity, g_{12} is the radial distribution function (RDF), and E_{12} is the collection efficiency. The last term is the product of collision- and coagulation efficiency. It measures whether the aerodynamic interaction between the droplets allows the physical collision and merger. The RDF takes a possible inhomogeneous concentration into account. Air turbulence can alter all three contributions compared to their values resulting from the pure gravity forcing in clear air [2]. Due to turbulence droplet trajectories are curved, which alters their relative velocities. As a result of their inertia, droplets may be driven out of small scale turbulent vortices and therewith accumulate the regions in between. By this preferential distribution the number of possible collision partner rises.

In numerical experiments of droplet collisions in spatial evolving isotropic turbulence we have found that turbulence can enhance the collision probability by up to 65% strongly depending on the dissipation rate [3]. This

can be attributed to an increase in the mean radial relative velocity as well as in the RDF (see figure 1).

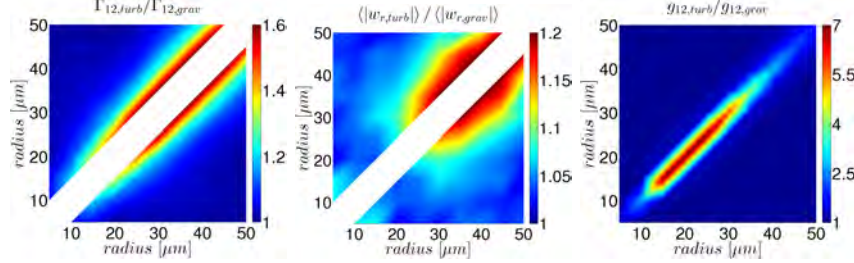


Fig. 1. Enhancements due to turbulence by normalizing the turbulent values with their gravitational counterparts. From left to right: Geometric collision kernel Γ_{12} , mean relative radial velocities $\langle |w_r| \rangle$, and radial distribution function g_{12} .

It was concluded from measurements with a maximal resolution of several meters that the turbulence in the cloud cores is isotropic on the small scales because of the large Reynolds number. Only recently, data with a higher resolution are available. Seifert et al. [4] found that the eddy dissipation rate features very large variations between neighboring locations. This implies anisotropy at least at the large scales. There are indications that turbulence anisotropy can be present even at the smallest scales [5]. Even if isotropy is recovered at the small scales of the air turbulence, it has been found recently by Gualtieri et al. [6] that anisotropy on the large scales still alters the small scale distribution of particles. Hence, our new study aims to characterize the additional effects of anisotropy on the collision rates of small, heavy particles relevant for clouds.

Keywords: anisotropic turbulence, particle collisions, direct numerical simulation

References

1. Pruppacher, H., Klett, J.: Microphysics of Clouds and Precipitation. Kluwer Academic Publishers (1997)
2. Wang, L.P., Xue, Y., Ayala, O., Grabowski, W.W.: Effects of stochastic coalescence and air turbulence on the size distribution of cloud droplets. *Atmos. Res.* **82** (2006) 416–432
3. Kunnen, R.P.J., Siewert, C., Meinke, M., Schröder, W., Beheng, K.D.: Numerically determined geometric collision kernels in spatially evolving isotropic turbulence relevant for droplets in clouds. submitted for publication in *Atmos. Res.* (2012)
4. Siebert, H., Franke, H., Lehmann, K., Maser, R., Saw, E., Schell, D., Shaw, R., Wendisch, M.: Probing finescale dynamics and microphysics of clouds with helicopter-borne measurements. *Bull. Am. Meteorol. Soc.* **87** (2006) 1727–1738
5. Shen, X., Warhaft, Z.: The anisotropy of the small scale structure in high Reynolds number ($R_\lambda \sim 1000$) turbulent shear flow. *Phys. Fluids* **12** (2000) 2976
6. Gualtieri, P., Picano, F., Casciola, C.M.: Anisotropic clustering of inertial particles in homogeneous shear flow. *J. Fluid Mech.* **629** (2009) 25–39

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Influence of the geometry on Rayleigh-Bénard convection

Sebastian Wagner, Olga Shishkina, Claus Wagner

German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, e-mail: Sebastian.Wagner@DLR.de

Rayleigh-Bénard convection (RBC) as a model system for many convective flow problems occurring in nature and technology is usually studied in terms of the Oberbeck-Boussinesq (OB) approximation [Ahlers *et al.*, 2009]. Within this approximation the flow is determined by the dimensionless temperature gradient, Rayleigh number Ra , and the fluid parameter Prandtl number Pr . Besides the dynamical similarity, forced by equal Pr and Ra , flow setups must be geometrically similar to lead to similar solutions. Usually in the context of RBC this is expressed by one (or more) aspect ratios, e.g. diameter/height in case of a cylindrical geometry. This is of course not enough, since e.g. a cube and a cylinder, both with aspect ratio one, are still not similar geometries. Therefore in the present study, the geometry's influence on the flow with fixed aspect ratio is investigated. This has also practical application since nowadays most experiments investigating RBC are performed in cylinders (because of an easier experimental setup), while realistic geometries, e.g. aircraft cabins, are rather cube-like. Direct numerical simulations (DNS) of RBC have been performed in a cube and a cylinder with equal diameter and height. A fourth-order accurate finite volume code in cylindrical [Shishkina & Wagner, 2005] and in Cartesian coordinates [Shishkina *et al.*, 2009], respectively, has been used to solve the dimensionless governing equations in OB approximation:

$$\begin{aligned}\partial_t \vec{u} + \vec{u} \cdot \vec{\nabla} \vec{u} &= -\vec{\nabla} p + \sqrt{\frac{Pr}{Ra}} \vec{\nabla}^2 \vec{u} + \theta \vec{e}_z, \\ \partial_t \theta + \vec{u} \cdot \vec{\nabla} \theta &= \sqrt{\frac{1}{RaPr}} \vec{\nabla}^2 \theta, \quad \vec{\nabla} \cdot \vec{u} = 0.\end{aligned}$$

As reference quantities the free-fall velocity $\sqrt{\alpha g \Delta H}$ and the height H have been used. The temperature is made dimensionless by $\theta = (T - T_M)/\Delta$ with $T_M = (T_{\text{bottom}} + T_{\text{top}})/2$ and $\Delta = (T_{\text{bottom}} - T_{\text{top}})$. As usual for a confined Rayleigh-Bénard cell the boundary conditions have been chosen as follows. Top and bottom plates are isothermal with $T_{\text{bottom}} > T_{\text{top}}$, while the vertical walls are adiabatic. Further, no-slip and impermeability conditions are set on all walls. All material properties have been kept constant except of the density in the buoyancy term for which a linear temperature dependence has been assumed. The fluid is air, i.e. $Pr = \nu/\kappa = 0.786$, and the Rayleigh number $Ra = \alpha g \Delta H^3 / (\nu \kappa)$ has been varied between 10^5 and 10^7 . The resolution of the simulation has been chosen according to Shishkina *et al.* [2010] and Wagner *et al.* [2012b]. The obtained results for both geometries have already been compared with other DNS and experiments and show good agreement [Kaczorowski & Xia, 2012; Wagner *et al.*, 2012a].

The two main responses of the system are motion and heat flux from bottom to top. They can be expressed by integral quantities, namely, the Reynolds number and the Nusselt number Nu . The latter is the ratio of the integral heat flux of the system and the heat flux which would occur in a solid body under the same conditions. The definition of the Reynolds number Re is in case of natural convection more complex, since the choice of the characteristic velocity and the characteristic length seems rather arbitrary. For convenience we choose the height H as reference length and calculate a reference velocity from the volume- and time-averaged kinetic energy of the flow. For both quantities Nu and Re a large variety of DNS results and experimental measurements exist. Further, there are different theories for their dependence on Ra and Pr , among which the theory by Grossmann & Lohse [2000] should be mentioned here.

The influence of the geometry on Re and Nu , expressed by a change in the aspect ratio of the convection cell, is less investigated. The general statement is, that there is only a weak influence in three-dimensional geometries

(like cylinder and rectangular cells) [Ahlers *et al.*, 2009; Zhou *et al.*, 2012], while in case of two-dimensional geometries there seems to be a larger effect due to a change in flow structures occurring for certain aspect ratios [van der Poel *et al.*, 2011].

The comparison of Nu and Re for cube and cylinder obtained in our DNS are shown in figure 1. For clarity both quantities are reduced by a certain power of Ra . Differences in the results for cube and cylinder are clearly seen

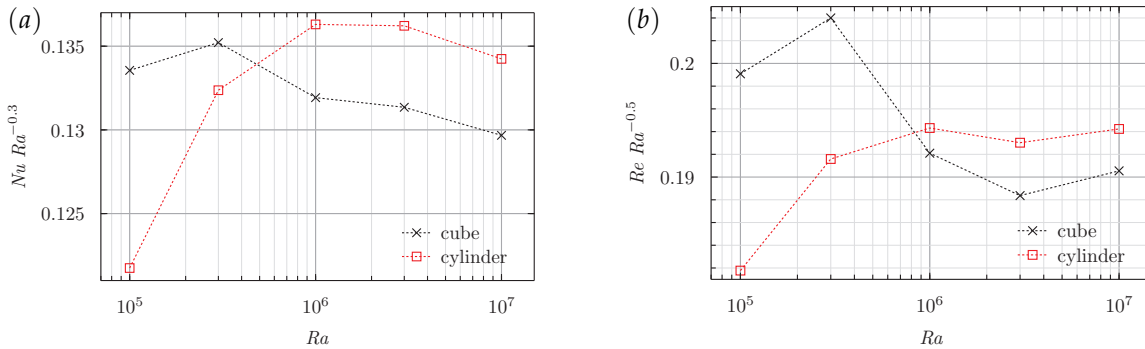


Figure 1: Ra -dependence of (a) the reduced Nusselt number $NuRa^{-0.3}$ and (b) the reduced Reynolds number $ReRa^{-0.5}$ for cube and cylinder (with equal diameter and height) and $Pr = 0.786$.

not only in the absolute values but also in the Ra -dependencies. Further, the Ra dependencies for cylinder and cube become more similar for larger Ra , while differences in the absolute values still remain.

Different aspects might contribute to this. On the one hand, the volume of the cylinder is only $\pi/4$ of the cube's volume. This means that the viscous boundary layers contribute more in case of the cylinder, in particular for smaller Ra for which their influence on the global flow is expected to be larger [Grossmann & Lohse, 2000]. Further the mean flow structure might be different between the geometries. And finally in the considered Ra -range the transition from a stationary flow to a chaotic one takes place. It is expected to have influence on the Ra -dependence of both quantities, but it is a priori unclear whether the transition is independent from the geometry. These and further aspects will be discussed at the conference.

The authors would like to thank Matthias Kaczorowski and Tomasz Czarnota for updating the computational code in Cartesian coordinates and acknowledge support by the Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG) under grant SH405/3-1.

References

- AHLERS, G., GROSSMANN, S. & LOHSE, D. 2009 Heat transfer and large scale dynamics in turbulent Rayleigh-Bénard convection. *Rev. Mod. Phys.* **82**, 503–537.
- GROSSMANN, S. & LOHSE, D. 2000 Scaling in thermal convection: A unifying view. *J. Fluid Mech.* **407**, 27–56.
- KACZOROWSKI, M. & XIA, K.-Q. 2012 Turbulent flow in the bulk of Rayleigh-Bénard convection, Part 1: small-scale properties in a cubic cell. Submitted to *J. Fluid Mech.*
- VAN DER POEL, E. P., STEVENS, R. J. A. M. & LOHSE, D. 2011 Connecting flow structures and heat flux in turbulent Rayleigh-Bénard convection. *Phys. Rev. E* **84**, 045303.
- SHISHKINA, O., SHISHKIN, A. & WAGNER, C. 2009 Simulation of turbulent thermal convection in complicated domains. *J. Comput. Appl. Math.* **226**, 336–344.
- SHISHKINA, O., STEVENS, R. J. A. M., GROSSMANN, S. & LOHSE, D. 2010 Boundary layer structure in turbulent thermal convection and its consequences for the required numerical resolution. *New J. Phys.* **12**, 075022.
- SHISHKINA, O. & WAGNER, C. 2005 A fourth order accurate finite volume scheme for numerical simulations of turbulent Rayleigh-Bénard convection in cylindrical containers. *C. R. Mecanique* **333**, 17–28.
- WAGNER, S., SHISHKINA, O. & WAGNER, C. 2012a Boundary layers and wind in cylindrical Rayleigh-Bénard cells. *J. Fluid Mech.* **697**, 336–366.
- WAGNER, S., SHISHKINA, O. & WAGNER, C. 2012b Numerical investigation of the spatial resolution requirements for turbulent Rayleigh-Bénard convection. Submitted to Springer.
- ZHOU, Q., LIU, B.-F., LI, C.-M. & ZHONG, B.-C. 2012 Aspect ratio dependence of the heat transport by turbulent Rayleigh-Bénard convection in rectangular cells. *J. Fluid Mech.*, doi:10.1017/jfm.2012.363.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung

Scaling of large-scale coherent structure dynamics and heat transfer in turbulent mixed convective air flow

Andreas Westhoff, Johannes Bosbach and Claus Wagner

German Aerospace Center (DLR)
Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Department Fluid Systems

andreas.westhoff@dlr.de

Convection describes the process of heat transport due to the movement of ensembles of molecules within fluids. In general, a distinction is made between two basic types of convective flows: thermal convection, also referred to as free or natural convection, and forced convection. The expression thermal convection is given to the category of flows, which are driven by externally induced temperature gradients, while in forced convection, the motion of fluid and the transport of heat is determined by a pressure gradient, e.g. caused by pumps or fans. If thermal and forced convection coexists and of the same order of magnitude, the flow referred to as mixed convection. Such flows are characterised by the non-dimensional numbers: the Rayleigh numbers (Ra) as a measure for the thermal convective flow, the Reynolds number (Re) for the forced flow and the Prandtl number (Pr) for the fluid properties.

The phenomena mixed convection is vast and includes, for instance, flows at the bottom layer of the atmosphere [Dias 1983], flows in a channel, focused on the issue of cooling in various applications [Ahmad 2010] and air-conditioning [Linden 1999]. Often, mixed convection emerges on large scales, where a direct experimental study requires unreasonable effort or is even impossible. Thus, a concept which allows to study mixed convection on large scales in a set-up on laboratory scales is highly desirable.

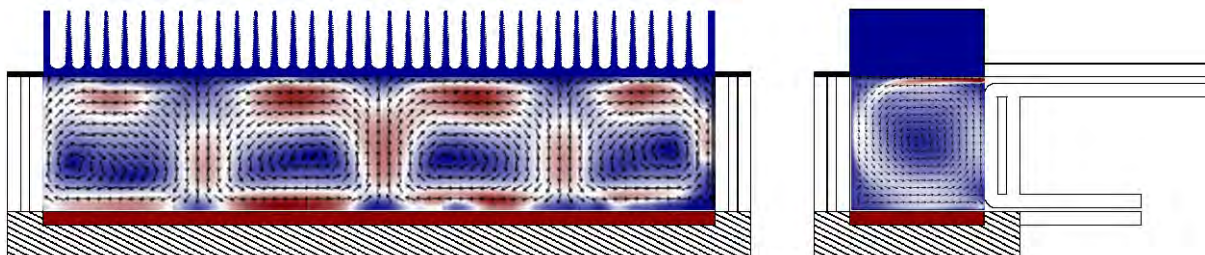


Figure 1: Sketch of the container's geometry. Thermally (left) and forced (right) induced large-scale coherent roll structures.

With the objective to examine a concept of spatial scaling in mixed convective air flows, an experimental study was performed in two rectangular containers with the same geometry, but the dimensions are scaled by a factor five. The two containers (figure 1) have a quadratic cross-section and an aspect ratio of 1:1:5 (height:width:length). To generate thermal convection the container is isothermally heated from below and cooled from above. In addition, the container is equipped with an inlet at the top, and with an outlet port at the bottom. The ports are located on the same side and span over the whole length of the container. This set-up represents a simplified configuration, which is frequently encountered in air-conditioning or cooling devices.

The concept of spatial scaling provides to down-scale the spatial dimension of the experimental set-up, while obtaining the same large-scale characteristic numbers. Therefore, it is necessary to adjust the inflow velocity at the inlet port and the fluid pressure.

A key feature in turbulent mixed convection is the formation of large-scale coherent roll structures. To study the scaling of these roll structures and their dynamics Particle Image Velocimetry (PIV) was performed in the small container under high pressure conditions ($P = 11.6$) and in the large container at atmospheric pressure. The experiments were conducted within the parameter range $1.01 \times 10^4 < Re < 2.67 \times 10^4$, while $Pr = 0.7$ and $Ra = 2.4 \times 10^8$. However, turbulent mixed convection is far from equilibrium and strongly chaotic. Hence, the identification and characterisation of the large-scale roll structures need further analysis.

To this end, the velocity vector fields are subjected to a Proper Orthogonal Decomposition (POD) and a vortex detecting algorithm. These algorithms provide the determination of the predominant coherent large-scale structures and their trajectory in time from a set of instantaneous velocity fields. For instance, figure 1 (left side) illustrates the predominant coherent structure for $Re = 1.01 \times 10^4$ and $Ra = 2.4 \times 10^8$ in the longitudinal cross-section calculated by POD. The coherent structure represents the topology of four counter-rotating thermal convection rolls.

In addition, the temporal evolution of the large-scale coherent structures is analysed. The time developing coefficient of the predominant coherent structures discloses sudden breakups or re-organisations of thermal convection rolls. Further, a Fourier analysis discloses a time-periodic behaviour of the large-scale coherent structures (figure 2). These oscillations mainly represent the angular velocity of the large-scale circulation and depend on the ratio of buoyancy to inertia forces.

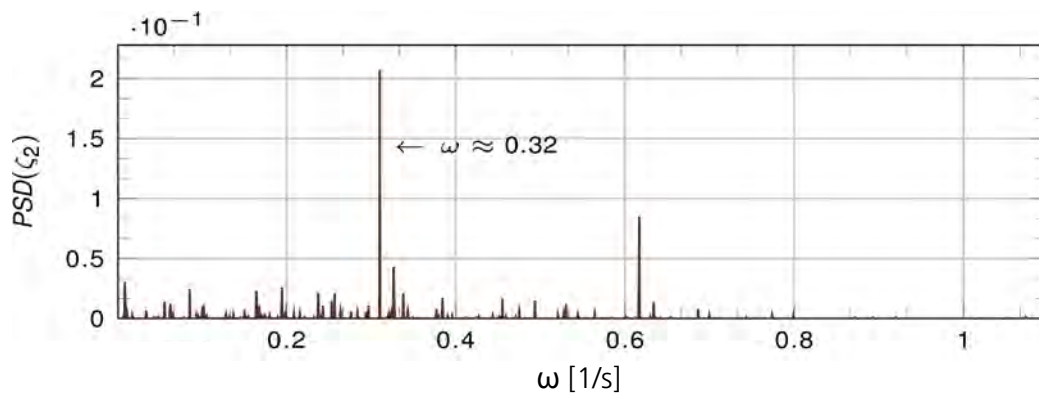


Figure 2: Power spectral density (PSD) of the second mode POD time developing coefficient.

Besides the analysis of the velocity vector fields, the heat transfer between the inlet and outlet port is measured. As well, the temperature time series reveals a periodic behaviour. The characteristic frequencies calculated from the temperature time series at the container outlet are similar to the frequencies determined from the POD time developing coefficients, indicating that the heat flux between inlet and outlet is strongly tied to the dynamics of the large-scale flow pattern.

Based on these features, mixed convection in the small and in the large container is examined for similitude. The predominant large-scale coherent structures and their time-periodic behaviour is compared to verify the concept of spatial scaling and the scaling of the heat transfer as a function of the characteristic numbers in general. Results of this comparison will be presented and discussed at the conference.

Literature:

[Dias 1983] P. L. Silva Dias, W. H. Schubert, and D. M. Large-scale response of the tropical atmosphere to transient convection. *J. atmospheric sciences*, 32(9):1244–1252, 2005.

[Ahmad 2010] T. Ahmad, I. Hassan, and A. Megahed. Experimental investigation of turbulent heat transfer in the entrance region of microchannels. *J. Thermophysics and Heat Transfer*, 24(2):388, 2008.

[Linden 1999] P. F. Linden. The fluid mechanics of natural ventilation. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 31:201–238, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: W. Kupke¹, A. Langmeier¹, R. Wagner¹, J. Alderman²,
S. Rolston², S. Lawson³, K. Bauer¹

Institution: ¹EADS Deutschland GmbH, Innovation Works

Adresse: Willy-Messerschmitt-Str.1
81663 München

Tel: 089 607 20216
email: karin.bauer@eads.net

weitere Partner: ²EADS IW Filton, UK
³ARA, Bedford UK

Topic (Thema):

Transition measurements (TS) with microstructured hot film sensor arrays on a laminar wing model with sweep in an industrial scale wind tunnel and comparison with simulation results from different prediction tools

Introduction (Ausgangssituation):

In view of the ACARE objectives for reductions in fuel consumption and environmental impacts the skin friction drag must be clearly reduced. One option to achieve this is to delay laminar to turbulent transition [Pelzer, Nitsche et al.]. Sensors that are manufactured using Mems technology, offer the possibility to investigate this transition phenomenon in more detail [Riedl et al, Leuckert]. Because of the high spatial and temporal resolution of the sensor arrays it is possible to analyse smallest instabilities in the boundary layer flow. This has been shown on 2D models without sweep in transonic wind tunnels [Leuckert et al, Riedl et al]. Numerical simulations of transition by the eN method and stability analysis are practical tools currently used in the design of laminar flow wings. From comparison with transition to the fully turbulent state N-factors and frequencies of the dominating modes can be estimated.

Objective (Ziel):

Arrays of microstructured hot film sensors are manufactured and flush integrated on a 2D large laminar wing model with sweep tested in an industrial wind tunnel (Fig 1.a) up to mach 0.8 allow to obtain measurements with high resolution on TS instabilities, which are then compared with the results of numerical simulations. This contribution focuses on the measurement technology and the corresponding data evaluation. Results from numerical simulations are included for comparison.

Methodology and experiment (Lösungsweg):

The sensor arrays on polymer support are flush mounted (surface finish <0.05 mm) on the two inserts as shown in Fig.1b and consist of 96 sensors. They are arranged in two rows each and the distance between two adjacent sensor elements is 3 mm in order to guarantee a high spatial resolution (Fig 1c). The connections to the specially shaped resistor structure of each sensor is running below the surface for robustness reasons. As the model and inserts were metallic, special attention was given to the metal-polymer interface in order to insure the required surface quality and the under pressure expected on the flexible structured foils of up to 0.75 bar.

The panel with the inserts was integrated on the laminar RAE 5240 airfoil which was also equipped with 3 sections of pressure tappings and TSP was applied for infrared imaging (Fig. 1d). Investigations were performed for the sweep angles of 0°, 25° and 30° and free stream velocities up to 0.8m at variable angles of attack. The microstructured arrays were operated in the closed loop constant temperature mode for each device. The data acquisition was done for 64 channels simultaneously with a sampling frequency of 100kHz allowing to record signals up to a significant upper frequency of 38kHz.

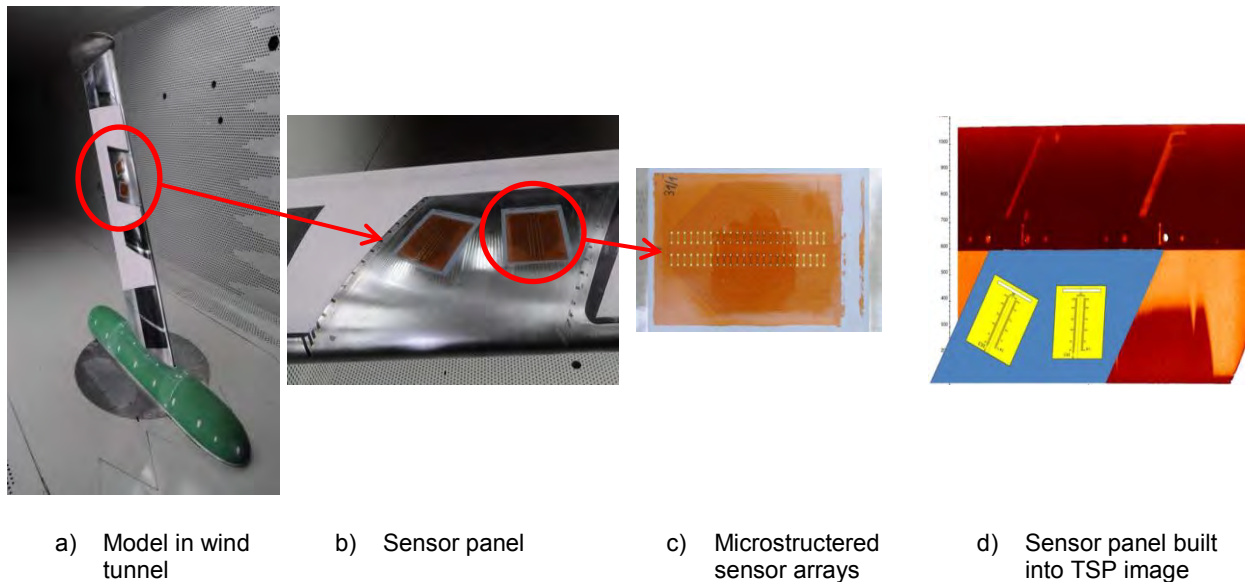


Figure 1: Microstructured sensor arrays on laminar model with sweep in the high speed ARA wind tunnel

Data evaluation was done with respect to rms behaviour, power spectral densities and correlation analysis. The analysis of the power spectrum (e.g. Fig.2a) was performed in two steps. First the baseline was removed to mitigate the effects on the determination of the peak frequencies. Then the single peaks were fitted with a Gaussian to determine the dominant TS frequencies. For example the dependence of the TS frequency on the chord location can be seen. This is compared (Fig 2b) to the behavior predicted by the simulation tools CoDs [C.Atkin] and LiLo [G.Schrauf].

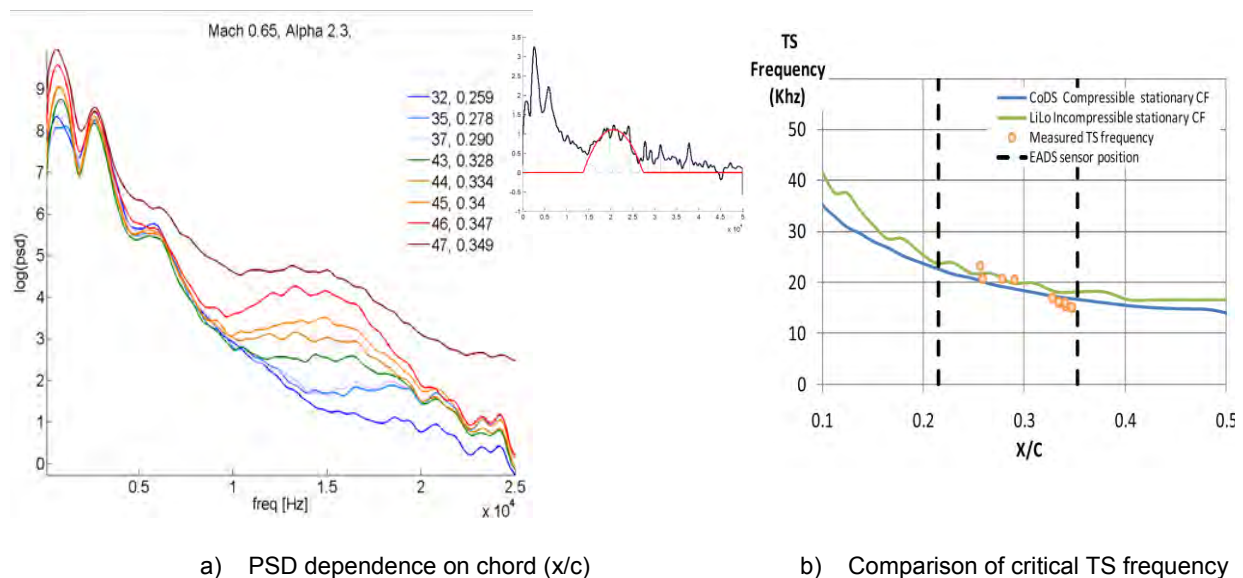


Figure 2: Measured TS behavior (PSD) at Sweep 25° for Mach 0.65, AoA 2.3° (μ Sensor Arrays, left) including extraction of dominant TS frequencies in comparison to numerical prediction (right) for the dependence on chord (x/c)

Results and Conclusion (Ergebnisse und Schlußfolgerung):

Transition and TS instabilities are successfully characterized. The measured and numerical predicted critical TS frequencies are found to be in good agreement (e.g. concerning the dependence on chord position) on the investigated swept laminar model.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition / Numerische Simulation

Experimentelle und numerische Untersuchungen am Laminarprofil NLF9

R.-D. Cécora* und H. Rosemann#

*Institut für Strömungsmechanik, Technische Universität Braunschweig
Hermann-Blenk-Str. 37, 38108 Braunschweig

r-d.cecora@tu-bs.de

#Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Der Einsatz von Laminarprofilen zur Reduzierung des Luftwiderstands rückt derzeit vermehrt in das Interesse der Flugzeugindustrie. Laminarprofile sind so ausgelegt, dass der Übergang von laminarer zu turbulenter Strömung in der Grenzschicht möglichst spät stattfindet und so der Reibungswiderstand verringert wird.

Eine wichtige Rolle bei der Entwicklung von Laminarflügeln spielt die numerische Strömungssimulation auf Basis der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen.

Als vielversprechender Ansatz für die Modellierung der Turbulenz erweisen sich sogenannte Reynolds-Spannungsmodelle (RSM), die bisher auf industrieller Seite wenig genutzt werden. Die Anwendbarkeit eines im Rahmen des Verbundprojektes *ComFliTe* weiterentwickelten RSM (JHh-v2) für die Umströmung von Laminarprofilen soll hier gezeigt werden.

Für die Bewertung numerischer Simulationen ist die Verfügbarkeit hochwertiger experimenteller Vergleichsdaten erforderlich. Im Kryo-Rohrwindkanal Göttingen (KRG) des DLR wurden Druckverteilungsmessungen unter verschiedenen Anströmbedingungen des Laminarprofils NLF9 durchgeführt. Weiterhin wurde mit einem Nachlaufrechen der Widerstandsbeiwert ermittelt, Messungen des Wärmeübergangs lassen Rückschlüsse über die Transitionslage auf Profilober- und unterseite zu.

Als Referenzfall wurden eine Machzahl von 0,62, eine Reynoldszahl von 15 Millionen und ein Anstellwinkel von 1° gewählt. Ausgehend davon wurden Messungen bei Variation der drei Parameter durchgeführt.

Mit dem Netzgenerator Gridgen V15 von Pointwise wurde für die numerische Simulation ein 2D-Hybridnetz mit 78 000 Punkten erzeugt (Abb. 1). Sämtliche Simulationen wurden mit dem DLR-TAU-Code durchgeführt. Die Transitionslage wird mit dem darin enthaltenen auf der e^N -Methode basierenden Transitionsmodul vorhergesagt. Eine Berücksichtigung des unbekannten Seitenwandeinflusses im Experiment findet mithilfe eines induzierten Anstellwinkels in der Simulation statt, so dass in Experiment und Simulation der gleiche Auftriebsbeiwert vorliegt.

Abb. 2 zeigt den Vergleich von Messung und Simulation für zwei Messpunkte mit erhöhtem Anstellwinkel (Messpunkt 95: $\alpha = 3^\circ$, Messpunkt 112: $\alpha = 6^\circ$). Es bildet sich ein Verdichtungsstoß auf der Profiloberseite mit laminarer Stoß-Grenzschicht-Interaktion aus. Die für Laminarprofile charakteristische, späte Transitionslage sowohl auf der Profiloberseite als auch auf der Profilunterseite ist deutlich am verstärkten Temperaturabfall im turbulenten Bereich sichtbar (Abb. 2 unten).

Bei beiden Messpunkten wird die Stoßlage stromab der experimentellen Daten simuliert, was zu einem erhöhten lokalen Auftriebsbeiwert führt. Durch die Vorgabe des experimentellen Auftriebsbeiwerts in der Simulation ergibt sich ein zu kleiner Anstellwinkel, wie aus der Druckverteilung an der Profilnase erkennbar ist. Eine Anpassung des Anstellwinkels verbessert die Übereinstimmung mit der experimentellen Druckverteilung, auch die Stoßlage wandert leicht stromauf.

Der relativ starke Verdichtungsstoß bei Messpunkt 112 führt in der Simulation zu einer lokalen stoßinduzierten Ablösung, die einer instationären Bewegung unterliegt. Aus diesem Grund wurde die entsprechende Rechnung zeitgenau durchgeführt. Der leicht verringerte

Gradient in der experimentellen Druckverteilung am Stoß lässt vermuten, dass auch im Experiment eine instationäre Stoß-Grenzschicht-Interaktion vorlag.

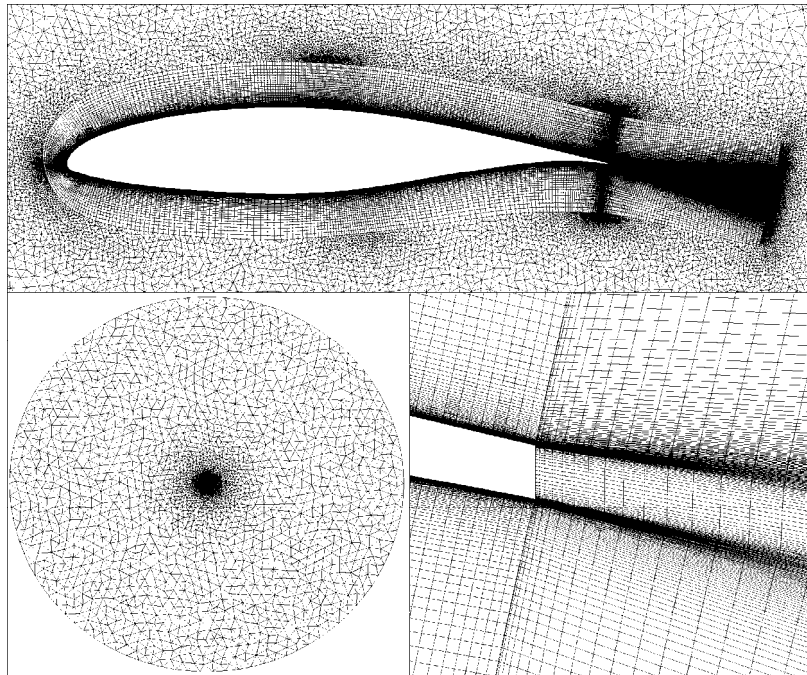


Abb. 1: 2D-Hybridnetz mit 78000 Punkten um das Profil NLF9

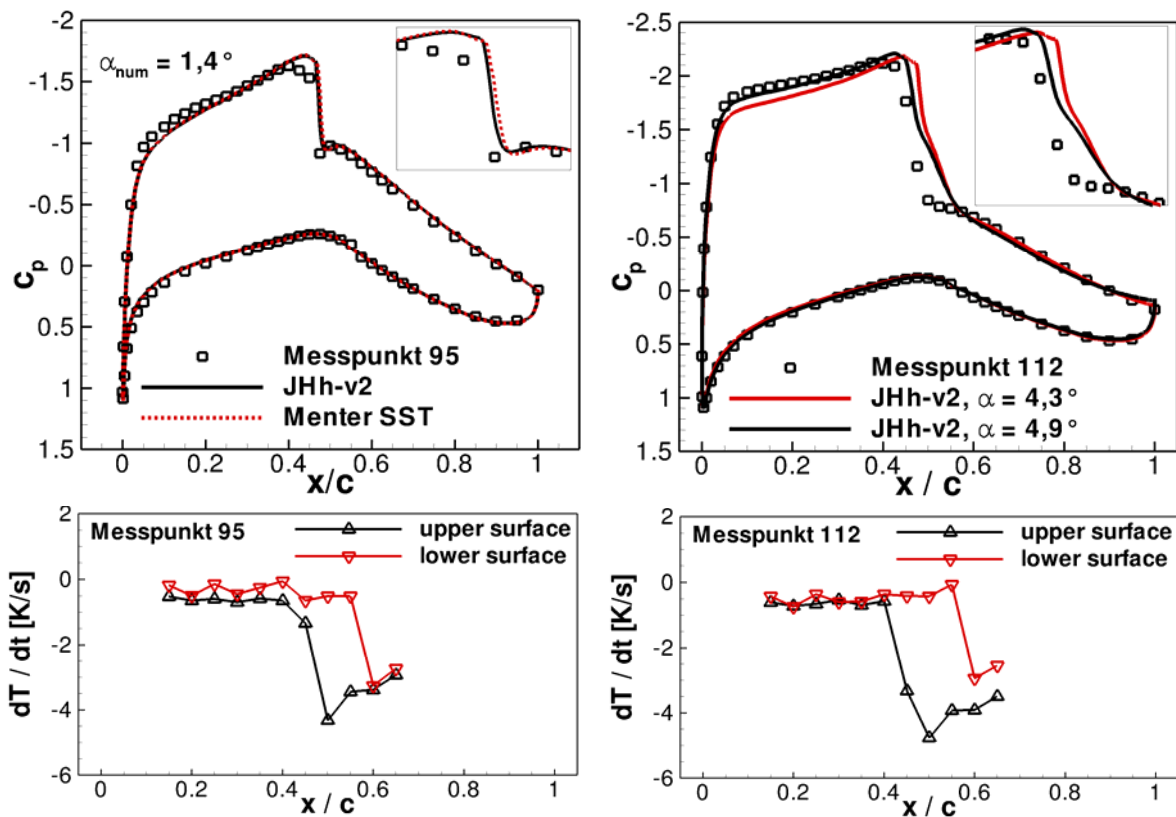


Abb. 2: Vergleich von experimentellen und numerischen Druckverteilungen (oben) sowie experimentell ermittelte Transitionslagen (unten) für die Messpunkte 95 (links) und 112 (rechts)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Freiflugmessungen zur Grenzschichtstabilisierung mit DBD Plasma Aktuatoren

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

Ausgangssituation

Dielectric Barrier Discharge (DBD) Plasma-Aktuatoren haben in Windkanalversuchen ihre Tauglichkeit zur Reibungsreduktion bei kleinen Reynoldszahlen nachgewiesen [1]. Neben künstlich angeregter Transition ließ sich kürzlich auch der natürliche Umschlag einer laminaren Grenzschicht zur Turbulenz auf einer ebenen Platte zu weiter stromab liegenden Positionen verzögern. Stabilitätstheoretische Analysen haben gezeigt, dass der Plasma-Aktuator einen stabilisierenden Einfluss auf die laminare Grenzschicht ausüben kann, indem ein zusätzlicher Impuls in der Nähe der Wand induziert und dadurch das Grenzschichtprofil fülliger wird.

Ziel

Für eine realitätsnahe Anwendung von Plasma-Aktuatoren ist eine Vergrößerung des Geschwindigkeitsbereiches notwendig, innerhalb dessen sie zur Transitionsverzögerung verwendet werden können. Zudem ist die Kontrollautorität auf einer Flügelgeometrie bei realistischen Druckverteilungen unter Freiflugbedingungen zu evaluieren, zumal die Umgebungsbedingungen wie Luftfeuchte, Temperatur und Druck die Kraftproduktion des Plasma-Aktuators beeinflussen.

Lösungsweg

Freiflugmessungen werden durchgeführt, da die Störungen in der Anströmung einen großen Einfluss auf den Transitionsprozess haben. Isotrope Turbulenz und ein sehr niedriger Turbulenzgrad können im Windkanal nicht erreicht werden. Für die Messungen im Flug wird ein Natural Laminar Flow (NLF) Flügelhandschuh auf dem rechten Flügel eines Motorseglers vom Typ G109 appliziert. Dies ermöglicht die freie Instrumentierung des Versuchsaufbaus mit wandintegrierter Sensorik und Plasma-Aktuatoren. Aufgrund des annähernd linearen Druckverlaufs auf der Druckseite des Handschuhs, bietet es sich an, Untersuchungen zur Strömungskontrolle auf der Unterseite des Handschuhs durchzuführen. Eine Reihe von 15 Mikrofonen zwischen $x/c = 36\%$ und 67% Flügeltiefe ermöglicht die Messung der Instabilitätsfrequenzen und die qualitative Evaluation des Transitionsvorganges in der Handschuhgrenzschicht. Eine speziell entwickelte dreiachsige Traverse kann auf der Handschuh-Oberfläche installiert werden und dient der Vermessung der Grenzschicht mittels einer Hitzdrahtsonde. Ein bei 33% Flügeltiefe in die Oberfläche integrierter 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 und der Umschlag zur Turbulenz mit und ohne Strömungskontrolle verglichen.

Zusätzlich zu den Grenzschichtdaten und der Druckverteilung über den Handschuh werden der Flugzustand (Fluggeschwindigkeit, Anstell- und Schiebewinkel) sowie die Umgebungsbedingungen (Druck, Temperatur, Luftfeuchtigkeit) ermittelt. Dadurch kann der Anströmungszustand während der Messungen dokumentiert und mit der Leistung des Plasma-Aktuators korreliert werden. Die Leistung des Plasma-Aktuators kann entweder ohne oder mit geschlossenem Regelkreis (Closed-loop control) eingestellt werden und ermöglicht in letzterem Fall eine konstante Strömungskontrolle unter variablen Umgebungsbedingungen.

Ergebnisse

Bei den im Folgenden gezeigten Ergebnissen wird keine künstliche Störung angeregt, es handelt sich um den natürlichen Grenzschichtumschlag auf der Druckseite des Flügelhandschuhs im Freiflug. Die wahre Fluggeschwindigkeit (TAS) beträgt annähernd 40m/s, die Reynoldszahl unter Berücksichtigung der gemessenen Umgebungsbedingungen $Re=2.9e6$. Werden die Daten der Mikrofonmessungen im Frequenzbereich betrachtet, so lässt sich der Umschlagsvorgang anhand eines breitbandigen Anstiegs der Amplituden beobachten. In Abbildung 1 sind die einzelnen Mikrofonpositionen x/c entlang der Ordinate verteilt während die per FFT ermittelten Frequenzanteile auf der Abszisse aufgetragen sind. Die Farblevels definieren die jeweiligen Amplituden, wobei rote Anteile hohe, blaue Anteile hingegen niedrige Amplitudenwerte (in Volt) erkennen lassen. Im linken Bild ist der Fall ohne Strömungskontrolle dargestellt und ein Umschlag zur Turbulenz kann bei $x/c=47\%$ angenommen werden. Wird hingegen ein Plasma-Aktuator bei der Frequenz von 7.8kHz an der Position $x/c=33\%$ mit 40W Leistung betrieben (rechtes Bild), so befindet sich der Anstieg des Mikrofonpegels bei weiter stromab liegenden $x/c=52\%$.

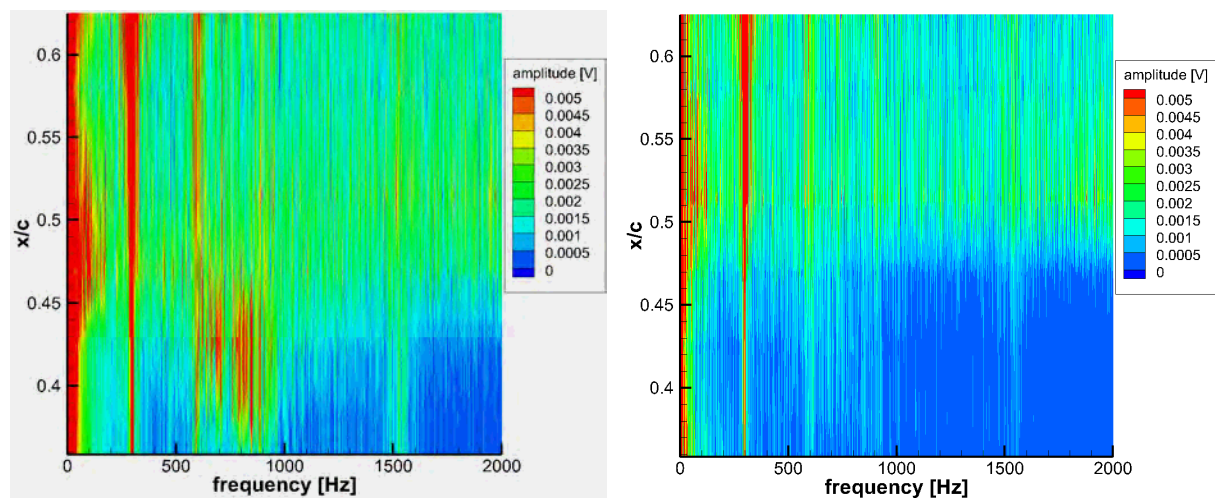


Abbildung 1: Konturplot der Frequenzinhalte der Mikrofon-signale ohne (links) und mit (rechts) Strömungskontrolle.

Eine Verzögerung der Transition um etwa 5% Sehnenlänge kann durch einen einzelnen Plasma-Aktuator erreicht werden, unzureichende räumliche Auflösung durch die Sensorik verbietet jedoch eine genauere Quantifizierung. Zur Vergrößerung des transitionsverzögernden Effektes können die am Plasma-Aktuator umgesetzte Leistung variiert oder mehrere stromabliegende Aktuatoren gestaffelt werden.

Der Einfluss der variablen Umgebungsbedingungen des Flugversuchs auf die Aktuatorleistung lässt sich anhand der sich stark ändernden relativen Luftfeuchte in Abbildung 2 erkennen. Ein Anstieg der Luftfeuchte h_{rel} um 70% führt zu einer Abnahme der umgesetzten elektrischen Leistung von 2.3%.

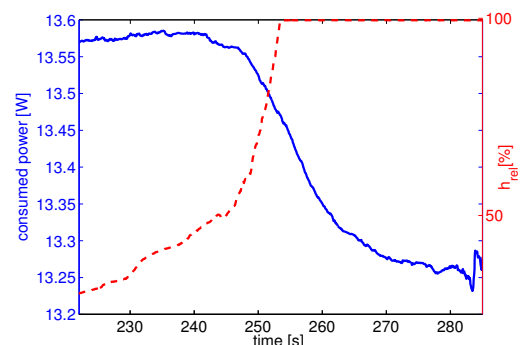


Abb 2 : Variation der Aktuatorleistung in Abhängigkeit der Luftfeuchte

Referenzen:

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

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transition, Laminarhaltung

Untersuchungen zur Wirkung von Stufen auf die laminar-turbulente Transition mit Hilfe der e^N Methode

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 laminar-turbulente Transition untersucht. Dafür wird die e^N Methode modifiziert und ein neuer N-Faktor Verlauf berechnet, der den Einfluss der Stufe abbildet. Durch eine Korrelation soll, wenn möglich, eine a-priori Abschätzung des Einflusses ermöglicht werden. Zwei in der Literatur vorhandene Korrelationen ([1], [2]) werden deshalb mit den eigenen Ergebnissen verglichen.

Zur Berechnung der N-Faktor Verläufe werden zwei verschiedene Methoden benutzt. Zum einen werden Störungen direkt simuliert und durch Auswertung der Störungsentwicklung die Verläufe gewonnen. Da die Rechenkosten dafür jedoch relativ groß sind kann hierbei nur ein relativ kleiner Bereich berechnet werden. Deshalb wird zum anderen die Lineare Stabilitätstheorie (LST) eingesetzt, um durch Integration der räumlichen Anfachungsraten eine Aussage zum N-Faktor Verlauf in einem größeren Gebiet zu treffen. Zu beachten ist, dass in beiden Fällen nur 2-D Tollmien-Schlichting Wellen untersucht werden.

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. Zur Lösung der räumlichen Eigenwertproblems der LST wird zuerst das zeitliche Problem mit einem Matrix-Löser berechnet und anschließend das räumliche Problem iterativ gelöst.

N-Faktor Verläufe für drei verschiedene Einströmmachzahlen (0,15; 0,8; 1.06) mit Stufenhöhen zwischen $Re_H=1666$ und $Re_H=4400$ an verschiedenen Positionen zwischen $Re_S=330.000$ und $Re_S=2.450.000$ wurden berechnet. Der erste Schritt zur Berechnung der Verläufe besteht in der Simulation von Grundströmungen mit Stufe. Es zeigt sich, dass Strömungen im Unterschall im Vergleich zu denen im Überschall einige fundamentale Unterschiede aufweisen.

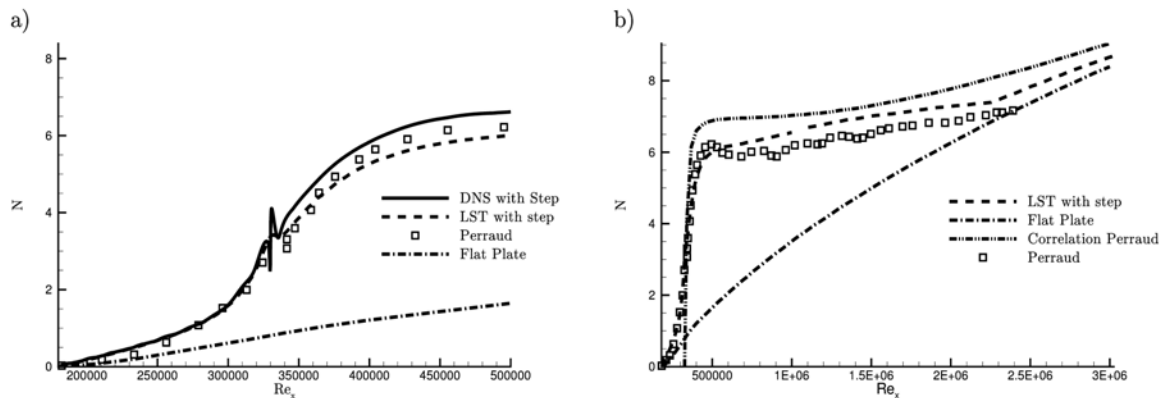


Abbildung 1:

- a) N-Faktor Verlauf in der Nähe der Stufe.
- b) N-Faktor Verlauf im gesamten Gebiet.

So bilden sich z.B. im Unterschall zwei Ablöseblasen aus, eine vor und eine auf der Stufe, während im Überschall nur eine, dafür jedoch sehr lange Ablöseblase zu finden ist. Basierend auf der jeweiligen Grundströmung werden anschließend einerseits die LST Berechnungen und andererseits die direkte numerische Simulation von Störungen durchgeführt.

In Abbildung 1 a) sind N-Faktor Verläufe in der Nähe der Stufe zu sehen. Es ist zu erkennen, dass die Übereinstimmung zwischen DNS und LST vor der Stufe exzellent ist, während nach der Stufe durch nichtparallele Effekte Unterschiede auftreten. Der Fall wurde schon von Perraud et al. [2] behandelt. Auch zu deren Ergebnissen zeigt sich eine gute Übereinstimmung.

In Abbildung 1 b) sind N-Faktor Verläufe in einem größeren Gebiet dargestellt. Da weit hinter der Stufe keine DNS Ergebnisse vorliegen, werden nur die Ergebnisse der LST mit denen von Perraud et al. verglichen. Zusätzlich ist eine Kurve eingezeichnet, die mit der von Perraud et al. vorgeschlagenen Formel berechnet wurde. Es zeigt sich, dass diese den N-Faktor Verlauf nach der Stufe in diesem Fall gut abbildet. Es muss jedoch angemerkt werden, dass die von Perraud et al. vorgeschlagene Korrelation in den meisten anderen Fällen versagt.

Aus den vorhandenen Ergebnissen kann gefolgert werden, dass die Modellierung des Verlaufs des N-Faktors, wie von Perraud et al. vorgeschlagen, erfolgversprechend ist. Die Korrelation an sich scheint jedoch außerhalb der Auslegungsparameter nicht zutreffend zu sein.

Literatur:

- [1] J. Crouch, V. Kosorygin, L. Ng. Modeling the effects of steps on boundary-layer transition. IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, volume 78 of Fluid Mechanics and Its Applications, pp. 37-44, 2006.
- [2] J. Perraud, D. Arnal, A. Séraudie, D. Tran, 2004: Laminar-turbulent transition on aerodynamic surfaces with imperfections, RTO-AVT-111 Symp., Prague.

RECEPTIVITY OF A LAMINAR 3-D BOUNDARY LAYER ON A SWEEP WING TO A CYLINDRICAL ROUGHNESS ELEMENT

Holger Kurz¹, Markus J. Kloker

Institute of Aerodynamics and Gasdynamics, University of Stuttgart, GERMANY

Summary Direct numerical simulations of the effects of a cylindrical roughness element in the laminar three-dimensional boundary layer on the upper surface of a swept wing are performed. The roughness element generates streamwise vortices, where one is persistently growing in streamwise direction due to crossflow instability. By varying the roughness height, the onset of secondary instability of this crossflow vortex and ultimate transition to turbulence varies also in streamwise direction. When reaching a critical roughness height, the linear regime is bypassed and breakdown to turbulence occurs in close vicinity to the element.

INTRODUCTION

For the development of future transport aircraft the reduction of fuel consumption has become a central aspect. As a decrease of total skin friction drag by transition delay on the wings and tailplanes is a promising means there is a large interest in better understanding the transition process. Since transport aircraft typically have swept-back wings, the consideration of a corresponding three-dimensional boundary layer is stringently required in order to capture the features of the inherent crossflow-instability. Schrader *et al.* [1] found linear receptivity of a three-dimensional boundary layer to shallow roughness elements, Tempelmann *et al.* [2] concluded that linear receptivity can be assumed for roughness heights up to 10% of the displacement thickness. The EU-project RECEPT has set its sights on improving the understanding of the receptivity-process in such boundary layers, especially for cases where non-linear effects are no longer negligible. Various simulations and experiments are conducted, yielding data to establish models for the prediction of the receptivity. In this context, direct numerical simulations (DNS) with medium-sized roughness elements on a swept modified NACA 671-215 profile at cruise conditions are performed at IAG. Additionally, a two-dimensional setup is employed for comparison.

Cylindrical roughness elements in 2-d boundary layers generate pairs of transiently appearing counter rotating vortices with ensuing velocity streaks, where the rotational direction of the vortices can depend on the flow configuration. In the present case of a 3-d boundary layer a spanwise oriented array of roughness elements is utilized to generate regularly spaced crossflow vortices. The vortex system behind an element becomes asymmetric, where vortices are suppressed if their rotational direction does not correspond to the crossflow vortex rotation sense. The focus of the current investigations is on the receptivity process and the critical roughness height for bypass transition.

CONFIGURATION

The baseflow past a NACA 671-215 profile, modified in the nose region, has been computed with a sweep angle of $\beta = 35^\circ$ and an angle of attack of $\alpha = -6.1^\circ$, measured perpendicular to the leading edge. This configuration ensures that the boundary layer on the upper surface is dominated by crossflow instability, while Tollmien-Schlichting waves are not amplified before $x/c = 0.7$. The free-stream Mach number is set to $Ma_\infty = 0.65$, resulting in a chord Reynolds number of $Re_c = 6.9 \cdot 10^6$ at an altitude of $h = 12,000m$. For comparison a 2-d baseflow at identical angle of attack has been computed by omitting the spanwise velocity component of the free stream.

The spanwise extent of the z-periodic DNS domain is set to $\lambda_z = 4mm$ according to the most amplified spanwise wavelength gained by linear stability theory, the streamwise boundaries were placed at $x/c = 0.015$ and 0.05 , respectively. A cylindrical roughness element with a diameter of $d = 1mm$ was situated at $x/c = 0.02$, the edges were blended to the surface by a hyperbolic tangent function. The roughness height k was normalized by $\delta_{1,s}$, being defined as the displacement thickness of the undisturbed 3-d boundary layer at the roughness element in the edge-streamline system. Two roughness heights were investigated: $k = 1$ and $k = 2$, in the 3-d case corresponding to $Re_{kk} = 264$ and $Re_{kk} = 825$, respectively.

While the DNS was conducted in a domain conforming to the surface curvature of the wing profile, the results were transformed to a curvilinear coordinate system s being the arc-length along the contour in the x - y -plane and n pointing in the wall-normal direction. For the 3-d cases, the system was subsequently rotated about the n -axis by 55° and denoted by the index r to align with the crossflow vortices. The origin is defined by the roughness element.

RESULTS

In the 2-d case without spanwise velocity component and $k = 1$ a pair of counter rotating wake vortices emerges behind the roughness element, while an initial horseshoe vortex decays almost immediately, see Figure 1 a) . Note that after the horseshoe vortex has decayed short vortices to the left and right of the element emerge near the wall, having the opposite rotation sense. The rotational direction of the actual wake vortex pair conforms to the

¹kurz@iag.uni-stuttgart.de

horseshoe vortex, meaning high speed fluid is pushed towards the wall behind the element. The vortex pair decays after some roughness diameters downstream the element since these steady disturbances are not amplified in the present accelerated boundary layer.

The respective element in the three-dimensional baseflow (Figure 1 b)) gives rise to a set of horseshoe vortices with alternating rotational direction near the element. However, only one prevailing pair of counter-rotating vortex legs seems to govern the near field behind the roughness element. While the vortex rotating opposed to the crossflow vortices is suppressed shortly downstream of the element, the dominant vortex rotating in the basic crossflow direction near the wall persists and triggers the evolution of the expected streamwise crossflow vortex. Additionally, a wake vortex rotating in the same direction transiently appears. Further downstream, secondary instability sets in (from uncontrolled background disturbances) and the flow becomes turbulent, cf. Figure 1 d) and e).

The element with $k = 2$ shown in Figure 1 c) still produces horseshoe vortices, in contrast to the previous case however, the evolution of distinct crossflow modes is bypassed. Instead, the flowfield becomes turbulent without traversing a range of moderate growth rates.

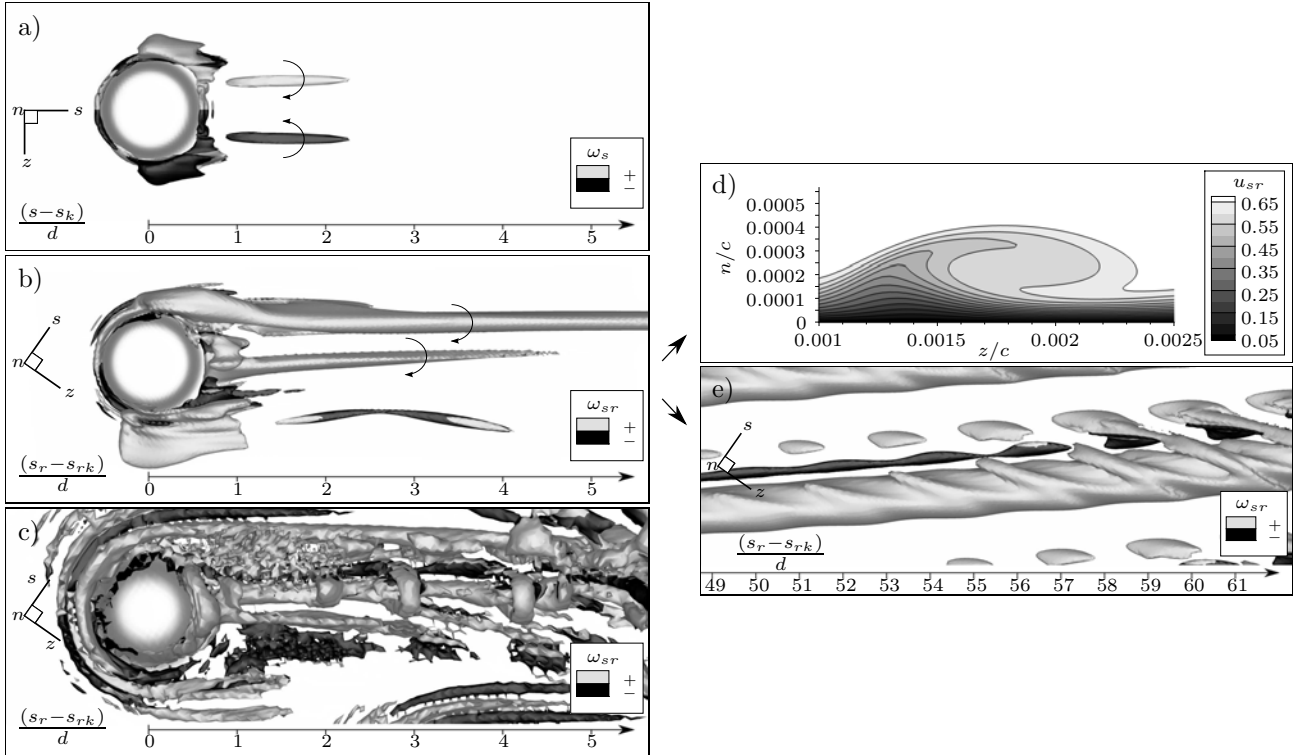


Figure 1. All isosurfaces at $\lambda_2 = -30000$ unless otherwise stated, isosurfaces above roughness elements are blanked out. Contours show vorticity in local flow direction. **a):** 2-d case with $k = 1$, **b):** 3-d case with $k = 1$, **c):** 3-d case with $k = 2$, **d):** 3-d case with $k = 1$: u_{sr} contours in crosscut at $\frac{(s_r - s_{rk})}{d} = 49$, **e):** 3-d case with $k = 1$: onset of secondary instability, $\lambda_2 = -10000$

CONCLUSION AND OUTLOOK

Cylindrical roughness elements in the given three-dimensional boundary layer produce horseshoe vortices with streamwise legs that are either damped or amplified by the crossflow instability, depending on their rotational direction. Depending on the roughness height, these initial disturbances either give rise to crossflow vortices or lead to transition following a bypass mechanism. The critical roughness Reynolds number for the latter scenario is still to be determined, however the present findings are in accordance with estimations of $Re_{kk,crit}$ ranging from 400 to 800 for 2-d flows [3]. Further, dependence on roughness shape and background disturbance level will be investigated.

References

- [1] L.-U. Schrader, L. Brandt and D. S. Henningson Receptivity mechanisms in three-dimensional boundary-layer flows. *J. Fluid Mech.*, vol. 618, pp. 209-241, 2009
- [2] D. Tempelmann, L.-U. Schrader, A. Hanifi L. Brandt and D. S. Henningson Swept-wing boundary-layer receptivity to localised surface roughness. *submitted to J. Fluid Mech.*
- [3] P. S. Klebanoff, W. G. Cleveland and K. D. Tidstrom On the evolution of a turbulent boundary layer induced by a three-dimensional roughness element. *J. Fluid Mech.*, vol. 237, pp. 101-187, 1992

Mitteilung

Projektgruppe: Laminarhaltung und Transition
Thema: **Interaction of a Cylindrical Roughness Element and a Two-Dimensional TS-Wave 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
70569 Stuttgart **Telefax:** (0711) 685 60211
 e-mail : plogmann@iag.uni-stuttgart.de

Introduction

Surface roughness elements in the leading edge region of airfoils can cause laminar to turbulent boundary layer transition resulting in a loss in lift and a significant increase in aerodynamic drag. Especially wind turbine blades are affected since there is no maintenance. 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, since flow phenomena leading to transition downstream of the roughness alter significantly not only with the shape but also with increasing roughness height in relation to the boundary layer displacement thickness: For low roughness heights (i), boundary layer disturbances are predominately excited via a linear receptivity process [3],[4]. The base flow is, however, not considerably affected by the roughness element. For roughness elements in a medium range (ii), the receptivity process becomes nonlinear. In addition, the mean flow velocity distortion results in a modified stability behavior of the boundary layer downstream of the roughness element. Moreover, 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 occurs in the close vicinity of the roughness element. This process is also often referred to as bypass transition and inherent with a strong mean flow distortion causing highly nonlinear effects [7],[8].

The present investigations focus on the interaction of a single, three-dimensional roughness element (stage ii) with a laminar boundary layer, which is perturbed by a two-dimensional TS-wave upstream of the roughness element. DNS computations [9] for a three-dimensional, Gaussian-shaped roughness element show that streaky structures can evolve out of the scattering of a two-dimensional TS-wave at the roughness element. Moreover, the TS-wave scattering at the roughness results in an oblique wave train with a broad band of spanwise wave numbers downstream of the roughness element [10].

Experimental Setup

The present experiments were conducted in the Laminar Wind Tunnel ($Tu \leq 0.02\%$, 10-5000 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 64₃-418 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 the present experiments the pressure gradient at the roughness position was close to zero corresponding to an angle of attack of $\alpha = 4.4^\circ$.

Controlled boundary layer disturbance modes (TS-waves) are excited upstream of the roughness element by a thin slit (width = 0.2mm), which is integrated into the model surface and via tubes connected to 128 individually controllable micro-loudspeakers. Therewith, disturbance modes in a wide streamwise and spanwise wave number range can be excited with a high linearity.

The roughness element is of cylindrical shape and has a diameter of $d_r = 20$ mm. It is integrated into the model at a streamwise location of $s/c = 0.1811$ and 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 ≤ 0.1 μ m. Additionally, the roughness height is measured and monitored with a laser-triangulation system with a resolution of 0.15 μ 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 acquisition of the hot-wire signal is phase-locked with respect to the disturbance generation upstream of the roughness element. For the data acquisition, the hot-wire signal is split into AC and DC part. The AC part of the signal 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 $f = 250\text{--}700\text{ Hz}$) were measured and found to be in reasonably good agreement with calculations.

Results

In the present experiments the interaction of a single 2D TS-wave ($f_1 = 549\text{ Hz}$) with the cylindrical roughness element for a height of $h/\delta_{1,ref} = 0.5$ was investigated at a free stream velocity of $u_\infty = 20\text{ m/s}$ (with $\delta_{1,ref}$ being the displacement thickness at the center of the roughness element for $h = 0$). Fig.1a shows the streamwise amplitude development of the excited, fundamental TS-wave mode f_1 . Immediately downstream of the roughness element an increased amplitude can be observed at the edges of the roughness element, while the mode is slightly damped in the centerline region of the roughness element. However, in the downstream development the peaks at the edges of the roughness element move towards the center while minima form at spanwise positions corresponding to the edges of the roughness element. These minima coincide with minima in the spanwise distribution of the shape parameter. The spanwise distribution of the shape parameter and the mean flow velocity distortion strongly hint at the existence of a counter-rotating vortex pair as indicated in Fig. 1b and described in [6]. Comparing the streamwise evolution of the shape factor and the amplification of the excited mode it seems that the most significant influence of the interaction is restricted to the spanwise extend of the roughness element as long as the two vortex pairs have a significant amplitude. However, as the amplitude of the vortices decreases even further downstream ($s/d_r > 5$) the spanwise extend, in which the initially two-dimensional mode is affected by the roughness element starts to spread considerably. Moreover, the strong amplification predominantly in the centerline region is inherent with a transfer of energy into the harmonic mode $2f_1$ of the excited fundamental mode f_1 .

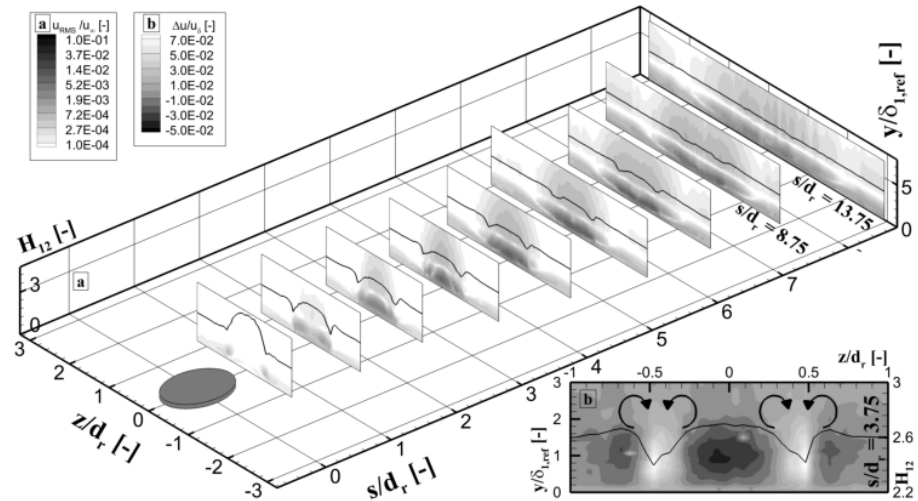


Fig.1: Streamwise amplitude development of the fundamental mode ($f_1 = 549\text{ Hz}$, $u_{RMS} / u_\infty = 0.01$ at roughness position) downstream of the roughness element ($h/\delta_{1,ref} = 0.5$) and development of the shape factor (black line) (a) and mean flow velocity distortion in the wall-normal spanwise plane at $s/d_r = 3.75$ and shape factor (black line) (b).

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] Legendre R. and Werlé H.: Toward elucidation of three-dimensional separation, Annual Review of Fluid Mechanics, 2001, vol. 33, pp. 129–154.
- [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, 1987, 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.
- [9] Piot E., Casalis G. and Rist, U.: Stability of the laminar boundary layer flow encountering a row of roughness elements: Biglobal stability approach and DNS, European Journal of Mechanics B/Fluids, 2008, vol. 27, pp. 684–706.
- [10] Crouch J.D.: Excitation of secondary instabilities in boundary layers. Journal of Fluid Mechanics, 1997, vol. 336, pp. 245–266.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Freiflugexperimente unter ruhigen und moderat turbulenten Bedingungen

Andreas Reeh und Cameron Tropea
SLA TU Darmstadt, Flughafenstr.19, 64347 Griesheim
areeh@sla.tu-darmstadt.de

Ausgangssituation:

Turbulenz hat einen wichtigen Einfluss auf atmosphärische Transportprozesse. Sie wird vor allem in der unteren Schicht der Troposphäre, der atmosphärischen Grenzschicht, sehr häufig angetroffen. Atmosphärische Turbulenz wird durch Vorgänge wie thermische Konvektion, großskalige orographische Interferenz oder Windscherung an Inversionsschichten [1] erzeugt. Die Auswirkung für Flugzeuge sind Störungen der Anströmbedingungen durch die Überlagerung von Turbulenzballen verschiedener Längenskalen. Während kleinere turbulente Störungen nur Auswirkungen auf die Grenzschicht haben, können größerskalige Ballen die gesamte Flugzeugumströmung beeinflussen. Die Fluktuationen der Anströmbedingungen können sowohl die Leistung als auch die Lasten beeinflussen.

Ziel:

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist eine ganzheitliche Untersuchung der aerodynamischen Effekte auf ein Flügelprofil beim Flug durch ruhige und moderat turbulente Luft. Vergleiche der unterschiedlichen Bedingungen sollen Aufschluss über mögliche Leistungsverluste liefern. Anregungen für verbesserte Modellierungsansätze sollen untersucht werden.

Lösungsweg:

Ein umfangreiches Messsystem wurde in einem Motorsegler vom Typ Grob G109b integriert [2]. Am rechten Flügel ist eine Luftdatenmesseinheit an einem Ausleger angebracht. Sie fungiert als Referenz für die Messgrößen statischer Druck, dynamischer Druck, Anstell- und Schiebewinkel sowie Temperatur und Luftfeuchte. Die größte Veränderung stellt jedoch ein Flügelhandschuh am rechten Flügel dar. Der Handschuh basiert auf einem Althaus AH93-157 Laminarprofil [3], welches so modifiziert wurde, dass alle Anforderungen an die Strömungsqualität und die Unterbringung der Messtechnik gewährleistet werden konnten. Für die vorliegende Untersuchung sind vor allem drei Sensortypen wichtig. Zwei X-Hitzdrahtsonden messen die Geschwindigkeit und die Strömungswinkel vor dem Handschuh. An 32 Druckbohrungen wird die Druckverteilung mit Miniaturdruckumformern abgenommen. Die Schlauchlängen sind dabei möglichst kurz gehalten ($<0,1\text{m}$), um schnelle Druckschwankungen erfassen zu können. Außerdem werden 32 auf der Profilunterseite in Strömungsrichtung verteilte Wandmikrofone zur Untersuchung der Grenzschichttransition genutzt.

Ergebnisse:

Im Folgenden werden die Effekte bei ruhigen und moderat turbulenten Anströmbedingungen miteinander verglichen. Abbildung 1 zeigt die zeitliche Entwicklung des Anstellwinkels und der Fluggeschwindigkeit gemessen mit den Hitzdrahten. Sowohl die mittleren Anstellwinkel als auch die mittleren Reynoldszahlen sind in beiden Fällen ähnlich. Während im ruhigen Fall der Pilot den Anstellwinkel in einem engen Bereich fixieren kann, sind deutliche Variationen in der Form von irregulären Schwankungen für den turbulenten Fall sichtbar. Um die Auswirkungen dieser instationären Anströmung auf die Druckverteilung zu verdeutlichen, ist in Abbildung 2 die zeitliche Entwicklung des dimensionslosen Druckgradienten dargestellt. Für ruhige Strömungsbedingungen ist eine glatte Verteilung des Druckgradienten erkennbar, während für den moderat turbulenten Fall wellige Veränderungen auftreten, die sich vor allem im vorderen Bereich des Profils verstärken. Sowohl der erhöhte Turbulenzgrad als auch

der transiente Druckgradient können den Transitionsprozess beeinflussen. Die von den Wandmikrofonen aufgenommene Standardabweichung der Druckschwankung in der Grenzschicht in Abbildung 3 zeigt wieder signifikante Unterschiede für die zwei Strömungsbedingungen. In ruhiger Luft bleibt die Position für maximale Störungsanfächung nahezu konstant. Obwohl keine starke Veränderung der mittleren Position auffällig ist, sind im turbulenten Fall starke, kurzzeitige Variationen des Anstiegs der Störungsanfächung zu erkennen. Diese Fluktuationen korrelieren mit den Anstellwinkelvariationen und den transienten Änderungen des Druckgradienten.

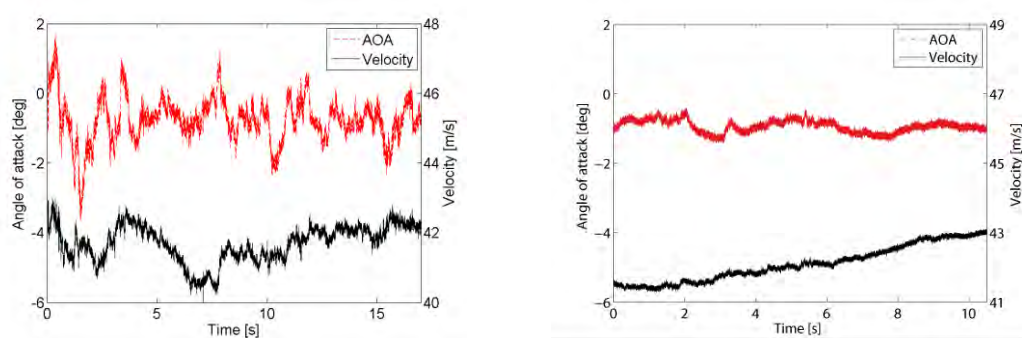


Abbildung 1: Anströmbedingungen, (a) ruhige Luft, (b) moderat turbulente Luft

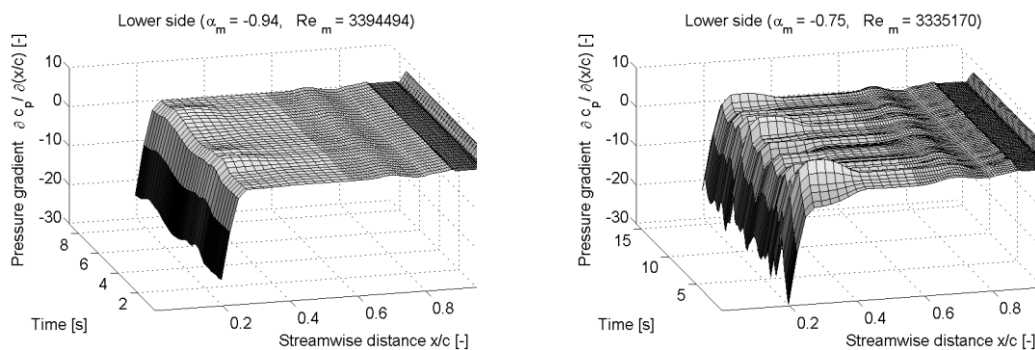


Abbildung 2: Zeitliche Entwicklung des Druckgradienten, (a) ruhige Luft, (b) moderat turbulente Luft

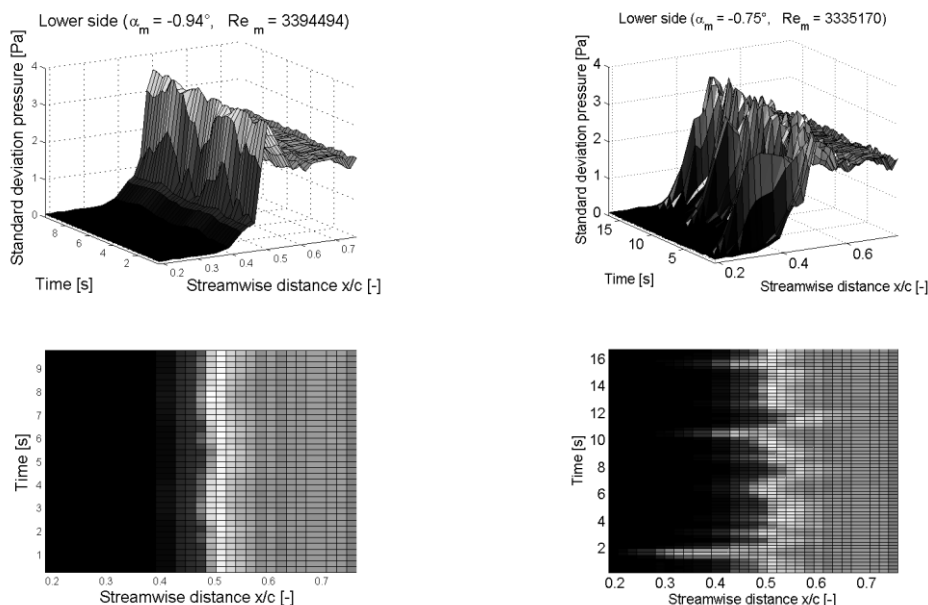


Abbildung 3: Zeitliche Entwicklung der Standardabweichung der Mikrofonssignale, (a) ruhige Luft, (b) turbulente Luft

- [1] Wyngaard, J. C., "Atmospheric Turbulence", Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 24, 1992, pp. 205-233.
- [2] Weismüller, M., "A new Approach to Aerodynamic Performance of Aircraft under Turbulent Atmospheric Conditions", Dissertation, TU Darmstadt, <http://tuprints.ulb.tu-darmstadt.de/2934/>, 2011.
- [3] Althaus, D. and Wortmann, F., Stuttgarter Profilkatalog, Vieweg Verlag, Braunschweig/Wiesbaden, 1981

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Rekonstruktion eines Störströmungsfeldes aus der Wandmessung von Tollmien-Schlichting Wellen

Arne Seitz

DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, arne.seitz@dlr.de

Im Jahr 2001 wurden beim DLR Flugversuche mit dem Ziel durchgeführt, die Ausbreitung natürlich erregter Tollmien-Schlichting Wellen in einer Tragflügelgrenzschicht näher zu untersuchen, vgl. [1]. Hierzu wurde ein Heißfilmmarray mit 64 Sensoren auf dem Laminar-Handschuh des rechten Tragflügel der LFU-205, einem der Flugversuchsträger des DLR, aufgebracht und die von den vorbeiziehenden Störungen ausgelösten Wandschubspannungsfluktuationen aufgezeichnet (siehe Bild 1).

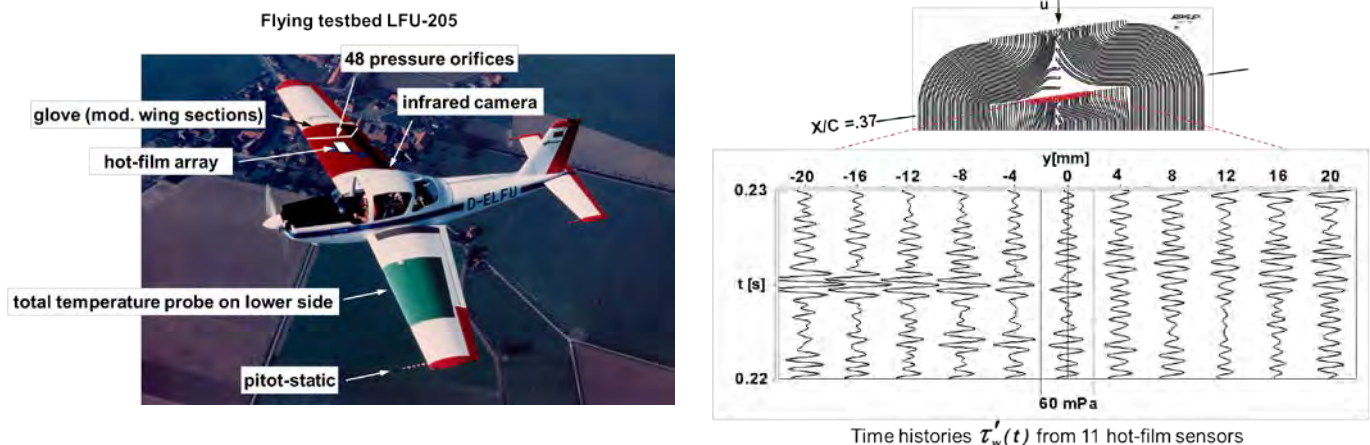


Bild 1 : LFU-205 mit Instrumentierung für den Flugversuch (links) und Zeitschriebe der von natürlich erregten Tollmien-Schlichting Wellen ausgelösten Wandschubspannungsfluktuationen (rechts).

Bereits damals konnte nachgewiesen werden, dass die Heissfilmmessungen im Bereich des so genannten linearen Wachstums der Tollmien-Schlichting Instabilitäten durchgeführt wurden. Hierauf aufbauend konnte im Rahmen der hier vorgestellten Arbeit eine Vorgehensweise entwickelt werden, mit der sich aus den gemessenen Wandschubspannungsfluktuationen unter Anwendung der linearen Stabilitätstheorie das Störungsgeschehen im Strömungsfeld über den Sensoren rekonstruieren lässt. Im Wesentlichen besteht die Rekonstruktion aus vier Schritten :

1. Durch eine Fourieranalyse in Raum und Zeit wird festgestellt, welche Tollmien-Schlichting Wellen mit welcher Phasenlage an den durchziehenden Störungen beteiligt sind.
2. Für die identifizierten Moden werden die Eigenfunktionen mit Hilfe der linearen Stabilitätsanalyse berechnet.
3. Da die lineare Stabilitätsanalyse per se nur normierte Eigenfunktionen liefert, müssen diese in geeigneter Weise skaliert werden. Einem Vorschlag von Schlichting [2] folgend, wird hierzu mit Hilfe der Messdaten für jede Mode ein Intensitätsfaktor K ermittelt.
4. Durch eine Fourier-Rücktransformation in Zeit Raum können dann für jeden Wandabstand z , für den die skalierten Eigenfunktionen der am Gesamtsignal beteiligten

Moden vorliegen, die Zeitschriebe der Störungsgrößen u', v', w', p' , und T' berechnet werden. Hierbei werden die einzelnen Moden bzw. Tollmien-Schlichting Wellen phasenrichtig und mit der jeweils korrekten Amplitude überlagert.

Für die so rekonstruierte Fluktuation der u -Geschwindigkeitskomponente aus den Flugversuchsdaten wurde dann für ein Zeitintervall von einer Sekunde die wandsenkrechte Verteilung des RMS-Wertes an einer der Heißfilmpositionen ermittelt (Bild 2 rechts) und mit experimentellen Ergebnisse verglichen (Bild 2 links). Die Vergleichsdaten entstammen dabei dem Flugexperiment von Horstmann und Miley [3], die im Jahre 1991 ebenfalls auf dem Laminar-Handschuh der LFU-205 Messungen mit senkrecht zur Tragflügeloberfläche verfahrenen Hitzdrähten durchgeführt hatten. Für den gezeigten Vergleich wurde aus der Datensammlung von Horstmann und Miley ein Fall ausgesucht, der hinsichtlich Druckverteilung und Anströmbedingungen bzw. Stabilitätszustand der Grenzschicht der für die Rekonstruktion zugrunde liegenden Wandmessung ähnlich war.

Man erkennt eine sehr gute Übereinstimmung der qualitativen Merkmale beider RMS-Verteilungen, so dass davon ausgegangen werden kann, dass die gewählte Vorgehensweise zur Rekonstruktion des Störströmungsfeldes aus den Wandmessungen grundsätzlich richtig ist. Es ist daher geplant, in einer zukünftigen Arbeit die gewonnenen instationären Daten als Anfangsbedingungen für eine direkte numerische Simulation des weiteren Transitionsverlaufes zu verwenden.

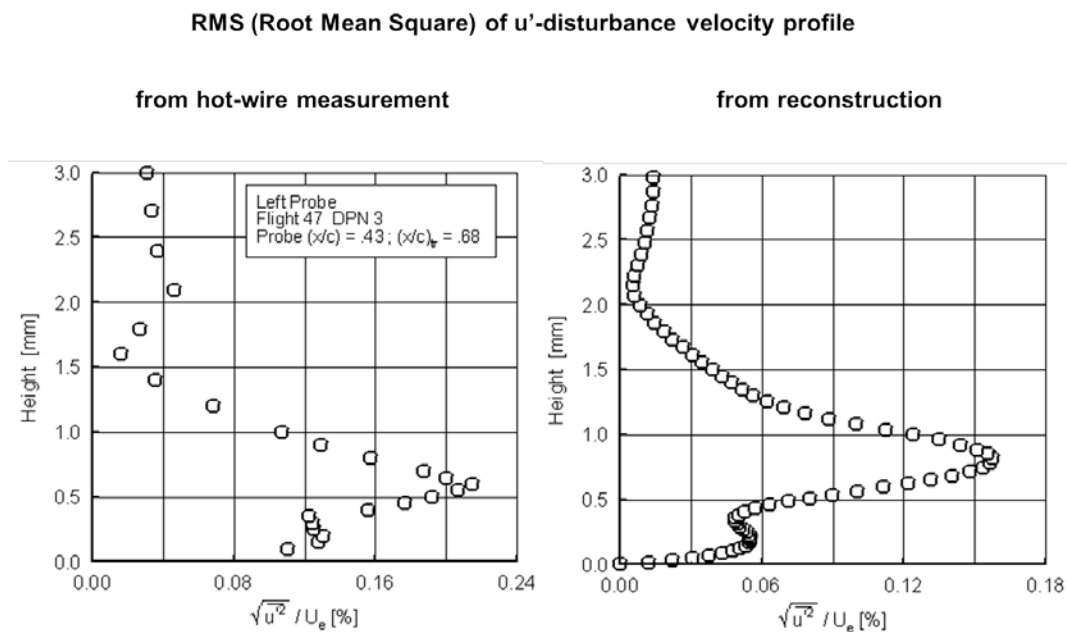


Bild 2 : Vergleich der wandsenkrechten RMS-Verteilungen aus dem Experiment von Horstmann und Miley [3] (links) und aus der hier durchgeführten Rekonstruktion des Störströmungsfeldes (rechts)

- [1] A. Seitz: *Freiflug-Experimente zum Übergang laminar-turbulent in einer Tragflügel-grenzschicht*. DLR FB-2007-01, ISSN 1434-8454, 2007
- [2] H. Schlichting: *Amplitudenverteilung und Energiebilanz der kleinen Störungen bei der Plattenströmung*. Nachr. Ges. Wiss. Göttingen, Math. Phys. Klasse 1935, S. 47–78
- [3] K.-H. Horstmann, S. J. Miley : *Data report on flight and wind-tunnel investigations of Tollmien-Schlichting waves on an aircraft wing*. DLR IB-129-91/18, 1991

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Swept Wing Design based on a Tapered Wing NLF Airfoil Catalogue

**Judith Frfr. von Geyr⁺, Fedime von Knoblauch zu Hatzbach⁺, Arne Seitz⁺,
Thomas Streit⁺, Georg Wichmann⁺**

⁺DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 38108, Braunschweig, Germany
th.streit@dlr.de

The challenge of integrating a laminar technology into a transport aircraft is considered in the European integrated technology demonstrator "Smart Fixed Wing Aircraft" (SWFA). SWFA is part of the Joint Technology Initiative (JTI) Clean Sky which aims to develop, integrate and demonstrate technologies that will contribute significantly to achieve the ACARE 2020 vision project. ACARE 2020 contemplates four goals to be reached in the year 2020: 50% reduction of CO₂ emissions through drastic reduction of fuel consumption, 80% reduction of NO_x (nitrogen oxide) emissions, 50% reduction of external noise and green product life cycle (design, manufacturing, maintenance and disposal / recycling). This work presents contributions to SWFA which consider the design of Natural Laminar Flow (NLF) airfoils and wings.

In the first part of this work a transonic tapered wing NLF airfoil catalogue was generated [1]. For a variation of the parameters Mach number, Reynolds number, lift coefficient, wing leading edge sweep and airfoil thickness, different airfoils were designed. The airfoil catalogue consists of 13 airfoils which take into account 43 design points. The design considers the wing tapering according to one of the SWFA short range aircraft planform specifications. Taking into account the tapering is important for transonic laminar design since: at the nose crossflow instability (CFI) is significantly determined by the leading edge sweep, while transonic properties like shock strength are determined by the sweep at the shock position. Therefore a 2.75D design method was developed [2], which allows the design of tapered airfoils with a computational effort corresponding to a 2D solution. For a wing these designed airfoil sections can be used in regions where the flow is conical, i.e. isobar lines follow constant percent chord lines. This is the case for most of the wing, except for wing regions close to the body or to the tip where the flow shows large three dimensional properties.

In the second part of this work a NLF wing was designed. The planform of this configuration corresponds to the SWFA new Short Range Aircraft (SRA). Besides the planform, constraints were imposed on thickness and load distribution. For the aft-swept wing geometry a starting configuration was defined using 6 airfoils from the catalogue. A wing body configuration was considered. For the start configuration no further geometry modifications were performed, except for the twist and thickness modifications required in order to satisfy the corresponding load and thickness constraints specified in consultation with Airbus. The results of the start configuration showed an acceptable laminar boundary layer extent at the upper wing side as well as a low wave drag characteristic. Since for the most part of the start wing no further design was necessary, these results indicate the usefulness of the 2.75D design. In a next step, 3D inverse design [3] was used in order to obtain a larger laminar boundary layer especially at the lower side. A 3D design method is required especially at the inner wing, for regions close to the wing body intersection. Results showed a downstream displacement of the lower side transition line leading to an additional reduction in total drag. For the inner wing, due to crossflow instability, the transition line could not be displaced further downstream without violating constraints as for example leading edge radius. A further improvement of laminar extent in this region cannot be achieved with NLF design alone. Instead a HLF (Hybrid Laminar Flow) design is required which will be considered for this configuration in future work.

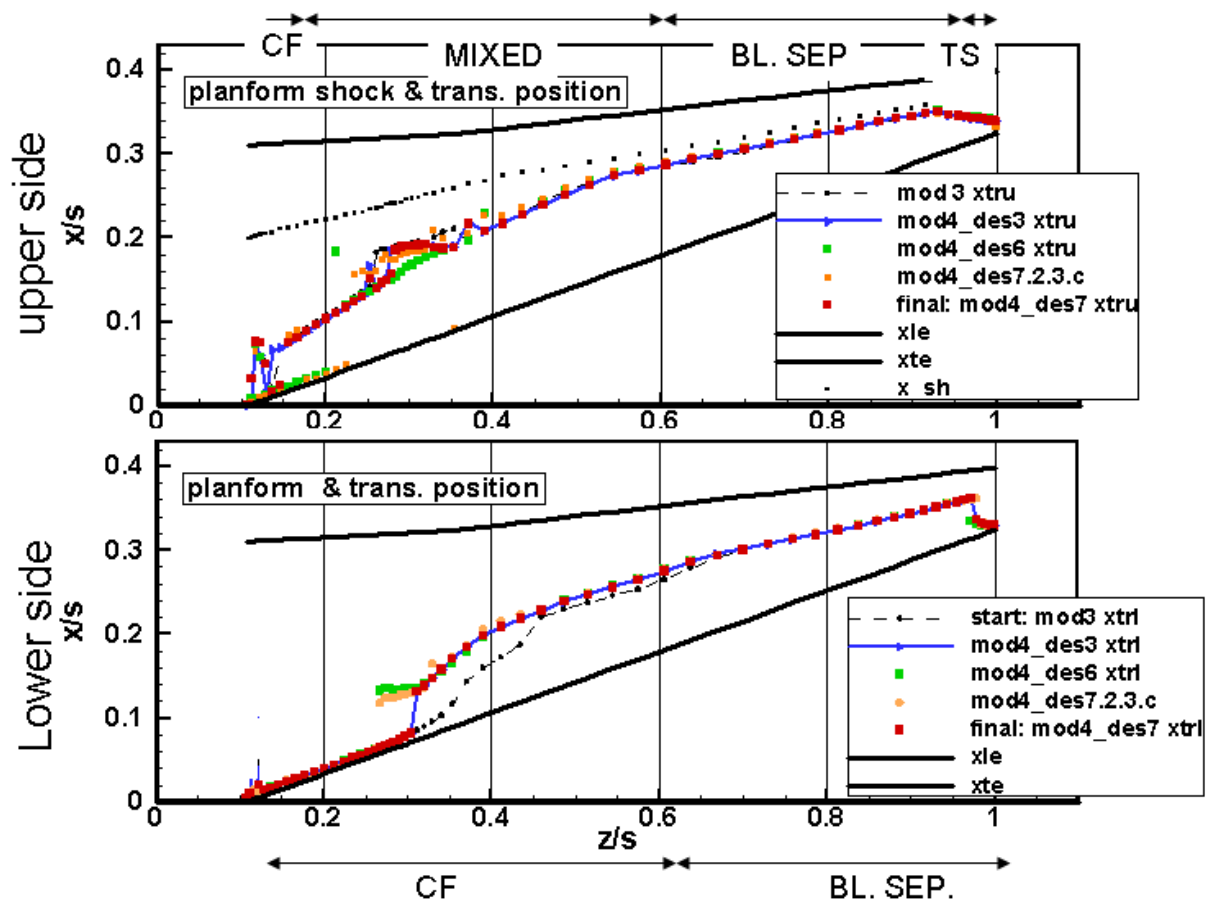


Fig. 1: Transition line position for upper and lower wing side for start configuration and intermediate and final designed configurations. For the upper wing also shock position is given. The relevant transition mechanism is indicated.

References

- [1] F. von Knoblauch, J. von Geyr, Th. Streit, A. Seitz. *SFWA-ITD Technical Report: Natural Laminar Flow Airfoil Catalogue*. Braunschweig, 2011.
- [2] Th. Streit, G. Wichmann and F. von Knoblauch zu Hatzbach. *Implications of Conical Flow for Laminar Wing Design and Analysis*. AIAA 2011-3808, 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 27-30 June, Honolulu Hawaii, 2011.
- [3] W. Bartelheimer. *Ein Entwurfsverfahren für Tragflügel in transsonischer Strömung (A Design Method for Wings in Transonic Flow)*. Published in German, Dissertation TU Braunschweig, DLR-Forschungsbericht 96-30, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V., 1996.

Title : „Numerical and Experimental Investigation of the Magnus Effect in Supersonic Flows“
Authors : Daniel Klatt, daniel.klatt@isl.eu
Robert Hruschka, robert.hruschka@isl.eu
Friedrich Leopold, friedrich.leopold@isl.eu
Address : French-German Research Institute of Saint-Louis (ISL),
68301 Saint-Louis, France, 5 rue du Général Cassagnou

Numerical and Experimental Investigation of the Magnus Effect in Supersonic Flows

The subject of the presented work is the investigation of the Magnus effect on a generic 6.37 diameter long tangential-ogive-cylinder type projectile by means of 3D Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) simulations and by wind tunnel experiments. The nominal Mach number is 3 and the Reynolds number based on the model length is 1.09×10^7 . The Magnus side force shows a nonlinear increase with the cross-flow Mach number and thus with the angle of attack reaching a maximum value and after a slight decrease a plateau at 10 to 30 degrees, followed by an intense decrease of the side force for even higher angles of attack. Using numerical simulations reveals the relationship between side force and angle of attack which leads to the limit case of a rotating cylinder in cross-flow.

Introduction

The Magnus effect, which are side forces and yawing moments a spinning projectile at angle of attack experiences in flight, depends on multiple parameters. These are especially spin rate, angle of attack, body shape, Mach and Reynolds number. Any change in these parameters leads to a different state of the boundary layer and hence affects the Magnus effect. While prior experimental studies, both on free-flying [1] as well as wind-tunnel-mounted projectiles [2], provide an extensive database for Magnus forces and moments, computational fluid dynamic (CFD) simulations [1] and theoretical models [3] aim to predict the Magnus effect.

However, each approach has its particular assets but also shortcomings: wind tunnel experiments are often limited in the range of accessible flow conditions, which, especially at low Reynolds numbers, leads to a boundary layer state where transition from laminar to turbulent flow occurs somewhere along the body [2]. This, in turn, leads to nonlinear dependencies of the Magnus force on angle of attack and spin rate. Enforcing turbulent flow by using a boundary layer trip has shown to entail some undesired side effects, such as the dependence of the Magnus effect on the type of boundary layer trip used [4]. CFD methods or theoretical models, however, generally assume either a fully laminar or turbulent boundary layer, because the possibilities to model and predict transition are limited. On the other hand, free-range tests often suffer from influences of rough surfaces (caused by the firing process). In addition the Magnus forces which are small in comparison with other forces have to be derived from the recorded trajectory of the projectile, which sometimes leads to substantial experimental uncertainty. The motivation for the current study lies in the fact that guided projectiles can experience flight attitudes which combine a moderate angle of attack ($3 < \alpha < 11$ degrees) with a supersonic flight Mach number – in particular after a control maneuver. Different to the situation at smaller angles of attack, where the Magnus effect of a typical projectile shows a linear dependence on incidence, the intermediate range is characterized by nonlinear growth up to a maximum value. The investigation of the higher angles of attack is of rather academic interest as it approaches the limit case of a rotating cylinder in cross-flow. The spin rate, normalized by the flow velocity ($pD/2U_\infty$), is set

to a constant value of 0.107, which is within the range where Magnus effects are expected to increase linearly with spin rate in case of a turbulent boundary layer [2].

Investigation Approach

The investigation presented in this paper consists of a numerical and an experimental part. In both cases the investigated model is a generic ogive-cylinder type projectile with a geometry as shown in figure 1 with a tangential-ogive-nose ($D = 30$ mm) followed by a 4.43 diameter long cylindrical afterbody. The total length of the tangential ogive nose projectile is 6.37 diameters.

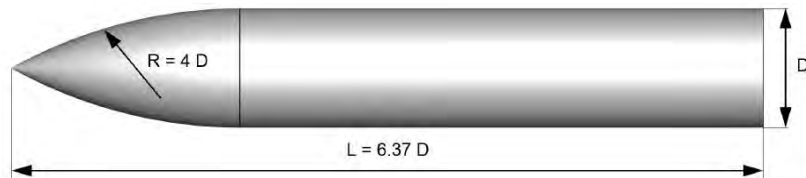


Figure 1. Model under investigation: tangential-ogive-cylinder projectile.

Investigation Results

The experimental investigation using flow visualization techniques has shown that the spin of the model clearly influences the flow around the model and also the size of the vortex system developed on the leeward side. Using numerical flow simulations, the change in vortex size has been revealed to result from a shift of the separation position of the boundary layer when comparing the spinning to the non-spinning case.

For small angles of attack the boundary layer is attached and the spinning motion of the model shifts the displacement thickness in spin direction leading to an asymmetric pressure distribution and thus to a side force which is linear with the angle of attack. For higher angles of attack, however, the boundary layer detaches and two leeside vortices are formed. The change in the position of the separation of the vortices due to the spin was indicated to be the primary source for the side force in the range of higher angles of attack and was shown to be non-linear with increasing angles.

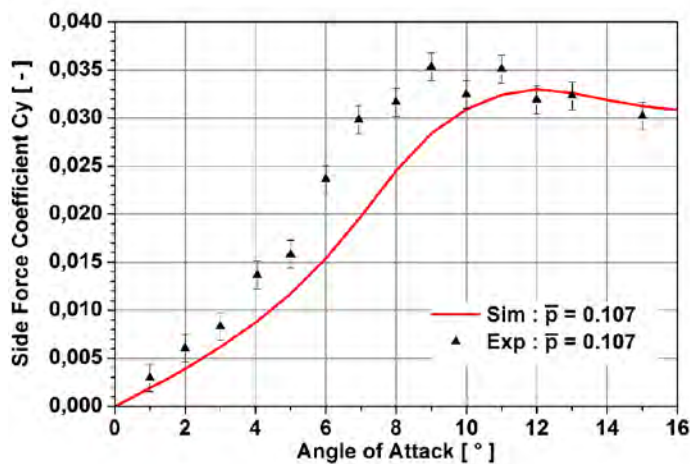


Figure 2. Magnus side force coefficient. Dimensionless spin rate 0.107.

For moderate angles the side force reaches a maximum value and afterwards tends to slightly decrease, while for even higher angles an intense decrease of the side force can be observed.

Figure 2 shows the dependency of the magnus side force on the angle of attack for angles up to 16 degrees for a dimensionless spin rate of 0.107.

References

- [1] DeSpirito, J., Sifton, S. I., and Weinacht, P., Navier-Stokes Predictions of Dynamic Stability Derivatives: Evaluation of Steady-State Methods, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, Nov. 2009, pp. 1142-1154.
- [2] Sturek, W. B., Boundary Layer Studies on a Spinning Tangent-Ogive-Cylinder Model, Tech. rep., Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground MD, July 1975.
- [3] Vaughn, H. R. and Reis, G. E., A Magnus Theory, AIAA Journal, Vol. 11, Oct. 1973, pp. 1396-1403.
- [4] Platou, A. S., Magnus Characteristics of Finned and Non-Finned Projectiles, AIAA Journal, Vol. 3, 1965, pp. 83-90

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung / experimentelle Versuchstechniken

Ansprechpartner: Sven Scharnowski, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** + 49 89 6004-2273
85577 Neubiberg

Fax: + 49 89 6004-3896

E-Mail: sven.scharnowski@unibw.de

Thema: Analyse der transsonischen Heckströmung im Nachlauf eines generischen Raketenmodells mit PIV

Ausgangssituation: Die Geometrie der Trägerrakete ARIANE V ist im Heckbereich derart ausgelegt, dass die in der abgelösten Scherschicht entstehenden Wirbel mit der Düse des Hauptmotors in Wechselwirkung treten. Bei diesem sogenannten „Buffeting“ ist der hintere Teil der Düse starken dynamischen Lasten ausgesetzt, was die Flugeigenschaften negativ beeinflussen und bis zum technischen Versagen führen kann.

Ziel: Um zuverlässige Komponenten für zukünftige Raumfahrtssysteme effektiv entwickeln zu können, müssen leistungsstarke und effiziente CFD-Verfahren geschaffen werden. Für die Validierung neuer Strömungslöser ist zwingend ein Vergleich zu realitätsnahen Experimenten nötig. Die für die Validierung erforderlicher räumliche Auflösung und Dynamik stellt eine besondere Herausforderung an das Experiment.

Lösungsweg: Particle Image Velocimetry hat gegenüber klassischen Punktmessstechniken den Vorteil, dass die Messungen berührungslos erfolgen und orts aufgelöst sind. Für einige tausend PIV Bildpaare kann mit der Single-Pixel Ensemble-Korrelation eine sehr gute Auflösung und Dynamik (Anzahl der unabhängigen Datenpunkte) erzielt werden [2,3]. Am Trisonischen Windkanal München (TWM) wurde die Heckströmung an einem generischen Raketenmodell (Abbildung 1) untersucht.

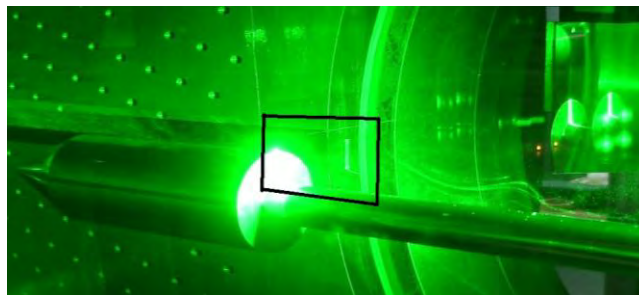


Abb. 1 – Generisches Raketenmodell in der Messstrecke des TWM.

Ergebnis: Um statistisch stabile Aussagen zu erhalten, wurden in einer Ebene im Nachlauf des Modells bei verschiedenen Machzahlen im Bereich 0,3 – 3,0 mehrere tausend statistisch unabhängige 2D Geschwindigkeitsfelder gemessen. Die Datenmenge, hier 20.000 Doppelbilder aufgenommen mit 2 kHz, ermöglicht beispielsweise die zuverlässige Bestimmung des mittleren Geschwindigkeitsfeldes oder der Reynold'schen

Schubspannungsverteilung [1,4]. Abbildung 2 zeigt Ergebnisse für die Machzahl 0,7. Mit der Single-Pixel Ensemble-Korrelation konnten $640 \times 200 = 128.000$ unabhängige Datenpunkte für mittlere Geschwindigkeit sowie für die Reynolds'schen Spannungen ermittelt werden.

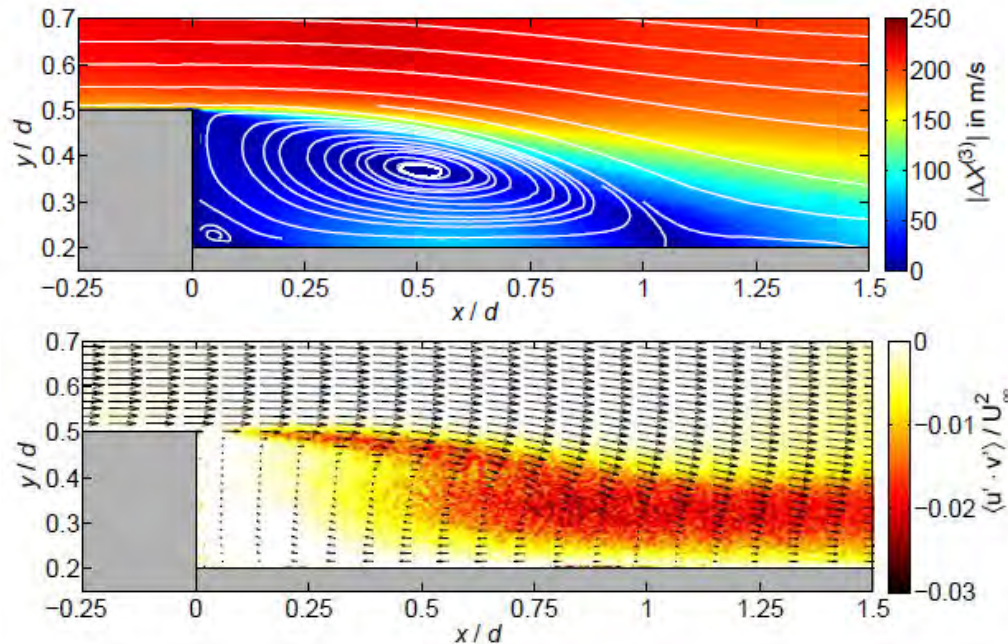


Abb. 2 – Oben: Stromlinienverlauf und Verteilung der mittleren Geschwindigkeit. Unten: Reynolds'sche Schubspannungsverteilung sowie mittleres Geschwindigkeitsfeld.

Weiteres Vorgehen: Die generierte Datenbasis soll in der Zukunft zur Validierung neuer numerischer Verfahren sowie zur physikalischen Analyse der instationären Phänomene genutzt werden. Darauf aufbauend ist beabsichtigt die Dynamik der turbulenten Wirbelstrukturen dynamisch zu beeinflussen, um die Lasten auf der Düse zu verringern.

Literatur:

1. Bitter M, Scharnowski S, Hain R, Kähler CJ (2011) High repetition rate PIV investigations on a generic rocket model in sub- and supersonic flows. Exp Fluids, 50, 1019 -1030, doi 10.1007/s00348-010-0988-8
2. Kähler CJ, Scharnowski S, Cierpka C (2012) On the resolution limit of digital particle image velocimetry. Exp Fluids 52:1629-1639, doi 10.1007/s00348-012-1280-x
3. Kähler CJ, Scharnowski S, Cierpka C (2012a) On the uncertainty of digital PIV and PTV near walls. Exp Fluids 52:1641-1656, doi 10.1007/s00348-012-1307-3
4. Scharnowski S, Hain R, Kähler CJ (2012) Reynolds stress estimation up to single-pixel resolution using PIV-measurements. Exp Fluids 52:985-1002, doi 10.1007/s00348-011-1184-1

Datum: 29.06.2012

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Entstehung von Wirbelasymmetrien am Flugkörper durch Nasendeformation

Christian Schnepf, Erich Schüle, Oliver Wysocki
DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik,
Abteilung für Hochgeschwindigkeitskonfigurationen,
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen,

Name:	Christian Schnepf	Erich Schüle	Oliver Wysocki
Telefon:	0551/709-2317	0551/709-2803	0551/709-2353
e-mail:	christian.schnepf@dlr.de	erich.schuele@dlr.de	oliver.wysocki@dlr.de

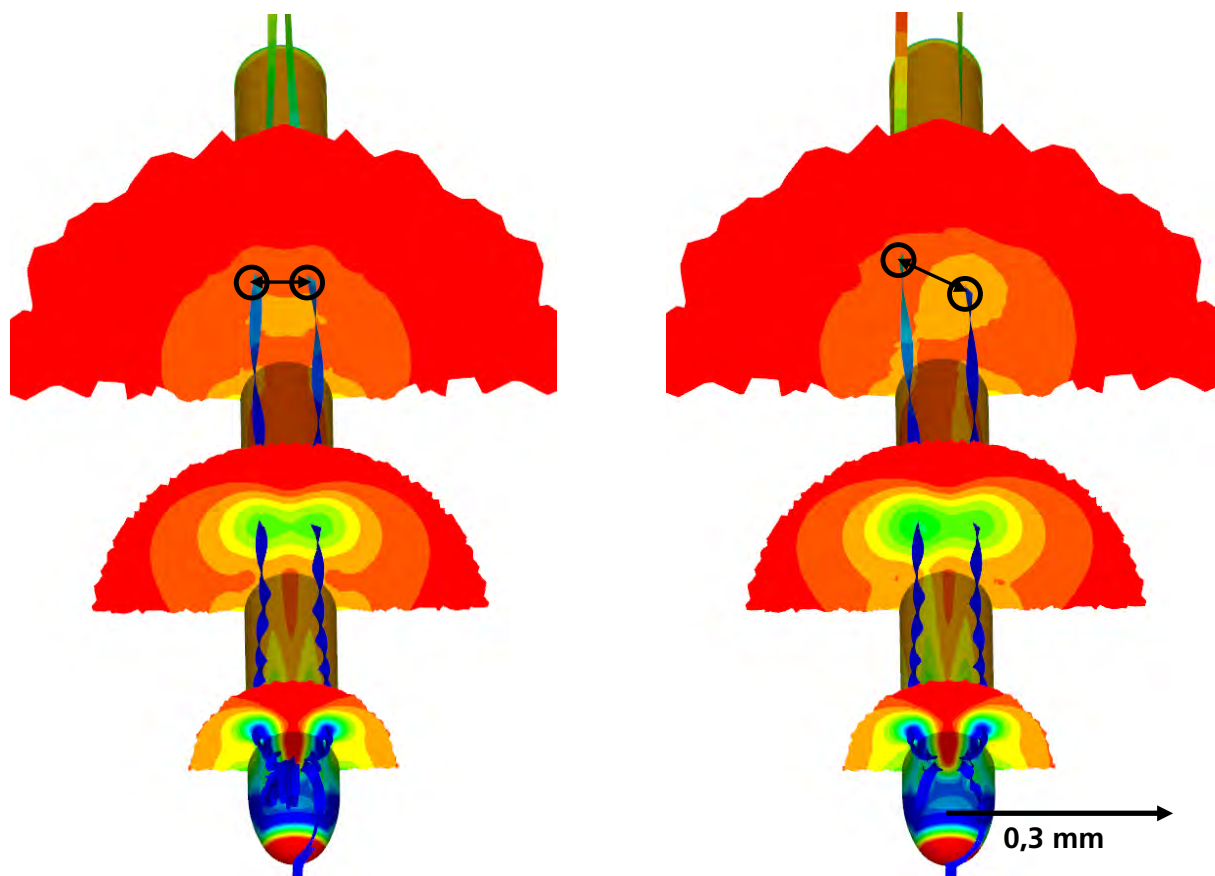
Ein bekanntes Phänomen für rotationssymmetrische Flugkörper im hohen Anstellwinkelbereich ist das Entstehen von asymmetrischen Wirbelpaaren auf der Leeseite. Mit diesen Wirbelpaaren gehen zum Teil große Giermomente und Seitenkräfte einher. Um die Zielführung des Flugkörpers zu erhalten, sind flugbahnstabilisierende Maßnahmen notwendig. Die zusätzlichen Steuerkräfte wirken sich negativ auf die Leistungsfähigkeit des Flugkörpers aus. In der Literatur lässt sich als eine Erklärung zur Entstehung der Asymmetrien z.B. unterschiedliche Transitionslagen links- und rechtsseitig der Flugkörpernase finden. Weitere Ursachen können Deformationen an der Flugkörpernase sein, etwa aufgrund aerodynamischer Lasten oder Schäden die beim Transport oder der Lagerung des Flugkörpers entstehen. Bei schon vorhandenen Deformationen können die dadurch entstehenden Wirbelasymmetrien und damit gekoppelten asymmetrischen Oberflächendruckverteilungen die Verformungen weiter verstärken. Windkanaltests zeigen, dass auch fertigungsbedingte Ungenauigkeiten im Nasenbereich ausreichen, um eine Wirbelasymmetrie hervorzurufen. Hierbei können die Ungenauigkeiten im Fertigungstoleranzbereich liegen und sind daher schwer zu vermeiden. Aufgrund dessen ist es unumgänglich, Methoden zu entwickeln, die eine symmetrische Wirbelpaarentwicklung erzwingen.

Dieser numerische Beitrag beschäftigt sich mit dem Entstehen von Asymmetrien aufgrund von Deformationen. Es soll des Weiteren die Auswirkung verschieden großer Deformationen auf das Strömungsfeld untersucht werden. Die gewonnenen Ergebnisse fließen in die Bewertung von bestehenden, aktiven und passiven Methoden zur Unterdrückung von Asymmetrien ein. In einem letzten Schritt werden Maßnahmen zur Unterdrückung der Wirbelasymmetrien im Flugkörpermodell integriert und simuliert.

Um grobe Netzeinflüsse zu vermeiden, die selbst Asymmetrien erzeugen können, wird zunächst ein generisches Flugkörperhalbmodell mit Hilfe des Netzgenerators „Centaur“ hybrid vernetzt und später zu einem Vollmodell gespiegelt.

Die numerische Untersuchung ist so angelegt, dass im Nasenbereich eine Deformation an der symmetrischen Flugkörpergeometrie aufgebracht wird. Mit dem Ansatz der radialen Basisfunktion wird die Spitze der Flugkörpernase nach rechts bzw. links in der Gierebene ausgelenkt und dabei auf Längentreue und stetige Übergänge geachtet. Zur Entscheidungsfindung für den Bereich an dem am Flugkörper zunächst eine Deformation aufgebracht wird, wurden Informationen aus Windkanalexperimenten zu Hilfe genommen. Die Untersuchung findet bei windkanalähnlichen Bedingungen statt ($Ma = 0,8$; $Re = 430000$). Für die numerische Berechnung wird der DLR-TAU-Code verwendet.

In Abb1. ist die Druckverteilung auf einem Flugkörper und in drei Schnitten entlang der Flugkörperlängsachse für einen Flugkörper ohne (Abb. 1a) und mit (Abb. 1b) Deformation gezeigt. Der Anstellwinkel beträgt $\alpha = 43^\circ$. Bei der Deformation handelt es sich um eine Verschiebung der Nasenspitze um 0,3 mm nach rechts (von vorne betrachtet). Die Auslenkung entlang der Flugkörperlängsachse verläuft stetig und geht bei einer Nasenlänge von 54 mm auf null zurück. Der gesamte Flugkörper ist 720 mm lang und hat einen Durchmesser von 36 mm. Trotz der geringen Deformation verschieben sich die Wirbelkerne in vertikaler Richtung zu einander, verdeutlicht in letzter Schnittebene in Abb1. Mit einer Änderung der Druckverteilung am Flugkörper durch die Nasenverschiebung, gut zu erkennen im Bereich zwischen dem Schnitt an der Nase und dem mittleren Schnitt.



a)

b)

Abb 1. Auswirkung einer Nasenverformung in der Gierebene auf die Umströmung eines Flugkörpers. a) ohne Verformung b) mit Verformung

In weiteren numerischen Simulationen wird das Maß der Auslenkung sukzessiv erhöht und als weiterer Parameter der Angriffspunkt der Deformation vom Übergang Zylinder-Ogive in Richtung Heck verschoben. Nach einer Auswertung der Ergebnisse soll in einem nächsten Schritt, durch eine künstlich hervorgerufene symmetrische Ablöselinie die Wirbelasymmetrie unterdrückt werden.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Experimentelle Untersuchungen zur Reduzierung des Wellenwiderstands an schlanken Flugkörpern mittels eines selbstausrichtenden Spikes

Oliver Wysocki, Erich Schüle, Christian Schnepf

DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Name:	Oliver Wysocki	Erich Schüle	Christian Schnepf
Telefon:	0551/709-2353	0551/709-2803	0551/709-2317
Telefax:	0551/709-2811	0551/709-2811	0551/709-2811
e-mail:	oliver.wysocki@dlr.de	erich.schuelein@dlr.de	christian.schnepf@dlr.de

Maßnahmen zur Leistungssteigerung von schlanken Flugkörpern, z.B. Raketen, im Überschall sind schon seit langem Gegenstand der Forschung. Durch eine Widerstandsreduktion kann z.B. eine höhere Reichweite oder Reiseflugmachzahl erreicht werden. Da in diesem Geschwindigkeitsbereich der Wellenwiderstand den größten Widerstandsanteil darstellt, ist bei diesem auch das größte Potential in Hinsicht einer Leistungssteigerung zu erwarten.

Eine Maßnahme, die von verschiedenen Autoren untersucht wurde, ist ein sogenannter Aerspikes, welcher sich für stumpfe Nasen eignet und auch an dieser angebracht ist. Durch seine kleinere Verdrängungsfläche im Vergleich zum Hauptkörper ist die Kopfwelle am Spike deutlich schwächer und somit widerstandsärmer. Am Spike kommt es zu einer Ablösung, in welcher sich auch der Hauptkörper befindet, was zu einem kleineren Gesamtwiderstand führt. Die meisten Untersuchungen beschränken sich allerdings auf fest angebrachte, starre Aerspikes.

Die eigentliche Wirkungsweise eines festen Spikes geht bei höheren Anstellwinkeln jedoch verloren, da der Hauptkörper sich nicht mehr im direkten Nachlauf des Spikes befindet. Numerische und experimentelle Studien belegen, dass die Wandwärmeströme im Nasenbereich sogar ansteigen können, was zu einer erhöhten thermischen Belastung an der Flugkörperspitze führt.

Durch einen sich mit der Strömung selbstausrichtenden Spike soll der Widerstand auch bei höheren Anstellwinkeln noch effektiv gesenkt werden und so im Manöver zu einer deutlichen Verbesserung gegenüber dem starren Spike führen. Die Effektivität eines beweglichen Spikes sollte daher mittels Windkanalexperimenten nachgewiesen werden.

Im Februar 2012 wurden im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) Untersuchungen an einem Flugkörpermodell mit einer stumpfen Nase und einem beweglichen, selbstausrichtenden Spike gemacht. Neben Messungen bei statischen Bedingungen (festen Anstellwinkeln) wurden auch dynamische Messungen durchgeführt, welche den Manöverflug eines Flugkörpers simulieren.

Bei dem verwendeten Windkanalmodell handelt es sich um einen generischen Flugkörper mit einer Länge von $l = 720\text{mm}$ und einem Durchmesser von $D = 36\text{mm}$. Es ist modular aufgebaut, so dass es für verschiedene Untersuchungen genutzt werden kann. Das Modell wurde mittels einer Hydraulik aktuiert und vollzog sinusförmige Nickschwingungen im Anstellwinkelbereich $\alpha = 0^\circ \dots 20^\circ$ ($\alpha_0 = 10^\circ$, $\Delta\alpha = \pm 10^\circ$) bei Aktuationsfrequenzen von $f = 0,05\text{Hz}$ bis $f = 7,5\text{Hz}$. Hintergrund dieser hohen Aktuationsfrequenzen ist die Simulation realistischer Winkelbeschleunigungen eines echten Flugkörpers umgerechnet auf den Modellmaßstab von etwa 1:3.

Die untersuchten Machzahlen waren $Ma = 1,4$, $Ma = 1,8$ und $Ma = 2,2$. Als Reynoldszahl wurde die für diese drei Machzahlen größtmögliche Reynoldszahl ausgewählt, so dass zu jeder Zeit ein sicherer Windkanalbetrieb gewährleistet werden konnte (windkanalseitig). Die verwendete Reynoldszahl betrug $Re_D \approx 290000$, wobei der Modelldurchmesser die Referenzlänge darstellt.

Die bei den Experimenten auftretenden Kräfte und Momente wurden mittels einer internen, zylindrischen Windkanalwaage gemessen und mittels Beschleunigungsaufnehmerdaten von den vorhandenen Trägheitskräften und –momenten befreit. Ferner sind zur visuellen Erfassung der Stoßsysteme und des Folgevermögens des selbstausrichtenden Aerospikes Schlierenaufnahmen mit einer Highspeedkamera gemacht worden.

Mit Hilfe der Windkanalexperimente konnte bestätigt werden, dass durch den Einsatz eines selbstausrichtenden Spikes der Widerstand des verwendeten Flugkörpers im gesamten, untersuchten Anstellwinkelbereich von $\alpha = 0^\circ \dots 20^\circ$ deutlich reduziert werden konnte. Dies gilt sowohl für statische als auch dynamische Bedingungen. Die Effektivität des Spikes war für beide Fälle nahezu identisch, obwohl es zu einer geringfügigen Hysterese im Widerstandsbeiwert im dynamischen Fall kam. Diese resultiert aus einer kleinen Fehlstellung des selbstausrichtenden Aerospikes infolge von Trägheitseffekten. Allerdings waren die Abweichungen in der Ausrichtung selbst bei der maximalen Aktuationsfrequenz (bei voller Amplitude) sehr gering. Somit zeigte der selbstausrichtende Aerospike bei allen untersuchten Bedingungen ein gutes Folge- und Widerstandsreduktionsvermögen.

Letzteres betrug maximal 25% - 30% gegenüber dem Modell ohne Spike und war selbst bei $\alpha = 20^\circ$ noch bei über 5%.



Bild 1: Modell mit selbstausrichtendem Spike

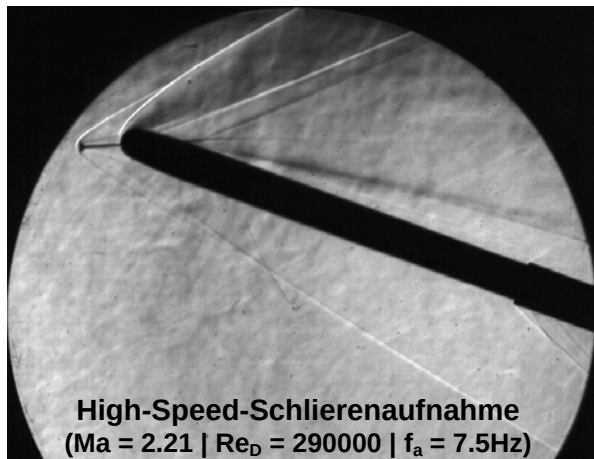


Bild 2: Schlierenaufnahme Modell mit Spike

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Grawunder, Dipl.-Phys. R. Reiß, V. Stein
Prof. Dr. C. Breitsamter, Prof. Dr. N.A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik,
Technische Universität München

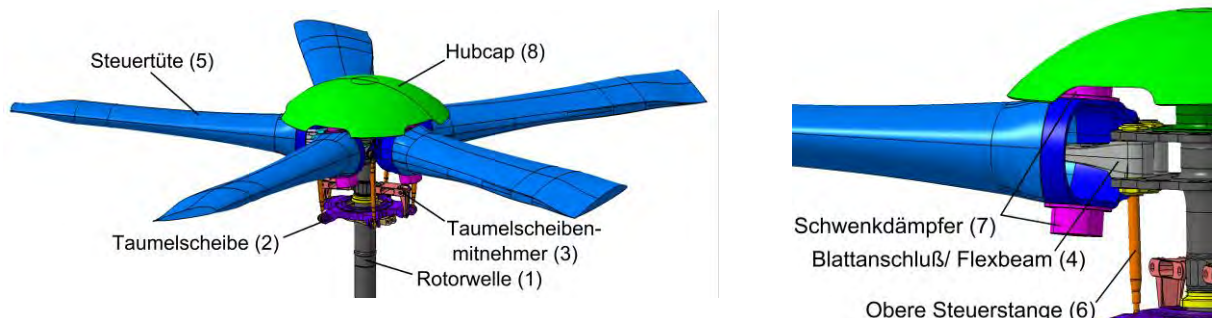
Adresse: Boltzmannstr. 15 Telefon: 089/28916394
85748 Garching b. München Telefax: 089/28916138
E-Mail : moritz.grawunder@aer.mw.tum.de

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) [1] und verursacht infolge der Umströmung der einzelnen Rotorkopfkomponenten charakteristische Nachlaufstrukturen. Die steigenden Anforderungen an die Energieeffizienz von Helikoptern erfordert eine deutliche Reduzierung des parasitären Widerstandes [2]. Folglich müssen die Widerstandsanteile der Rotorkopfkomponenten analysiert werden. Dies ist nötig, um Möglichkeiten der Widerstandsreduzierung identifizieren zu können. Außerdem, wechselwirken die Nachlaufstrukturen in bestimmten Flugzuständen mit der Helikopterzelle [3]. Dies kann zu unerwünschten flugdynamischen Phänomenen wie dem Tail-Shake führen. Die Strömungsverhältnisse am Rotorkopf zu kennen, ist folglich für die Auslegung und Leistungsrechnung von großer Bedeutung.

Ziel dieser Arbeit ist durch numerische Simulation zu bestimmen, welche Widerstands- und Auftriebsanteile ein lagerloser 5-Blatt-Rotorkopf aufweist. Außerdem sollen die charakteristischen instationären Wirbelstrukturen des Nachlaufs identifiziert und einzelnen Rotorkopfkomponenten zugeordnet werden. Des weiteren soll der Einfluß der zyklischen Blattwinkelverstellung auf die Umströmung des Rotorkopfes genauer untersucht werden.



a) Gesamtansicht des isolierten Rotorkopfes

b) Detailansicht Blattanschluß

Abbildung 1: Die Komponenten des lagerlosen 5 – Blatt Rotorkopfes

Abbildung 1 zeigt den untersuchten lagerlosen 5-Blatt-Rotorkopf. Die Blätter werden am ersten auftriebserzeugenden Element in radialer Richtung abgeschnitten. Für die geplante Studie ist das zweckmäßig, da die Umströmung des Rotorkopfes und nicht die der Blätter analysiert werden soll. Der in der Simulation betrachtete Rotorkopf ist im Maßstab eines komplementären Windkanalmodells (1 : 5) skaliert.

Das Rechengebiet ist in ein inneres und äußeres „Gebiet“ unterteilt. Das innere Gebiet umschließt den gesamten Rotorkopf. Somit ist es möglich, die Rotation des Rotorkopfes durch eine Rotation des inneren Berechnungsgebiets abzubilden. Die Modellierung der zyklischen Blattwinkelverstellung wird durch Netzdeformierung im inneren Gebiet realisiert.

Es findet ein unstrukturiertes Gitter Anwendung, welches durch Prismenschichten an den Oberflächen verfeinert wird. Die erhöhte räumliche Auflösung des inneren Gebiets wird stromab durch eine „Density Box“ im äußeren Gebiet fortgeführt.

Zur Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen wird ein URANS-Gleichungsmodell verwendet. Die Turbulenzmodellierung basiert auf dem Shear-Stress-Transport-Modell von Menter. Die räumliche Diskretisierung erfolgt durch ein High-Resolution-Schema und zur zeitlichen Diskretisierung wird das implizite Backward-Euler-Verfahren verwendet. Der verwendete physikalische Zeitschritt entspricht einem Fortschritt des Rotorkopfes von 1° Azimutwinkel bei der realisierten Drehzahl. Die Netzdeformierung wird anhand der quasi-stationären nicht linearen Diffusionsgleichungen berechnet. Der verwendete Diffusionskoeffizient wird auf Basis der Zellvolumen bestimmt.

Anhand der vorliegenden Daten wird eine genaue Analyse der einzelnen Widerstands- und Auftriebsanteile der Rotorkopfkomponenten vorgenommen. Dies beinhaltet die Untersuchung des Einflusses der zyklischen Blattwinkelverstellung und der Interaktion der einzelnen Blätter untereinander auf die Widerstands- und Auftriebsanteile. Außerdem werden die instationären Strukturen im Nachlauf des Rotorkopfes dargestellt und diskutiert. Ein Ausschnitt dieser Analyse ist in Abbildung 2 dargestellt.

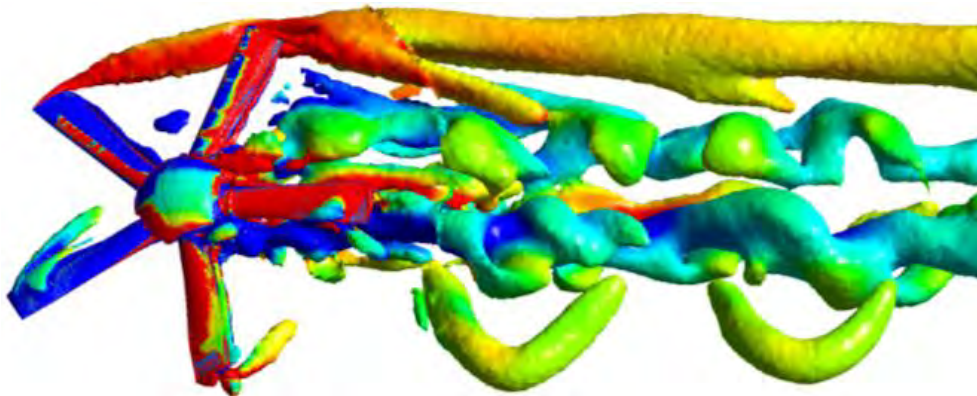


Abbildung 2: Instationäre Wirbelstrukturen im Nachlauf des drehenden Rotorkopfes.

Die weiteren Schritte dieser Arbeit sind:

- Validierung der Ergebnisse durch experimentelle Daten.
- Erhöhung der Modellkomplexität hin zur Konfiguration inklusive Rumpf
- Geometrieoptimierung 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] R. Reiß, M. Grawunder, C. Breitsamter, N.A. Adams, Windkanaluntersuchung einer Hubschrauberzelle einschließlich eines rotierenden Rotorkopfes, 61. Deutscher Luft und Raumfahrt Kongress, Berlin, Germany, 2012
- [2] M. Grawunder, R. Reiß, C. Breitsamter, N.A. Adams, Flow Characteristics of a Helicopter Fuselage Configuration Including a Rotating Rotor Head, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, 2012
- [3] T. Kneisch et al., Optimised rotor head design for an Economic Helicopter. *Proceedings of the 37th European Rotorcraft Forum*, Gallarate, Italy, 2011

Datum: 16.10.2012

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügler-Aeromechanik

Blade shape design: Interpolation based on fluid-structure coupled simulations of an isolated rotor in forward flight

Martin Hollands, Manuel Keßler, Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik,
Universität Stuttgart, Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
hollands@iag.uni-stuttgart.de

In recent studies (Hollands, Keßler, Krämer, 2012 and Hollands et al., 2011) the influence of different geometric parameters on the performance of a rotor in hover and forward flight was examined. A Design of Experiments (DoE) approach following the Taguchi method was used to determine the significance of each geometric parameter. In the present study the focus is now on how these CFD solutions gathered during the previous design studies can be used to achieve a further improvement of the blade shape design. Therefore, an interpolation based on radial basis functions was implemented to obtain more information about the parametric area investigated. As test case a rotor blade with an increased chord length close to the blade tip was examined (Figure 1). Parameters a and b were the two parameters free for variation. Parameter c was calculated as function of a and b so that blades with the same thrust weighted chord length were obtained. Blades with different parameter settings have been evaluated in forward flight condition, using a trimmed and fluid structure coupled simulation of an isolated rotor. The simulation was performed with the CFD RANS solver FLOWer from DLR (Kroll, Eisfeld, Bleecke, 1999) and HOST from Eurocopter (Benoit et al. 2000) as tool for the simulation on structure side and to trim the rotor. The results of the parametric area resolved with 15 CFD solutions were presented in (Hollands, Keßler, Krämer, 2012) and compared to a Finite State Unsteady Wake Model (FISUW). Figure 2 shows the CFD results for the power coefficient C_p and the Lift over Drag (L/D) ratio, marked with black filled squares. The black dots have been calculated using Kriging interpolation. The results obtained by interpolation with Gaussian radial basis functions (RBF) are presented in Figure 3 and 4. The general influence of the two parameters on the rotor performance can already be estimated with 5 CFD

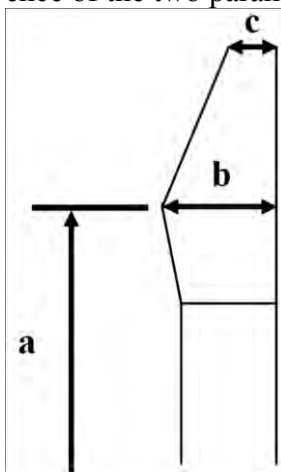


Figure 1: Examined Parameters

solutions. However, in order to obtain a more detailed understanding of the parametric area, about 15 CFD solutions are required. Compared to Figure 2, the interpolation with Gaussian RBF in Figure 4 yields a smoother result, but with less details. Yet it is not only possible to interpolate global quality criteria but the interpolation method can also be applied to local thrust or moment coefficients as demonstrated in Figure 6. Figure 5 is the corresponding distribution of the thrust coefficient calculated by CFD. Even though the chosen point ($a=0.891$, $b=1.287$) is in an area where the quality criteria in Figure 4 show high gradients the agreement between interpolation and CFD is quite convincing.

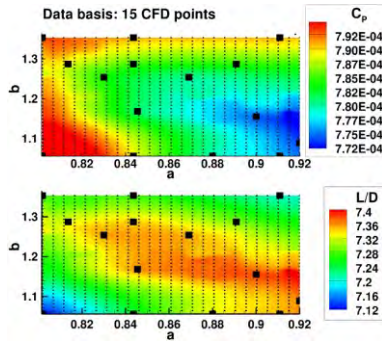


Figure 2: CFD solution (filled squares) and Kriging interpolation (empty squares)

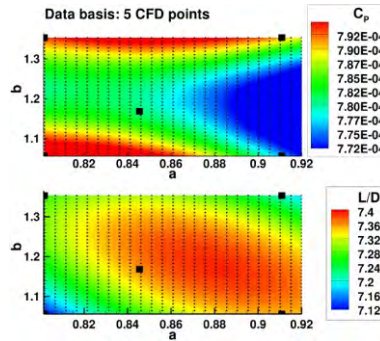


Figure 3: RBF-Interpolation based on 5 CFD solutions

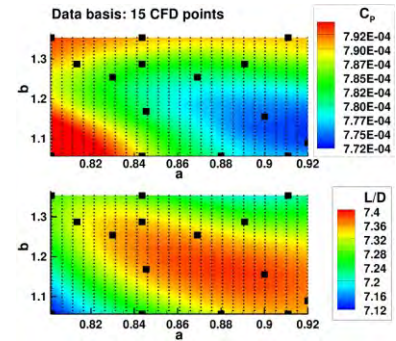


Figure 4: RBF-Interpolation based on 15 CFD solutions

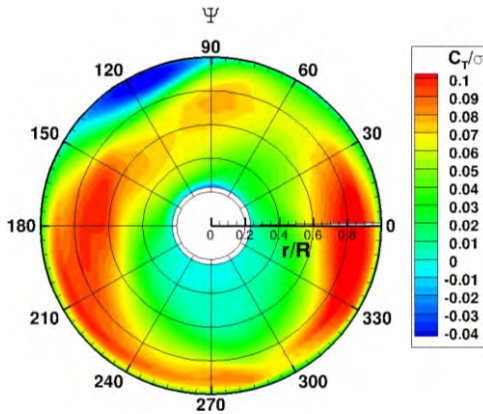


Figure 5: CFD solution for the thrust coefficient ($a=0.891$, $b=1.287$)

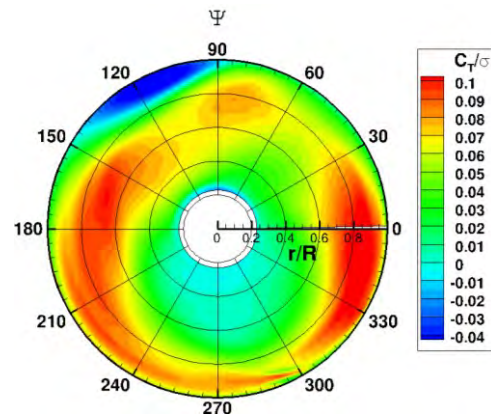


Figure 6: RBF-Interpolation of the thrust coefficient ($a=0.891$, $b=1.287$)

This interpolation method may serve in future studies as basis for an optimisation process which increases its data basis of CFD solutions automatically at predicted optimum or extremal solutions. Furthermore, the interpolation of thrust and moment distributions along the rotor disk can also help to accelerate the trim process for the fluid-structure coupled simulations, as a better start solution can be obtained, compared to blade element momentum theory.

References:

- Benoit, B., Dequin, A.-M., Kampa, K., Grünhagen, W., Basset, P.-M., Gimonet, B. (2000). HOST: A General Helicopter Simulation Tool for Germany and France. *Proceedings of the 56th American Helicopter Society Annual Forum, AHS*. Virginia Beach, VA.
- Hollands, M., Keßler, M., Krämer, E. (2012). Influence of an-/dihedral and of different blade shapes on performance and aeroacoustics of an isolated rotor. *Proceedings of the 38th European Rotorcraft Forum*. Amsterdam, Netherlands.
- Hollands, M., Keßler, M., Altmikus, A., Krämer, E. (2011). Trade study: Influence of different blade shape designs on forward flight and hovering. *Proceedings of the 37th European Rotorcraft Forum*. Gallarate, Italy.
- Kroll, N., Eisfeld, B., Bleecke, H.-M. (1999). FLOWer. *Notes on Numerical Fluid Mechanics, No. 71*, S. 58-71.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler-aerodynamik

Ansprechpartner: Kurt Kaufmann, Anthony Gardner, Kai Richter

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

Adresse:	Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen	Telefon: 0551/709-2385 Telefax: 0551/709-2811 e-mail : kurt.kaufmann@dlr.de
-----------------	--------------------------------------	--

Thema: Numerische Untersuchung einer Rückstromklappe zur Dynamic Stall-Kontrolle

Ausgangssituation: Beim schnellen Vorwärtsflug und beim engen Kurvenflug eines Hubschraubers kommt es auf dem rücklaufenden Hauptrotorblatt zum lokalen dynamischen Abriss der Strömung, dem sogenannten Dynamic Stall. Bei diesem Strömungsphänomen bildet sich ein Wirbel im vorderen Bereich des Rotorblattes aus, und es kommt zunächst zu einer Auftriebserrhöhung. Das Problem bei diesem Phänomen ist jedoch, dass der Wirbel sich nach kurzer Zeit von der Vorderkante des Profils löst und nach hinten abschwimmt. Hierdurch werden sehr starke Lastspitzen erzeugt, insbesondere im Nickmoment. Deshalb werden Flugmanöver, wie z.B. schneller Vorwärtsflug oder enger Kurvenflug, die über einen großen Bereich des Rotorblattes Dynamic Stall erzeugen, von der Flugenvelope ausgeschlossen.

Ziel: Es wird eine Klappe an der Oberseite eines Rotorblattprofils getestet, die den Störklappen eines Verkehrsflugzeugs ähnelt (Abb. 1). Durch das gezielte Ein- und Ausfahren der Klappe soll untersucht werden, ob eine Verbesserung bzw. eine Kontrolle des Dynamic Stall-Verhaltens möglich ist. Dabei soll der Auftriebsbeiwert konstant gehalten und die Nickmomentenspitze reduziert werden und damit eine erste Abschätzung über die optimale Klappenposition und die optimale Klappenbewegung gemacht werden.

Lösungsweg: Mit dem DLR TAU Code wird in URANS-Rechnungen bei einem Dynamic Stall-Testfall ($Ma=0,14$, $Re=9,2e5$, $\alpha=16\pm8^\circ$, $\omega^*=0,1$) gezeigt, dass durch das gezielte Ein- und Ausfahren einer Rückstromklappe, eine Reduzierung der Nickmomentenspitze unter gleichzeitiger Erhaltung des Auftriebs möglich ist. Dabei werden drei Klappen mit einer Länge von 10% Profiltiefe an der Oberseite eines OA209-Profils mit je drei Klappenbewegungen (siehe Abb. 2) untersucht. Die Rotationspunkte der Klappen befinden sich bei 10%, 40% und 70% Profiltiefe. In Abb. 1 werden die für die Klappenbewegung verwendeten Netze im Bereich einer Klappe dargestellt.

Ergebnis: Es wird gezeigt, dass durch die Klappenbewegung bei der Klappe bei 10% Profiltiefe eine Reduktion der Nickmomentenspitze von mindestens 17% und des maximalen Widerstands von 13%, bei weitgehender Aufrechterhaltung des Auftriebs, möglich ist. Durch die Klappe bei 40% kann der größte Effekt erzielt werden. Die Nickmomentenspitze wird um 34% und der maximale Widerstand um 28%, unter geringer Abnahme des Auftriebs (siehe Abbildung 3), reduziert. Die Klappe bei 70% Profiltiefe bewirkt dagegen keine Verbesserung mit den untersuchten Klappenbewegungen. Abb. 4 zeigt die Strömungsbilder der Klappe bei 40% Profiltiefe beim Auftreten des maximalen Nickmomentenbeiwerts. Dabei wird zwischen eingefahrener Klappe (schwarz) und bewegter Klappe (rot) verglichen.

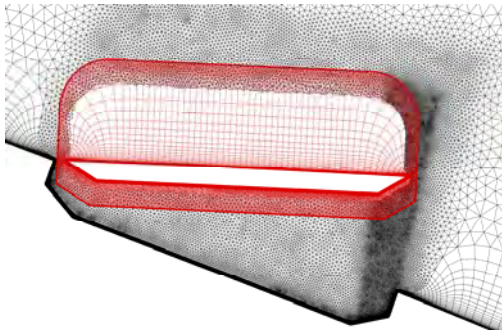


Abb. 1: Chimera-Technik im Bereich der Klappe. Klappenetz (rot) und Hintergrundnetz schwarz

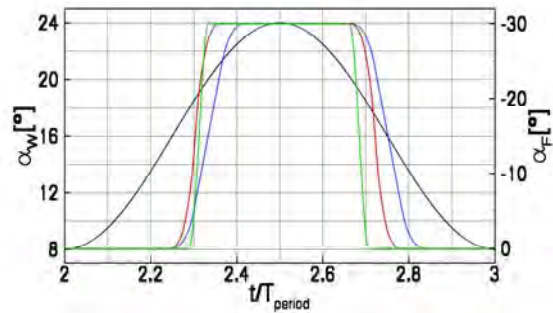


Abb. 2: Anstellwinkel des Profils α_w (schwarz) und der Klappen α_F (rot, grün und blau) über einem Dynamic Stall-Zyklus.

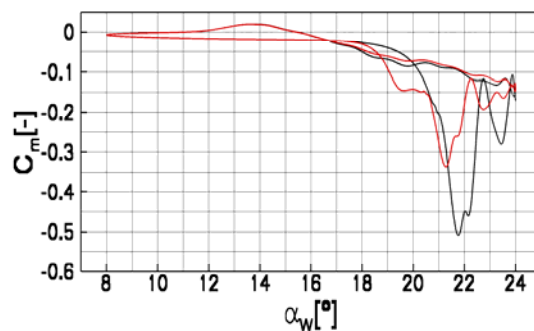
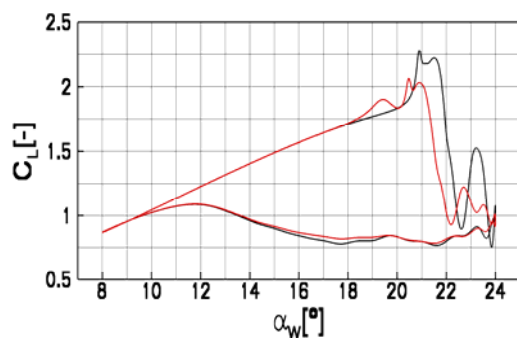


Abb. 3: Ergebnisse für Auftriebsbeiwert (links) und Nickmomentenbeiwert (rechts) über dem Anstellwinkel des OA209-Profiles für einen Dynamic Stall-Zyklus. In schwarz werden die Ergebnisse bei eingefahrener Rückstromklappe dargestellt, in rot mit Klappenbewegung.

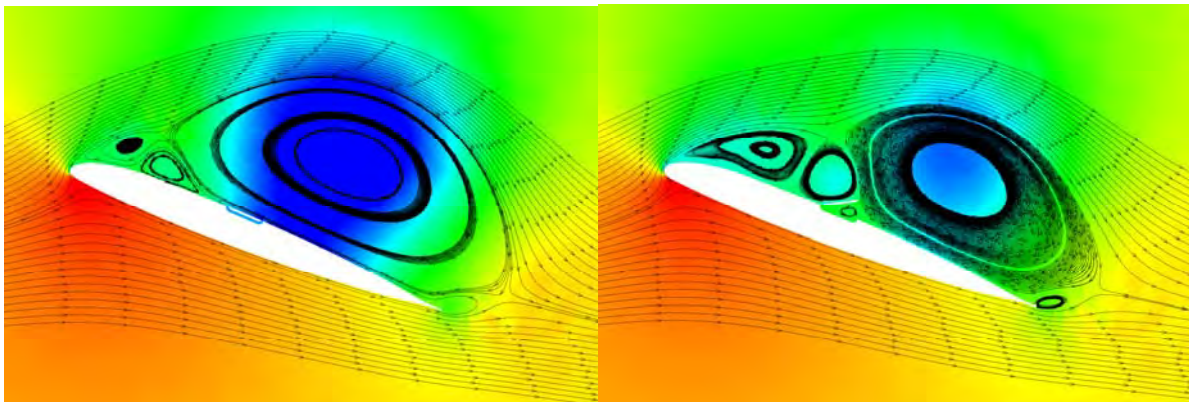


Abb. 4: Vergleich der Strömungsbilder beim Erreichen des minimalen Nickmomentenbeiwerts bei eingefahrener Klappe (links) und bei Klappenbewegung (rechts)

Weiteres Vorgehen: In numerischen Simulationen werden zunächst durch eine Parameterstudie die Position, die Bewegung und die Länge der Klappe optimiert. Anschliessend werden experimentelle Untersuchungen an einem Windkanalmodell durchgeführt.

Literatur: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.: Rotorblatt mit integrierter passiver Oberflächenklappe, Deutsches Patent, DE 10 2010 041 111 A1, 22.03.2012.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügler-aerodynamik

Investigation of the rotor blade tip vortex by PIV and CFD

Waldemar Lang^{1*}, Anthony Gardner¹, Karen Mulleners^{1**}, Markus Raffel¹

1: Helicopter Department, German Aerospace Centre (DLR), Göttingen, Germany

* correspondent author: waldemar.lang@dlr.de

** Current address: Institute of Turbomachinery and Fluid Dynamics, Leibniz Universität Hannover, Germany

The flow field around a helicopter is dominated by strong coherent vortices originating from the blade tip as a result of the pressure difference between suction and pressure side and a high radial velocity at the tip (Leishman, 2001; Green and Acosta, 1991). These vortices have a strong impact on the rotorcraft acoustics and performance due to its interactions with the rotor blades and the helicopter fuselage (Conlisk, 2001). Detailed knowledge of the vortex development, in particular of the formation process, and the scaling of characteristic parameters, e.g. vortex size and strength, are necessary for the design and the optimisation of vortex control measures.

Within the scope of this study, the initial development of blade tip vortices emerging from a fully articulated helicopter rotor model with rotor radius $R=510\text{mm}$ and blade chord length $c=54\text{mm}$ was investigated by particle image velocimetry (PIV). The experimental set-up consisted of multiple state-of-the-art high framing rate CMOS cameras and a high-speed double-oscillator PIV laser.

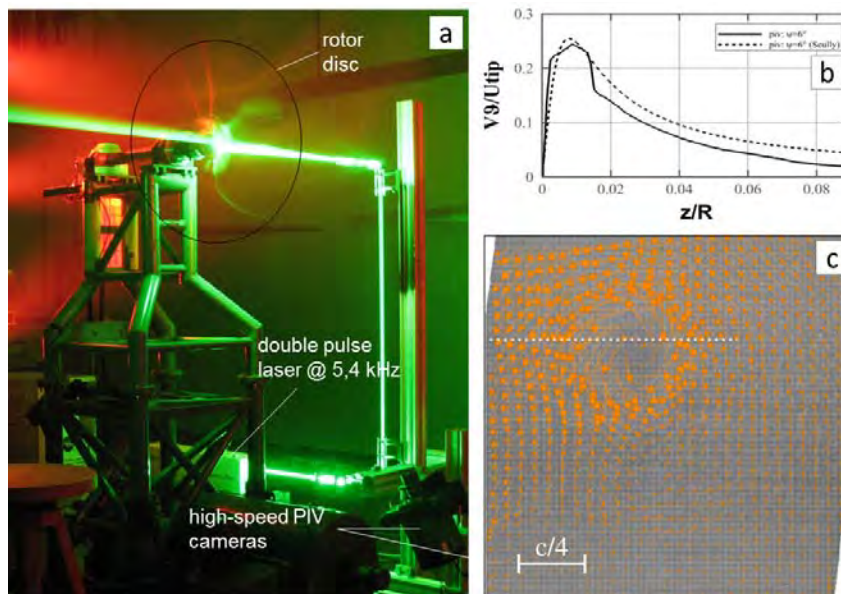


Figure 1 Experimental set-up combining time-resolved ($f_{acq}=5400\text{Hz}$) PIV (a); norm. tangential velocity profile by vertical cut (dashed line is the fitted curve) (b) and velocity field (c) of the blade tip vortex (c denotes the blade's chord length, the dotted line indicates the trailing edge of the blade at zero azimuth).

Two cameras were mounted on the floor (lower right in figure 1 a) in a stereoscopic configuration for PIV. The velocity field and the tangential velocity profile in the blade tip vortex for a rotor frequency of $f_{rot}=50\text{Hz}$, angle of attack $\alpha=12^\circ$ and position by $\psi=6^\circ$ are presented in Figure 1 c) and 1 b).

In order to study the effect of these specific experimental issues and to estimate the measurement uncertainty the experimental investigations were supported by computational fluid dynamics (CFD). Several of the operating conditions of the experimental studies are investigated by means of CFD. Here a simplified system consisting of just one rotor blade was sim-

ulated. The flow around a single rotor blade is computed here by solving the Reynolds-averaged Navier- Stokes (RANS) equations using the DLR-TAU code with the Spalart-Allmaras turbulence model. An example of the numerically simulated blade tip vortex for a rotor frequency $f_{\text{rot}}=50\text{Hz}$ and a blade angle of attack $\alpha=12^\circ$ is depicted in figure 2. The three-dimensional blade tip vortex is visualized in figure 2a by an normalized iso-vorticity surface $\omega c/U_{\text{tip}}=0.3$, with U_{tip} the blade tip velocity. The density field in a vertical cutting plane at an azimuthal angle $\psi=6^\circ$ behind the blade's trailing edge and cross sectional profiles of the tangential velocity within the blade tip vortex at different azimuthal positions are depicted in figure 2b and c, respectively.

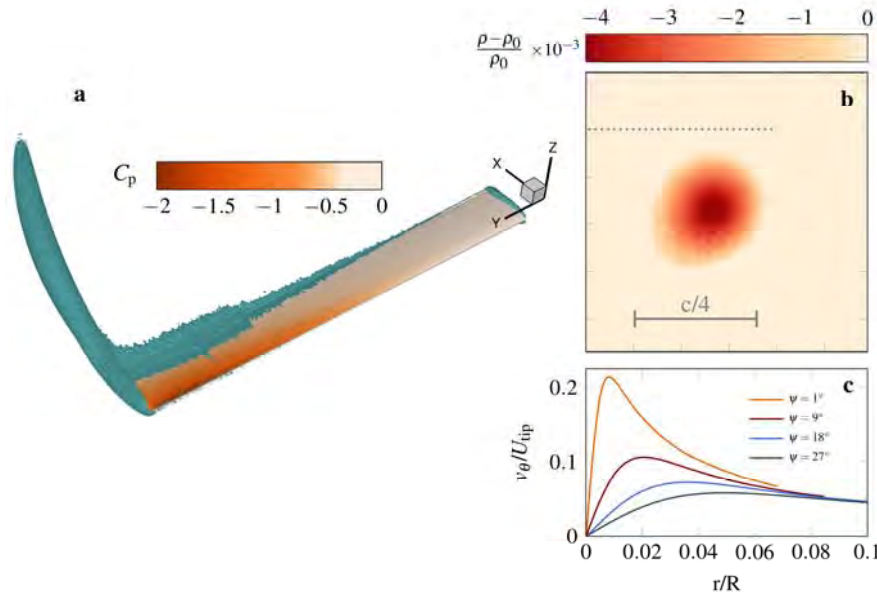


Figure 2 Numerical computation of the blade tip vortex using the DLR-TAU code (a), the density distribution within the vortex core at an azimuthal position $\psi = 9^\circ$ (b); and tangential velocity profiles at different azimuthal positions (c) ($f_{\text{rot}} = 50\text{Hz}$, $\alpha = 12^\circ$, the dotted line indicates the trailing edge of the blade at zero azimuth).

This paper describes the measuring technique used in the experiments and contains results of PIV and numerical simulation. It is presented the evaluation method and its influence on the results as well as the influence of the spatial averaging, the particle void on the velocity profiles and density distributions calculated from PIV-data. The vortex model by Vatisstas is used to approximate the resulting density distributions. Referring to the experiment described above, one can easily make the transition to specific experimental problems related to the application of PIV. The effect of spatial averaging, the particle void, and the increase of measurement noise with increasing flow three-dimensionality and velocity gradients in the flow will need to be addressed and overcome by the practitioner. Investigations of the biggest challenges, particle void and spatial filtering on the basis of a CFD-PIV comparison, will be presented. In order to simulate those effects a CFD computation for different vortex ages has been made according to the parameters used during an PIV experiment

A detailed comparison of the experimental and numerical results presented in this paper will provide useful information to improve blade tip vortex modelling as well as future experimental and numerical investigations.

Acknowledgements This work has been performed in the framework of the US/German Memorandum of Understanding on Helicopter Aerodynamics, Task VIII "Rotor Wake Measurement Techniques". The authors thank Tony Gardner for his assistance with the numerical simulations. The work has been supported by the European Commission in the frame of the research project AFADAR.

References

- Conlisk AT (2001) Modern helicopter rotor aerodynamics. *Progr in Aerospace Sci* 37:419
- Green S, Acosta A (1991) Unsteady flow in trailing vortices. *J Fluid Mech* 227:107
- Leishman JG (2001) *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge University Press, Cambridge, UK

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Versuchstechnik, Drehflügler aerodynamik

Numerische Untersuchung des Einflusses der Modellaufnahme auf Rotorblattprofilmessungen

K. Richter, A.D. Gardner

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt,
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Hubschrauber,
kai.richter@dlr.de

Obwohl der Entwurf von Hubschrauberrotorblattprofilen heutzutage mit modernen numerischen Verfahren durchgeführt wird, erfolgt ihre finale Leistungsbewertung weiterhin in Windkanalmesskampagnen mit zweidimensionalen Profilmodellen. Hierzu werden hochwertige full-scale Profilmodelle gebaut und aufwendig mit instationärer Druckmesssensorik ausgestattet, um die genaue Bestimmung von Auftrieb, Nickmoment und Widerstand zu ermöglichen. Eine hohe Datenqualität ist hierbei sehr wichtig, da die Messdaten sowohl für die relative Bewertung verschiedener Profilentwürfe als auch als Datenbasis für die quantitative Leistungsvorhersage neuer Hubschrauberrotoren eingesetzt werden.

Im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) stehen für Leistungsmessungen an Rotorblattprofilen zwei unterschiedliche Modellaufnahmen zur Verfügung, von denen vermutet wird, dass sie deutliche Einflüsse auf die Modellumströmung hervorrufen. Bei Variante eins ist das Modell breiter als die Messstrecke und wird auf klassische Art bündig in den Drehteller der Windkanalwand geklemmt. Diese Modellbefestigung ist für Messungen mit statischem Modell vorgesehen. Bei Variante zwei ist das Modell schmaler als die Messstrecke und wird über eine Drehwelle durch die Windkanalwand montiert. Es bleibt ein Spalt von circa 1 bis 2mm zwischen Modell und Windkanalwand, der die Freigängigkeit für dynamische Modellnickbewegungen gewährleistet.

Zur Untersuchung des Einflusses der unterschiedlichen Aufnahmen auf die Modellumströmung und auf die im Modellmittelschnitt ermittelten aerodynamischen Beiwerte wurden umfangreiche stationäre numerische Simulationen mit dem DLR-TAU Code durchgeführt. Neben 2D Simulationen des Rotorblattprofils OA209 wurden 3D Simulationen eines OA209-2D-Profilmodells im DNW-TWG unternommen. Hierzu wurde das Modell in der adaptiven Messstrecke mit Düse und Vorkammer berücksichtigt. Es wurden hybride Rechennetze mit CENTAUR[®] generiert, in denen die unterschiedlichen Modellaufnahmen im Detail abgebildet sind. Die Modelloberflächen hatten eine feine Standardauflösung von $s_{\max}/l = 1\%$ und der Übergangsbereich von Modell zu Windkanalwand wurde mit Volumenzellen der Größe $s/l = 0.3\% - 0.03\%$ extrem fein aufgelöst. Die Rechennetze umfassten ca. 15 Mio. Netzknoten. Simulationen wurden für die Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ bei kleinen, mittleren und hohen Auftriebsbeiwerten im linearen Bereich der Auftriebspolare bei $Ma = 0.31$ und $Re = 1.15e6$ durchgeführt. Unter Verwendung des Spalart-Allmaras Turbulenzmodells wurden alle Oberflächen vollturbulent betrachtet.

Die Ergebnisse zeigen, dass beide Modellaufnahmen einen deutlichen Einfluss auf die Modellumströmung haben, der sich bis in den Mittelschnitt mit einer Reduktion des Auftriebsbeiwerts auswirkt. Für den Fall der wandbündigen Modellaufnahme bildet sich ein klassischer Hufeisenwirbel im Übergang von Modell zu Seitenwand, der ein relativ großes Ablösegebiet auf der Seitenwand hervorruft. Auf dem Modell existiert schon bei kleinen Anstellwinkeln zusätzlich eine Eckenablösung im hinteren Bereich der Modelloberseite, die eine Verdrängung der Strömung in Richtung Modellmitte verursacht. Im Fall der Modellaufnahme mit

Spalt findet eine Durchströmung des Spalts statt, welche die Bildung von Hufeisenwirbel und Eckenablösung unterdrückt. Stattdessen wird die Modellumströmung stärker nach oben verdrängt, was in Abb. 1 durch die Schubspannungslinien auf der Seitenwand verdeutlicht wird.

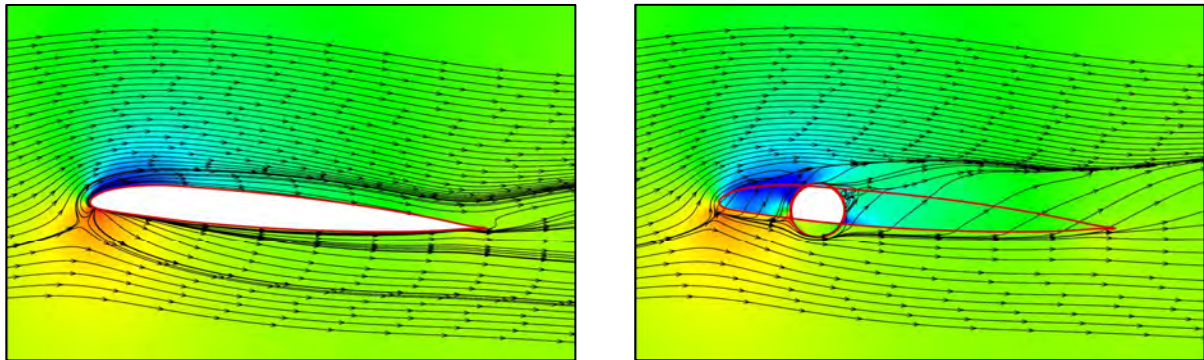


Abb. 1: Schubspannungslinien auf der Windkanalseitenwand für die Modellaufnahme ohne Spalt (links) und mit Spalt (rechts) für $\alpha = 5^\circ$.

Im Fall der Modellaufnahme mit Spalt findet ein Absaugen der Unterseitenmodellumströmung durch den Spalt und ein Einrollen der Spaltströmung deutlich oberhalb des Modells statt, dargestellt in Abb. 2 (links). Auf dem Modell wird dadurch ebenfalls eine Verdrängung der Hauptmodellumströmung in Richtung Modellmitte verursacht, so dass trotz der deutlich unterschiedlichen wandnahen Strömung ähnliche Verhältnisse in der Modellmitte vorliegen.

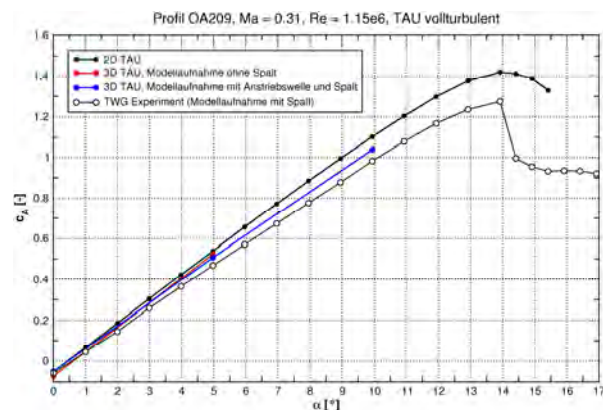
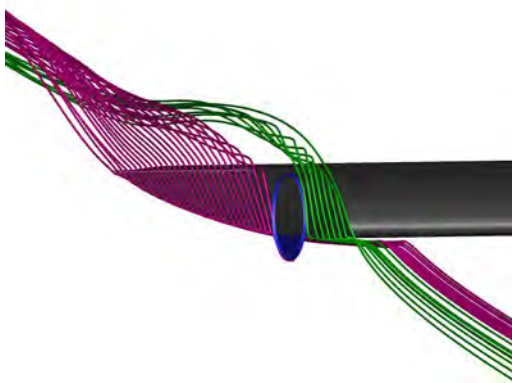


Abb. 2: Seitenwandnahe Umströmung für die Modellaufnahme mit Spalt (links) und spannweite Auftriebsverteilung des Modells (rechts).

Die Auswertung der spannweiten Auftriebsverteilung zeigt, dass für beide Modellaufnahmen eine Reduktion des lokalen Auftriebs entlang der gesamten Modellbreite gegenüber der ungestörten 2D Umströmung existiert. Die Reduktion nimmt von der Seitenwand zur Modellmitte ab, bleibt im Mittelschnitt aber vorhanden. Während dieser Einfluss bei $\alpha = 0^\circ$ gering ist, nimmt er mit Anstellwinkel bzw. Gesamtauftriebsbeiwert zu. Die analog zum Experiment im Mittelschnitt bestimmten Auftriebsbeiwerte zeigen eine Reduktion um ca. 6%, dargestellt in Abb. 2 (rechts). Die Auftriebspolaren weisen aus diesem Grund eine geringere Steigung als in der 2D-Referenzlösung auf, die auch im Experiment für die Modellaufnahme mit Spalt in ähnlicher Weise gemessen wurde und für eine akkurate Leistungsbestimmung von Rotorblattprofilen unerwünscht ist. Die in dieser Arbeit erzielten Ergebnisse sollen zur Entwicklung einer verbesserten Modellaufnahme weiterverwendet werden, um diesen unerwünschten Einfluss zu minimieren.

Automatische Anpassung der Strukturmodellierung in CAMRAD zur Strömungs-Struktur-Kopplung im Rotorblattentwurf

Autoren: CHRISTIAN STANGER, MARTIN HOLLANDS, MANUEL KESSLER und EWALD KRÄMER

Aufgrund der engen Kopplung zwischen Aerodynamik und Strukturmechanik in der Hubschraubertechnik müssen beide Effekte zusammen betrachtet und deren Wechselwirkungen untereinander berücksichtigt werden. Das hat zur Folge, dass bei der numerischen Simulation zwei Modelle, eines für die Aerodynamik und eines für die Strukturmechanik, erstellt werden müssen. In bisherigen Optimierungsprozessen wurde lediglich das Aerodynamikmodell an die neue Blattgeometrie des modifizierten Blattes angepasst. Für das Strukturmechanikmodell musste auf das eines Referenzblattes zurückgegriffen werden. In dieser Veröffentlichung werden verschiedene Methoden vorgestellt, um diesen Mangel in der Modellbildung zu beheben. Anschließend werden deren Effekte anhand gekoppelter und getrimmter CFD-Simulationen bewertet.

Alle entwickelten Anpassungsmethoden benötigen das Dynamikmodell eines Referenzblattes als Ausgangsbasis. Allerdings wird dieses nicht mehr unverändert übernommen, sondern an die Geometrie des modifizierten Blattes angepasst. Die Parameter des verwendeten Dynamikmodells lassen sich in drei Gruppen einteilen. Unter den Geometrieparametern werden Koordinaten und Winkel, wie beispielsweise die Schwerpunktlagen und die Winkel der Hauptachsen verstanden. Die Steifigkeiten definieren den Zusammenhang zwischen Verformungen und den daraus resultierenden Kräften, die Trägheiten den Zusammenhang zwischen Beschleunigungen und Kräften. Da für die Geometrieparameter in guter Näherung angenommen werden kann, dass jeder Profilquerschnitt des Referenzblattes durch eine Skalierung in Tiefen- und in Dickenrichtung in den Profilquerschnitt des modifizierten Blatt zu überführen ist, können diese Größen für das modifizierte Blatt direkt angegeben werden. Zur Anpassung der Steifigkeiten und der Trägheiten wurden zwei verschiedene Anpassungsmethoden entwickelt.

Die erste (SK-Methode) beruht auf Skalierungsgesetzen, welche anhand einfacher Geometrien für jeden Parameter des Dynamikmodells hergeleitet wurden. Um eine möglichst gute Approximation des realen Rotorblattes zu ermöglichen, kann die Skalierung entweder als Vollquerschnitt oder als schalenförmiger Querschnitt erfolgen. Der Vorteil dieser Methode ist, dass sie lediglich Informationen über die Blatattiefe und -dicke des Referenzblattes benötigt. Die Vereinfachung des Profilquerschnittes und insbesondere die Wahl zwischen der Skalierung als Vollquerschnitt und der als schalenförmiger Querschnitt konnten sich in ungünstigen Fällen jedoch deutlich auf die Genauigkeit der Resultate auswirken.

Deshalb wurde noch eine zweite Anpassungsmethode, die LGS-Methode, entwickelt. Bei ihr wird zum einen der komplette Profilquerschnitt beider Blätter berücksichtigt, zum anderen wird ein realistischer Aufbau des Blattes mit Holm und Trimmmasse zugrunde gelegt. Anhand des bekannten Dynamikmodells des Referenzblattes werden durch das Lösen eines linearen Gleichungssystems spezifische Größen wie die Dichte und der Elastizitäts-Modul bestimmt. Die Koeffizienten des Gleichungssystems werden in Abhängigkeit des Profilquerschnitts bestimmt. Mit diesen spezifischen Größen kann, unter Berücksichtigung des neuen Profilquerschnitts, auf das Dynamikmodell des modifizierten Blattes geschlossen werden. Die Betrachtung der Abweichung der unterschiedlichen Anpassungsmethoden auf die Strukturmodellierung hat jedoch gezeigt, dass die Unterschiede zwischen den beiden Methoden relativ gering waren und nur in Sonderfällen, wie der ungleichen Skalierung in Tiefen- und Dickenrichtung, zu spürbaren Abweichungen führen.

Um die Effekte der Anpassung des dynamischen Blattmodells analysieren zu können, wurde ein Referenzblatt ausgewählt, dessen Geometrieparameter in drei verschiedenen Testfällen jeweils unterschiedlich abgeändert wurden. Für jeden dieser Testfälle wurden fünf unterschiedliche Anpassungen der Blattdynamik vorgenommen. Bei der ersten (O4) wurde die Strukturmodellierung, der bisherigen Vor-

gehensweise entsprechend, bei der des Referenzblattes belassen. Bei der zweiten (*NG*) wurden nur die Geometrieparameter angepasst. Zweimal wurde die SK-Methode angewendet, einmal mit der Skalierung als Vollquerschnitt (*VQ*) und einmal als schalenförmiger Querschnitt (*SQ*). Bei der fünften Rechnung wurde das Dynamikmodell durch die LGS-Methode Methode (*LGS*) angepasst. Mit diesen unterschiedlichen Strukturmodellierungen wurden gekoppelte Trimmrechnungen für einen isolierten Hauptrotor durchgeführt. Als Flugmechanikprogramm diente CAMRAD II [1] und als CFD Löser wurde FLOWer [2] eingesetzt. Anschließend wurden die Unterschiede der konvergierten Lösungen bewertet.

Wie hier am Beispiel des kollektiven Steuerwinkels dargestellt (vgl. Abbildung 1.1), wird gezeigt, dass die Anpassung der Strukturmodellierung das Resultat teilweise deutlich beeinflussen kann. Bei dem Testfall *IncChord*, dessen geometrische Veränderungen überwiegend Auswirkungen auf die Geometrieparameter haben, kommt es zu Abweichungen von mehr als vier Prozent. Ebenso ist zu erkennen, dass die Abweichungen zwischen den verschiedenen Anpassungsmethoden nur sehr gering ausfallen. Selbst die Rechnung, bei der nur die Geometrieparameter angepasst wurden, weicht nur gering ab.

Bei dem Testfall *RefChord* wurden weniger Verschiebungen durchgeführt, als dass der Profilquerschnitt gleichförmig skaliert wurde. Die Abweichungen beim kollektiven Steuerwinkel sind jetzt überwiegend auf die Anpassung der Steifigkeiten und der Trägheiten zurückzuführen. Allerdings kann auch hier gezeigt werden, dass die Unterschiede zwischen den Anpassungsmethoden nur gering ausfallen.

Da beim Testfall *Profile* nur innerhalb eines kleinen radialen Bereichs an der Blattspitze ein Profil mit einer geringeren Dicke eingesetzt wurde, kommt es hier zu keinen signifikanten Unterschieden.

Durch die daraus resultierende ungleiche Skalierung in Tiefen- und Dickenrichtung weichen bei diesem Testfall auch die Anpassungsmethoden untereinander ab. Dies zeigt sich beispielsweise anhand der benötigten Rotorleistung (vgl. Abbildung 1.2). Bei den anderen beiden Testfällen dagegen sind die Unterschiede geringer als bei dem kollektiven Steuerwinkel, bei dem Testfall *RefChord* sind keine relevanten Unterschiede mehr erkennbar.

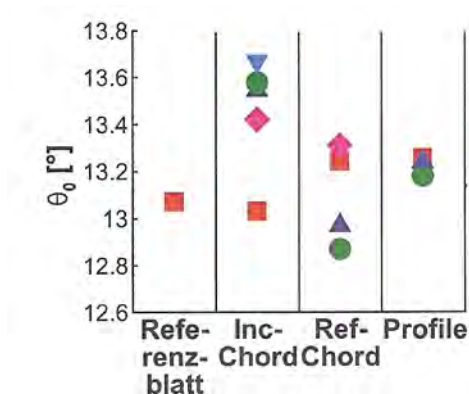


Abb. 1.1: Kollektiver Steuerwinkel der Trimmrechnungen

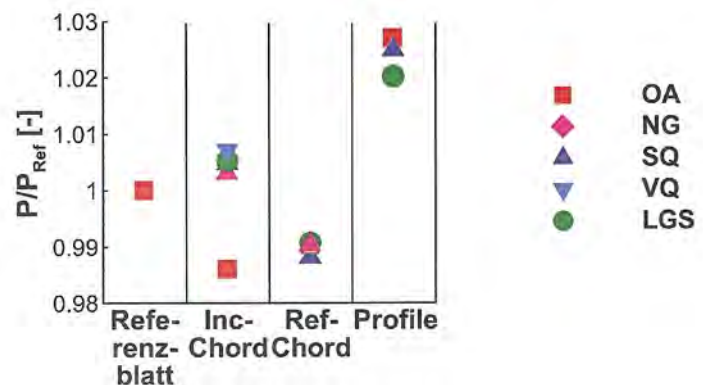


Abb. 1.2: Rotorleistungen, jeweils bezogen auf das Referenzblatt

Des Weiteren werden in dieser Veröffentlichung noch die Effekte auf lokale aerodynamische Größen, wie den Schubverlauf und den Widerstandsverlauf bewertet. Die größten Veränderungen ergeben sich jedoch, wie zu erwarten, bei dem dynamischen Verhalten. Hierzu werden die Schlagbewegung, die Schwenkbewegung und die Torsionsschwingung sowohl im Zeit-, als auch im Frequenzbereich bewertet.

[1] Johnson, W.: *Comprehensive analytical model of rotorcraft aerodynamics and dynamics: Volume I - VII*. Johnson Aeronautics Analytical Methods, Inc. Palo Alto, California, 4. Auflage, 2007.

[2] Kroll, N., Eisfeld, B. und Bleecke, H-M.: *FLOWer*. Notes on Numerical Fluid Mechanics, No. 71, S. 58–71, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Flight Testing of Alternative Ventilation Systems for Aircraft Cabins

J. Bosbach¹⁾, A. Heider, T. Dehne

German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology,
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Germany

¹⁾Johannes.Bosbach@dlr.de

M. Markwart, I. Gores, P. Bendfeldt

Airbus Operations GmbH, Environmental Control Systems,
Kreetslag 10, 21129 Hamburg, Germany

For the first time displacement ventilation of aircraft cabins (CDV – cabin displacement ventilation) has been evaluated under flight conditions. The flight tests have been conducted in the Advanced Research Technology Aircraft (ATRA) of the German Aerospace Center in a joint project with Airbus Operations.

State-of-the-art ventilation systems for passenger aircraft are based on the principle of mixing ventilation (MV): fresh air is blown into the cabin via jets of rather high momentum [1,3,6], which leads to a controlled mixing of fresh and used air by entrainment in the generated shear layers. After circulation in the cabin, the air usually leaves below the dado-panels at the floor level. In front of the general trend of increasing heat loads in modern passenger aircraft cabins, the main drawback of MV is its limited heat removal efficiency in combination with its tendency to cause draft under high heat-load densities. Other potentially critical issues in MV systems are acoustical noise, distribution of pollutants, exsiccation of mucosa and limited flexibility with respect to cabin (re)configurations.



Fig. 1: Cabin flight test installation for investigation of CDV. a) Automatically turnable IR camera with thermal passenger dummies, b) thermal passenger dummies, measurement racks, IR camera during installation and c) thermal passenger dummies with measurement racks.

Displacement ventilation (DV) is far less susceptible to many of these issues and therefore, increasing interest of DV for ventilation of aircraft cabins can be observed in the recent literature [1-5]. CDV is based upon the supply of fresh air into the cabin with low velocity, often at floor level, and extraction close to the ceiling. The fresh air rises near the heat loads due to buoyancy, i.e. every passenger generates its own fresh air bubble, and thus no external mixing with used air is required. This leads to much lower fluid velocities and a far higher heat-removal efficiency of CDV as compared to MV. However, all the studies reported so far were either numerical or conducted on a laboratory scale [1-5]. Validation of the advantages under real conditions, which is the scope of our study, has still been lacking.

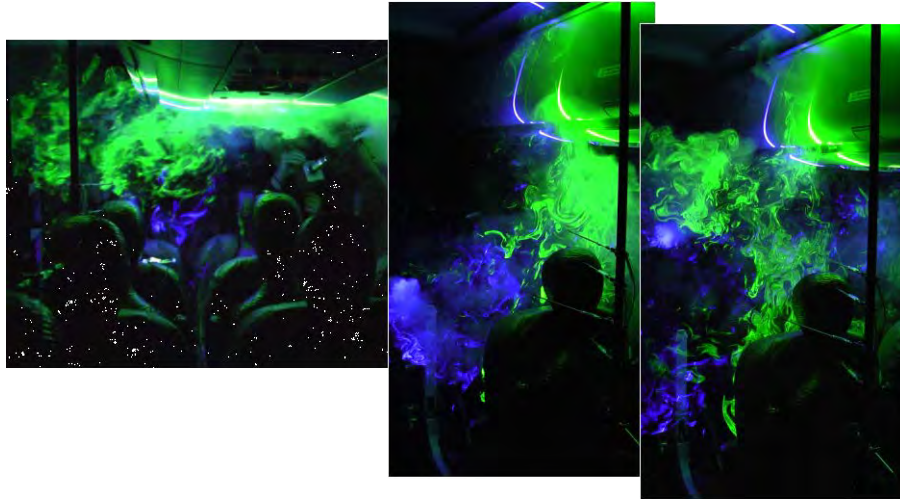


Fig. 2: Visualization of flow structures in hybrid ventilation, where 30% of the volume flow rate was supplied through the lateral outlets, under flight conditions with a dual color laser light sheet.

Two different ventilation concepts have been studied under flight conditions, i.e. pure CDV and a hybrid system (HV – hybrid ventilation), where a certain amount of the volume flow rate was provided by the lateral MV outlets. For the tests, a special cabin flight test installation has been developed, comprising 72 thermal passenger dummies, more than 200 local temperature, velocity and pressure probes, an automatically rotatable infrared camera set-up as well as a dual color laser light sheet for flow visualization, see Fig. 1 and 2. The measurements were conducted in the rear part of the ATRA cabin, which was refurbished to CDV, during static and dynamic ground and flight tests. Pure CDV was found to provide, in fact, low air velocities and turbulence levels, a high heat-removal efficiency and a very good dynamic performance. HV, in turn, allows for still comfortable flow velocities and good heat-removal efficiency, yet helps to reduce the temperature stratifications and dramatically increases the cooling and heating rates at the cabin surfaces. Both systems provide a very homogeneous temperature distribution among the different seat positions.

Supported by:



on the basis of a decision
by the German Bundestag

References

- [1] T. Zhang, Q. Chen: Comparison of Different Ventilation Systems for Commercial Aircraft Cabins, Proceedings of Indoor Air 2005, Vol. IV, pp. 3205-3210, Beijing, China
- [2] D. Müller, M. Schmidt, B. Müller: Application of a Displacement Ventilation System for Air Distribution in Aircraft Cabins, AST 2011, March 31 – April 1, 2011, Hamburg, Germany
- [3] M. Schmid, D. Müller, I. Gores, M. Markwart: Numerical Study of Different Air Distribution Systems for Aircraft Cabins, 11th International Conference on Indoor Air Quality and Climate, 17th August to 22nd August, 2008, Copenhagen, Denmark
- [4] S. Yin, T. Zhang: A New Under-Aisle Displacement Air Distribution System for Wide-Body Aircraft Cabins, Eleventh International IBPSA Conference, July 27-30, 2009, Glasgow, Scotland
- [5] T. Zhang, Q. Chen: Novel air distribution systems for commercial aircraft cabins, Building and Environment, Volume 42, Issue 4, April 2007, Pages 1675-1684
- [6] M. Kühn, J. Bosbach, C. Wagner: Experimental parametric study of forced and mixed convection in a passenger aircraft cabin mock-up, Building and Environment, Volume 44, Issue 5, May 2009, Pages 961-970

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technical Flows

An Experimental and Numerical Analysis of the Effect of a Modified Trailer Underbody on the Near Wake Field behind a Tractor-Trailer Configuration

Johannes Haff, Joachim Tschech, Hugues Richard, Sigfried Loose, Claus Wagner
German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen, Germany, Johannes.Haff@dlr.de

Motivation : The inner-European transit traffic is mainly organised by tractor-trailer configurations. The main advantage of this transport concept is the high level of flexibility at relatively low transport costs. Nevertheless, the improvement of the vehicle performance is an important aspect for the transportation and logistics business.

One option is the enhancement of the loading capacity of a tractor-trailer. A reduction of the trailer platform height which allows higher trailer boxes at the same vehicle total height ('Lowliner') or the extension of the trailer length ('Gigaliner') are already implemented.

Another option the reduction of the energy consumption can be realised by lightweight construction principles, improved propulsion systems or the optimization of the aerodynamics. In case of the vehicle aerodynamics a high potential for the reduction of pressure drag, the dominant part of aerodynamic drag of a tractor-trailer configuration, exists in the manipulation of the low-pressure field in the trailer wake.

Objective : Due to restricted vehicle dimensions the implementation of geometry modifications for a wake field manipulation is only realistic for the trailer underbody. A wide range of different underbody constructions was tested with a scaled model in wind tunnel tests. It could be shown that an additional trailer underbody construction combined with an angled rear endplate reduce aerodynamic drag by manipulating the trailer wake. The objective of this research study is the investigation of the effect of this new drag reduction concept on the near wake flow structures and the pressure distribution on the trailer base. The application of an angled plate in the trailer underbody is comparable with the inclined rear end of an Ahmed body which is the benchmark case in vehicle aerodynamics. Several research studies were already performed and showed the development of a counter-rotating vortex pair and a drag reduction with increasing slant angles [1].

Solution process : The study is subdivided into an experimental part of wind tunnel tests and a part with numerical simulations with the CFD source code OpenFOAM.

The wind tunnel experiments were performed with a 1/15th scaled model of a tractor-trailer configuration in the Side Wind Test Facility Göttingen (SWG) with a test section size of 2.40 x 1.60m ($W_{ts} \times H_{ts}$). As proposed by wind tunnel test procedures for ground vehicles a model with a high level of detail was manufactured of aluminium alloy and mounted on a ground plane ($L_{gp} = 2.60m$, $W_{gp} = 1.20m$) 200mm above the test section floor. The tests were performed at a maximum Reynolds number of $7.25E+05$ (based on the model width (W) of 0.168m and the free stream velocity) at a blockage ratio of 4.1% at zero yaw angle.

Particle image velocimetry (PIV) was performed to measure the effect of the investigated configurations on the near wake field structures. For the analysis of the influence of these flow structures on the base pressure distribution and the resultant aerodynamic drag the truck model was instrumented with 37 unsteady pressure transducers at the trailer base and a 6-component piezoelectric force transducer integrated in the model trailer box.

The numerical part consists of steady-state and unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS and URANS) simulations to deliver a more detailed view on the three-dimensional (3D) characteristic flow phenomena. Besides, the effect of a moving ground was investi-

gated. The simulations were performed with the open source “Computational Fluid Dynamics (CFD)”-code OpenFOAM with the k- ω SST model for turbulence simulation. The geometry was meshed with a total of 27 million cells and is consistent to the experimental test setup. Results of the empty test section case were compared with experimental data. Grid statistics were performed to check the grid independence of the numerical flow simulations.

Experiments and numerical simulations were restricted to the zero yaw angle case of the truck model. The ground clearance of the attached underbody construction was reduced to 35% of the baseline configuration. The rear endplate installed at the end of the trailer underbody was investigated at different divergence angles (0° , 10° , 12.5° , 15° and 25°). The axial length of the endplate of 0.8 of the model width was left constant. Different configuration with splitter plates attached to the endplate were also investigated.

Results : All configurations measured in the wind tunnel experiment were referred to a baseline configuration representing a typical tractor-trailer geometry. The analysis of the experimental data shows a significant influence of the attached add-on devices on the velocity field in the wake region and the resultant pressure distribution on the trailer base. It is found that depending on the divergence angle of the endplate, the length of the recirculation zone is 1.24 of the model width at 0° and 1.36 at 25° compared to 1.11 for the baseline case. At a divergence angle of 25° the aerodynamic drag coefficient was reduced by 2.40% compared to the baseline configuration. Further, the installation of additional splitter plates enhances the efficiency to 3.30%.

The RANS und URANS simulations show comparable results of the flow field around the model geometry and are quite consistent to the experimental data. The measured and simulated mean velocity wake is also in accordance to the wake characteristics of a full-scale tractor-trailer configuration as described by Mason & Beebe [2].

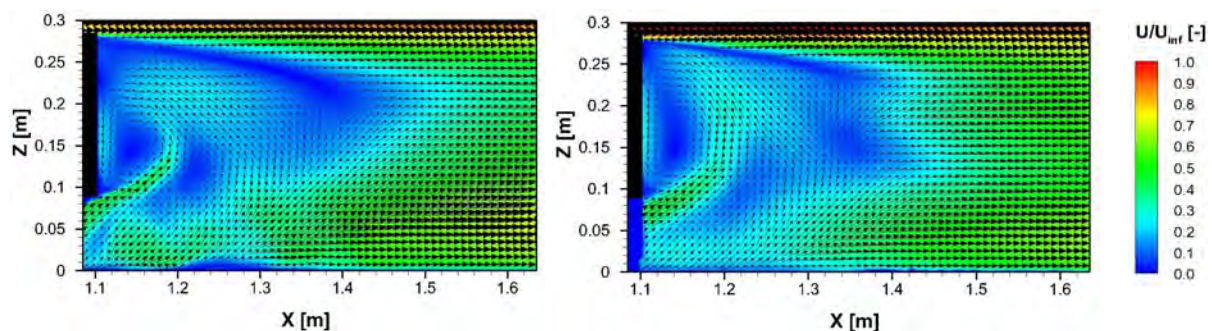


Figure 1. Mean velocity magnitude contour plot and mean velocity vector field at $Y/W = 0$ of the numerical (left) and the experimental results (right) with a 25° rear diffuser

For the most efficient configuration with a 25° rear diffuser the comparison of the URANS and the experimental results of the mean velocity wake in the model symmetry is shown in Figure 1. Regarding the measured data (Figure 1, right), the recirculation vortex close to the trailer base is more developed whereas the length of the recirculation region is with 1.36 of the model width significant smaller than predicted by CFD (1.70).

It is also shown the direct influence of the modified velocity wake on the pressure distribution on the trailer base. Both the experimental and the numerical study show an enhancement of the mean base pressure corresponding to the induced pressure drag reduction.

Literature :

- [1] Han, T., *Computational Analysis of Three-Dimensional Turbulent Flow around a Bluff Body in Ground Proximity*, AIAA Journal, V.27, No.9, 1989
- [2] Mason, W.T., Beebe, P.S., *The Drag related Flow Field Characteristics of Trucks and Buses*, General Motors Research Laboratories, Warren, Michigan, 1978

Mitteilung

Projektgruppe: Technische Strömungen

Experimentelle Untersuchung des Druckanstiegs bei der Tunneleinfahrt eines Modellzugs

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

Bei der Einfahrt eines Zuges in einen Eisenbahntunnel entsteht ein System von Druckwellen. Diese Wellen breiten sich im Tunnel aus und werden am entgegengesetzten Ende des Tunnel teilweise reflektiert und zum Teil an die Umgebung abgegeben (siehe [1]-[3]). Die reflektierten Wellen laufen zurück durch den Tunnel, bis sie schließlich wieder auf den Zug treffen und mit diesem in Wechselwirkung treten. Diese Druckwellen verursachen Lasten sowohl auf den Zug als auch auf den Tunnel und dessen Einbauten, wie zum Beispiel Stromkästen. Zudem können sie sich negativ auf den Fahrkomfort der Passagiere auswirken, da ein zu schneller Druckanstieg ein unangenehmes Empfinden im Ohr verursachen und im Extremfall sogar zu Schmerzen führen kann. Der an die Umwelt emittierte Anteil der Wellen kann außerdem unter bestimmten Bedingungen als Knallgeräusch wahrgenommen werden, was eventuelle Anwohner belästigt. Weil das Bestreben hin zu größeren und schnelleren Zügen besteht, wird sich der negative Einfluss der einfahrtbedingten Druckwellen weiter verstärken. Zusätzlich werden die Tunnelröhren mit glatten Böden und Wänden versehen, sodass eine Dämpfung der Wellen, beispielsweise durch das Schotterbett, nicht mehr gegeben ist. Es ist also notwendig Maßnahmen zu entwickeln, welche die Druckwellen entweder während ihrer Entstehung am Tunnelportal oder während der Propagation innerhalb des Tunnels abflachen und dadurch die negativen Folgen eindämmen.

Zur Untersuchung und Weiterentwicklung vorhandener sowie zur Entwicklung neuartiger Systeme zur Abschwächung der Druckschwankungen wurde am DLR in Göttingen die Tunnelsimulationsanlage Göttingen (TSG) errichtet. Diese zeichnet sich dadurch aus, dass das Zugmodell durch ruhendes Fluid bewegt wird, was eine realistische Untersuchung von Tunneldurchfahrten und ähnlichem ermöglicht. Die Gleislänge der Anlage beträgt ca. 60m, der Modellmaßstab ist variabel zwischen 1:20 und 1:100. Zur Beschleunigung des verwendeten Modellzugs wird ein hydraulisch betriebenes Katapult verwendet, wobei die Maximalgeschwindigkeit, auf die die Anlage ausgerichtet ist, 100m/s beträgt. Die hier vorgestellten Experimente wurden in einem Geschwindigkeitsbereich von 37m/s bis 46m/s durchgeführt. Nach der Beschleunigung erreicht der Zug die Messstrecke, welche mit einem Tunnel oder anderen gleisnahen Objekten wie beispielsweise Bahnsteigen oder Lärmschutzwänden ausgestattet werden kann. Nach Durchfahren der Messstrecke wird der Zug mithilfe einer mit Styroporkugeln gefüllten Bremsbox möglichst sanft angehalten.



Abbildung 1: Generisches ICE3-Zugmodell im TSG bei der Fahrt von links nach rechts in einen Modelltunnel mit Portalhaube

Bei dem in den Experimenten verwendeten und in **Abbildung 1** gezeigten Modellzug handelt es sich um ein dreiteiliges ICE3-Modell im Maßstab 1:25, welches durch Entfernen des Mit-

telwagens auf 2 Teile verkürzt werden kann. Der Tunnel ist eingleisig, 10m lang und verfügt über eine zusätzliche Portalhaube von 1,66m Länge zur Beeinflussung des Drucksprunges bei der Zugeinfahrt. Im Gegensatz zum Zug weist sowohl der Tunnel als auch die Haube einen Maßstab von 1:30 auf, was mit einem Querschnittsverhältnis Zug/Tunnel von 20%, dem typischen Verhältnis für doppelstöckige Züge und moderne, eingleisige Tunnel, einhergeht. Sowohl Tunnel als auch Zug sind mit Drucksensoren ausgestattet. Zudem verfügt der Zug über einen Beschleunigungssensor und der Tunnel über jeweils zwei Lichtschranken an Ein- und Ausfahrt zur Bestimmung der Zuggeschwindigkeit.

In **Abbildung 2** ist das gemittelte Ergebnis von sechs Messungen mit dem zweiteiligen ICE3-Modell bei einer Geschwindigkeit von 44m/s dargestellt. Zu sehen ist der erste Druckanstieg der Welle bei der Zugeinfahrt und die daraus resultierende Steigung des Drucks (fettgedruckt). Letztere bestimmt maßgeblich die negativen Auswirkungen der Druckwelle auf die Tunnelstruktur und den Fahrkomfort. Zum Vergleich sind zusätzlich zu den grauen Kurven (mit Tunnelportal) die Druckverläufe in schwarz dargestellt, die ohne Portalhaube gemessen wurden.

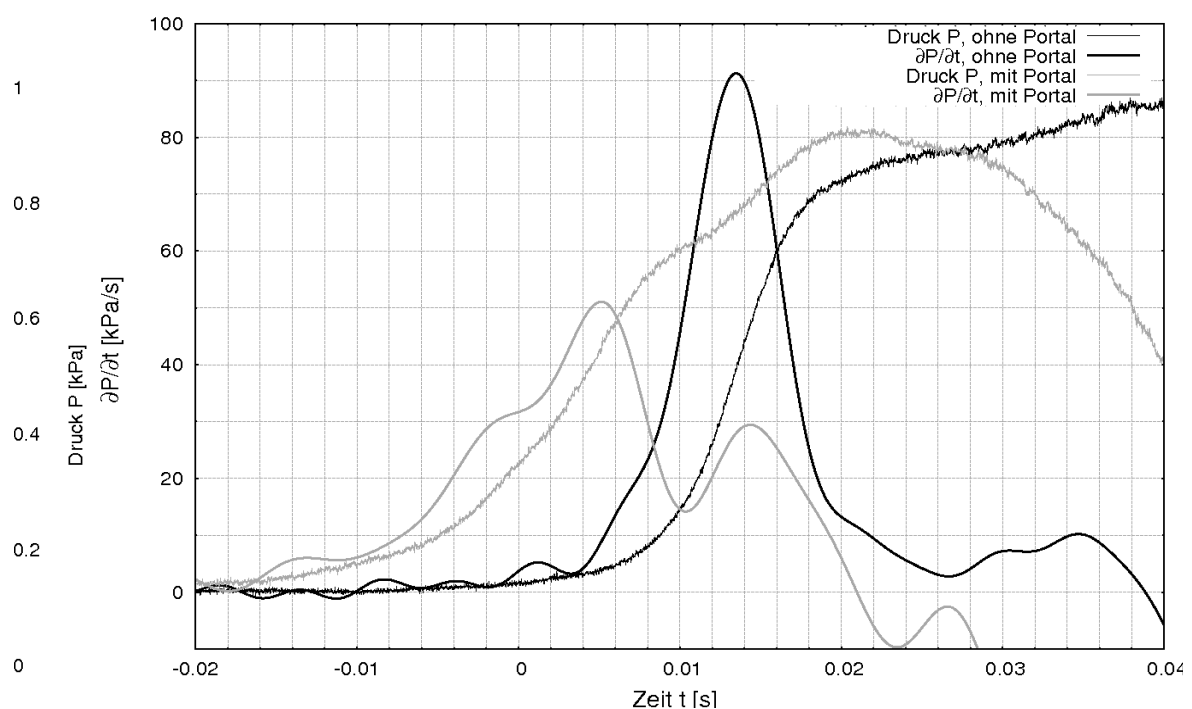


Abbildung 2: Am Tunnelleingang mit und ohne Tunnelhaube gemessene Druckverläufe und Druckanstiege bei Einfahrt des ICE3-Zugmodells

Der Vergleich zeigt, dass der Druck bei Verwendung der Portalhaube früher ansteigt. Ein Teil des Luftpolsters, das der Zug vor sich herschiebt, wird durch das Portal bereits in den Tunnel gedrückt, bevor dieser vom Zug erreicht wird. Daher steigt der Druck nicht, wie bei der Tunnelleinfahrt ohne Haube, fast schlagartig auf den maximalen Wert, sondern steigt langsamer an. Dies ist besonders im Maximalwert des Druckgradienten ersichtlich, der durch die Verwendung der Portalhaube um ca. 45% reduziert werden kann.

Für die in **Abbildung 2** gezeigten Messungen wurde das Tunnelportal noch nicht optimiert. Vor diesem Hintergrund ist die Reduktion des Gradienten um 45% bemerkenswert. Das erweiterte Tunnelportal ermöglicht also eine Reduzierung des Druckgradienten, wodurch die negativen Auswirkungen der Tunneldurchfahrt von Hochgeschwindigkeitszügen minimiert werden können.

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. Ozawa, "Studies on the micro-pressure wave radiated from a tunnel exit", RTRI report, 1121, 1979
- [3.] J.-M. Réty, R. Grégoire, "Numerical simulation of the pressure wave generated, when a train enters a tunnel", TRANSAERO-Projekt, 2002

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Numerische Simulation der Strömung und des thermischen Komforts in der Flugzeugkabine

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

Einleitung:

Der thermische Komfort von Passagieren ist ein wesentliches Entscheidungskriterium für die Ausgestaltung des Interieurs von Flugzeugkabinen. In diesem Zusammenhang ist die Entwicklung neuer Wärmestrahlungskomfortmodelle für zunehmend genauere und realistischere numerische Vorhersagen der Kabinenströmung einschließlich des resultierenden thermischen Passagierkomforts erforderlich.

Das Maß an thermischen Komfort in der Flugzeugkabine hängt von verschiedenen Wärmequellen ab. Die Flugpassagiere tragen selbst einen maßgeblichen Anteil an den Wärmelasten in der Kabine. Für die Berechnung des thermischen Komforts steht das Finite-Elemente (FE) Programm THESEUS von P+Z Engineering GmbH zur Verfügung, das auf dem FIALA-Manikin-Modell [1] basiert. Das Ziel unserer Arbeit ist die Kopplung des „Computational Fluid Dynamic (CFD)“-Programms OpenFoam mit dem Programm THESEUS nach einer vorgegebenen Anzahl von Iterationsschritten, sowie die numerische Modellierung des thermischen Komforts.

Lösungsweg:

Bei der konventionellen Simulation von Kabinenströmungen werden an der Oberfläche von Passagiermodellen thermischen Randbedingungen in Form von konstanten Wärmeströmen oder Temperaturwerten vorgegeben. Dadurch wirkt das Passagiermodell wie ein beheiztes Objekt.

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

Ergebnis:

Berechnungen wurden sowohl für die Kabine einer A320 als auch für die Kabine der Do728 durchgeführt. Die erste Kopplung zwischen OpenFoam und THESEUS findet nach 100 Iterationen statt. Im Anschluss werden Daten nach jeder zehnten Iteration ausgetauscht, wobei die Temperaturberechnung in THESEUS mit 10 inneren Iterationen erfolgt. Exemplarisch zeigt Abb. 1 die resultierende Oberflächentemperaturverteilung in der Kabine und aus der zwei Kabinenluftauslässen (KLA) eintretende Luftstrom mit Hilfe von Stromlinien. Die Komfortvorhersagen nach Zhang Sensation Index (ZhangSI) [2] für diesen Strömungsfall sind in Abb. 2 dargestellt, wobei die gesamte ZhangSI-Skala unten links gezeigt ist. Die Simulatio-

nen sagen für den betrachteten Fall nach ZhangSI einen nahezu „neutralen“ Bereich, und somit gute Komfortverhältnisse vorher.

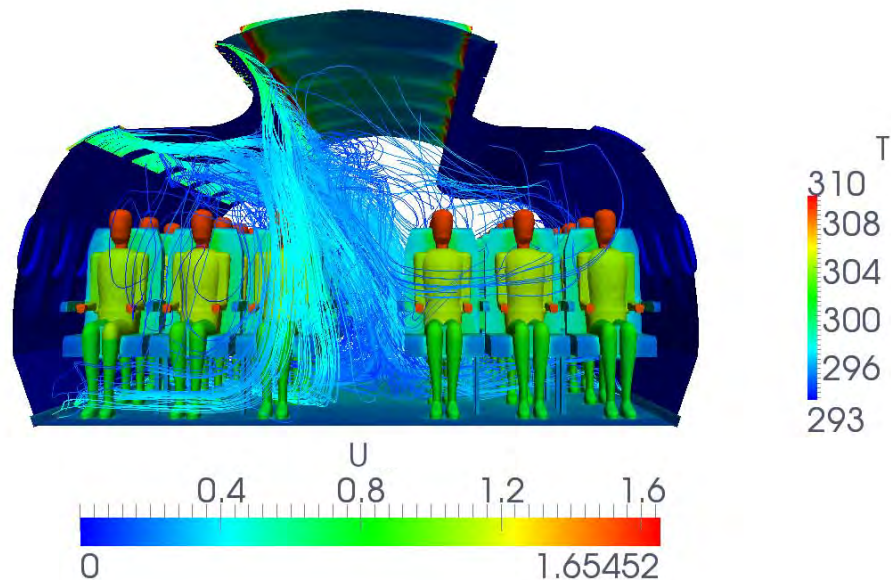


Abbildung 1: Berechnete Oberflächentemperaturverteilung in der Do728-Kabine zusammen mit Stromlinien ausgehend vom rechten KLA.

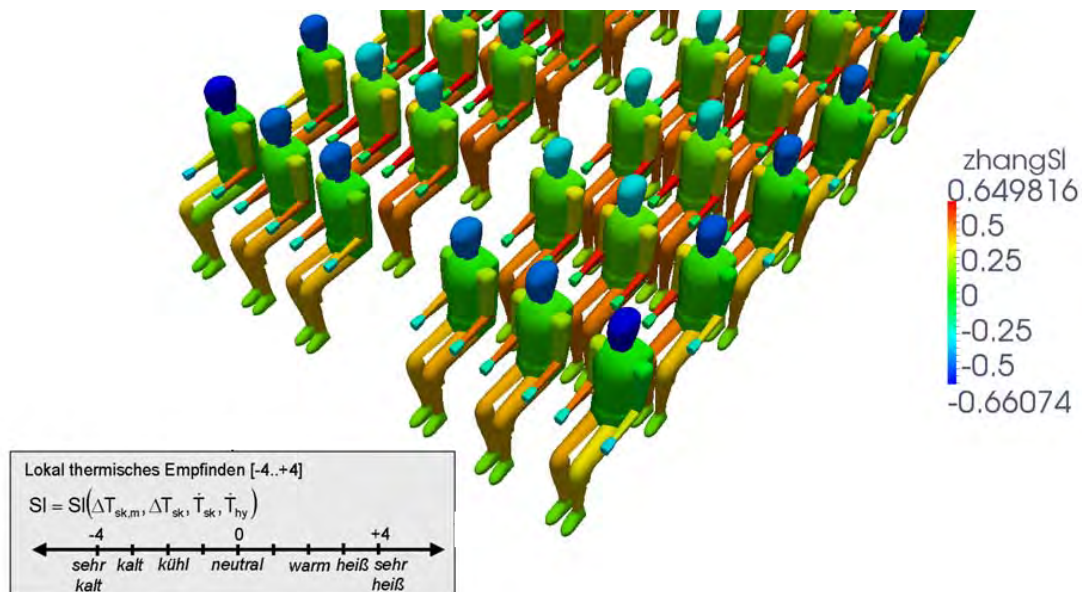


Abbildung 2: Komfortvorhersage mit Zhang Sensation Index.

Danksagung:

Wir bedanken uns bei Dr. S. Paulke von der Firma P&Z für hilfreiche Diskussionen und die vorbildliche Unterstützung.

Literatur:

1. D. Fiala, K. J. Lomes, M. Stohrer, *Computer prediction of human thermoregulatory and temperature responses to a wide range of environmental conditions*, Int. J. Biometereol. (2001) **45**: 43-159.
2. H. Zhang, E. Arens, C. Huizenga, T. Han, *Thermal sensation and comfort models for nonuniform and transient environments, part III: Whole-body sensation and comfort*, Building and Environment (2010) **45**: 399-410.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulationen und Versuchstechniken **Dynamik der Innenraumströmung in einer Passagierflugzeugkabine bei verschiedenen Belüftungsszenarien**

Sven Lange, Tobias Dehne und Johannes Bosbach

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, E-Mail: Sven.Lange@dlr.de

Um in dem Bereich der Personenbeförderung konkurrenzfähig zu sein, ist es für Airlines und Flugzeughersteller unerlässlich, ein hohes Maß an Komfort für die Passagiere bei gleichzeitig hoher Wirtschaftlichkeit zu bieten. Ein weiterer nicht zu unterschätzender Aspekt, der auch sehr stark in der Öffentlichkeit diskutiert wird, ist die Umweltfreundlichkeit. Dies sind Gründe für die Entwicklung von neuartigen Belüftungskonzepten.

In modernen Passagierflugzeugen wird vorwiegend die Mischbelüftung, wie in Abbildung 1(a) dargestellt, verwendet. Diese Belüftungsart hat viele Vorteile, wie zum Beispiel das gute Durchmischen der Luft in der Kabine. Da aber zukünftig immer mehr Wärmelasten, wie Bildschirme, Computer und andere elektrische Geräte, im Flugzeug zum Einsatz kommen, ist es notwendig, leistungstärkere Belüftungsvarianten zu entwickeln, die die erzeugte Wärme effizienter aus dem Flugzeuginneren abführen. Einige numerische Simulationen und experimentelle Untersuchungen in Modellanlagen wurden dazu schon durchgeführt. Hierbei wurden meist Simulationen zur Mischbelüftung erstellt und Vergleiche zu neuen Belüftungskonzepten, wie Quellbelüftungssystemen, bei denen die Zuluft impulsarm im Bodenbereich eingebracht wird oder zu hybriden Belüftungen aus Misch- und Quellbelüftung vorgenommen [3] [4].

Um neue Belüftungsvarianten zu entwickeln, die mehr Komfort bieten und durch höhere Effizienz auch umweltfreundlicher sind, ist es notwendig, den Einfluss groß- und kleinskaliger Strömungsstrukturen auf die Wärmeabtragseffizienz hin zu studieren und zu verstehen, um die gewonnenen Erkenntnisse mit neuen Konzepten zu vergleichen. Dazu wurde der Versuchsträger des DLR Göttingen, das Passagierflugzeug Do728 von Fairchild Dornier, vollständig umgebaut, um drei verschiedene Belüftungsvarianten in einer realitätsnahen Umgebung zu analysieren. Die möglichen Belüftungsszenarien sind die klassische Mischlüftung, eine deckenseitige Verdrängungsbelüftung (Rieseldecke) und ein bodennahes Quellbelüftungssystem. Schematisch sind diese Varianten in Abbildung 1 gezeigt.

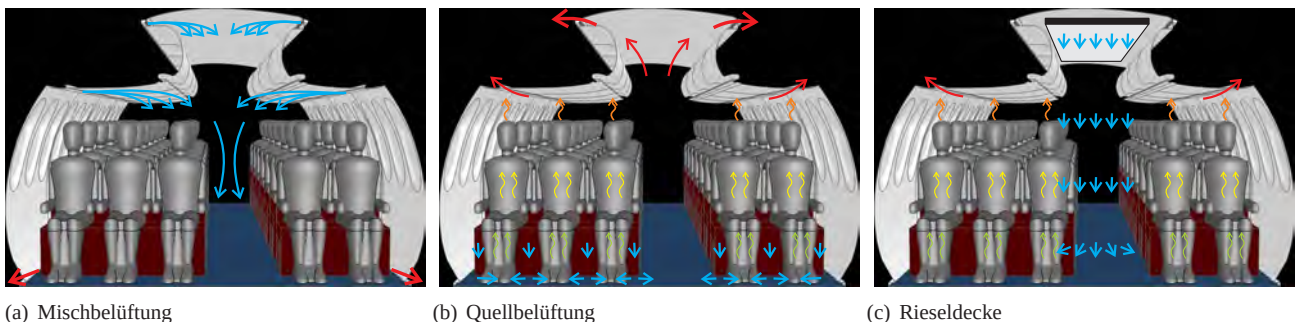


Abbildung 1: Darstellung der in der Do728 realisierten Belüftungskonzepte: (a) klassische Mischbelüftung, bei der die Zuluft mit hoher Geschwindigkeit durch Luftauslässe ober- und unterhalb der Kofferfächer in die Kabine eingebracht und im unteren Bereich der Seitenwände wieder abgeführt wird; (b) Quellbelüftung, bei der die Luft mit geringem Impuls in die Kabine eingebracht und im oberen Bereich wieder ausgetragen wird; (c) deckenseitige Verdrängungsbelüftung (Rieseldecke), bei der mit geringem Impuls Luft über die gesamte Deckenfläche im Gangbereich eingebracht und unterhalb der Kofferfächer wieder ausgelassen wird

Um diese Belüftungsformen zu charakterisieren, wurden mit einer fest installierten Messanlage und beheizbaren Passagiermodellen, die die Wärmelast der Passagiere simulieren sollen, umfangreiche Untersuchungen durchgeführt. Mit Temperatur- und lokalen Geschwindigkeitssensoren, die in der gesamten Kabine und in Passagiermodellnähe angebracht sind, konnten Messwerte zu Strömungsgeschwindigkeit und Temperatur in der Kabine aufgenommen werden. In vorangegangenen Flugversuchen wurde schon das Verhalten von Quellbelüftung untersucht [1]. Hierbei konnten Geschwindigkeits- und Temperaturdaten unter Flugbedingungen ermittelt werden. Bei den jetzt vorgenommenen Untersuchungen, in dem nicht flugfähigen Versuchsträger Do728, konnten neben der Quellbelüftung auch die klassische Mischlüftung sowie eine deckenseitige Verdrängungsbelüftung mit lokalen Sensoren charakterisiert werden. Zusätzlich wurde das jeweilige zweidimensionale Geschwindigkeitsfeld der einzelnen Belüftungsvarianten mittels Particle Image Velocimetry (PIV) aufgenommen. Es wurden Bilder von 4 Kameras, die mit einer Frequenz von 10 Hz Doppelbilder aufgenommen haben, zu einem großen Gesamtbild

zusammengefügt und ausgewertet. Die so erhobenen Daten lassen nun Aussagen über die Wärmeabtragseffizienz, den zu erwartenden Komfort und die durchschnittlichen Verweilzeit eines beobachteten Volumenelementes in der Kabine zu. Zwei instantane Geschwindigkeitsfeld von der Mischbelüftung sowie einer Kombination aus Quellbelüftung und Belüftung über die Rieseldecke sind in Abbildung 2 zu sehen. Bei der Mischbelüftung ist eine viel turbulenterere Strömungsstruktur zu erkennen, die sich zum Beispiel in einer höheren Wirbelstärke widerspiegelt. Im Gegensatz dazu sind die Wirbelstärke und vermutlich auch die Durchmischung bei der Belüftung über die Rieseldecke und über die bodennahe Quellbelüftung wesentlich geringer.

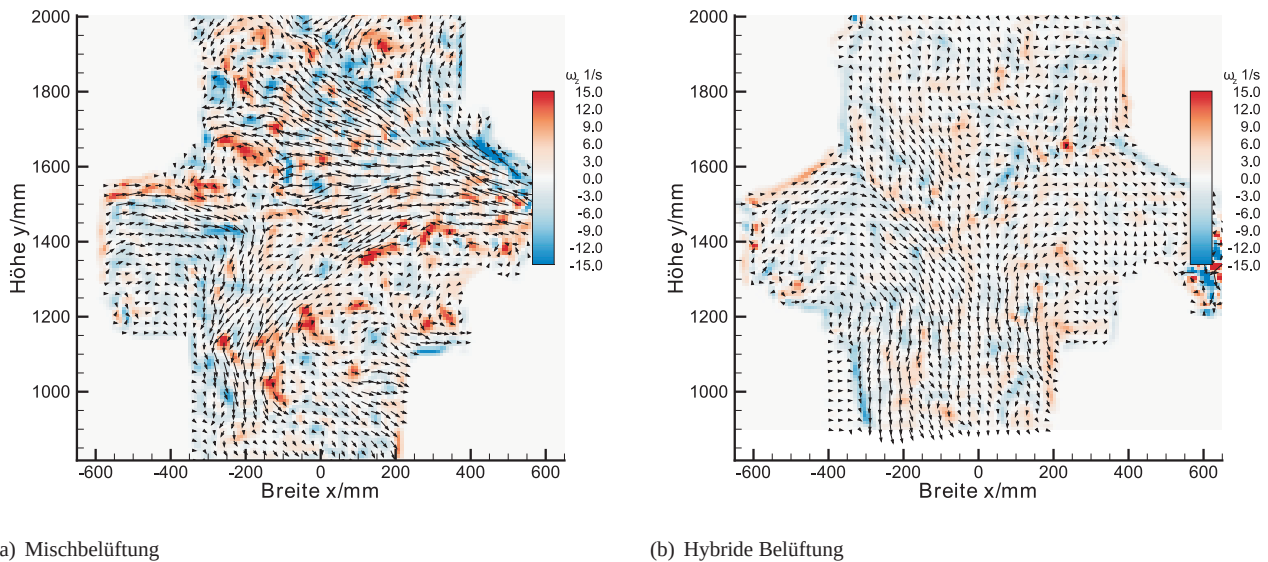


Abbildung 2: Geschwindigkeitsfeld und Wirbelstärke ω mit PIV ermittelt; (a) Mischbelüftung, bei der die Luft zu gleichen Teilen oberhalb und unterhalb der Kofferfächer einströmt und an der Wand in Bodennähe wieder abgesaugt wird; (b) hybride Belüftung, bei der die Zuluft zu gleichen Teilen durch im Gang angebrachte Deckenauslässe (Rieseldecke) und über Quellluftauslässe die sich im Bodenbereich befinden strömt. Abgesaugt wird durch Luftauslässe, die sich unterhalb der Kofferfächer befinden.

Analysen der Wirbelstrukturen deuten darauf hin, dass die Wirbelstärke bei den verschiedenen Lüftungsarten zwar unterschiedlich, aber die Größenverteilung der Wirbel sehr ähnlich ist. Die große Wirbelstärke bei der Mischbelüftung lässt sich auf den höheren Impuls der Zuluftstrahlen zurückführen. Die hierbei auftretende Kelvin-Helmholtz-Instabilität sorgt für eine starke Verwirbelung der Strömung mit einer guten Durchmischung, die aber nicht immer erwünscht ist [2]. Im Vergleich dazu wird bei den beiden anderen Lufterlasssystemen die Luft mit sehr geringem Impuls in die Flugzeugkabine eingebracht. Es entstehen zwar auch, wie beschrieben Wirbelstrukturen, deren Stärke ist aber wesentlich geringer als bei der Mischbelüftung. Diese Wirbel werden induziert durch das Aufsteigen und Ablösen der kalten Luft an den Wärmelasten und durch das Herabfallen der kalten Luft, die aus den Deckenauslässen herausquillt, nach unten hin beschleunigt wird und sich mit der aufsteigenden Luft mischt.

Trotz der geringen Wirbelstärke bei der hybriden Belüftung, wie in Abbildung 2(b) dargestellt, ist die horizontale Temperaturverteilung wesentlich homogener als bei der Mischbelüftung. In vertikaler Richtung sind dafür bei der Mischbelüftung geringere Temperaturgradienten festzustellen als bei den Quell- und Verdrängungsbelüftungssystemen. Um diese Phänomene besser verstehen zu können, sollen die Wirbelstrukturen hinsichtlich ihrer makroskopischen Auswirkungen untersucht werden.

Literatur

- [1] BOSBACH, J. ; HEIDER, A. ; DEHNE, T. ; MARKWART, M. ; GORES, I. ; BENDELD, P.: Evaluation of cabin displacement ventilation under flight conditions. In: *ICAS 2012* Bd. 304. Brisbane, Australien : International Congress of the Aeronautical Sciences, September 23. - 28. 2012
- [2] GAO, N. P. ; NIU, J. L.: Personalized Ventilation for Comercial Aircraft Cabins. In: *Journal of Aircraft* 45 (2008), S. 508 – 512
- [3] MÜLLER, Dirk ; SCHMIDT, Martin ; MÜLLER, Birgit: Application of a Displacement Ventilation System for Air Distribution in Aircraft Cabins. In: *Workshop on Aviation System Technology*. Hamburg, Germany : , March 31. - April 1. 2011
- [4] YIN, Shi ; ZHANG, Tengfei: A new Under-Aisle Displacement Air Distribution System for Wide-Body Aircraft Cabins. In: *Eleventh International IBPSA Conference*. Glasgow, Scotland : , Juli 27. - 30. 2009, S. 1030 – 1036

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroakustik

Flow-Induced Airborne and Structure-Borne Noise at a Simplified Car Model

Stefan Müller*, Stefan Becker*, Christoph Gabriel*, Reinhard Lerch*, Frank Ullrich[#]

*Uni. Erlangen, Cauerstr. 4, 91058 Erlangen, mue@ipat.uni-erlangen.de

[#]BMW AG, Munich

Introduction: Aim of the ongoing development of passenger cars is to predict the interior acoustics early in the product development process. A significant noise component results from the flow phenomena in the field of the side doors. On the one hand, the turbulent flow field involves acoustical sources and, on the other hand, the flow in the wake of the front of the vehicle, the a-pillar and the side mirrors excites the doors. This excitation causes the radiation of structure-borne noise. In the present work, the radiation of noise to the interior of passenger cars was studied in detail. For this purpose, a test case was developed which represents a simplified model of an automobile.

Model Setup: The overflown outer geometry of the car model is identical to the SAE Type 4 body [see Figure 1][1]. The whole model is acoustically insulated in such a way that noise radiation to the interior is limited to the driver's door. One region of the door investigated in the following is the side window. Sheet glass with a thickness of 3 mm was selected. The streamwise and spanwise extension of the glass plate corresponds approximately to a real side window.

In order to force an excitation of the side window, obstacles at the a-pillar and various simplified side mirrors were mounted. The objective of the investigations was to get results corresponding to both a configuration with the obstacle at the a-pillar and the model of the side mirror with square cross section. To generate a basis of comparison, additional investigations were carried without any obstacle. In the presented investigations, a free-stream velocity of 150 km/h was applied.

Experimental Method: The measurements were performed under semi free field condition in the acoustic wind tunnel of the BMW AG, Munich. A 1/2" free field condenser microphone (B&K 4189) is employed for the sound measurements at the position of the driver's ear facing the side window. For the measurements of unsteady wall-pressure fluctuations at high sample rates, a 1/8" pressure field condenser microphone (B&K 4138) is applied at a position in the wake of the side mirror model. To investigate the coherence of different pressure fluctuations at the surface of the side window, correlation measurements of the 1/8" microphone and seven randomly distributed piezoresistive pressure transducers (Kulite XCQ-093-5SG) are carried out. Phase-resolved scanning vibrometer measurements are performed to identify the vibration modes of the side window. For this purpose, a Polytec single-point laser-Doppler velocimeter (OFV-505) is used together with a Polytec scanning vibrometer (PSV-400) to detect the vibration of the side window at 1624 uniformly distributed measuring positions. The microphone at the driver's ear acts as additional reference for correlation measurements.

Experimental Results: Figure 2 shows the spectra of the measurements of the sound radiation to the driver's ear. The spectra of the case without any obstacle and the case with obstacle at the a-pillar are very similar, differing significantly from the acoustically insulated configuration over 1 kHz. With the model of the side mirror, the spectrum has an almost constant offset from the fully insulated reference for frequencies larger than 100 Hz.

In terms of the unsteady wall-pressure measurements at a position in the wake of the side mirror model, one can observe a rise of amplitudes from the reference case without any obstacle to the configuration with the obstacle at the a-pillar to the case with the model of the side mirror, which is in accordance with expectation. The peak in the spectrum of the case with mirror model at around 60 Hz results from periodic vortex shedding [Figure 3].

There is a strong coherence between the vibration velocity at a single point of the side window surface and sound pressure fluctuations at the driver's ear at frequencies corresponding to the structural modes of the side window. For frequencies larger than 300 Hz, a weak coherence can be found. However, the mean coherence between the surface velocity measured at 1624 positions distributed over the whole surface and the sound pressure is significant for higher frequencies. To emphasise is that the distribution of the coherence is very similar to the distribution of the sound pressure level in Figure 2 for higher frequencies. This allows the assumption that the interior acoustics is dominated by a broadband sound transmission at frequencies over 1 kHz and sound radiation of bending waves for lower frequencies [Figure 4].

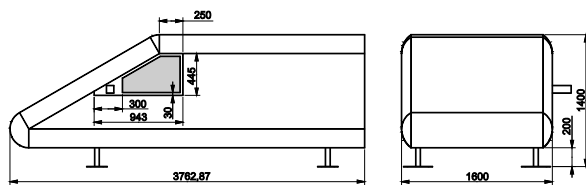


Figure 1: Schematic drawing of the setup with dimensions of the side window (units in mm)

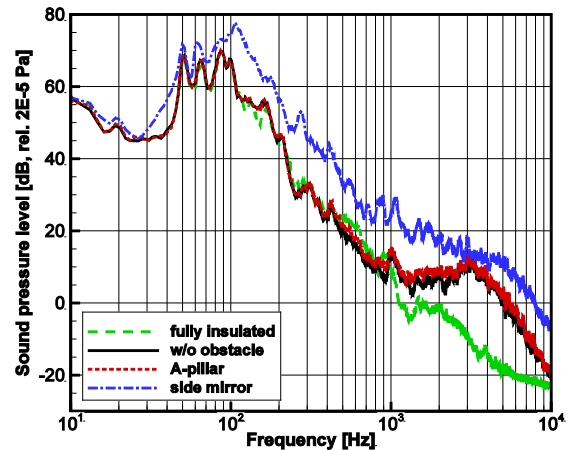


Figure 2: Sound pressure level at the position of the driver's ear

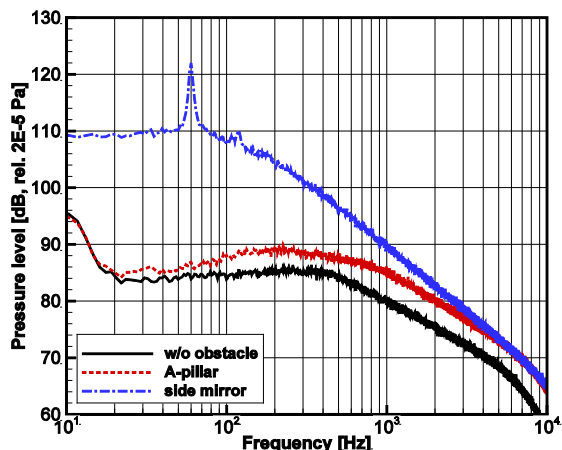


Figure 3: Frequency spectra of the wall-pressure fluctuations at a position in the wake of the side mirror model

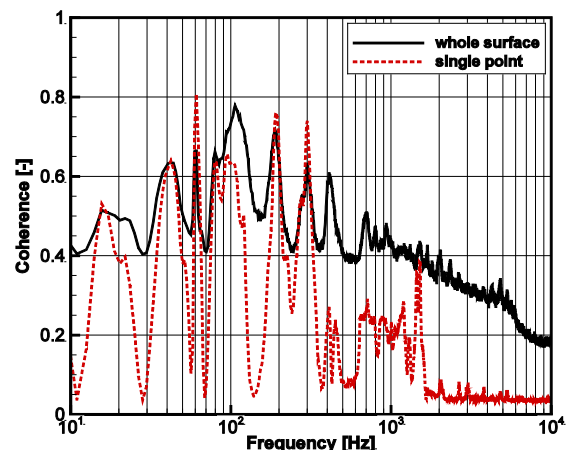


Figure 4: Mean coherence between the microphone at the driver's ear and the vibration velocity at different points and a single point, respectively

Conclusion: The experimental setup presented allows for the investigation of noise radiation into the passenger cabin. The spectra of the sound pressure level in the interior are characteristic compared to real passenger cars. The spectral distribution of wall-pressure does not correspond coercively to the distribution of the sound pressure for the different cases. Instead, the distributions can be observed as oppositional. The analysis of the coherence between different physical quantities allows for the identification of contributions to the interior acoustics. This fact might result from different forms of correlation of hydrodynamic and acoustic pressure. To separate the different pressure types, measurements with more pressure transducers at a higher number of measuring positions are going to be performed.

References:

- [1] Society of Automotive Engineers: Aerodynamic Testing of Road Vehicles in Open Jet Wind Tunnels. SAE Special Publication 1465 (1999).
- [2] B. Arguillat, D. Ricot, C. Bailly: Measured wavenumber: Frequency spectrum associated with acoustic and aerodynamic wall pressure fluctuations. JASA 128(4) (2010) 1647 – 1655.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Aerodynamische Wirkung von vorbeifahrenden Zügen auf Objekte in Gleisnähe

Sabrina Rutschmann und Klaus Ehrenfried
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Fluidsysteme
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
Sabrina.Rutschmann@dlr.de
Klaus.Ehrenfried@dlr.de

Bei der Vorbeifahrt von Zügen werden aerodynamische Kräfte auf Objekte und Personen in Gleisnähe induziert. Um die Sicherheit von Passagieren und Gleisarbeitern bei Zugdurchfahrten zu gewährleisten, sind Richtlinien erforderlich, in denen die Maximalkräfte festgelegt sind, die auf Objekte und Personen in Gleisnähe wirken dürfen. Entsprechend werden in der europäischen Norm, der sogenannten „Technische Spezifikation für die Interoperabilität (TSI)“, verschiedene Anforderungen an vorbeifahrende Züge gestellt. Unter anderem sind maximale Grenzwerte für die induzierten Geschwindigkeiten an bestimmten Positionen vorgegeben. Es wäre für die Entwicklung von neuen Zuggeometrien günstig, wenn die aerodynamisch induzierten Geschwindigkeiten und Kräfte bereits in der Entwurfsphase in Modellexperimenten überprüft werden könnten. In der vorliegenden Arbeit soll die Machbarkeit von entsprechenden Kraftmessungen in Modellexperimenten demonstriert werden.

Die Strömung um einen Zug kann in drei charakteristische Bereiche aufgeteilt werden, die Kopfwelle, die von der Nase des Zuges ausgelöst wird, die Grenzschicht neben dem Zug und der Nachlauf. Hier wird zunächst nur die Kopfwelle betrachtet, da sich die Strömung in diesem Bereich potential-theoretisch beschreiben lässt, und so ein direkter Vergleich zwischen den experimentellen Resultaten und theoretischen Ergebnissen möglich ist. Es werden die Kräfte auf ein generisches Objekt in Gleisnähe vermessen und parallel dazu mit einer einfachen potential-theoretischen Methode, die in kürzerer Zeit Ergebnisse liefert, als zum Beispiel CFD-Simulationen, berechnet. Die experimentelle Überprüfung wird in der Tunnel-Simulations-Anlage Göttingen (TSG) durchgeführt. Hierbei handelt es sich um eine Anlage, bei der sich das Modell durch ruhende Luft bewegt. Die Anlage ist 60m lang und Modelle können mithilfe eines hydraulischen Katapults auf bis zu 100 m/s beschleunigt werden. Als Modell wird ein ICE3 im Maßstab 1:25 und der Länge von 2,7 m verwendet.

Die Zuggeometrie wird in der Rechnung durch eine Superposition einer Monopol-Quell-/Senkenströmung mit einer ebenen Potentialströmung an die ICE3 Geometrie angenähert. Das Geschwindigkeitspotential lautet dann:

$$\Phi = u_{\infty} x - \sum_i^n \frac{Q_i}{4\pi} \frac{1}{\sqrt{(x-x_i)^2 + (y-y_i)^2 + (z-z_i)^2}}$$

Bei Q_i handelt es sich um die zeitlich konstanten Quellstärken und bei x_i, y_i, z_i um ihre Positionen. Durch Spiegelquellen entsteht ein in der z -Ebene gespiegelter Zug, wodurch der Boden simuliert wird. Das Objekt, an dem der Zug vorbeifährt, wird durch einen 3D-Dipol dargestellt, welcher eine Kugel erzeugt. Die Quellstärken werden so optimiert, dass die Oberfläche der Kugel an sechs Testpunkten möglichst wenig durchströmt wird.

Die Quellstärken sind also zeitlich variabel, im zugfesten Koordinatensystem, bei dem sich das Objekt bewegt, aber immer im Mittelpunkt der Kugel in ihrer jeweiligen Position.

Der Druck auf die Kugel wird mit der instationären Bernoulli Gleichung berechnet:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{\vec{v}}{2} + \frac{p}{\rho} = \text{const.} = \frac{p_{\infty}}{\rho}$$

Die Ableitung des zeitlich variablen Potentials ergibt sich durch einen Differentenquotienten. Zu jedem Zeitpunkt werden die Quellstärken des Dipols, die zeitliche Ableitung des Potentials und damit der Druck berechnet. Die Kraft ergibt sich schließlich aus der Integration des Drucks über die gesamte Kugeloberfläche. Als Kugel wird im Experiment ein Tischtennisball ($R=2\text{cm}$) verwendet, die instationären Kräfte auf diesen werden mit einem 1D-Waagenelement (vgl. [1]) gemessen (siehe Abb. 1). Da es sich hierbei um sehr kleine Kräfte in Bereich

von max. 100 mN handelt, muss die Waage sehr weich sein, was eine niedrige Eigenfrequenz zur Folge hat.

Es handelt sich hierbei um ein Masse-Feder-System, wobei sich die Masse aus der effektiven Masse der Feder und der Masse des Modells, also des Tischtennisballs, zusammen setzt. Aus der Änderung der Federlänge kann dann die Kraft berechnet werden. Hier wird die Längenänderung mithilfe piezo-resistiver Dehnmessstreifen bestimmt. Das resultierende Spannungssignal ist dann proportional zur Längenänderung der Feder. Die Impulsantwort des Masse-Feder-Systems wird heraus gerechnet. Die anregende Kraft ergibt sich dann aus der Entfaltung des Spannungssignals. Eine zusätzliche Filterfunktion vermindert Störfrequenzen wie Rauschen. Problematisch sind mechanische Schwingungen des Halters. Ein zusätzlicher Beschleunigungssensor misst diese, so dass das Waagensignal um diese Schwingungen korrigiert werden kann.

Abbildung 2 zeigt die potential-theoretisch berechnete und die gemessene Kurve für die Kraft quer zur Fahrtrichtung. Obwohl die Zuggeometrien nicht perfekt identisch sind, wird die Kopfwelle gut theoretisch vorher gesagt.



Abbildung 1: Versuchsaufbau an der TSG

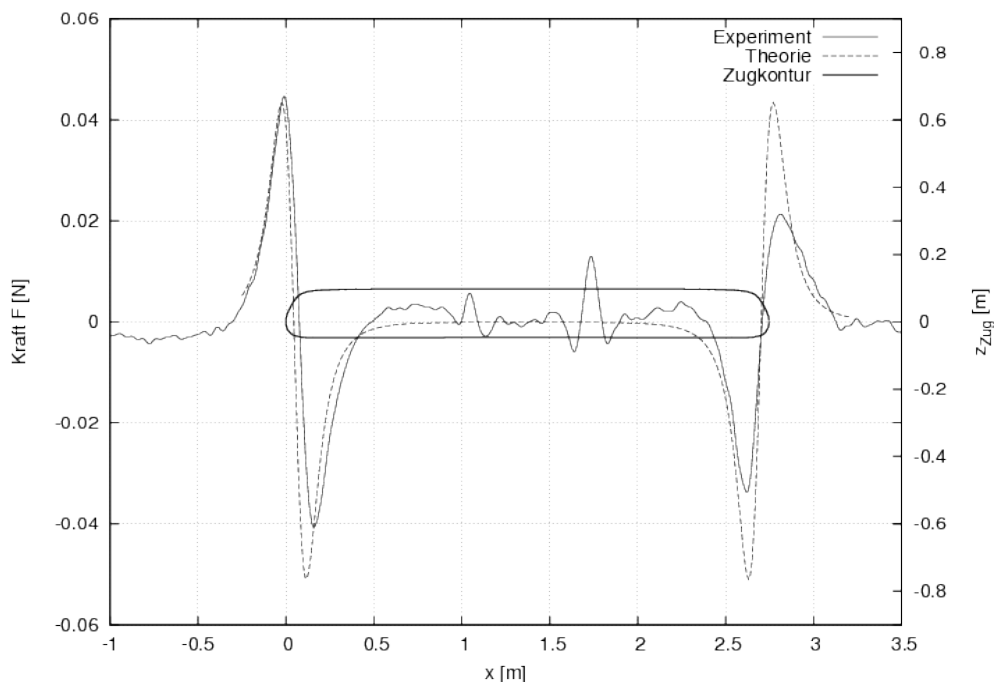


Abbildung 2 : Vergleich der Kraft quer zur Fahrtrichtung zwischen Experiment und Theorie bei einem Abstand vom Ball zur Gleismitte von 12,5cm und Fahrtgeschwindigkeit 37,7 m/s.

Literatur:

[1] R J Wood et al (2009) *Smart Mater. Struct.* **18** 125002

Mitteilung

Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Prediction of Transonic Flutter Behavior of a Supercritical Airfoil using Reduced Order Methods

Nagaraj K. Banavara, Diliana Dimitrov

Unsteady Aerodynamics group, Institute of Aeroelasticity, German Aerospace Center (DLR),
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen.

E-Mail: nagaraj.banavara@dlr.de

The flutter behavior of a supercritical airfoil is investigated using a higher-order panel formulation, which solves the subsonic unsteady linearized small-disturbance integral equations. The reason for using a panel formulation is two-fold. Firstly, due to its popularity in the aerospace community on account of its efficiency and secondly, to validate the Reduced Order Method (ROM) presented in this paper and demonstrate its suitability for such a formulation.

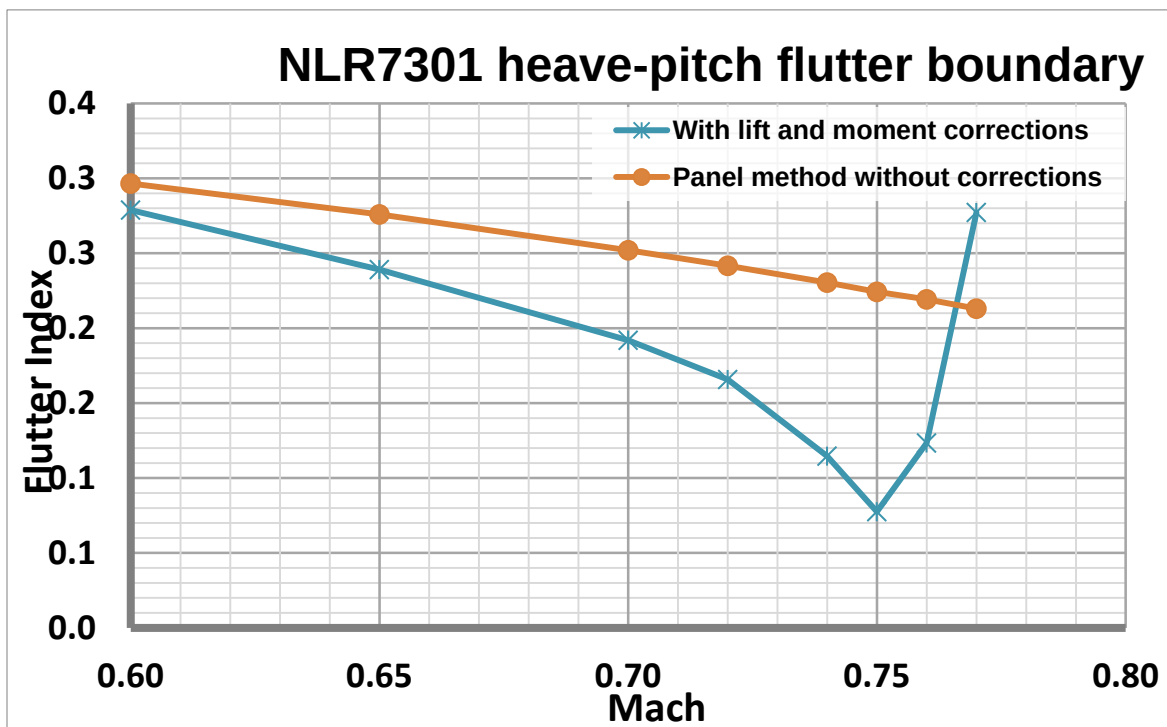
Due to the well known limitations of panel formulations in predicting transonic aerodynamic and aeroelastic behavior, some form of aerodynamic corrections, to account for the effects of viscosity, shock dynamics and separated flow, are generally recommended and used. These aerodynamic corrections are derived from a variety of sources including Wind Tunnel tests, flight tests, and high fidelity Computational Fluid Dynamic (CFD) simulations. The ROM described in this paper is intended for such an aerodynamic corrections process and is based on a small number of high fidelity unsteady CFD computations in the three-dimensional parameter space of Mach number, reduced frequency and synthetic mode shapes. Hence the unsteady aerodynamics due to the synthetic modes oscillating at various frequencies and at several Mach numbers form the basis of the ROM. Typically, the synthetic mode shapes comprise of rigid modes as well as mode shapes based on trigonometric distributions in the span-wise direction. A weighted sum of the synthetic modes gives the real structural dynamic mode shapes where the weights describe the participation of the synthetic modes in the real modes. A few synthetic modes are often sufficient to describe a large number of real modes. At a given Mach number and synthetic mode shape, the unsteady aerodynamic pressures are obtained from one time-domain unsteady CFD pulse simulation. The identification of the aerodynamic Transfer Functions, $\mathbf{H}(\mathbf{ik})$, is carried out through Fast Fourier Transform (FFT) of the pulse responses as follows,

$$\mathbf{H}(\mathbf{ik}) = \frac{\text{fft}(\mathbf{Cp})}{\text{fft}(\mathbf{Pulse})}$$

This further reduces the number of high fidelity, computationally expensive unsteady CFD computations.

The NLR7301 supercritical airfoil considered in the present study has three degrees-of-freedom namely, heave, pitch, and flap. Due to inertial coupling, each structural dynamic or real mode of this system has contributions from all the aforementioned degrees of freedom. However, the pure heave, pitch, and flap modes can be used as synthetic modes from which the real modes are constructed. The real benefit of using synthetic modes and the associated ROM becomes apparent when dealing with a real aircraft configuration comprising of fuselage, wing, and perhaps a nacelle or an under-wing store requiring on the order of 100 modes for flutter computations, which is the subject of ongoing research. Nevertheless, the current configuration of a 2D airfoil serves to demonstrate the approach.

The present paper will discuss the unsteady aerodynamic characteristics of the NLR7301 airfoil. A commercial code based on a higher-order panel formulation, ZAERO, is used for the flutter computations. A simple aerodynamic corrections process based on CFD derived span-wise lift and moment coefficient slopes, which capture the flow nonlinearities in an average sense, is first described and applied to the ZAERO flutter computations. The transonic dip in the flutter boundary already appears with this simple process and is seen in the figure below. Next, the ROM based aerodynamic corrections are applied. Finally, the Generalized Aerodynamic Forces (GAF) calculated directly from CFD computations are used to obtain a 'reference' flutter boundary. Conclusions are drawn from the results and an outlook for the ROM is discussed.



Partitioned fluid-structure interaction on solution-adaptive hierarchical Cartesian grids

Gonzalo Brito Gadeschi, Matthias Meinke, and Wolfgang Schröder

Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University,
Willnerstrae 5a, 52062 Aachen, Germany
g.brito@aia.rwth-aachen.de,
http://www.aia.rwth-aachen.de

Fluid-structure interactions play an important role in the design of many technical devices such as aircrafts and bridges. In these systems, the relationship between the peak vibration amplitude and the remaining problem parameters is of high engineering interest. However, this relationship is, even for elastically-mounted cylinders, still not well understood. Numerical methods that can handle multiple moving boundaries both accurately and efficiently are thus necessary for studying the parameter dependence in these kinds of problems.

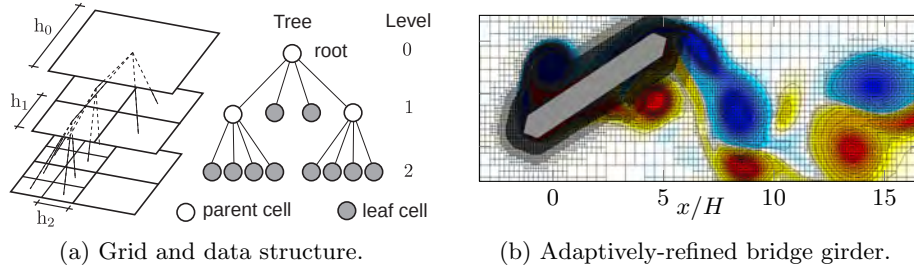


Fig. 1: The hierarchical Cartesian grid (a) is generated and adapted automatically during the transient aeroelastic simulation of a bridge girder section (b).

The approach proposed by Hartmann et al. [1, 2] discretizes the Navier-Stokes equations for compressible flow with a strictly-conservative finite-volume method on adaptively-refined hierarchical Cartesian grids (see Fig. 1). The mesh topology allows efficient solution algorithms while maintaining the flexibility of unstructured grids. This approach is well suited to automatic mesh generation and adaptation (see Fig. 1b) as well as to multigrid techniques [2]. A cut-cell approach is employed to obtain a boundary-conforming mesh by reshaping the grid cells intersected by the boundary, and the boundary conditions are imposed with ghost cells (see Fig. 2a). Complex moving boundaries are described accurately with the level-set method [3] where adaptive mesh refinement allows the efficient simulation of arbitrarily-large boundary motions.

A partitioned fluid-structure interaction approach is used to couple the fluid and solid fields via a fixed-point iteration with dynamic relaxation. The approach is validated against vortex-induced vibrations of single elastically-supported cylinders and is able to handle multiple rigid bodies with multiple degrees-of-freedom.

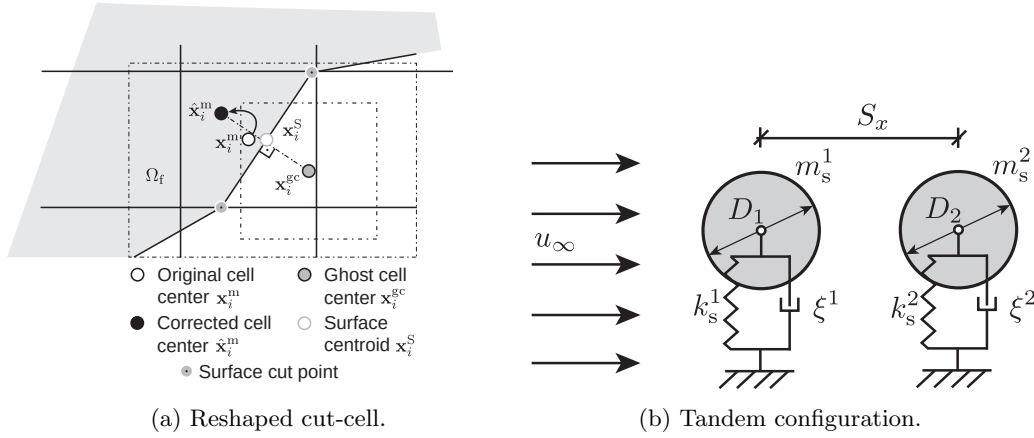


Fig. 2: A boundary-conforming cut cell with its respective ghost cell (a) and a tandem configuration of two elastically-mounted cylinders (b).

Tandem configurations of elastically-mounted cylinders (see Fig. 2b) are considered in which the effect of the cylinder spacemnt S_x and the reduced velocity U_{red} on the peak vibration amplitudes y_{max}/D is studied (see Fig. 3). The vibration amplitude of the downstream-located cylinder is almost twice as large as that of the upstream cylinder due to wake interference effects. Therefore, wake interference should be considered in the design of cable-like structures that might suffer from fatigue.

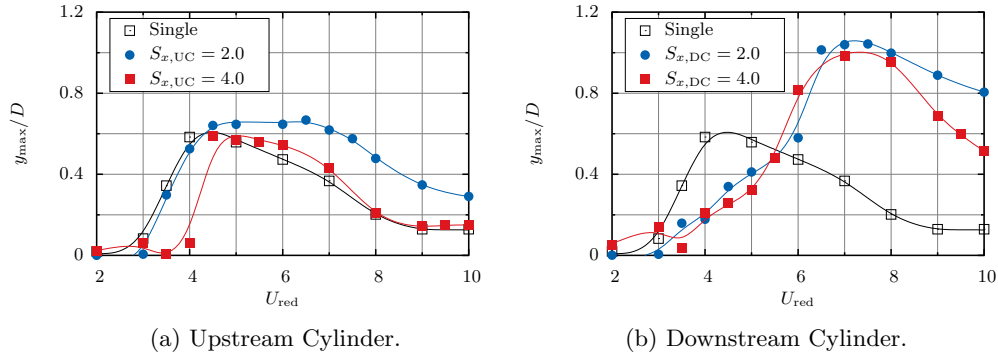


Fig. 3: Peak vibration amplitude y_{max}/D for two cylinder spacemnts S_x .

References

1. Hartmann, D., Meinke, M., Schröder, W.: A strictly conservative Cartesian cut-cell method for compressible viscous flows on adaptive grids. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* **200** (2011) 1038–1052
2. Hartmann, D., Meinke, M., Schröder, W.: An adaptive multilevel multigrid formulation for Cartesian hierarchical grid methods. *Computers & Fluids* **37** (2008) 1103–1125
3. Schneiders, L., Hartmann, D., Meinke, M., Schröder, W.: An accurate moving boundary formulation in cut-cell methods. Submitted to *Journal of Computational Physics* (2011)

Mitteilung

AFDAR / DLR AS-EV:

Combined time-resolved PIV and structure deformation measurements for aero-elastic investigations

H. Ehlers, A. Schröder, R. Geisler, S. Gesemann

German Aerospace Centre (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology,
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, Germany

Hauke.Ehlers@dlr.de

The interaction of structural (elastic and inertial) as well as aerodynamic forces causes complex dynamic aeroelasticity problems. Part of this is the flutter phenomena which is potentially destructive and needs to be avoided in most cases. Great effort is made experimentally and numerically for the safety of light weight structures in aeronautics. But experimental investigations of aeroelastic phenomena still represent great challenges.

De Kat [1] has shown possibilities to calculate pressure from PIV data by solving the incompressible momentum equation and spatially integrating the pressure gradient. An approach to determine inertial forces for a harmonically oscillating stiff wing model by using an optical measuring set-up is given by Ehlers et al. [2]. Within the AFDAR project (Advanced Flow Diagnostics for Aeronautical Research) flutter of a thin plate in a low-speed wind tunnel has been investigated by using optical measuring techniques. The advantage is to measure contactless, non-destructive, time-resolved and with high accuracy. The acquired time-resolved data enables solving the collar-triangle of aerodynamic A , inertial I and elastic E forces (general aeroelastic stability problem: $A + I + E = 0$) and is also useful for computational code validation aiming in coupling CFD and CSM-codes in subsonic flows.

A generic flow-structure-interaction experiment has been performed in a low speed wind tunnel at DLR Göttingen using a thin rectangular plate forced to aeroelastic flutter. The thin plate was fixed downstream to a flat plate supporting base with an elliptical leading edge which ensures the approaching flow overflowing the upper side of the thin plate only (Fig. 2). Two glass plates on the lateral sides of the thin plate inhibit a 3D-flow exchange at the plate side edges.

Two optical measuring systems have been installed to synchronously measure the flow field around (high-speed PIV) and the deformation of the plate (high-speed IPCT).

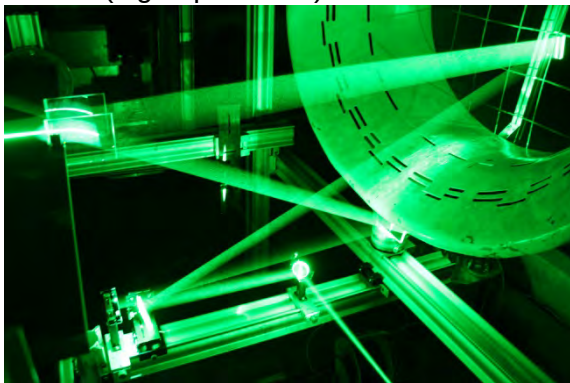


Fig. 1 High-speed PIV (5 kHz) laser light-sheet splitting and thin plate under aero-elastic forces (upper left) at 1m-WT of DLR in Göttingen; (flow from left to right).

The used high-speed PIV system consists of a diode-pumped Nd:YAG Laser from *Lee, Inc.* (LDP-200MQG) providing 20 mJ per pulse at 5 kHz using both cavities simultaneously and a *PCO.dimax* CMOS camera with 5 kHz framing rate at a reduced resolution. The laser was guided through a set of light sheet forming lenses and a combination of mirrors enabling an illumination of a mist of 1 μm DEHS tracer particles in a central plane on both sides of the oscillating thin plate (see Fig. 1). This set-up enables for calculating time series of 2D velocity vector fields (Fig. 3). The estimation of the unsteady aerodynamic forces on the plate surfaces rely on the assumption of a 2D-flow

hence the influence of the glass end plates to the flow is assumed to be low and the thin plate is assumed to oscillate mainly in a 2D bending mode. By solving the incompressible momentum equation and spatially integrating the pressure gradient [1] for each time step and extrapolating the related pressure fields close to the plate surface along the span of the plate the time resolved aerodynamic force distribution results.

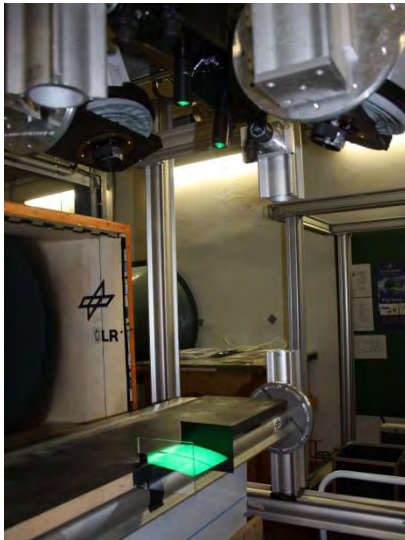


Fig. 2 Two Photron SA1.1 CMOS cameras in stereo configuration viewing onto the dot pattern at the plate surface illuminated by two pulsed LED light sources at 2.5 kHz; (flow from left to right).

The high-speed IPCT system is used to measure the 3D unsteady deformation (Fig. 3) of the thin plate hence this set-up is capable to detect higher modes of the bending oscillation. It consists of two Photron SA1.1 CMOS cameras in Scheimpflug mounts and two pulsed LED illuminators developed at DLR. The two LED light sources illuminated a random pattern of small white paint dots on one side of the thin plate surface with 12 μ s per pulse at 2.5 kHz. The illuminated surface has been imaged by both cameras in stereo viewing (see Fig. 2). A two-plane calibration target has been imaged within the measurement volume for calculating a function for all possible lines-of-sight of the two IPCT cameras. This function enables a local triangulation of the found dot-correspondences from both camera viewings which have been estimated by using an initial mapping of the surface dot pattern image and a successive iterative 2D cross-correlation scheme (similar to a PIV evaluation). The inertia forces can be calculated from the acceleration of the plate surface which can be calculated e.g. by a central difference operator and by using the corresponding mass elements of the plate. The elastic forces can be calculated by the measured deflection of the surface and using the E-

module with an analytical model of the plate stiffness (setting the known parameters of the steel material) or by using an experimental calibration procedure. As the IPCT measuring set-up provides the 3D distribution of the two different structural forces, the distribution of the aerodynamic forces can be calculated, too.

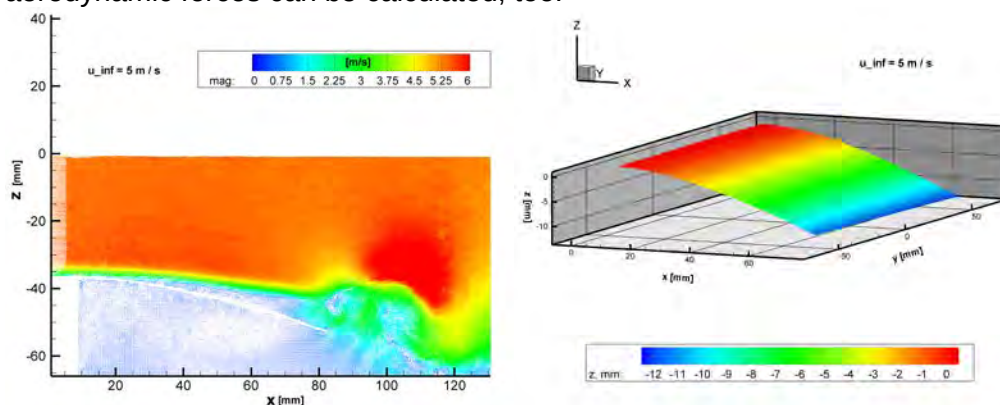


Fig. 3 Results of the HS-PIV (left) and HS-IPCT (right) measurement at the thin plate under aero-elastic forces at $U = 5$ m/s and at one time instant of the plate in flutter; (flow from left to right).

The final paper will describe the experimental set-up in detail and will give insights to the aerodynamic force evaluation procedure (PIV data) and it will show the results for a selected test case.

References:

- [1] de Kat, R.: *Instantaneous planar pressure determination from particle image Velocimetry*. Dissertation, TU Delft, 2012
- [2] Ehlers, H., Konrath, R., Agocs, J., Radespiel, R., Wokoeck, R.: *Ermittlung der Massenkräfte periodisch bewegter Tragflügelmodelle unter Anwendung von optischer Messtechnik*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 27-29. September 2011, Bremen, Paper DLRK 2011-241269, 2011

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge/Aeroelastik und Strukturdynamik

Simulation eines vollständig elastischen Transportflugzeugs mit Hilfe der Strömungs-Struktur-Kopplung

Stefan Keye

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

Zusammenfassung:

Im Rahmen des LuFo-IV-Verbundvorhabens HINVA (High-Lift In-Flight Validation) wurden mit Hilfe der Strömungs-Struktur-Kopplung stationäre aeroelastische Simulationen am DLR-Flugversuchsträger A320-200 ATRA in der Hochauftriebskonfiguration 'FULL' (Lande-anflug) durchgeführt. Der zur Bestimmung des aeroelastischen Gleichgewichtszustands verwendete Simulationsansatz, Abb. 1, basiert auf einer direkten Kopplung hochgenauer Verfahren zur numerischen Strömungssimulation und Strukturanalyse. Die simultane Wechselwirkung zwischen äußerer Umströmung und flexibler Flugzeugstruktur wird dabei iterativ durch abwechselndes Lösen der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen und der Grundgleichungen der Strukturmechanik sowie Interpolation der aerodynamischen Kräfte und Strukturverschiebungen zwischen CFD- und Strukturoberfläche nachgebildet. Für die hier beschriebenen Untersuchungen wurden das im Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelte CFD-Verfahren TAU und das kommerzielle Strukturanalyseprogramm NASTRAN eingesetzt. Die Arbeiten dienen der Bewertung des Einflusses statischer aeroelastischer Effekte auf die Hochauftriebs-aerodynamik und das Ablöseverhalten sowie der Validierung des Simulationsansatzes zur numerischen Strömungs-Struktur-Kopplung mit Hilfe experimenteller Daten aus den im Rahmen des Projektes durchgeführten Flugversuchen.

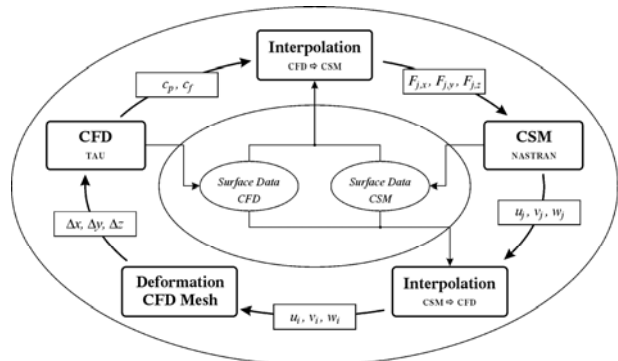


Abb. 1: Simulationsansatz zur Strömungs-Struktur-Kopplung

Einleitung:

Die globale Zielsetzung des Verbundvorhabens HINVA ist die verlässliche Bestimmung des Maximalauftriebs einer Verkehrsflugzeugkonfiguration mit Methoden der numerischen Simulation und des kryogenen Windkanalversuchs. Der erreichbare Maximalauftrieb $C_{L,max}$ und der zugehörige Anstellwinkel $\alpha(C_{L,max})$ sind insbesondere für die Landekonfiguration relevant. Die im Rahmen von HINVA angestrebte Genauigkeit von numerischer Simulation und Windkanalversuch im Vergleich zum Flugversuch beträgt für den Maximalauftrieb $\Delta C_{L,max} \leq 2\%$ und für den zugehörigen Anstellwinkel $\Delta \alpha(C_{L,max}) \leq 2\%$. Eine wesentliche Voraussetzung für die Verlässlichkeit der Resultate ist dabei, dass nicht nur eine quantifizierbare Übereinstimmung erzielt wird, sondern auch die für den Maximalauftrieb bestimmenden aerodynamischen Effekte physikalisch korrekt simuliert werden.

Numerische Untersuchungen:

Die hier vorgestellten Arbeiten befassen sich mit Untersuchung verschiedener statischer aeroelastischer Effekte am A320-200 ATRA. Im Einzelnen wurden

- das Verformungsverhalten des Hochauftriebsflügels unter wechselnden aerodynamischen Lasten vom linearen Bereich der Polare bis jenseits des Maximalauftriebs,

- die dabei auftretenden lastabhängigen Änderungen der relativen Spaltweiten zwischen Flügel und den Elementen des Hochauftriebssystems,
- der Einfluß der Rumpfdeformation auf das globale Nickmoment bei verschiedenen Flugzuständen,
- die damit einhergehende Veränderung des Trimmzustands und der Anströmung des Höhenleitwerks infolge der Rumpfdeformation und
- der Einfluß des Betankungszustands auf die Flügeldeformation

analysiert. Im Folgenden wird exemplarisch die Deformation des Rumpfes und ihr Einfluß auf das Nickmoment und die Trimmung des Höhenleitwerks dargestellt.

Die Berechnung des getrimmten Flugzustandes, d.h. das Verschwinden des Nickmomentes C_{My} bei gegebener Schwerpunktlage, ist eine der wesentlichen Voraussetzungen zur Ermittlung der korrekten Verteilung der auf die Komponenten des Flugzeugs wirkenden aerodynamischen Kräfte.

Bei der gekoppelten Simulation des Gesamtflugzeugs stellt sich infolge der Gravitation und des Auf- bzw. Abtriebs des Höhenleitwerks eine Rumpfdeformation ein, Abb. 2, die zu einer modifizierten Umströmung von Rumpfröhre und Leitwerken und damit zu einer Änderung des Nickmomentes führt. Der Höhenleitwerkswinkel i_{HTP} muß daher bei der gekoppelten Simulation in jedem Kopplungsschritt korrigiert werden. Dazu wird mit Hilfe des resultierenden Nickmomentes C_{My} aus der vorhergehenden CFD-Rechnung und des Gradienten $\partial i_{HTP} / \partial C_{My}$ der neue Höhenleitwerkswinkel für $C_{My} \equiv 0$ berechnet. Anschließend wird die Leitwerksflosse entsprechend verdreht und das Volumennetz mit Hilfe der Netzdeformation nachgezogen, Abb. 3.

In Abb. 4 ist der Verlauf des Nickmomentes und des Höhenleitwerkswinkels über der Anzahl der Iterationen dargestellt. Die Anpassung des Höhenleitwerkswinkels in den einzelnen Kopplungsschritten und das Erreichen des getrimmten Flugzustandes sind gut erkennbar. Die erforderliche Änderung des Trimmwinkels infolge der Rumpfdeformation ist mit $\Delta i_{HTP} = -0.681^\circ$ deutlich größer, als die ursprüngliche geometrische Verdrehung der Höhenleitwerksflosse, was auf den durch die Umströmung des gekrümmten Rumpfes erzeugten zusätzlichen Beitrag zum Gesamtnickmoment zurückzuführen ist.

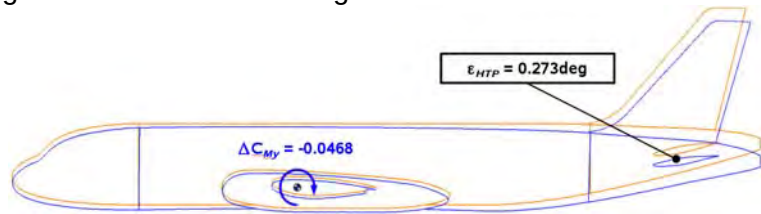


Abb. 2: Rumpfdeformation infolge Gravitation und Höhenleitwerkskräften (— starr; — elastisch)

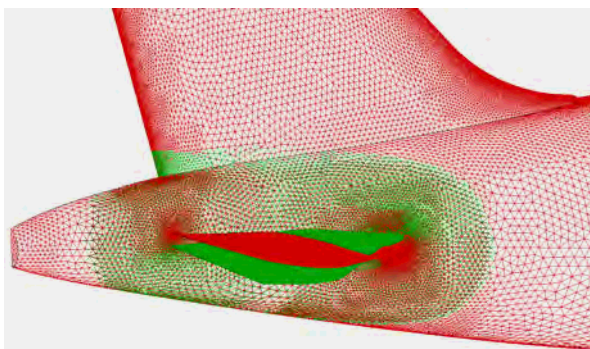


Abb. 3: Verdrehung des Höhenleitwerks mit Hilfe der Netzdeformation (grün: Ausgangskonfiguration; rot: Höhenleitwerk verdreht)

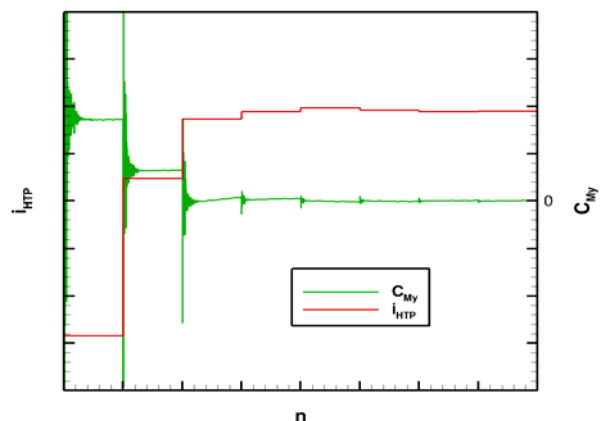


Abb. 4: Verlauf des Nickmomentes und des Höhenleitwerkswinkels

Mitteilung

Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: J. Nitzsche

Institution: Institut für Aeroelastik, DLR

Telefon: 0551-709-2375

Telefax: 0551-709-2862

Adresse: Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

e-mail: jens.nitzsche@dlr.de

Thema: **Transsonisches Buffet und aerodynamische Resonanz in Profil- und Bump-Strömungen**

Ausgangssituation: Bei transsonischer Flügelumströmung können oberhalb kritischer Anströmbedingungen (Mach-Zahl und Anstellwinkel) häufig niederfrequente, selbsterregte Stoßschwingungen großer Amplitude beobachtet werden – das sog. *Shock Buffet* [1]. Die dadurch hervorgerufenen instationären Luftlasten stellen aus aeroelastischer Sicht eine potentielle Gefahr dar.

In [2,3] wurde anhand von 2-d URANS-Simulationen empirisch gezeigt, dass diese Strömungsinstabilität als Spezialfall einer allgemeineren aerodynamischen Resonanz betrachtet werden kann, die sich notwendig bereits unterhalb der sog. *Buffetgrenze* durch gedämpfte Oszillationen des Strömungsfeldes bei beliebig kleinen Störungsamplituden bemerkbar macht. Neuere Messungen an einem zu harmonischen Drehschwingungen angeregten NACA0010-Rechteckflügel in transsonischer, abgelöster Strömung bestätigen diese Hypothese (siehe **Abb. 1**). Somit lässt sich die Vorhersage der Buffetgrenze durch Linearisierung um die stationäre Fixpunktlösung auf ein globales Stabilitätsproblem zurückführen, welches über eine Eigenwertbetrachtung der Fluss-Jakobi-Matrix $\partial R/\partial W$ gelöst werden kann [4].

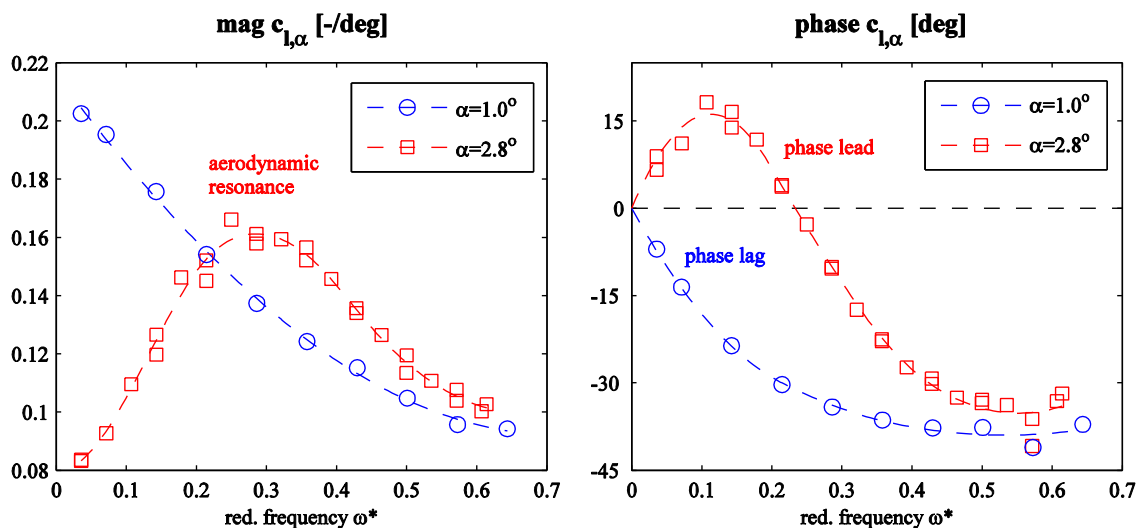


Abb. 1: Im DNW-TWG experimentell bestimmte Übertragungsfunktionen des Drehschwungsderivativs $c_{l,\alpha}$ bei $Ma=0.80$ und $Re=1.95 \times 10^6$ für zwei verschiedene mittlere Anstellwinkel (anliegende und abgelöste Strömung) bei Schwingungsamplituden der Größenordnung 0.1° - 0.2° . Deutlich erkennbar geht der zunächst monoton verlaufenden Amplitudengang in einen Resonanzpeak über.

Der eigentliche strömungsmechanische Rückkopplungsmechanismus, der den sowohl im Windkanal-experiment als auch in der zeitgenauen 2-d URANS-Simulation beobachteten Stoßschwingungen zugrunde liegt, wird nach wie vor kontrovers diskutiert. Eine vielfach vorgetragene Annahme geht von einer Störung aus, die vom Ort des Stoßes stromab zur Profilhinterkante läuft und mit dieser in eine meist nicht näher beschriebene Wechselwirkung tritt. Daraus resultieren wiederum stromauflaufende Wellen (manchmal als „Kutta-Wellen“ oder akustische Wellen bezeichnet), die ihrerseits wieder mit dem Verdichtungsstoß wechselwirken. Alternativ werden Störungspfade von der Hinterkante über die Profilsaugseite bzw. um das Überschallgebiet herum beschrieben. Die Buffetfrequenz ergibt sich dann in der Regel unter Anwendung zu kalibrierender Konstanten aus der Summation aller Teillaufzeiten (vgl. u.a. [1,5,6,7]).

Ziel: Im Rahmen der hier vorgestellten numerischen Experimente soll insbesondere die o.g. Hinterkantenhypothese einer einfachen Gegenprobe unterzogen werden. Dazu wird das transsonische Strömungsfeld über einem 2-d *Bump* untersucht. Die Form des Bumps wird dabei so gewählt, dass die Strömung über dem Bump der Strömung auf der Oberseite eines angestellten Profils im Bereich der

Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung lokal möglichst ähnlich ist. Im Gegensatz zur Profilströmung weist die Bump-Strömung jedoch explizit keine Saugseite, keinen Staupunkt und *keine Hinterkante* auf. Sollte das Vorhandensein einer Hinterkante kausal für die Shock-Buffer-Instabilität sein, dürften die charakteristischen niederfrequenten Stoßschwingen über dem Bump nicht nachweisbar sein.

Lösungsweg: Zunächst ist eine halboffene Bump-Kontur auszulegen, die bei gegebener Anströmmachzahl eine vergleichbare Beschleunigung in den Überschall und anschließende Verzögerung der Strömung über einen Verdichtungsstoß definierter Stärke und Lage in den Unterschall liefert, so dass sich ein ähnlicher Lambda-Stoßfuß und eine ähnliche Ablöselänge einstellt, wie in der korrespondierenden Profilströmung. Dazu wird die angestellte Profilkontur der Saugseite an der Nase und an der Hinterkante krümmungsstetig um An- bzw. Ablaufstrecken verlängert (siehe **Abb. 2**). Diese Kontur wird in anschließenden zeitgenauen URANS-Simulationen mit dem Strömungslöser TAU auf ihr Eigenschwingverhalten untersucht.

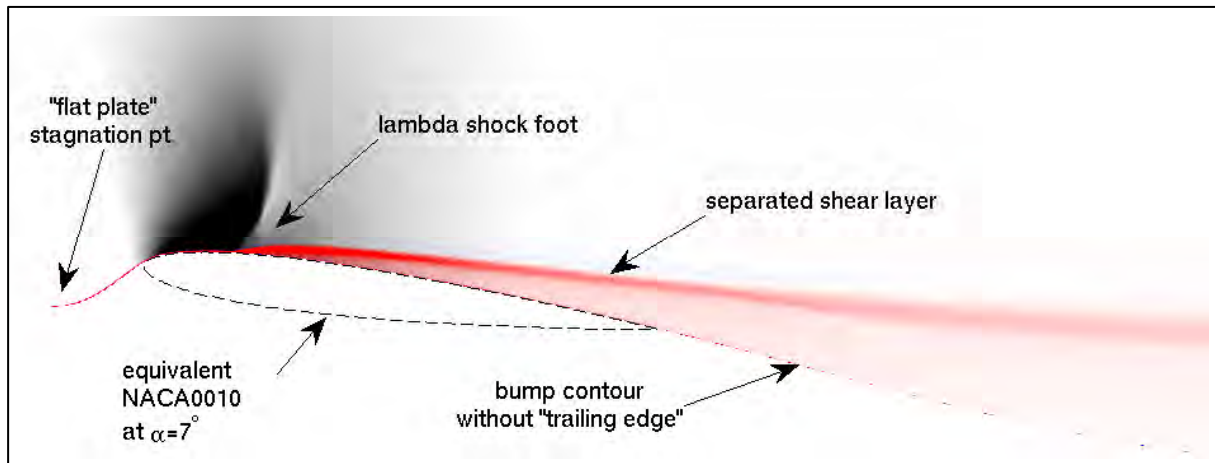


Abb. 2: Momentaufnahme einer instationären URANS-Simulation (LEA- $k-\omega$ Turbulenzmodell) der Strömung über dem Bump. Die Geometrie des Bumps ergibt sich aus der Saugseitenkontur eines angestellten NACA0010 ergänzt um eine kurze Anlaufstrecke zur Umgehung des Staupunktes sowie eine Ablaufstrecke als krümmungsstetige Fortsetzung der Profilkontur ins Unendliche.

Ergebnis: Erste instationäre Simulationsergebnisse an der Bump-Strömung weisen ein deutliches Eigenschwingverhalten im erwarteten Frequenzbereich des Profil-Shock-Buffer auf. Darüber hinaus lassen sich auch am Bump selbsterregte Strömungszustände erzielen, die qualitativ zweifelsfrei mit dem bekannten Profil-Shock-Buffer übereinstimmen. Die Hinterkantenhypothese kann damit als widerlegt angesehen werden.

Weiteres Vorgehen: Die bisherigen Ergebnisse lassen den Schluss zu, dass der eigentliche Shock-Buffer-Mechanismus lokal im Bereich der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung selbst zu suchen ist, ein zukünftiges semi-analytisches Ersatzmodell sich also auf die Kenngrößen des schrägen Verdichtungsstoßsystems im Lambda-Fuß und den Grenzschichtablöswinkel sowie deren Zeitableitungen beschränken muss. In die Änderung des Ablöswinkels geht geometrisch die Krümmung der Kontur ein. Offen ist, ob eine gekrümmte Oberfläche notwendig ist, um Shock Buffer zu erzielen.

Literatur:

- [1] LEE, B.H.K.: *Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speed*. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 37, No. 2 (February 2001), pp. 147-196.
- [2] NITZSCHE, J.: *A numerical study on aerodynamic resonance in transonic separated flow*. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 21-25 June 2009, Seattle (USA)
- [3] NITZSCHE, J. AND GIEPMAN, R.H.M.: *Numerical Experiments on Aerodynamic Resonance in Transonic Airfoil Flow*. 17. STAB-Symposium, 9-10 Nov 2010, Berlin
- [4] CROUCH, J.D. ET AL.: *Origin of transonic buffet on aerofoils*. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 628 (June 2009), pp. 357-369
- [5] DECK, S.: *Numerical simulation of transonic buffet over a supercritical airfoil*. AIAA Journal, Vol. 43, No. 7 (2005), pp. 1556-1566
- [6] XIAO, Q. ET AL.: *Numerical Study of Transonic Buffet on a Supercritical Airfoil*. AIAA Journal, Vol. 44, No. 3 (March 2006), pp. 620-628
- [7] HARTMANN, A. ET AL.: *Time-resolved stereo PIV measurements of shock-boundary layer interaction on a supercritical airfoil*. Experiments in Fluids, Vol. 52, No. 3 (2012), pp. 591-604

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Untersuchung eines alternativen Ansatzes zur zeitgenauen Polarenberechnung

Ismail Acisu

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Lilienthalplatz 8, 38108 Braunschweig

ismail.acisu@dlr.de

Einleitung

Die derzeit gängige Methode zur Berechnung der Auftriebs- und Widerstandspolaren von Flügelschnitten, Flügelkomponenten und vollständigen Flugzeugkonfigurationen besteht in der stationären Simulation diskreter Anströmwinkel entlang der Polaren. Dabei kommen in der Regel RANS-Verfahren in Kombination mit einem Eingleichungs- oder Zweigleichungs-Turbulenzmodell zum Einsatz. Dieses Verfahren ist kosteneffizient und führt bei Strömungstopologien mit überwiegend anliegender Strömung zu guter Übereinstimmung der Simulationsergebnisse mit experimentellen Daten. Bei komplexen Hochauftriebskonfigurationen können jedoch schon bei kleinen Anströmwinkeln im linearen Bereich der Auftriebspolaren größere Ablösegebiete auftreten, die die Strömung instationär werden lassen und stationäre Lösungsverfahren nicht mehr angewendet werden können. Hier ergibt sich der Bedarf nach zeitgenauen Methoden, die prinzipiell in der Lage sind, zeitliche Veränderungen der Strömung aufzulösen. Bei der vorliegenden Arbeit wurde ein Ansatz zur zeitgenauen Berechnung der Polaren untersucht, bei dem das vorliegende URANS-Verfahren in Kombination mit einem Reynolds-Stress-Modell (RSM) und einem Motionmodul zur kontinuierlichen Erhöhung des Anstellwinkels in jedem Zeitschritt verwendet wurde.

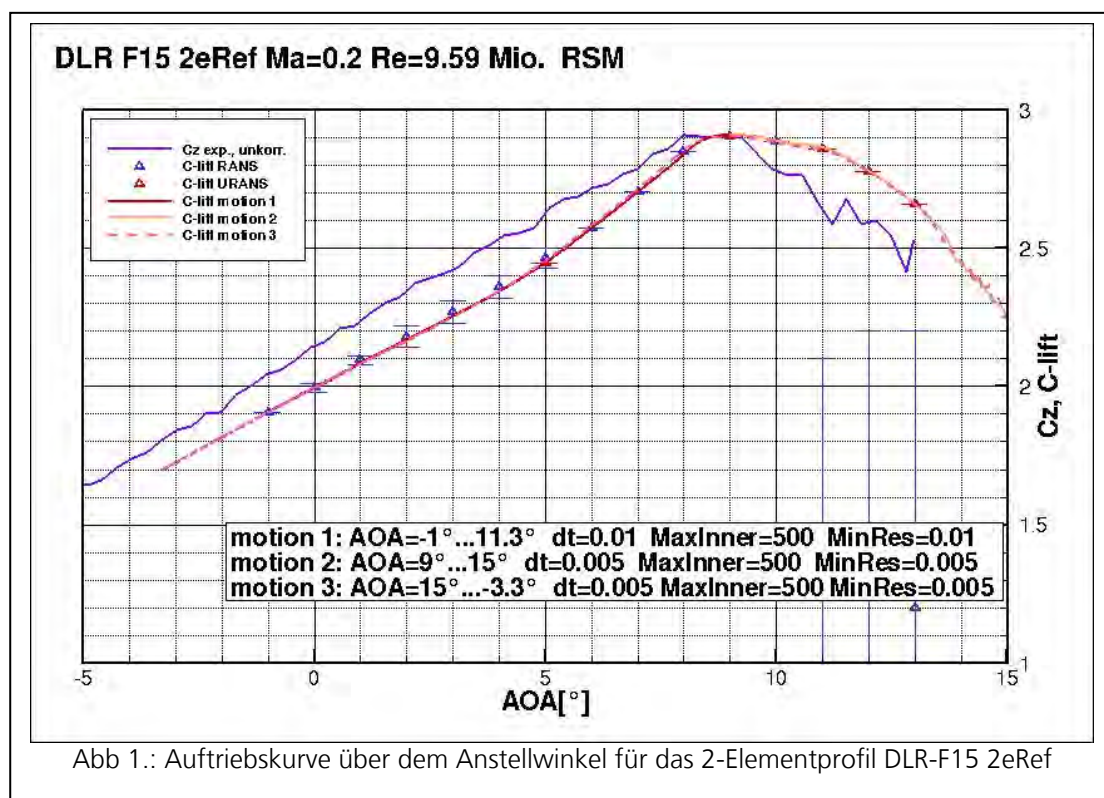
Durchgeführte Untersuchung

Es galt die Frage zu untersuchen, ob mit dem alternativen zeitgenauen Ansatz und dem höherwertigen RSM im Vergleich zum Standardverfahren zur Berechnung der Polaren bei vertretbarem Zusatzaufwand zuverlässigere Ergebnisse erzielt werden können. Hierzu wurden zunächst diskrete Anstellwinkel, bei denen die RANS-Simulationen vollständig konvergierte, harmonisch alternierende oder völlig irreguläre Ergebnisse lieferten, mit dem zeitgenauen URANS-Verfahren nachgerechnet. Erwartungsgemäß wurden die vollständig konvergierten RANS-Ergebnisse bestätigt. Darüber hinaus konnten mit URANS auch in solchen Fällen eindeutige stationäre Ergebnisse erzielt werden, in denen das RANS-Verfahren an seine Grenzen gestoßen war. In einem nächsten Schritt kam ausgehend von einem stationären Ergebnis im linearen Polarenbereich zusätzlich das Motionmodul zur kontinuierlichen Erhöhung des Anstellwinkels in jedem Zeitschritt zur Anwendung. Durch Variation des physikalischen Zeitschritts und der Konvergenzkriterien des zeitgenauen Verfahrens sowie der Fahrgeschwindigkeit des Motionmoduls wurden die Auswirkungen dieser Einstellungen auf das Ergebnis untersucht, um kostenoptimale Einstellungen für den gegebenen Testfall zu finden. Zusätzlich wurden Rechnungen mit einem feineren Rechennetz durchgeführt, um eine eventuelle Netzabhängigkeit der Einstellungen zu überprüfen. Als Testfälle für diese Rechnungen dienten mit dem Eurolift TC-217 eine 3D Flügel-Rumpf-Konfiguration mit durchgehendem Vorflügel und Hinterkantenklappe sowie mit dem DLR F15 2eRef ein 2D 2-Elementprofil.

Ergebnis

Die Untersuchung bestätigte zunächst die Erwartungen, dass bei vollständig konvergierten Lösungen RANS-Simulationen einen großen Kostenvorteil gegenüber URANS-Rechnungen

vorweisen und bei allen anderen Fällen URANS zu verlässlicheren zuverlässigen Ergebnissen führt. Dieser Kostenvorteil konnte für bestimmte Fälle durch entsprechende Anpassungen der zeitgenauen Einstellungen stark reduziert werden, wobei dieser Effekt sowohl von der Strömungstopologie als auch dem zugrunde liegenden Rechenetz abhängig ist. Die eingestellte Fahrgeschwindigkeit des Motionmoduls wirkte sich über einen weiten Bereich kaum auf das erzielte Ergebnis aus und führte erst ab einer Geschwindigkeit von etwa 4°/s zu Abweichungen im Polarenverlauf. In Abb. 1 sind die Simulationsergebnisse für das Profil DLR-F15 2eRef und das ursprüngliche unverfeinerte Rechenetz der unkorrigierten experimentell ermittelten Polaren gegenübergestellt. Bei einem Anstellwinkel von 5° ergab die RANS-Rechnung stark oszillierende Auftriebsbeiwerte (siehe Fehlerbalken), während URANS zu einer eindeutigen Lösung führte, die später dann auch durch die Rechnungen mit kontinuierlich verändertem Anstellwinkel bestätigt wurde. Oberhalb von 10° konnten mit RANS keine Ergebnisse mehr erzielt werden, während URANS bis zu 13° konvergierte stationäre Lösungen liefert, die ebenfalls durch die Rechnungen mit dem Motionmodul bestätigt wurden. Bei der zeitgenauen Polarenberechnung mussten bei einem Anstellwinkel von 11.3° die Einstellungen angepasst werden, um die Rechnung fortsetzen zu können (Übergang von motion-1 zu motion-2). Mit diesen angepassten Einstellungen wurde die Polare noch einmal mit abfallendem statt aufsteigendem Anstellwinkel gerechnet (motion-3).



Schlussfolgerung und Ausblick

Die Untersuchung zeigte den Bedarf einer automatisierten Prozedur zur Polarenberechnung auf, in der sowohl die Kostenvorteile von RANS-Simulationen bei gutmütiger Strömungstopologie mit überwiegend anliegender Strömung als auch die höhere Zuverlässigkeit von URANS-Simulationen bei Strömungen mit größeren Ablösegebieten kombiniert ausgenutzt werden können. Ein erster Entwurf für eine solche python-basierte Automatisierung existiert bereits und soll anhand von Rechnungen mit dem Testfall NASA TRAP wing Testfall verbessert und zur Anwendungsreife gebracht werden.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge

RANS-based Aerodynamic Drag and Pitching Moment Predictions for the Common Research Model

Olaf Brodersen, Simone Crippa
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilungen Transportflugzeuge & CASE
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
o.brodersen@dlr.de, Tel. 0531 2952445, simone.crippa@dlr.de, Tel.: 0531 2953610

I. Introduction

In 2001 the Computational Fluid Dynamics (CFD) Drag Prediction Workshop (DPW) series was initiated by a working group of the AIAA Applied Aerodynamics Technical Committee resulting in five international workshops. The latest workshop took place on the 23rd and 24th June 2012 in conjunction with the 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. For all workshops the key objectives have been:

- to build an international forum of experts from industry, research and academia for the verification and validation of RANS-based CFD methods by applying different gridding methods and turbulence models,
- to maintain a public-domain transonic flow database for transport aircraft geometries with associated numerical and experimental data as well as documentations.

The DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technologies is supporting these objectives as a committee member since the 2nd workshop.

The first three workshops used DLR wind tunnel model configurations and experimental data achieved together with ONERA [1,2,3,4]. For the 4th and 5th workshops a new configuration called the Common Research Model (CRM) was defined by Boeing and NASA for transonic flow conditions ($Ma_\infty=0.85, C_L=0.5$), see Fig.1 [5]. Recently experimental wind tunnel data from NASA's two test campaigns have been published [6].

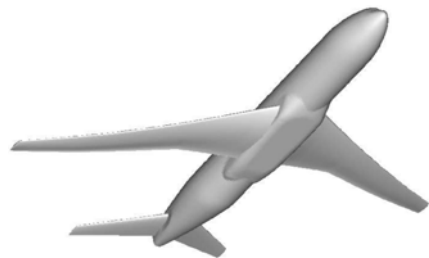


Fig. 1: Common Research Model

The focus of DPW-5 is on the one hand a verification study on common grids using six levels of refinement with up to $\approx 100 \times 10^6$ points and on the other hand the prediction of the aerodynamic coefficients for incidence angles of $\alpha = \{2.5^\circ, \dots, 4.0^\circ\}$ at $Ma_\infty=0.85$, $Re=5 \times 10^6$ for the CRM without tail to assess the grid and turbulence model influences on the solution in comparison with the experimental data. In addition the flow topology at the onset of separation has to be analyzed.

DLR activities in previous workshops have shown the potential of hexahedral element dominant grids compared to prismatic/tetrahedral grids regarding element aspect ratios, quality, and convergence [7]. But difficulties exist in concave corners leading to a substantial grid resolution dependency of the wing-fuselage corner flow separation development in addition to the impact of the turbulence models. Also usually wakes are not resolved by unstructured grids and therefore the objectives of the authors are to test grid improvements by structured overlapping blocks as well as by structured hexahedral wake blocks to assess the influence in comparison to the DPW-5 common grids and DLR's current best practise. In addition the impact of turbulence modelling (Spalart-Allmaras, Menter- $k\omega$ -SST) and numerical dissipation schemes (scalar, matrix) are investigated to perform a comprehensive verification and validation exercise.

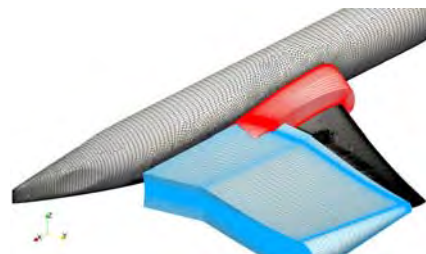


Fig. 2: DLR custom hex-dominant grid with structured overlapping blocks

II. Results

All calculations are performed by applying the DLR TAU software [8]. Fig. 2 presents the hex-dominant grid with overlapping blocks. Fig. 3 shows the grid convergence behaviour for the DLR TAU and other participants solutions. Fig. 4 shows C_L , C_D , $C_L^2/\pi\Lambda$, and C_M . Compared to experiments an earlier lift breakdown at $\alpha \approx 3.75^\circ$ exist which is under investigation. Fig. 5 and 6 present the corner flow and the wing upper surface flow topologies.

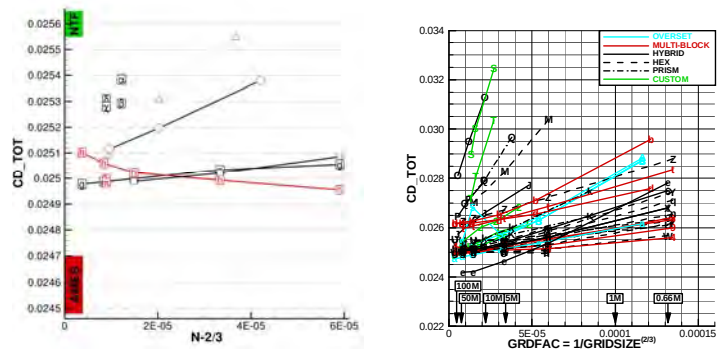


Fig. 3: Grid convergence of C_D (TAU, left), DPW-5 all (right)

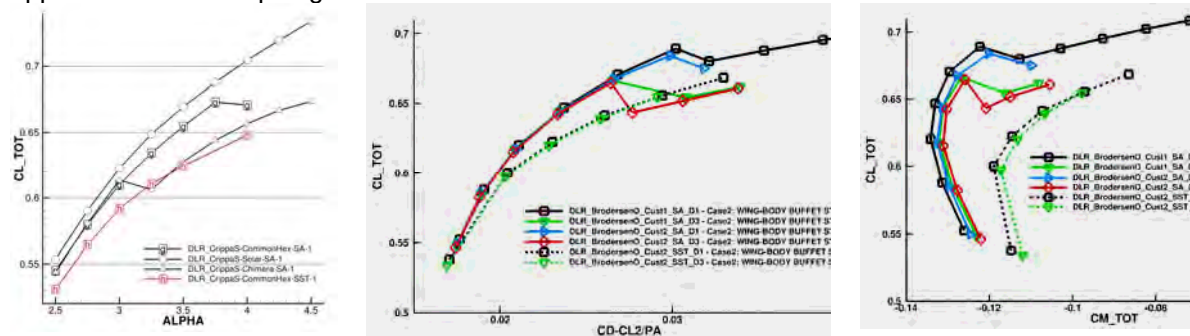


Fig. 4: Lift, idealized drag, and pitching moments of TAU solutions

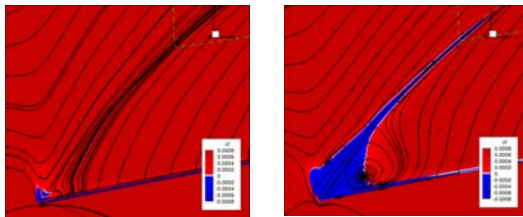


Fig. 5: Wing-fuselage separation (blue) without (left), with (right) overlapping block

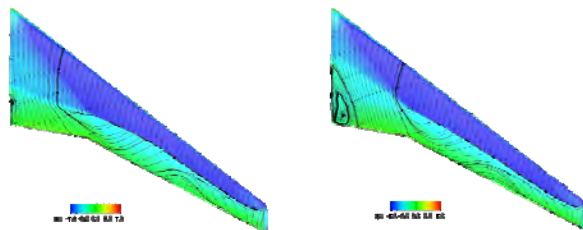


Fig. 6: $\alpha=3.75^\circ$, influence of dissipation on wing-fuselage separation growth

The authors will present detailed results in a possible final article. For specific cases comparisons to experimental and to the DPW-5 summary data will be included due to their membership in the DPW committee.

III. References

1. D. Levy, J. Vassberg, R. Wahls, T. Zickuhr, S. Agrawal, S. Pirzadeh, M. Hemsch. Summary of data from the first AIAA CFD Drag Prediction Workshop. AIAA Journal of Aircraft, 40(5):875–882, Sep–Oct 2003.
2. K. Laflin, J. Vassberg, R. Wahls, J. Morrison, O. Brodersen, M. Rakowitz, E. Tinoco, J. Godard. Summary of data from the second AIAA CFD Drag Prediction Workshop. AIAA Journal of Aircraft, 42(5):1165–1178, 2005.
3. J. Vassberg, E. Tinoco, M. Mani, O. Brodersen, B. Eisfeld, R. Wahls, J. Morrison, T. Zickuhr, K. Laflin, D. Mavriplis. Abridged summary of the third AIAA CFD Drag Prediction Workshop. AIAA Journal of Aircraft, 45(3):781–798, May–June 2008.
4. J. Vassberg, E. Tinoco, M. Mani, B. Rider, T. Zickuhr, D. Levy, O. Brodersen, B. Eisfeld, S. Crippa, R. Wahls, J. Morrison, T. Zickuhr, D. Mavriplis, M. Murayama. Summary of the Fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop. AIAA Paper 2010-4547. June 2010.
5. J. Vassberg, M. DeHaan, S. Rivers, R. Wahls. Development of a Common Research Model for applied CFD validation studies. AIAA Paper 2008-6919, August 2008.
6. NASA Common Research Model. <http://commonresearchmodel.larc.nasa.gov>, June 2012.
7. O. Brodersen, S. Crippa, B. Eisfeld, S. Keye, S. Geisbauer. DLR Results from the Fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop. AIAA Paper 2010-4223, June 2010.
8. T. Gerhold. Overview of the Hybrid RANS Code TAU, "MEGAFLOW { Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, edited by N. Kroll and J. Fassbender, Vol. 89 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer, 2005, pp. 81-92.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Simulation der Wechselwirkung von Flugzeug und Böe mit dem DLR TAU-Code

Ralf Heinrich

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

ralf.heinrich@dlr.de

Ausgangssituation: Für die Auslegung eines Flugzeuges ist eine Vielzahl unterschiedlicher Lastfälle zu berücksichtigen. Auf der einen Seite wird das Flugzeug für den Reiseflug optimiert, um eine möglichst große Reichweite bei geringem Brennstoffverbrauch zu erzielen. Auf der anderen Seite muss sichergestellt werden, dass ein Flugzeug auch in kritischen Situationen, wie beispielsweise der Begegnung mit einer kräftigen Böe oder der Wirbelschleppes eines voreilenden Flugzeuges, beherrschbar ist und den zusätzlichen Belastungen standhält. Um die zusätzlichen aerodynamischen Lasten vorherzusagen werden heute in der Regel vereinfachte Methoden basierend auf Streifentheorie oder Doublet-Lattice-Methoden verwendet. Dadurch sind insbesondere bei großen Böen-Amplituden und bei hohen Fluggeschwindigkeiten (Kompressibilitätseffekte, Nichtlinearitäten) Vorhersagefehler der einfachen Methoden zu erwarten, weshalb entsprechend hohe Sicherheitsfaktoren aufgeschlagen werden. Das führt unter Umständen zu einer deutlichen Überdimensionierung der Struktur, und damit zu einem erhöhten Flugzeuggewicht.

Ziel: Um die Genauigkeit bei der Vorhersage der zusätzlichen durch Böen induzierten Lasten gegenüber oben angesprochenen einfachen Verfahren zu verbessern, soll im DLR RANS-Löser TAU die Möglichkeit geschaffen werden, Böen-Begegnungen von Flugzeugen zu simulieren. Dabei soll auch die Reaktion des Flugzeuges in Folge der Lasten durch Kopplung zur Flugmechanik Berücksichtigung finden.

Lösungsweg: Verschiedene Autoren haben in Euler- bzw. RANS-Verfahren den sogenannten Störgeschwindigkeitsansatz implementiert, bei dem die durch Böen induzierten Störungen in Form von Störgeschwindigkeiten als Funktion vom Raum und der Zeit vorgegeben werden können, siehe zum Beispiel [1]. Von Vorteil ist, dass die Böen oder andere atmosphärische Störungen in der Simulation im Strömungsfeld nicht numerisch aufgelöst werden müssen. Es können Standardnetze Verwendung finden, was gegenüber der Auflösung der atmosphärischen Störungen eine effiziente numerische Behandlung verspricht. Letztgenannte Vorgehensweise würde insbesondere bei kurzweiligen Böen die Verwendung sehr feiner Rechennetze erzwingen, um die Störungen ohne große numerische Verluste im Gitter zu transportieren. Der Störgeschwindigkeitsansatz ist bereits vor Jahren erfolgreich im strukturierten FLOWer-Code für die Simulation von Wirbelschleppenbegegnungen getestet worden [2][3] und zeigte gegenüber der vollständigen Auflösung der Wirbelschleppes eine vergleichbare Qualität für die Vorhersage der globalen Beiwerte bei deutlich geringerer Größe der zu verwendenden Rechennetze. Dieser Ansatz ist nun in den unstrukturierten TAU-Code für die Simulation von Böen-Interaktionen übertragen worden. Gleichzeitig wurde TAU mit einem Flugmechanik-Modul gekoppelt, um die Reaktion des Flugzeuges in Folge der Böen-Lasten zu erfassen.

Bild 1 zeigt das Ergebnis einer Simulation der Begegnung eines generischen Kampflugzeuges mit einer Lateral-Böe. Bei der Simulation ist davon ausgegangen worden, dass das Flugzeug auf Meereshöhe mit einer Mach-Zahl von 0.5 fliegt. Die Wellenlänge der Böe beträgt 40m und die Amplitude 30m/s. Die graue wellige Fläche im Bild stellt die Lage der Böe relativ zum Flugzeug dar. Hier befindet sich die Böe gerade seitlich vom Flugzeug. Für diesen Testfall war zu erwarten, dass alle 6 flugmechanischen Freiheitsgrade angeregt werden, was durch die Simulation bestä-

tigt worden ist. Im Diagramm im Bild ist der zeitliche Verlauf der drei Eulerwinkel dargestellt worden (der Nickwinkel in grün, der Rollwinkel in rot und der Schiebewinkel in blau). Wie zu erwarten wird durch die unsymmetrische Belastung insbesondere der Roll- und der Schiebewinkel angeregt, während der Nickwinkel nur wenig beeinflusst wird. Nachdem die Böe das Flugzeug passiert hat, kommt es zu einer gedämpften Schwingung des Roll und des Schiebewinkels. Dies ist von einem stabil fliegenden Flugzeug zu erwarten. Nach einer gewissen Zeit stellt sich in etwa wieder der getrimmte Zustand ein.

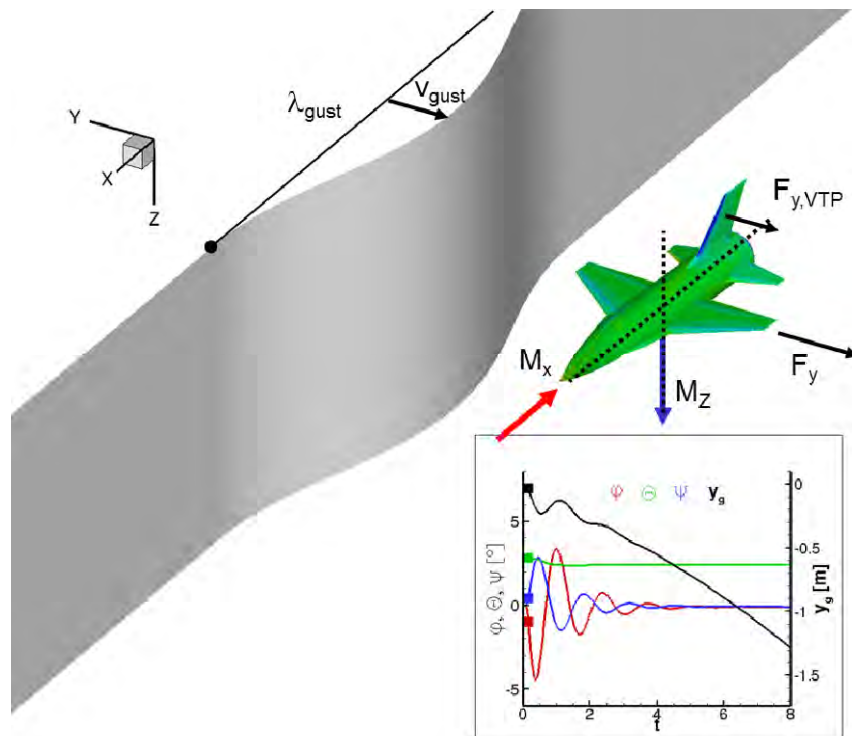


Bild 1: Ergebnis der Simulation der Interaktion eines generischen Kampflugzeuges mit einer lateralen Böe

Weiteres Vorgehen:

Der implementierte Ansatz berücksichtigt den Einfluss der Böe auf das Flugzeug, nicht aber die Rückwirkung des Flugzeuges auf die Form der Böe. Dies spielt für langwellige Böen eine untergeordnete Rolle. Es ist aber nicht bekannt, wie groß der Vorhersagefehler bei kurzwelligen Böen wird. Um dies zu evaluieren und damit auch zu einer „Best-Practice“ für die Anwendung des implementierten Ansatzes zu kommen, soll mit hochgenauen Simulationen verglichen werden. Dabei werden die Böen numerisch aufgelöst und durch das Strömungsfeld zum Flugzeug transportiert, wodurch die wechselseitig Interaktion erfasst wird. Bis zur Tagung wird dazu eine instationäre Randbedingung in TAU implementiert, über welche die Böe in das Strömungsfeld eingeführt wird.

Literatur:

- [1] Jirasek, A.: "CFD analysis of gust using two different gust models", RTO AVT-189 Specialists' Meeting on Assessment of Stability and Control Prediction Methods for Air and Sea Vehicles, 12.-14. October 2011, Portsmouth West, UK
- [2] Heinrich, R.: "Numerical Simulation of Wake-Vortex Encounters Using the Chimera-Technique", STAB-Symposium 2000 in Stuttgart, in New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III, Springer, 2002
- [3] Struijs, R., Jonville, G., Darracq, D., Heinrich, R.: "Inviscid Computation of Effect of Wake Vortices on a Scale-Model Airplane", AIAA Journal, 40 (1), S. 100 – 109, 2003

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Numerische Simulation von Flügelenden an einer gepfeilten Windkanalkonfiguration

Claus-Philipp Hühne

TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk Str. 37, 38108
Braunschweig, c-p.huehne@tu-bs.de

Rolf Radespiel

TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk Str. 37, 38108
Braunschweig, r.radespiel@tu-bs.de

Im Rahmen des JTI Projekts **Smart Fixed Wing Aircraft** wurde ein gepfeiltes Profil mit aktiver Strömungskontrolle untersucht. Ziel war es, das Potential einer aktiven Strömungskontrolle im Nasenbereich zur Verzögerung einer Vorderkantenablösung an einer gepfeilten Konfiguration zu identifizieren. Die Funktionalität von aktiven Systemen zur Strömungsbeeinflussung im Nasenbereich wurde bereits hinreichend an 2D Profilen unter verschiedenen Bedingungen untersucht, so dass dieses Projekt eine logische Weiterführung zu praxisrelevanten Konfigurationen darstellt. Die Untersuchungen der gepfeilten Konfiguration wurden, wie die vorangegangenen 2D Untersuchungen, an dem DLR F15 Modell mit zwei Elementen in Hochauftriebskonfiguration (Abbildung 1) durchgeführt.

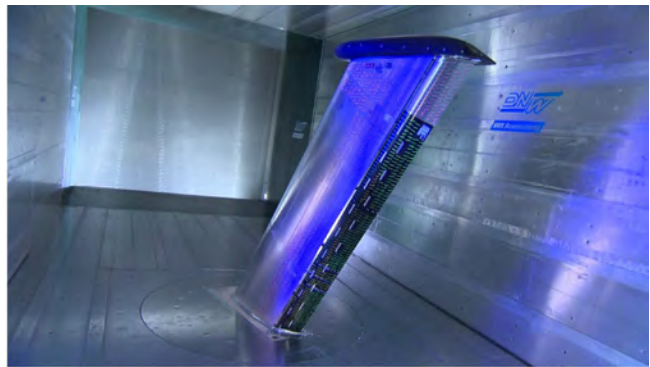


Abbildung 1: gepfeiltes DLR-F15 Modell im DNW-NWB

Die vorgesehene 3D Konfiguration wurde als Kragflügel im DNW-NWB Braunschweig integriert. Als Flügelende diente eine Tip Tank. Die Wahl des Flügelendstücks war durch die Forderung nach Integrationsraum für Messtechnik eingeschränkt, so dass heutzutage übliche Flügelenden wie Winglets, Tip Fence, ... nicht in betracht gezogen werden konnten. Während der Versuchsdurchführungen wurde offensichtlich, dass das Flügelende einen größeren Einfluss auf die gesamte Modelströmung hat, als es im vorhinein angenommen wurde. **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** zeigt dazu den Auftriebsverlauf der Konfiguration ohne aktive Strömungskontrolle bei $Ma=0.18$ ($Re=2,4$ mio). Der Auftrieb wurde dabei sowohl im Mittenschnitt als auch im Außenschnitt, nahe des Flügelendstücks, integriert. Es ist zu sehen, dass die Strömung im Flügelaußenbereich bereits drei Grad für dem Mittelflügel ablöst. Dies weist auf einen möglichen Ablösemechanismus hin, der nicht mit der Model typischen

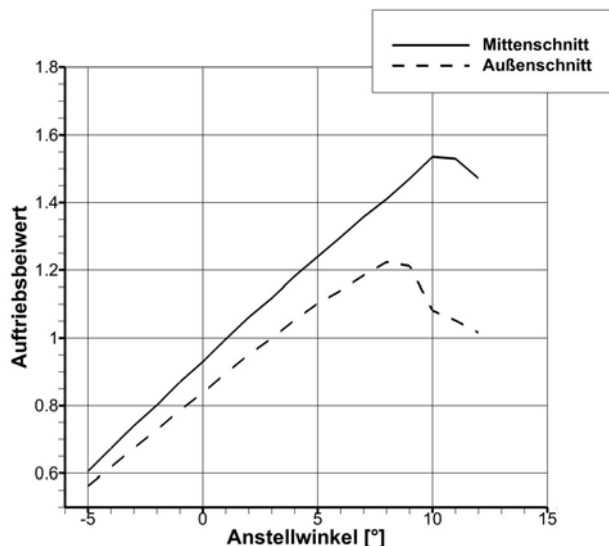


Abbildung 2: Auftriebsverlauf im Mitten- und Außenschnitt (experimentell)

Vorderkantenablösung zusammenhängt, für die das AFC System ausgelegt ist. Es stellt sich deshalb die Frage, in wie weit die starke Ablösung, die vom Flügelende ausgeht, die Effektivität des Strömungskontrollsystems beeinflusst. Um dieser Unsicherheit näher zu kommen, wurden aufwendige numerische 3D Simulationen durchgeführt, die den Einfluss des Flügelendes darstellen sollten. Zusätzlich zu der im Experiment umgesetzten Geometrie wurde das Modell mit einem Küchemann Tip untersucht. Dieses Tip zeichnet sich vor allem dadurch aus, dass es einen sehr geringen Einfluss auf die Umströmung des Modells hat und bietet sich somit als sehr gute Vergleichsgeometrie an. Zusätzlich werden zur Zeit noch Simulationen mit einer Wand zu Wand Integration durchgeführt. Dies soll vor allem dazu dienen eine weitere Vergleichskonfiguration zu erzeugen, die unbeeinflusst von drei-dimensionalen Umströmungseffekten auf Grund eines freien Flügelendes ist. Um die Effekte des Windkanals auf das Modell möglichst genau abzubilden, wurden die Simulationen des Modells mit der Messstrecke und der davor angegliederten Düse durchgeführt. Um die Rechenkapazität in einem möglichst gering zu halten, wurden die Windkanal-Wände als Eulerwände behandelt. Diese Vereinfachung ist für diese Untersuchung annehmbar, da die Wandgrenzschicht auf die Flügelendumströmung einen unwesentlichen Einfluss hat.

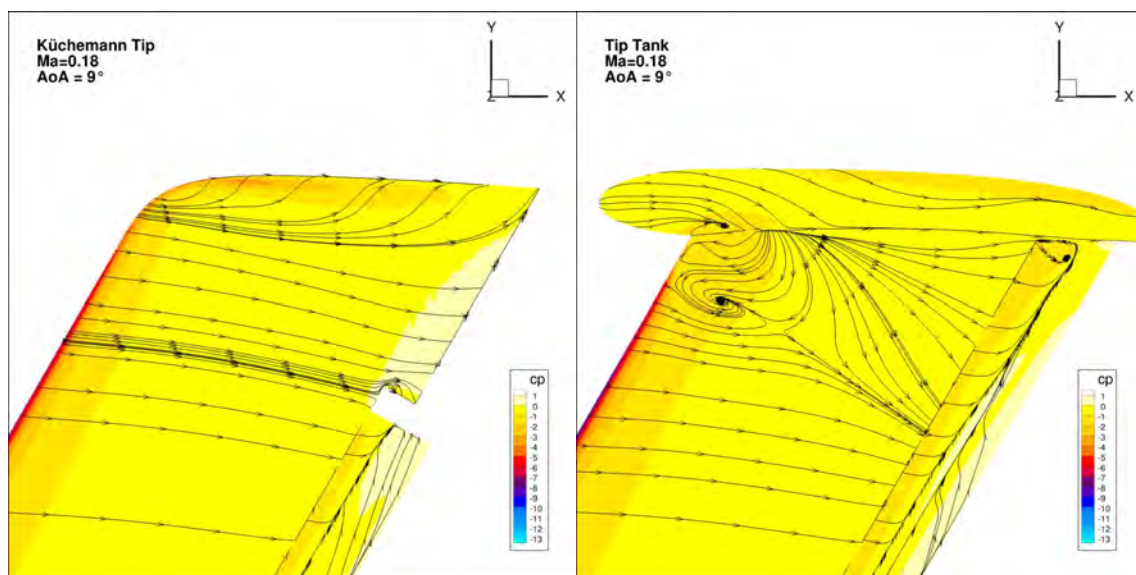


Abbildung 3: Schubspannungsverlauf als Stromlinien an einem Küchemann Tip sowie dem Tip Tank, farbliche Darstellung Druckverteilung auf der Kontur

Abbildung 3 zeigt den Schubspannungsverlauf an dem Flügelende der Untersuchten Geometrien bei einem Anstellwinkel von 9° und $Ma=0.18$ ($Re=2.4 \text{ Mio}$) sowie farblich dargestellt den Druckverlauf auf der Kontur. Es ist klar zu sehen, dass der Tip Tank (rechts) am Übergang von der Modelvorderkante zum Tank eine Ablösung mit sich bringt. Bei kleinen Anstellwinkel (hier nicht dargestellt) ist diese Ablösung noch sehr lokal, jedoch nimmt sie mit wachsendem α stetig zu und beeinflusst die Strömung des gesamten Außenflügels. Im Vergleich zum Tip Tank ist die Strömung an einem Küchemann Tip (links) bei $\alpha=9^\circ$ anliegend über den gesamten Flügel. Im Außenbereich lässt sich eine starke spannenweite Strömungskomponente, sowie ein hoher Druckabfall erkennen. Diese Phänomene sind auf den Randwirbel zurückzuführen, der an der Außenkante entsteht. Anhand dieser Bilder ist gut zu erkennen, dass einerseits bei der experimentellen Untersuchung das Flügelende eine starke Ablösung im Außenbereich hervorruft und andererseits, dass ein Küchemann Tip sehr gut als Vergleich dient. In dem geplanten Vortrag soll der Vergleich der beiden Konfigurationen mit weiteren Daten vertieft, sowie ein weiterer Vergleich zu einer Wand zu Wand Integration erstellt werden. An Hand dieser drei Konfigurationen sollen Rückschlüsse gezogen werden, in wie fern das Tip Tank einen Einfluss auf das AFC System hatte. Um einen Bezug zu den experimentellen Messungen herzustellen, werden die Daten der numerischen Simulationen mit den experimentellen Daten verglichen.

Korrespondierender Autor: C.-P. Hühne

Mitteilung

Projectgroup: Numerical simulation

CTAU, A Cartesian Grid Method for Accurate Simulation of Compressible Flows with Convected Vortices

Philip Kelleners, Frank Spiering

Institute of Aerodynamics and Flow Technology, $C^2A^2S^2E$, DLR

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Philip.Kelleners@dlr.de

1 Accurate Flow Simulation using a Zonal Approach

At the Institute of Aerodynamics and Flow Technology, DLR Braunschweig, the pursuit for more accurate simulation of high speed, high Reynolds-number compressible flow continues. It is observed that freely convecting vortices, amongst other free convected coherent structures, suffer from rapid decay in simulations using well established aerospace simulation codes of second order spatial accuracy. Presently designated higher-order methods, that is of spatial order higher than two, are better able to represent these free vortices on grids of moderate density. However these higher-order methods are not well suited to simulate flows with discontinuities like strong shocks in transonic flow. A solution is a zonal approach. Within this zonal approach, based on experience, that is best-practice, the flow domain of interest is simulated with different discretization methods each being applied in those regions where their strengths excel. In the implementation of this zonal approach presented, the boundaries of the different grids overlap, and the developing flow state is coupled in a strong sense in these overlapping regions. This zonal approach is illustrated in the following figure:

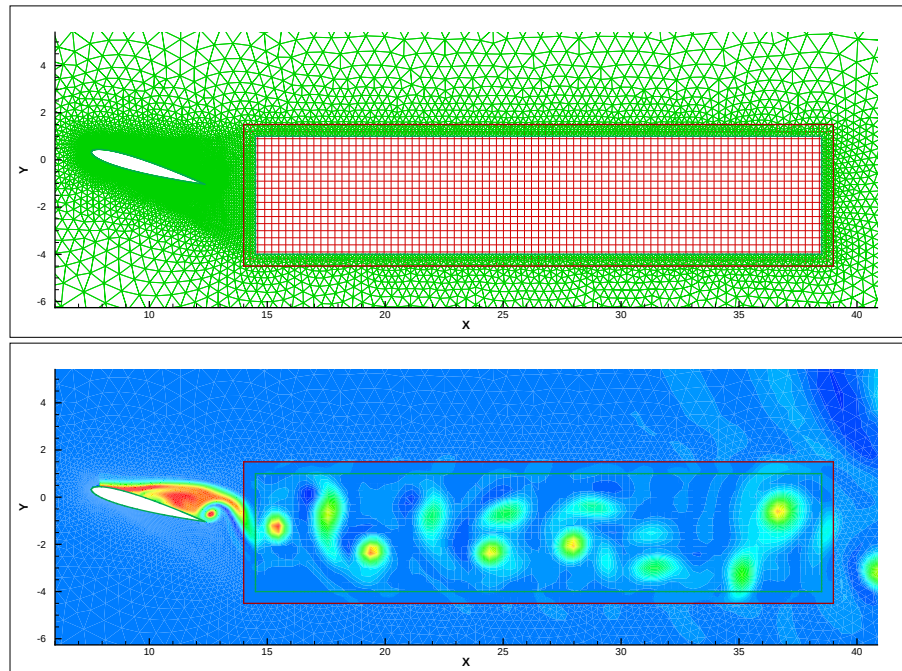


Figure 1: Zonal approach, above: the DLR compressible flow simulation code TAU-grid in green matched to a Cartesian grid (in red) in the (anticipated) wake region of the airfoil, below: entropy-like colors depict large vortical structures in the wake of the airfoil at conditions comparable to stall

The DLR TAU-code, a second order accurate method on unstructured hybrid grids, (see [Schwamborn], <http://tau.dlr.de/>) is used for the regions of the flow close to the solid geometry. CTAU, the Cartesian grid method presented here, is used on the portion of the grid colored red. As can be seen from the thick green and red lines, the grids overlap at their boundaries where a code coupling module, (see [Spiering]), performs the exchange of the fluid states and thus implements a strong volumecoupling based upon the Chimera technique ([Cheshire]).

2 Cartesian TAU a higher Order Cartesian Grid Method

In Cartesian TAU, discretization of the spatial terms in either the Euler or the Navier-Stokes equations of fluid flow is done using compact finite difference schemes, or Padé schemes, as presented in [Lele], which, formally, can be up to tenth order accuracy in space when operating on Cartesian meshes. Within these schemes the *implicit* formulation of finite difference operators for derivatives is of the form:

$$\beta u'_{i-2} + \alpha u'_{i-1} + u'_i + \alpha u'_{i+1} + \beta u'_{i+2} = a \frac{\bar{u}_{i+1} - \bar{u}_{i-1}}{2h} + b \frac{\bar{u}_{i+2} - \bar{u}_{i-2}}{4h} + c \frac{\bar{u}_{i+3} - \bar{u}_{i-3}}{6h},$$

on an equidistant grid with local mesh spacing h and where the primes indicate derivatives. Finite difference approximations of derivatives of fourth, sixth, eighth and tenth order accuracy can be formulated for different combinations of the coefficients a, b, c and α, β . The relations for the coefficients follow from matching the Taylor series coefficients of various orders. The higher order of these schemes for these relative small given stencils comes at the cost of having to solve pentadiagonal or tridiagonal matrix problems. A finite-volume formulation of this scheme, by [Lacor], which restores conservation of the dependent, now cell averaged, variables is implemented in the Cartesian TAU solver. Using this finite volume representation approximations similar to the derivative approximation are needed to interpolate values at positions like $x_{i+\frac{1}{2}}$ and $x_{i+\frac{3}{2}}$ for computation of the fluxes. As the convective fluxes of the Euler and the Navies-Stokes equations are non-linear and to reduce the complexity of the implementation of the scheme, the implementation within the Cartesian TAU solver is limited to the tridiagonal versions of the general formulation, that is coefficients b, c and β are equal to zero. The resulting scheme is fourth order accurate in space. Computation of derivatives or interpolated values with these compact finite difference schemes will introduce oscillations when data or derivatives of this data is discontinuous, as these schemes are constructed with the implicit assumption that argument values and all its derivatives exist and are continuous. This assumption is violated for discrete data, for non-continuous or non-differentiable initial or boundary conditions or when flow conditions result in flow structures like e.g. shear regions at length scales which are not resolved by the grid. High-order Padé filters, designed with similar discretization techniques as used for computation of the derivatives, filter the solution to restore monotone solutions.

To test the prototype of the Cartesian TAU solver under development a series of flow problems is simulated: Inviscid flow around airfoils at high angles of attack computed with the TAU-code, the (artificial) wakes cross the coupled overlapping domain boundary, enter the domain under control by the Cartesian solver and convect further downstream, without any noticeable decay of the wake due to dissipation: (see figure 1). And fully unsteady viscous flow; shock buffet around a supercritical airfoil with strong interaction of the resulting wake with a second airfoil representative of a horizontal tailplane of an aircraft. As an outlook; at present a non-reflecting characteristics based inflow boundary condition is being implemented to introduce user-prescribed atmospheric disturbances, gusts, into the flow domain, which will convect through the Cartesian domain towards an airfoil or aircraft, to study aircraft response due to gustloading where there is a strong interaction between the aircraft induced flow patterns and the gust itself.

References

- [Chesshire] G. CHESSHIRE, W. D. HENSHAW Composite Overlapping Meshes for the Solution of Partial Differential Equations, *Journal of Computational Physics*, Vol 90, 1-64, 1990 Academic Press, Inc.
- [Lacor] CHRIS LACOR, SERGEY SMIRNOV, MARTINE BAELEMAN A finite volume formulation of compact central schemes on arbitrary structured grids, *Journal of Computational Physics*, Vol 198, 535-566, 2004 Elsevier Inc.
- [Lele] LELE, SANJIVA K. Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution, *Journal of Computational Physics*, Vol 103, 16-42m Academic Press Inc., 1992
- [Schwamborn] D. SCHWAMBORN, T. GERHOLD, R. HEINRICH The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry, Invited Lecture in Proceedings on CD of the European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CDF 2006, P. Wesseling, E. Oñate, J. Périaux (Eds), The Netherlands, 2006
- [Spiering] FRANK SPIERING Coupling of TAU and TRACE for parallel accurate flow simulations, International Symposium "Simulation of Wing and Nacelle Stall", Braunschweig Germany, June 22 2012

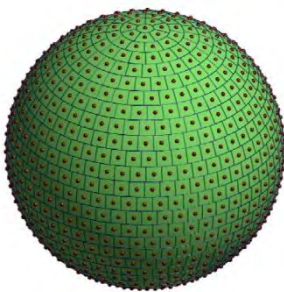
Phasenaufgelöste Simulation von Mehrphasenströmungen

T. Kempe, J. Fröhlich

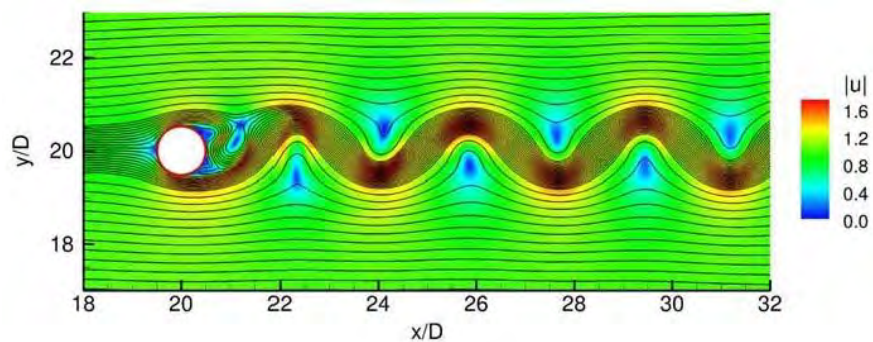
Institut für Strömungsmechanik, TU Dresden, 01062, Deutschland

tobias.kempe@tu-dresden.de

Die numerische Simulation turbulenter Strömungen mit Partikelbeladung ist ein wichtiges Werkzeug für das Lösen einer Vielzahl naturwissenschaftlicher und technischer Fragestellungen. Sind die Partikel kleiner als die Kolmogorov-Skalen der Fluidturbulenz, sind Methoden, bei denen die Partikel als Massepunkte ohne räumliche Ausdehnung approximiert werden, seit längerem fest etabliert. Bei größeren Partikeln ist dieser Ansatz nicht mehr zulässig und neue Herangehensweisen sind erforderlich. Der erste Teil des Vortrags beschäftigt sich mit der Entwicklung einer numerischen Methode für die Berechnung von Partikeln in viskosen Strömungen mit räumlicher Auflösung der Partikelgeometrie. Der Ansatz ist somit für große Partikel mit beliebiger Form geeignet, hier werden aber zunächst sphärische Partikel betrachtet.



Diskretisierte Partikeloberfläche.

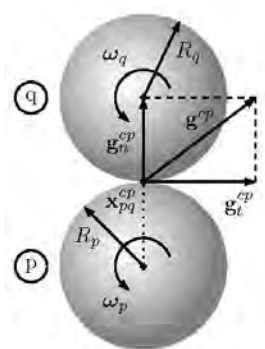


Wirbelstraße hinter einem 2D Zylinder bei $Re=1000$.

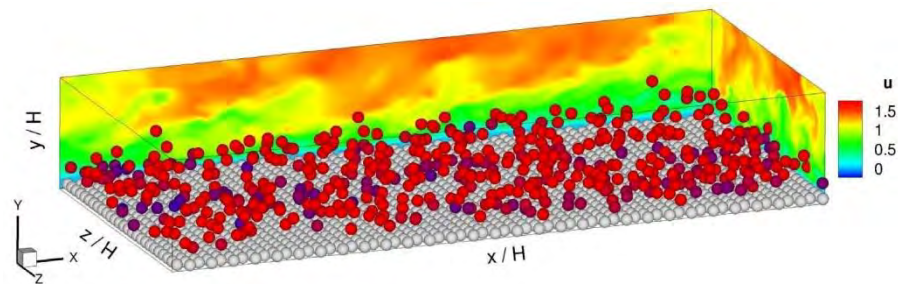
Als Basis für die Simulationen wurde ein neuer Strömungslöser für massiv parallele Maschinen mit verteiltem Speicher, genannt PRIME (Phase-resolving Simulation Environment), entwickelt und anhand von laminaren und turbulenten Testfällen validiert. Tests auf einer IBM Blue Gene / Q Maschine zeigen einen exzellenten Speedup und Scaleup des Codes auf aktuell bis zu 8196 Prozessorkernen.

Die von Uhlmann [1] vorgestellte Immersed Boundary Methode (IBM) für phasenaufauflösende Simulationen ist der Ausgangspunkt für die weiteren Arbeiten. Sie wurde in einer dreidimensionalen und parallelen Version in PRIME implementiert. Die originale IBM wurde durch eine modifizierte räumliche und zeitliche Diskretisierung verbessert, die unter anderem eine stärkere Euler-Lagrange-Kopplung und einen deutlich erweiterten Stabilitätsbereich zur Folge haben [2]. Weiterhin haben numerische Untersuchungen gezeigt, dass die Methode in [1] zu einem inkonsistenten Verfahren bei der Annäherung zweier Partikel führt, was wiederum problematisch ist bei höheren Massenbeladungen mit einhergehenden Kollisionen der Partikel. Dieses Problem konnte durch das Entfernen überlappender Markerpunkte behoben werden [2].

Im zweiten Teil des Vortrages wird eine effiziente und genaue Strategie für die Modellierung von normalen und schrägen Kollisionen von kugelförmigen Partikeln in viskosen Fluiden vorgestellt, bei der alle physikalisch relevanten Effekte der Kollision berücksichtigt werden. Dies ist eine Verbesserung gegenüber anderen Arbeiten, die oftmals nur Interaktionen der Partikel in normaler Richtung berücksichtigen. Mehrskalenmodellierungen werden eingeführt, um eine exzessive lokale Gitterverfeinerung während der Annäherung der Partikel und eine starke Zeitschrittreduktion während des direkten Kontakts zu vermeiden. Die tangentielle Interaktion erfolgt in der Art, dass eine gewünschte relative Geschwindigkeit der Oberflächen am Kontaktpunkt in zeitdiskreter Form durch einen Kraftterm aufgeprägt wird. Es erfolgt eine detaillierte Validierung des Modells (Adaptive Collision Modell, ACM) mit experimentellen Daten. Mit dem ACM steht nun ein allgemeines und vielseitiges Modell für beliebige Kollisionen von kugelförmigen Partikeln zur Verfügung [3].



Kollision zweier Partikel.



Simulation des Sedimenttransports mit dem ACM.

Im letzten Teil der Präsentation werden Simulationen des Partikeltransports über ein raues Bett gezeigt, mit Hilfe derer die Auswirkungen verschiedener Kollisionsmodelle auf die Strömung selbst sowie die disperse Phase untersucht wurden. Der Vergleich mit experimentellen Daten und Beobachtungen zeigt, dass deutlich bessere Ergebnisse mit dem neu entwickelten ACM erzielt werden, in dem alle physikalischen und numerischen Effekte berücksichtigt sind [4]. Abschließend sei noch erwähnt, dass die hier entwickelten Algorithmen nicht auf das spezielle Problem des Sedimenttransports beschränkt sind, sondern sich auf eine Vielzahl anderer Anwendungen übertragen lassen.

Referenzen

- [1] M. Uhlmann, An immersed boundary method with direct forcing for the simulation of particulate flows, *Journal of Computational Physics*, Vol. 209, pp. 448-476, 2005
- [2] T. Kempe and J. Fröhlich, An improved immersed boundary method with direct forcing for the simulation of particle laden flows", *Journal of Computational Physics*, Vol. 231, pp. 3663-3684, 2012
- [3] T. Kempe and J. Fröhlich, Collision modelling for the interface-resolved simulation of spherical particles in viscous fluids, *Journal of Fluid Mechanics*, accepted for publication
- [4] B. Vowinkel, T. Kempe, J. Fröhlich, V.I.Nikora. Numerical simulation of sediment transport in open channel flow. In *River Flow*, San José, Costa Rica, 2012.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Overlapping grids in the DLR-THETA code

R. Kessler, J. Löwe, M. Lambert

DLR, C²A²S²E, 37133 Göttingen, Bunsenstr. 10, roland.kessler@dlr.de

Flow simulations in geometries where parts are moving relatively to each other can be handled by blocks of moving grids. For simple geometries with axial symmetry these blocks can be connected by a sliding or matching interfaces. However, a more general approach is the use of overlapping grids, often referred as chimera-technique. Besides the above mentioned application for moving parts in the geometry, this technique can also be used to replace parts of the geometry without changing the rest of the numerical grid. By doing this the geometry can be modified easily or the numerical resolution can be adapted in a limited area of the computational domain.

The efficient implementation of the overlapping grid technique in the DLR THETA code and its validation is presented in this paper. The THETA code is an extension of the aerodynamic code TAU designed for low Mach number flows. It is based on the data structures and libraries of the TAU code but uses the "one step" projection method or SIMPLE iterations for the coupling of velocity and pressure. Contrary to the chimera treatment in TAU, where the coupling between the chimera blocks is explicit, the incompressible solver requires an implicit coupling between the blocks for all variables in order to retain the good convergence properties of the code.

The implicit coupling across the overlapping regions is realized by including the interpolating formula at the boundaries into the linear system of the discretised equations. Solving this modified system of linear equations using a Krylov method (typically BCGSTAB, GMRES), the interpolation in the overlapping regions is done with the actual values of the variables and the implicit character of the method is preserved for chimera grids too. The convergence rate of the simulation of the flow in lid driven cavity is shown in Figure 1 for a global grid and an overlapping grid with three blocks. The slope of the residuals of the momentum and the pressure equation is the same for both configurations and no degradation in the convergence can be observed.

The multi grid method is found to be a very efficient way for solving the pressure equation in incompressible simulations. The fast propagation of information on the coarsest grids is essential for this behaviour. Therefore, the chimera grid should be coupled on the coarse grids in order to preserve the good properties of the multi grid. The number of cells in the overlapping region decrease on the coarse grids. Therefore, the choice of the interpolation points and the related formula is more crucial on the coarse grids. Due to the limited option for the interpolation on the coarse grids, the convergence of multi grid slightly slows down for multi block grids.

The chimera implementation for moving grids is first validated for the flow around a rotating elliptic cylinder. The computed streamlines are compared with results from Zhang, Hi and Ne (2007) in Figure 2. The good agreement between both solutions indicates a correct implementation of the chimera technique.

In the full paper, results for the more complex flow for a five blade axial fan with fixed flow straightener is shown as well as the flow around a 50m wind turbine with tower and ground.- For both applications, chimera grids with up to 50 million points are used.

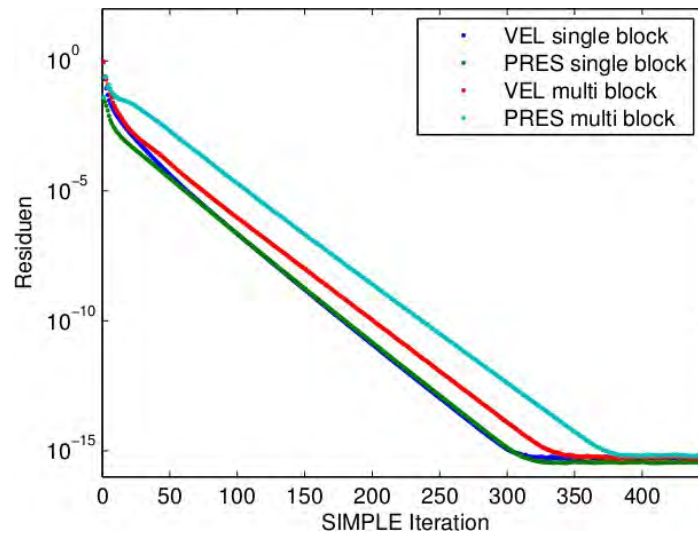


Fig. 1: Residuals of momentum and pressure equation for a one block and three block chi-mera grid.

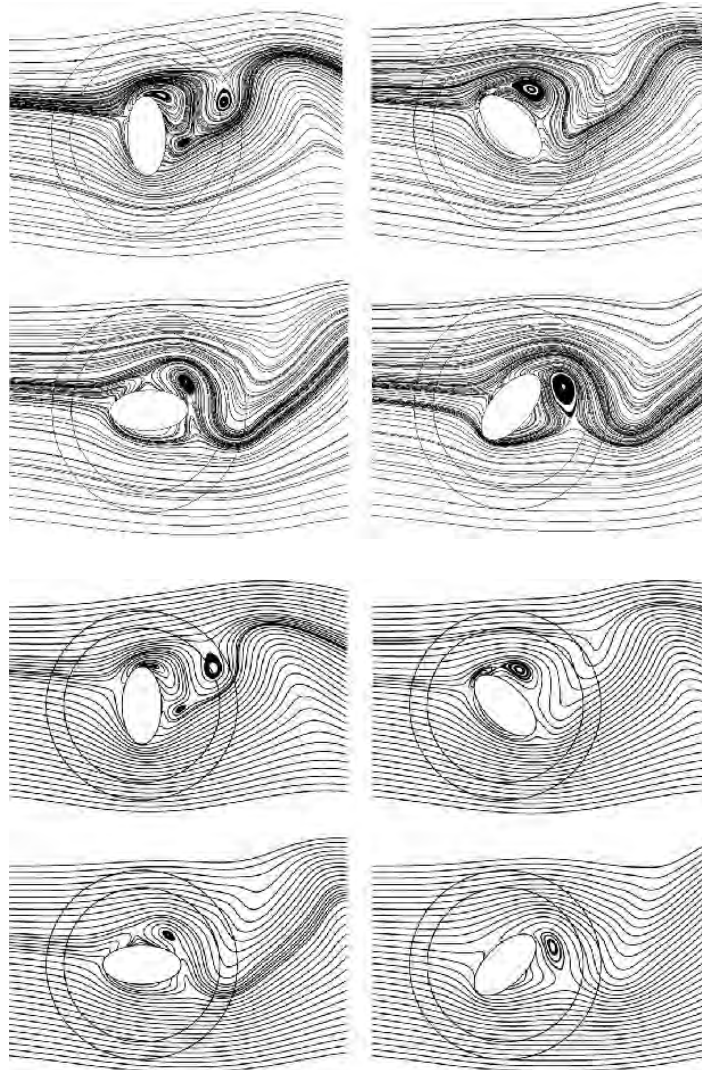


Fig. 2: Instantaneous streamlines of the flow around a rotating elliptic cylinder. Results of Zheng, Hi and Ne (2007) on the top and results obtained with THETA on the bottom.

Evaluation of hybrid RANS/LES methods for computing flow over a prolate spheroid

Sunil Lakshmipathy[†]

[†]German Aerospace Center
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany
sunil.lakshmipathy@dlr.de

Keywords: Hybrid RANS/LES Methods, PANS, SAS, Prolate-Spheroid, Lighter-Than-Air (LTA) Vehicles.

ABSTRACT

The objective of the current study is to perform numerical investigations of flow over a prolate spheroid using hybrid RANS/LES turbulence models. Two hybrid RANS/LES turbulence models formulated in seamless framework are assessed for their predictive capabilities in performing aerodynamic analysis of flow over a 6:1 prolate spheroid. The turbulence models of interest in this study are the Partially-Averaged Navier Stokes (PANS) of Girimaji¹ and Scale-Adaptive Simulations (SAS) method of Egorov and Menter.² Both the models are classified as second generation unsteady Reynolds-Averaged Navier Stokes (URANS) by Fröhlich and Terzi³ as they solve for modified RANS equations that aim to resolve a fraction of the turbulent fluctuations. PANS and SAS model computations over the prolate spheroid geometry are performed at a Reynolds Number of 7.7×10^6 , Mach Number of 0.16, and incidence angle of 10° . Transition to turbulence is prescribed to occur at $x/2a = 0.2$. The flow conditions for the numerical computations match the experimental set-up reported by Kreplin.⁴ Our aim is to perform a comparative study between PANS and SAS models for this geometry. In addition, conventional URANS computations are also performed for relative assessment between the scale resolving models and scale averaging models.

Flow over a prolate spheroid, which is representative of the airship hull geometry is commonly analyzed to assess the aerodynamics of airships.⁵ The renewed interest in Lighter-Than-Air (LTA) vehicles has created a need to investigate the computational capabilities of predicting such flows as there is a lack of modeling techniques for airship dynamics compared to fixed-wing aircraft.⁶ Flow over a prolate spheroid is known to generate complex phenomena in the wake due to boundary layer separation. Flow separation over the spheroid body leads to a chaotic flow in the wake region with large scale unsteadiness, bimodal flow behavior, high turbulence level and large-scale turbulence structures. Also, the spheroid geometry is susceptible to variations in the angle of attack, which in turn can substantially influence the flow characteristics. Prediction of the important design parameters such as lift, drag and moment coefficient with good accuracy for such geometries is a challenging task for any turbulence model. Application of averaging methods of turbulence, which are the industry work horses, for such flows is well documented to produce unsatisfactory results.⁷ Scale resolving methods are the preferred and necessary choice for computing such flows.

The main goal is to perform a comparative assessment of PANS and SAS turbulence models, the scale resolving turbulence models of choice in this study, in simulating turbulent flow over a prolate spheroid. Closure for the unresolved scales in both the turbulence models is achieved by solving the modified RANS equations.^{1,8} In the currently study, the Menter SST turbulence model⁹ is used to provide closure for the unresolved scales of motion for both the models. Details about the formulation of the SST-PANS and SST-SAS model equations are presented in Lakshmipathy et al.¹⁰ and Egorov et al.,² respectively. The SST-PANS and SST-SAS turbulence models are implemented into the hybrid unstructured DLR TAU flow solver.¹¹

Computations towards fulfilling the goals of this study are currently underway. Figure 1 presents the grid details of the computational domain used. The grid is hybrid unstructured grid with about 4.3 million grid points. Details of the surface mesh are shown in figure 1a. Hexahedral cells are grown from the surface mesh in the wall normal direction such that the entire boundary layer is contained within the prismatic layers. Grid details in the wake region are presented in figure 1b. Preliminary results showing qualitative comparison between the

different models are presented in figure 2. Instantaneous Iso-Q-criterion surface contour plots shown in this figure illustrate the dominant flow features on the lee side of the spheroid. URANS computations with the SST model as the base model capture the emanating counter-rotating vortices. However no secondary vortices are captured. PANS and SAS model computations resolve more structures and the models capture the secondary vortices. A thorough assessment of the model performance by comparing the results with experimental data of Kreplin⁴ will be presented in the final paper.

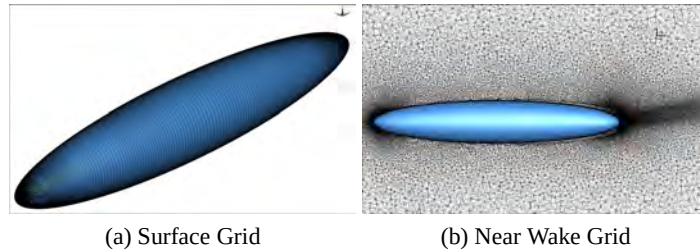


Figure 1: Grid Details of the Computational Domain

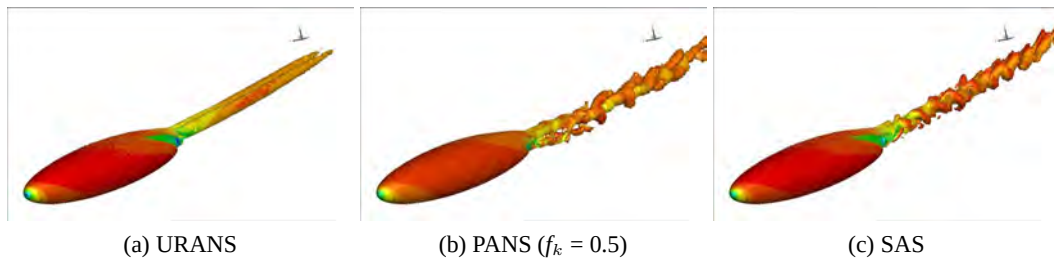


Figure 2: Iso-Surface of Q-criterion (colored by streamwise velocity)

References

- ¹Girimaji, S. S., “Partially-Averaged Navier-Stokes Model for Turbulence: A Reynolds-Averaged Navier-Stokes to Direct Numerical Simulation Bridging Method,” *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 73, No. 3, 2006, pp. 413–421.
- ²Egorov, Y. and Menter, F., “Development and Application of SST-SAS Turbulence Model in the DESIDER Project,” *Advances in Hybrid RANS-LES Modelling*, edited by S.-H. Peng and W. Haase, Vol. 97 of *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Springer Berlin / Heidelberg, 2008, pp. 261–270.
- ³Fröhlich, J. and von Terzi, D., “Hybrid LES/RANS Methods for the Simulation of Turbulent Flows,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 44, No. 5, 2008, pp. 349–377.
- ⁴Kreplin, H.-P., “Three Dimensional Boundary Layer and Flow Field Data of an Inclined Prolate Spheroid,” *A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes*, Vol. AR 303 of *AGARD Advisory Report*, AGARD Neuilly-Sur-Seine, France, 1994, pp. 96–97.
- ⁵Omari, K. E., Shall, E., Koobus, B., and Dervieux, A., “Turbulence Modeling Challenges in Airship CFD Studies,” *Monografias del Seminario Matematico Garcia de Galdeano*, Vol. 31, 2004, pp. 545–554.
- ⁶Li, Y., Nahon, M., and Sharf, I., “Airship Dynamics Modeling: A Literature Review,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, No. 3, 2011, pp. 217 – 239.
- ⁷Constantinescu, G. S., Pasinato, H., Wang, Y.-Q., Forsythe, J. R., and Squires, K. D., “Numerical Investigation of Flow Past a Prolate Spheroid,” *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 124, No. 4, 2002, pp. 904–910.
- ⁸Menter, F. and Egorov, Y., “The Scale-Adaptive Simulation Method for Unsteady Turbulent Flow Predictions. Part 1: Theory and Model Description,” *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 85, 2010, pp. 113–138, 10.1007/s10494-010-9264-5.
- ⁹Menter, F. R., “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA J.*, Vol. 32, No. 8, Aug 1994, pp. 1598–1605.
- ¹⁰Lakshmipathy, S. and Togiti, V., “Assessment of Alternative Formulations for the Specific-Dissipation Rate in RANS and Variable-Resolution Turbulence Models,” *20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, Vol. AIAA 2011-3978, AIAA, Jun 2011.
- ¹¹Schwamborn, D., Gerhold, T., and Heinrich, R., “The DLR TAU Code: Recent Applications in Research and Industry,” *Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CFD 2006*, The Netherlands, 2006, pp. 1–25.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Thema / Titel des Beitrags: Application of point- and line-implicit preconditioning techniques for unsteady simulations on unstructured grids

Autor(en) : Dian Li and Stefan Langer

Institution : DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Dian Li
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Tel : 0531/2953636
Fax : 0531/2952914
dian.li@dlr.de

Stefan Langer
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Tel : 0531/2953615
Fax : 0531/2952914
stefan.langer@dlr.de

Ausgangssituation :

Currently, for unsteady simulations, the so called dual-time stepping (DTS) method^[1] is widely utilized. DTS introduces an additional time marching process which can be realized by slightly modifying the steady state flow solver for each physical time step, called pseudo-time marching. This modified flow solver is then used to drive the unsteady residuals to zero or at least to meet some stopping criterion based on for example pitching-moment coefficient. The entire computational effort is given as the cost of each pseudo-time marching multiplied by the number of physical time steps. Correspondingly, the efficiency of unsteady simulations depends mainly on the efficiency of steady state flow solver used.

In the DLR TAU-code^[2], it offers options of the first-, second- and third order multi-step backward difference formula for the physical time discretization. And the classical steady state solvers applied are multi-stage Explicit Runge-Kutta (ERK) schemes and Jacobi-free LU-SGS scheme. Experiences show that the efficiency of both methods deteriorates significantly for high Reynolds number viscous flow simulations in which highly stretched meshes are commonly used to resolve the high gradient regions like boundary layer.

Ziel :

The object of present work is to improve the efficiency for unsteady simulations of the DLR TAU-code in terms of CPU time.

Loesungsweg :

Current approach is concentrating on improving the efficiency of steady state solver which employs a second-order finite volume method for spatial discretization.

One way, improving the time-marching performance, is the so-called preconditioning technique^[3]. It alters the time derivative by multiplying a preconditioner P and obtains

$$P \frac{d\vec{W}_i}{dt} = -\vec{R}_i(\vec{W})$$

at each finite control volume distinguished with subscript i . In the previous work^[4], P is derived from single diagonal implicit Runge-Kutta scheme for steady simulations, and is constructed point-wisely and line-wisely, respectively. Therefore, P is correspondingly regarded as point- and line-implicit preconditioner. In the point-implicit preconditioner only local information is considered while the information normal to the most stretched direction is taken into account in the line-implicit preconditioner. This work is extended to unsteady simulation with slight modification in the present work, i.e. taking the contributions of time dependent source term resulted from the physical-time discretization and the rotation source term w.r.t the rotating frame into the construction of preconditioners.

Ergebnis :

A viscous flow around the pitching NACA64A010 airfoil is computed using different pseudo-time marching strategies : 1)ERK, 2) LU-SGS, and 3) point-/line-implicit preconditioned RK (PIRK /LIRK). Fig.1 represents the convergence histories. Within the same number of pseudo-time marching steps, the preconditioned Runge-Kutta scheme can achieve more reduction of density residual than others, especially the one with line-implicit preconditioner obtains the most significant gain. In Fig.2, the lift cycles associated with the four schemes are showing good agreement. The computational cost in terms of iteration numbers and CPU time ratios based on different stopping criteria, i.e. different density residual reduction levels, are listed in Table 1. Taking the ones corresponding to ERK as reference, the line-implicit preconditioned one outperforms others from both the iteration number and the CPU time. And some further 3-D test results will be presented in the full paper.

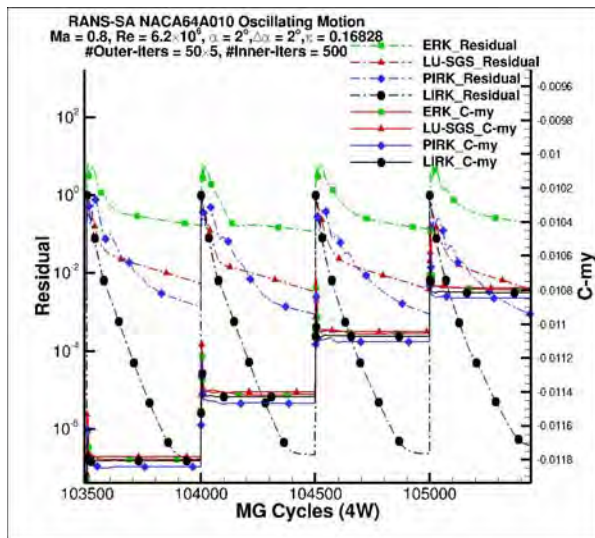


Fig.1 Comparisons of Convergence

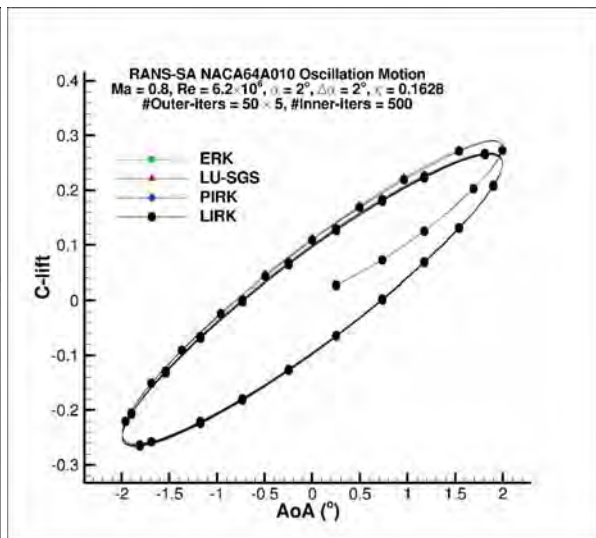


Fig.2 Comparisons of Lift Cycles

Table 1 Comparisons of iteration numbers and CPU time

Density residual Reduction (OoM)	#Iter. Ratio				CPU Ratio			
	ERK	LUSGS	PIRK	LIRK	ERK	LUSGS	PIRK	LIRK
1	1	0.15	0.24	0.08	1	0.23	0.73	0.29
2	1	0.2	0.18	0.06	1	0.28	0.52	0.2
3	1	0.28	0.2	0.16	1	0.35	0.54	0.16
4	1	0.32	0.25	0.05	1	0.38	0.67	0.16

Literatur :

- [1]. Jameson, A. "Time Dependent Calculations Using Multigrid, with Applications to Unsteady Flows Past Airfoils and Wings", AIAA Paper 91-1596, AIAA 10th Computational Fluid Dynamics Conference, Honolulu, June 1991.
- [2]. Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R. "The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry", Invited Lecture in Proceedings on CD of the European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CDF 2006, P. Wesseling, E. Oñate, J. Périaux (Eds), The Netherlands, 2006.
- [3]. Mavriplis, Dimitri J. "On Convergence Acceleration Techniques for Unstructured Meshes." October 98 (1998) : 2371-2372.
- [4]. S. Langer "Investigation and application of point implicit Runge-Kutta methods to inviscid flow problems", International Journal for Numerical Methods in Fluids, vol. 69, Nr. 2, pp.332—352, 2012

Mitteilung

Projektgruppe/Fachgruppe: SFB880

Verfahren zur Simulation kompressibler turbulenter Strömungen durch poröse Materialien

Michael Mößner, Rolf Radespiel
TU-Braunschweig – Institut für Strömungsmechanik
Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig
m.moessner@tu-bs.de, r.radespiel@tu-bs.de

1 Einleitung

Flugzeuglärm ist insbesondere beim Anflug und Abflug über Wohngebieten ein großer Störfaktor für die Umwelt. Deshalb sind, neben dem Ziel die Effizienz immer weiter zu verbessern, Maßnahmen zur Lärmreduktion von hoher Bedeutung. Eine Möglichkeit, Flugzeuge leiser zu machen, ist der Einsatz von porösen Materialien. Eine lärmindernde Wirkung haben beispielsweise poröse Flügelhinterkanten, wie von *Herr* in [1] experimentell nachgewiesen wird. Die Hinterkanten sowie andere Bereiche mit porösen Oberflächen können als Nebeneffekt nun auch durchströmt werden, was die aerodynamischen Eigenschaften verändert.

Um numerische Strömungslöser auch unter Einsatz von porösen Materialien zur Auslegung des Flügels verwenden zu können, ist es unbedingt nötig, den Löser so zu erweitern, dass auch Strömungen innerhalb der porösen Bereiche berechnet werden. Dieser Beitrag zeigt ein Konzept auf, poröse Strömungen in einen kompressiblen Strömungslöser zu integrieren. Dabei soll auch Turbulenz berücksichtigt werden.

2 Grundlegendes Vorgehen und bisherige Arbeiten

Bei Porengrößen, welche beispielsweise zur Lärmreduktion eingesetzt werden, ist es unter Normalbedingungen unmöglich, die Strömung durch die Porenstruktur aufgelöst zu berechnen. Die Problemstellung vereinfacht sich durch Volumenmittelung in dem porösen Material – das poröse Material wird in ein homogenes Gebiet mit zusätzlichem Strömungswiderstand überführt. Der zusätzliche Strömungswiderstand wird durch das Gesetz nach Darcy beschrieben. Für höhere Geschwindigkeiten trägt ein quadratischer Anteil, Forchheimer Term genannt, der Nichtlinearität des Strömungswiderstands Rechnung. Theoretisch wird dieses Prinzip unter anderem von *Whitaker* [2] dargelegt. *Getachew*, *Minkowycz* und *Lage* [3] verallgemeinern das Volumenmittelungsprinzip, indem sie das κ - ε -Turbulenzmodell um poröse Einflüsse erweitern. In dieser Arbeit werden statt dem κ - ε -Modells die Reynoldsspannungsgleichungen im porösen Material hergeleitet.

Der Übergang vom porösen Material auf die freie Strömung soll diskontinuierlich erfolgen. Verschiedene Größen müssen an dieser Übergangsfläche springen. Üblich ist ein Sprung der Schubspannung ([4]). Für kompressible Strömungen ist dieser eine Sprung jedoch nicht ausreichend. Hier wird deshalb davon ausgegangen, dass Größen wie z.B. Druck und Geschwindigkeit ebenfalls springen können. Dafür wird eine isentrope Zustandsänderung über die Grenze zwischen porösem Material und freier Strömung angenommen.

3 Theoretische Herleitung der Gleichungen

Die Herleitung des Gleichungssystem basiert auf einer Volumenmittelung mit anschließender Zeitmittelung. Die Mittelwerte werden mit der Dichte gewichtet und sind wie folgt definiert:

$$\langle \varphi \rangle_{\mathcal{F}} = \frac{1}{\langle \rho \rangle V_f} \int_{V_f} \rho \varphi dV \quad \bar{\varphi} = \frac{1}{\bar{\rho} T} \int_T \rho \varphi dt \quad (1)$$

Hierin ist V_f das Volumen, das das Fluid in den Poren einnimmt, T eine ausreichend große Zeitperiode, ρ die Dichte und φ eine beliebige zu mittelnde Variable. Nach Anwendung der Mittelungen auf die

Navier-Stokes-Gleichungen nehmen diese die Form

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_k}{\partial x_k} = 0 \quad (2a)$$

$$\frac{\partial \rho v_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i v_k}{\partial x_k} + \frac{\partial RS_{ik}}{\partial x_k} + SF + \frac{\partial p}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k} + \mathcal{D} + \mathcal{F} = 0 \quad (2b)$$

$$\frac{\partial \rho e}{\partial t} + \frac{\partial \frac{1}{2} \rho v_j v_j}{\partial t} + \frac{\partial \rho h v_k}{\partial x_k} + \frac{\partial \frac{1}{2} \rho v_j v_j v_k}{\partial x_k} - \frac{\partial v_j \tau_{jk}}{\partial x_k} + e_{\text{rest},T} + e_{\text{rest},V} = 0 \quad (2c)$$

an. In diesen Gleichungen sind alle Größen volumen- und zeitgemittelt, was der Einfachheit halber nicht extra gekennzeichnet ist. Außerdem gilt die Einstein'sche Summenkonvention. v_i sind die Geschwindigkeiten, RS_{ik} die Reynoldsspannungen, SF steht für Subfilterspannungen und enthält die räumlichen Schwankungsbewegungen, p ist der Druck, τ_{ik} der Schubspannungstensor, $\mathcal{D}$ der Darcyterm, $\mathcal{F}$ der Forchheimer Term, e die innere Energie, h die Enthalpie, $e_{\text{rest},T}$ fasst die zeitlichen Schwankungsgrößen der Energiegleichung zusammen und $e_{\text{rest},V}$ enthält alle räumlichen Schwankungen. Insbesondere der Darcyterm $\mathcal{D}$ und der Forchheimer Term $\mathcal{F}$ spiegeln den Einfluss der Porosität wieder.

Für die Reynoldsspannungen RS können zusätzlich die Reynoldsspannungsgleichungen aufgeschrieben werden, welche den Einfluss von Darcyterm und Forchheimer Term beinhalten:

$$\frac{\partial \rho RS_{ij}}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_k RS_{ij}}{\partial x_k} = P_{ij} + \Phi_{ij} + D_{ij} + \varepsilon_{ij} + \mathcal{D}_{RS,ij} + \mathcal{F}_{RS,ij} + \chi_{ij} \quad (3)$$

Hierin sind die üblichen Bezeichnungen verwendet: P_{ij} ist der Produktionsterm, Φ_{ij} die Umverteilung, D_{ij} beschreibt die Diffusion und ε_{ij} die Dissipationsrate der Reynoldsspannung RS_{ij} . Dazu kommen im porösen Material die Einflüsse durch den Darcyterm $\mathcal{D}_{RS,ij}$ und den Forchheimer Term $\mathcal{F}_{RS,ij}$. Der letzte Term von Gleichung (3) fasst Schwankungen in Folge der Kompressibilität zusammen.

Die Übergangsbedingungen zwischen freier und poröser Strömung basieren auf einer isentropen Zustandsänderung. Die Geschwindigkeit tangential zur Oberfläche bleibt dabei konstant. Die Normalgeschwindigkeit muss sich im inkompressiblen Fall um den Faktor $\frac{1}{\phi}$ erhöhen, wenn ϕ die Porosität ist. Der Druck nimmt im porösen Material dagegen ab.

4 Implementierung von Porosität im Strömungslöser TAU

TAU ist ein kompressibler, unstrukturierter Strömungslöser, welcher am DLR entwickelt wird und wurde um die Fähigkeit erweitert, poröse Gebiete berechnen zu können. Die Erweiterungen basieren dabei auf den im vorigen Abschnitt erwähnten Annahmen. Erste Testfälle, wie teilweise poröse Kanäle oder die Umströmung einer porösen Kugel zeigen die Funktionsfähigkeit der Implementierung. Simulationen von turbulenten Strömungen basieren auf dem im TAU-Code implementierten Reynoldsspannungsmodell ([5]). Der vollständige Beitrag zum Symposium wird die Validierung des Verfahrens Schritt für Schritt darstellen.

Literatur

- [1] M. Herr. „Design Criteria for Low-Noise Trailing-Edges“. In: DLR, German Aerospace Center, 38108 Braunschweig, 2007.
- [2] Stephen Whitaker. „The Forchheimer Equation: A Theoretical Development“. In: *Transport in Porous Media* 25 (1996), S. 27–91.
- [3] D. Getachew, W. J. Minkowycz und J. L. Lage. „A modified form of the κ - ε model for turbulent flows of an incompressible fluid in porous media“. In: *International Journal of Heat and Mass Transfer* 43 (2000), S. 2909–2915.
- [4] Renato A. Silva und Marcelo J. S. de Lemos. „Turbulent flow in a channel occupied by a porous layer considering the stress jump at the interface“. In: *International Journal of Heat and Mass Transfer* 46 (2003), S. 5113–5121.
- [5] Axel Probst und Rolf Radespiel. „Implementation and Extension of a Near-Wall Reynolds-Stress Model for Application to Aerodynamic Flows on Unstructured Meshes“. In: *AIAA* (2008).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Validierung einer Zeitbereichsbasierten TAU-Flugdynamik-Kopplung
anhand von Manöver- und Lastabwurfszenarien

Lars Reimer^x, Ralf Heinrich^x, Rosemarie Meuer⁺

^x Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung C²A²S²E, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
Lars.Reimer@DLR.de, Ralf.Heinrich@DLR.de

⁺ Rheinmetall Waffe Munition GmbH, Heinrich-Ehrhardt-Str. 2, 29345 Unterlüss
Rosemarie.Meuer@Rheinmetall.com

Im Sinne einer zunehmend angestrebten virtuellen Zertifizierung von Fluggeräten, d.h. einer Zertifizierung, die in steigendem Maße auf Simulationsdaten basiert, müssen CFD-Verfahren künftig nicht nur genaue Lastvorhersagen für Reiseflug- und Hochauftriebskonfigurationen bereitstellen, sondern dies künftig im gesamten Operationsbereich des Fluggeräts tun, d.h. auch in den Außenbereichen der Flugenvelope, wie etwa bei Manövern oder unter Einwirkung von Böen.

Vor diesem Hintergrund und zur Simulation derartiger Szenarien wurde ein Modul zur Lösung der nichtlinearen flugdynamischen Bewegungsgleichungen starrer Fluggeräte im Zeitbereich entwickelt und an das vom DLR entwickelte CFD-Verfahren TAU [1] gekoppelt [2]. Das Flugdynamikmodul berechnet in jedem Zeitschritt die Schwerpunktsposition und Starrkörperorientierung des Fluggeräts infolge der Einwirkung von Aerodynamikkraften, Schwerkraften und Schubkräften sowie den entsprechenden Momenten. TAU berechnet demgegenüber die über den Zeitschritt auf das Fluggerät einwirkende aerodynamische Belastung infolge der vom Flugdynamiklöser errechneten Bewegung. Um die Zeitschrittweite an die Zeitskalen des physikalischen Problems anpassen zu können und weder beim CFD- noch beim Flugdynamiklöser in der Wahl der verwendbaren Zeitschrittweite aus numerischen Stabilitätsgründen beschränkt zu sein, verwenden beide Verfahren implizite Zeitintegrations-schemata. Derzeit ist eine enge Kopplung zwischen CFD- und Flugdynamiklöser implementiert, d.h. in jedem Zeitschritt erfolgt bis zum Erreichen eines Gleichgewichtszustandes im Hinblick auf die Kopplungsrandbedingungen ein mehrmaliger Austausch der Kopplungsgrößen zwischen CFD- und Flugdynamiklöser.

Eine Überprüfung des implementierten Flugdynamikmoduls ohne Kopplung zum Strömungslöser erfolgte zunächst anhand einfacher analytischer Testfälle [2], wie z.B. der Simulation der Wurfparabel ohne und mit Einwirkung des Luftwiderstands, sowie der Kreiselpräzisionsbewegung. In einem zweiten Schritt wurde die Implementierung des gekoppelten Verfahrens im Rahmen von Manöversimulationen einer rumpfflosen Flügel-Leitwerkskonfiguration überprüft [2]; danach erfolgte dies für ein generisches Kampfflugzeug (s. Abb. 1). Mangels experimenteller Vergleichsdaten für diese Fälle konnten die Ergebnisse nur Plausibilitätsprüfungen unterzogen werden. Dasselbe trifft auf Simulationsergebnisse zum Einfluss von Longitudinal- und Lateralböen (modelliert über Störgeschwindigkeitsansatz [2]) auf die Flugbahn des generischen Kampfflugzeugs zu.

Im Zusammenhang mit den Manöversimulationen wurden zudem Möglichkeiten zur Realisierung von zeitabhängigen Steuerflächenausschlägen untersucht (s. Abb. 2). Dabei wurden bisher Modellierungsvarianten unter Verwendung der Netzdeformation alleine, d.h. ohne Berücksichtigung von Ruderspalten, mit zwei Varianten verglichen, die Spaltmodellierungen beinhalten. Letztere basieren auf der Verwendung der Chimera-Technik alleine und einer Kombination aus Chimera-Technik und Netzdeformation.

Eine auf experimentellen Vergleichsdaten beruhende Validierung des gekoppelten CFD-Flugdynamik-Verfahrens erfolgte gegen eine Reihe von Lastabwurf- und Abschussexperimenten (s. Abb. 3). Die vorhergesagten Trajektorien, die sich aus der Nachrechnung der Experimente mit dem gekoppelten CFD-Flugdynamik-Verfahren für die jeweiligen Fluggeräte ergaben, wurden mit den vermessenen Trajektorien verglichen.

Auf der STAB-Tagung werden die Bestandteile des entwickelten CFD-Flugdynamik-Verfahrens erläutert und die Validierung des Verfahrens anhand der genannten Testfälle, insbesondere denen mit verfügbaren experimentellen Vergleichsdaten, präsentiert. Darüberhinaus werden die Einflüsse verschiedener Faktoren auf die Ergebnisse gekoppelter CFD-Flugdynamik-Simulationen demonstriert, u.a. die Einflüsse aus der Art der Steuerflächenmodellierung, der Einfluss des verwendeten Kopplungsschemas – verschiedene lose Kopplungen gegen enge Kopplung – oder der Einfluss eines quasi-stationären Ansatzes – stationäre CFD-Simulation gekoppelt zu instationärer Flugdynamik – gegenüber dem voll instationären Ansatz.

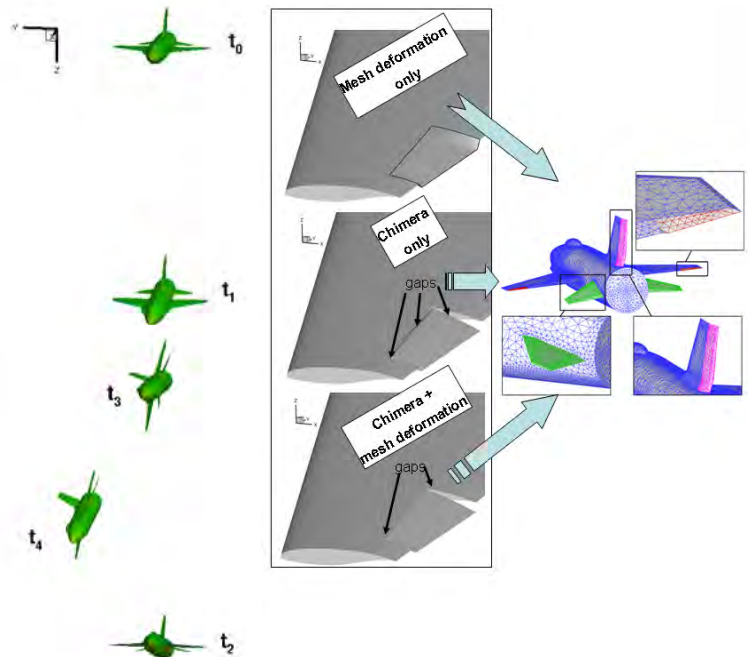
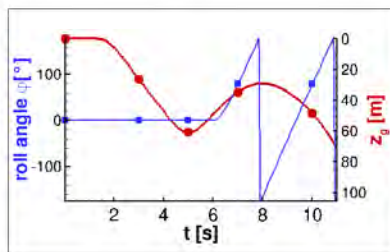
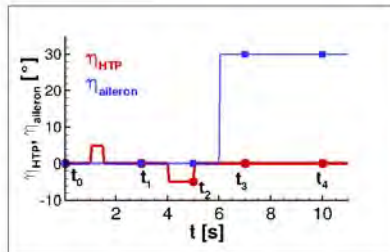


Abb. 1: Manöversimulation eines generischen Kampfflugzeugs

Abb. 2: Untersuchte Modellierungsvarianten für bewegliche Steuerflächen

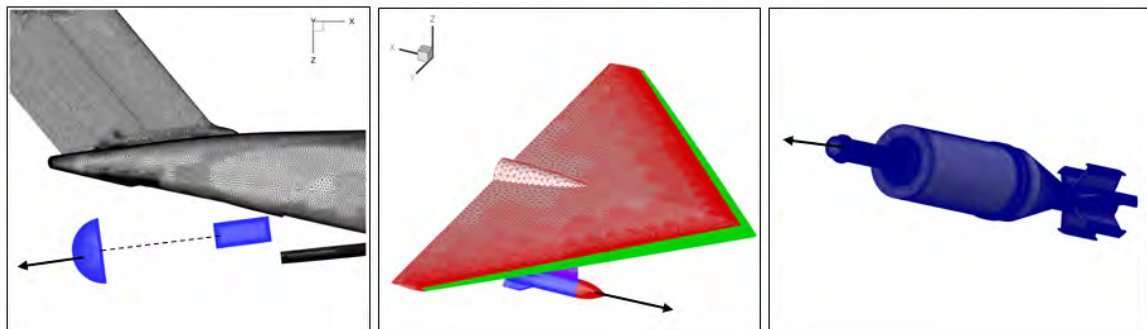


Abb. 3: Simulierte Lastabgangs- und Abschussszenarien. (Links: Szenario entsprechend [3,4])

Literatur:

- [1] Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R.: *The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry*. European Conference on Computational Fluid Dynamics (ECCOMAS CFD) 2006, Delft, The Netherlands, 2006
- [2] Heinrich, R., Michler, A.: *Unsteady Simulation of the Encounter of a Transport Aircraft with a Generic Gust by CFD Flight Mechanics Coupling*. International Conference of the European Aerospace Societies (CEAS) 2009, Manchester, United Kingdom, 2009
- [3] Schade, N.: *Simulation of Trajectories of Cuboid Cargos Released from a Generic Transport Aircraft*. 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, USA, 2011
- [4] Geisbauer, S., et al.: *Experimental and Numerical Investigation of the Flow Topology During Airdrop Operations*. 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Dublin, Irland, 2011

SKEW SYMMETRIC, CONSERVATIVE FINITE DIFFERENCE SCHEMES FOR PRACTICAL SIMULATIONSJulius Reiss¹, Jens Brouwer¹, Jörn Sesterhenn¹

Institution, Adresse, e-mail

¹ISTA, TU-Berlin, Germany

E-mail: reiss@tnt.tu-berlin.de

Key words: Conservative Finite Difference Schemes, Skew Symmetry, Compressible Flows, CFD

Skew symmetric finite difference schemes for compressible and incompressible flows are subject of academic research since they were proposed in the early eighties (Feiereisen, et al., 1981; Tadmor, 1984). They allow to strictly avoid numerical damping. They however find little application in simulations of engineering practice. This might be partly due to the different, uncommon concepts compared to finite volume (FV) schemes, due to the sometimes complex implementation, but also due to the lack of easy to use concepts for handling central issues like transformed grids, time integration, boundary conditions and block-block interfaces. We deal with these issues and present our approach for the problems mentioned above.

This work builds on results presented on the STAB meeting 2010 in Berlin since when progress especially in boundary conditions, multi-block and time integration was made, allowing to aim for academic DNS and LES calculations. It might become interesting for high quality engineering computations in the near future.

The skew symmetric discretization builds on rewriting the Navier-Stokes or Euler equations in the skew symmetric form, in one dimension given by

$$\partial_t \rho + \partial_x(\rho u) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{1}{2} (\partial_t \rho \cdot + \rho \partial_t \cdot) u + \frac{1}{2} (\partial_x u \rho \cdot + u \rho \partial_x \cdot) u + \partial_x p = 0 \quad (2)$$

$$\frac{1}{\gamma - 1} \partial_t p + \frac{\gamma}{\gamma - 1} \partial_x (up) - u \partial_x p = 0. \quad (3)$$

Here ρ , p , γ are density, pressure, the adiabatic index and u_i ($i=1,2,3$) are the velocity components. The dots in the momentum equation (2) mark, that the derivatives act also on the u right of the parenthesis. The unusual time operator in the momentum equation is a consequence of the skew symmetric rewriting of the equation.

When using skew symmetric derivative matrices it can be shown that the nonlinear transport conserves the kinetic energy in the discrete case, as in the analytical theory. This is in contrast to the majority of numerical schemes with the exception of spectral methods. Further the equations also conserve mass, total momentum and total energy, even though equations (2) and (3) are clearly not in divergence form, i.e. are not equivalent to FV. We present an easy approach to keep these two central properties on structured, but *arbitrarily distorted* grids in two and three dimensions.

The time has to be discretized carefully to keep the exact conservation. One way to do it is due to Morinishi (Morinishi, 1987) by rewriting it in (2) as

$$\frac{1}{2} (\partial_t \rho \cdot + \rho \partial_t \cdot) u = \sqrt{\rho} \partial_t (\rho u). \quad (4) \text{This can}$$

be discretized in time by an adopted, implicit mid-point rule, which gives a time integration scheme similar to one obtained by (Subbareddy, 2009), being fully conservative for finite time steps. Other, especially higher order time integration schemes developed by us will be presented.

Boundary conditions can be introduced in different ways in finite difference (FD) schemes. It has two, often connected aspects. One is *which* values are to be set at the boundary, which is for the Euler case often done by characteristics, the second is *how* to set the values, e.g. use interpolation schemes, half sided derivative stencils or ghost points. Sometimes, but not always, these different approaches can be shown to be equivalent. We use one sided stencils for the numerical boundary conditions and set the remaining values direct or by analyzing the characteristics. We discuss stability issues and suggest a scheme.

Closely connected to boundary conditions is the block-block interface, which will be covered in an outlook including first test cases.

Acknowledgment: This research was supported by the DFG under SE 824/11.

References

Feiereisen, W. J. (1981), W. C. Reynolds, and J. H. Ferziger: *Numerical simulation of a compressible homogeneous, turbulent shear flow*, nasa-cr-164953; su-tf-13.

Morinishi, Y. (2007): *Forms of convection and quadratic conservative finite difference schemes for low mach number compressible flow simulations*. Trans. Jap. Soc. Mech. Engin. B, pages 451–458.

Subbareddy, P. K. (2009), G. V. Candler: *A fully discrete, kinetic energy consistent finite-volume scheme for compressible flows*, J.C.P. 228(5) , 1347 -1364.

Tadmor, E. (1984): *Skew-selfadjoint form for systems of conservation laws*. J. Math. Ana. Appl., 103:428.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Highly-resolved numerical simulations of high Rayleigh and Reynolds number indoor ventilation in a generic room

Olga Shishkina, Claus Wagner

German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, e-mail: Olga.Shishkina@dlr.de

Mixed convection, which takes place in usual indoor ventilation processes (for reviews and references see [1], [2]), is characterized by complex transport mechanisms resulting from the interaction of natural and forced convection. Responsible for the former type of convection is the buoyancy force resulting from temperature induced density differences, while forced convection is driven by an imposed pressure gradient. In the past turbulent mixed convection of air in simplified geometries has been investigated mainly in experiments. Thus, Schmeling et al. [3] considered a rectangular convection cell, Fitzgerald and Woods [4] also considered a parallelepiped container heated from below by uniform heat sources and Gladstone and Woods [5] a naturally ventilated room with a heated floor and two openings to a cold exterior. Most of the numerical investigations of mixed convection have been conducted either for laminar flows as reported, for example, by Ehrhard [6], or if a turbulent flow was considered, by solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equation with different types of turbulence models. A comparative study by Costa et al. [7] and Blay et al. [8] who tested some available turbulence models revealed large discrepancies between the RANS predictions of mixed convection, for which they made the turbulence models responsible. In particular, Blay et al. [8] found that some of the RANS simulations predicted large-scale circulations rotating in the opposite directions, although the same physical parameters were specified. Therefore, accurate Direct Numerical Simulations (DNS) or well-resolved Large Eddy Simulations (LES) databases for a generic ventilated room are needed, which can be used as references in the development of reliable turbulence models for accurate predictions of mixed convection in complicated domains with external and internal walls.

In the present work, we conducted DNS and LES of mixed convection in a box with four parallelepiped ducts for the inlet and outlet flows, which are connected to the box as shown in Fig. 1 (left). Inside the box, there are four heated parallelepiped obstacles orientated in a parallel manner to each other. The considered Rayleigh numbers $Ra = \alpha g H^3 \Delta T / (\nu \kappa)$ and Reynolds numbers $Re = H u_{inlet} / \nu$ reach values up to $Ra = 2.0 \times 10^{10}$ and $Re = 1.5 \times 10^5$, respectively. Here α denotes the thermal expansion coefficient, ν the kinematic viscosity, κ the thermal diffusivity, g the gravitational acceleration and ΔT the temperature difference between the isothermal heated obstacles and colder inlet flows. Further, H denotes the height of the container and u_{inlet} the maximum center velocity of the inlet flow.

We use the finite-volume method to solve numerically the system of the governing equations in the Boussinesq approximation, namely the momentum, energy and continuity equations relating the velocity, temperature and pressure. To conduct DNS and LES of turbulent thermal convection in domains without any periodical directions, e.g. with rigid outer and internal walls, the numerical code *flowsi* [9], [10] was advanced by developing and implementing a Poisson solver which is based on the separation of variables method together with the capacitance matrix technique, described in detail in [11] and [12], respectively. The computational mesh used in our simulations satisfies the requirements derived in [13].

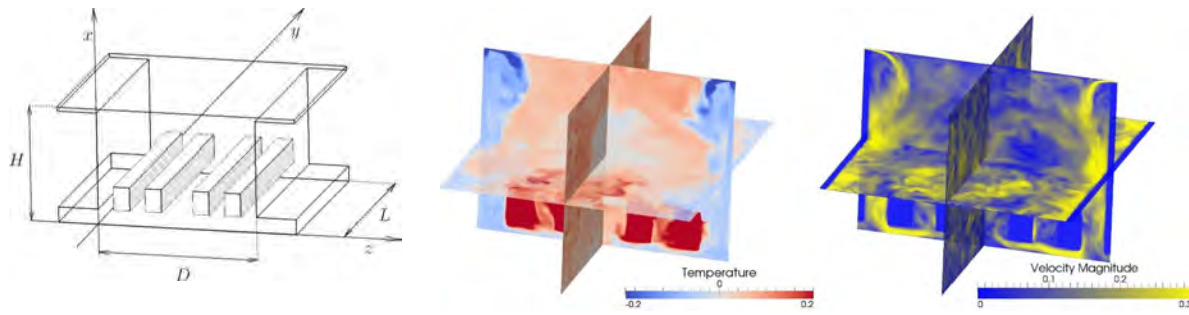


Figure 1: Sketch of the computational domain, $L = 5$ m, $H = 3$ m, $D = 4$ m (left) and distributions of the temperature (center) and velocity magnitude (right) for $Ra = 2.0 \times 10^{10}$ and $Re = 1.5 \times 10^5$ in three central cross-sections.

In [14] results of DNS of forced and mixed convection were presented for $Pr = 0.714$ and $Gr = 4.22 \times 10^8$ and $Re = 2.37 \times 10^4$ and 1.18×10^4 for a domain similar to that in Fig. 1 (left), but shorter with $L = 80$ cm. These DNS showed that different large-scale circulations of air develop inside the room in purely forced and mixed convection, although the geometry and Re are the same. In particular, the flow descends in the room's center for forced convection and rises there in mixed convection. Thus, for Ra and Re considered in [14] the flows are buoyancy dominated. Nu is found to be proportional to $Re^{1/2}$. LES of mixed convection for the standard room with $L = 5$ m for higher Ra revealed that the global flow structure shows a stronger dependence on the direction along the heated obstacles. Thus, the flow becomes "more three-dimensional" with increasing either Ra or the length of the domain (see Fig. 1). For large Rayleigh numbers or longer domains two regions of clustered upwards-moving warm plumes are developed in the bulk part of the domain. (In contrast to this, in a short room with $L = 80$ cm only one such region was observed [14].) Further, each of these two regions is connected to other two subregions of clustered thermal plumes emitted from the heated obstacles. Thus, close to the upper walls of the heated elements four warm regions of the clustered plumes are observed. Similar to the short room, the distribution of the heat flux on the surfaces of the obstacles is found to be strongly irregular.

The authors acknowledge the Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG) for supporting the project WA/1510-11.

References

- [1] P. Linden, *Annu. Rev. Fluid Mech.* **31**, 201 (1999)
- [2] O. Shishkina, C. Wagner, *J. Fluid Mech.* **686**, 568 (2011)
- [3] D. Schmeling, A. Westhoff, M. Kühn, J. Bosbach, C. Wagner, *Int. J. Heat Fluid Flow* **32**, 889 (2011)
- [4] S. Fitzgerald, A. Woods, *J. Fluid Mech.* **591**, 21 (2007)
- [5] C. Gladstone, A. Woods, *J. Fluid Mech.* **441**, 293 (2001)
- [6] P. Ehrhard, *J. Fluid Mech.* **439**, 165 (2001)
- [7] J. Costa, L. Oliveira, D. Blay, *Int. J. Heat & Mass Transfer* **42**, 4391 (1999)
- [8] D. Blay, S. Mergui, C. Niculae, *Fundamentals of Mixed Convection* **213**, 65 (1992)
- [9] L. Schmitt, K. Richter, R. Friedrich, in *Direct and Large Eddy Simulation of Turbulence*, ed. by R.F. U. Schumann (Vieweg, 1986), pp. 161–176
- [10] O. Shishkina, C. Wagner, *C. R. Mecanique* **333**, 17 (2005)
- [11] M. Kaczorowski, A. Shishkin, O. Shishkina, C. Wagner, in *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI*, ed. by E.H. et al. (Springer Verlag, 2008), pp. 381–388
- [12] O. Shishkina, A. Shishkin, C. Wagner, *J. Comput. & Appl. Maths* **226**, 336 (2009)
- [13] O. Shishkina, R.J.A.M. Stevens, S. Grossmann, D. Lohse, *New J. Phys.* **12**, 075022 (2010)
- [14] O. Shishkina, C. Wagner, *J. Turbulence* **13**(22), 1 (2012)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Kopplung von Strömungslösern unterschiedlicher
räumlicher Diskretisierungsgenauigkeit

Frank Spiering, Philip Kelleners
DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
frank.spiering@dlr.de

Ausgangssituation: Numerische Simulationen von Blatt-Wirbel-Interaktionen an Hubschraubern oder der Einfluss des Nachlaufs eines Tragflügels auf ein Höhenleitwerk eines Flugzeugs erfordern den Erhalt der relevanten Strömungsphänomene über eine große Distanz innerhalb der Rechengebiete. In Finite-Volumen-Verfahren mit einer räumlichen Diskretisierung der Genauigkeit zweiter Ordnung ist dies aber aufgrund der notwendigen Dissipation zur Stabilisierung der Verfahren nur durch sehr feine Rechnernetze möglich, was wiederum zu einem sehr großen Rechenaufwand führt.

Ziel: Zur Verringerung der benötigten Netzfeinheit wird am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR ein Strömungslöser entwickelt, welcher durch Verwendung von kompakten Finite-Differenzen-Verfahren [1] eine höhere Genauigkeitsordnung in der räumlichen Diskretisierung bietet. Dieses Verfahren bietet eine deutlich verbesserte Erhaltung von Wirbelstrukturen innerhalb des Strömungsfeldes und basiert auf Kartesischen Netzen. Zur Simulation einer Körperumströmung ist daher eine Kopplung zu einem anderen Simulationsverfahren nötig, welches die Strömung des Nahfeldes auf einem körperangepassten Netz simuliert. Aufgrund dieser Anforderungen ist vorgesehen, den unstrukturierten Strömungslöser TAU [2] mit dem Kartesischen Löser zu koppeln, um Nachläufe oder abschwimmende Wirbel eines umströmten Tragflügels oder andere Körper sowie den Transport der Wirbelstruktur über eine lange räumliche Distanz simulieren zu können.

Lösungsweg: Die Kopplung der beiden Simulationsverfahren wird durch das Chimera-Verfahren realisiert. Hierbei werden die Strömungsdaten in einem Überlappungsbereich der Netze der jeweiligen Strömungslöser durch Interpolation ausgetauscht (siehe Abbildung 1). Dieses Verfahren bietet die Möglichkeit, beide Netze unabhängig voneinander zu generieren und besitzt keinerlei Einschränkungen hinsichtlich Netztopologie und Diskretisierungsverfahren der Löser. Zum Erreichen einer konvergierten Strömungslösung ist dabei eine enge Kopplung beider numerischer Verfahren erforderlich, welche sowohl stationäre als auch zeitgenaue Simulationen ermöglichen muss. Aufgrund der unterschiedlichen Ordnung der räumlichen Diskretisierung ist das Interpolationsverfahren von besonderer Bedeutung. Innerhalb des im TAU-Code implementierten Chimera-Verfahren ist eine lineare Interpolation basierend auf den Netzzellen ausreichend, um das Gesamtverfahren des Strömungslöser nicht zu beeinträchtigen. Bei einem Verfahren höherer Ordnung sollte das Interpolationsverfahren diesem Verfahren angepasst sein, um die Lösungsqualität über die Kopplungsränder hinweg sicherzustellen. Hierzu soll zukünftig ein Verfahren basierend auf Lagrange-Polynomen [3] sowie gegebenenfalls ein Spline-artiges Interpolationsverfahren verwendet werden.

Ergebnis: Das Chimera-Verfahren erlaubt die Kopplung zweier Strömungslöser mit unterschiedlichen räumlichen Diskretisierungsverfahren. Die enge Kopplung auf Basis des iterativen Zeitschrittverfahrens ermöglicht die Simulation stationärer Strömungen sowie zeitgenaue Simulationen mit expliziten als auch impliziten Zeitschrittverfahren (siehe Abbildung 2).

Die lineare Interpolation erlaubt eine hinreichend genaue Datenübertragung vom unstrukturierten Netz auf den Kopplungsrand des Kartesischen Netzes. Für den Transfer der Strömungsdaten aus dem Kartesischen Netz auf den Kopplungsrand des unstrukturierten Netzes können Interpolationsfehler aber die Lösungsqualität beeinträchtigen, insbesondere bei deutlich unterschiedlicher Feinheit der verwendeten Netze.

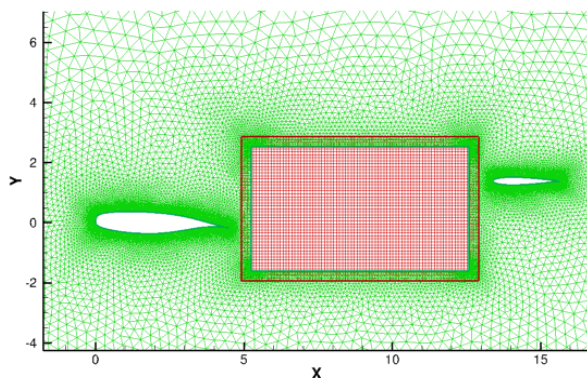


Abbildung 1: Beispielhafte Tragflügel-Höhenleitwerk-Konfiguration. Körperangepasstes unstrukturiertes Netz (grün) mit eingebetteten Kartesischen Netzblock (rot) zum Erhalt der Nachlaufströmung.

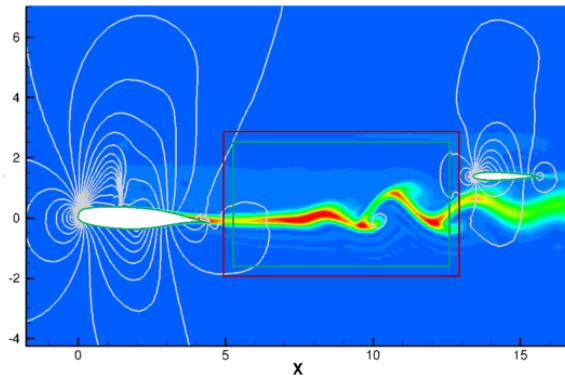


Abbildung 2: Schnappschuss der Nachlaufströmung während der zeitgenauen gekoppelten Simulation bei $Ma = 0.73$, $Re = 26 \cdot 10^6$ und $\alpha = 3.5^\circ$. Farbdarstellung gemäß einer Entropie-artigen Größe und Isolinien des Drucks.

Literatur:

- [1] Lele, S., Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution, Journal of Computational Physics, Volume 103, Pages 16-42 (1992)
- [2] Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R.: The dlr tau-code: Recent applications in research and industry. Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CFD 2006 CONFERENCE (2006)
- [3] High-order compact finite-difference methods on general overset grids, Journal of Computational Physics, Volume 210 Issue 2, 10 December 2005, Pages 459-496

Weiteres Vorgehen: Bis zum des STAB-Symposiums 2012 sind folgende Aktivitäten geplant: Das oben beschriebene Kopplungsverfahren wird um ein Interpolationsverfahren von höherer Ordnung erweitert, um der räumlichen Diskretisierung des Kartesischen Löser bei Interpolation auf dem Kartesischen Netz gerecht zu werden. Der Einfluss des Interpolationsverfahrens auf die Lösungsqualität soll anhand eines ausgewählten Testfalls untersucht werden. Ferner soll der Einfluss der Netzfeinheit im Überlappungsbereich untersucht werden, um Hinweise zur Netzgenerierung für das gekoppelten Simulationsverfahren ableiten zu können.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Verwendung von Detached Eddy Simulationsmodelle mit dem Discontinuous Galerkin Verfahren

Michael Wurst, Manuel Kessler und Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Uni Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
wurst@iag.uni-stuttgart.de

Das Discontinuous Galerkin (DG) Verfahren zur Diskretisierung der Navier-Stokes Gleichungen kombiniert Ideen aus dem Finite Volumen (FV) Bereich mit Ideen aus dem Finite Element (FE) Bereich. Als Ansatzfunktionen in der Zelle werden hierfür Polynomfunktionen verwendet, deren Grad sich beliebig erhöhen lässt, wodurch auch die Ordnung des Verfahrens steigt. Da die Funktionen nicht stetig an den Zellübergängen sind, wird über die Zellfläche ein Riemannlöser zur eindeutigen Definition einer Flussfunktion zwischen zwei Zellen verwendet. Um technisch relevante Problemstellungen lösen zu können, müssen zusätzlich noch Turbulenzgleichungen gelöst werden. Als Turbulenzmodell wurde das Spalart-Allmaras Modell (SA) verwendet, welches sich auch als Detached Eddy Simulationsmodell (DES) verwenden lässt. Das DES Verfahren verwendet hierbei geometrische Abmessungen des Gitters um einen Übergang zwischen RANS Modus und LES Modus zu definieren. Da beim DG Verfahren in der Regel größere Zellen verwendet werden als beim FV Verfahren, wurde eine Anpassung der Übergangsfunktion vorgenommen, um keine zu große Dämpfung im LES Gebiet zu erhalten. Dazu wurde die Simulation einer zurückspringenden Stufe durchgeführt und mit numerischen und experimentellen Daten verglichen.

Beim SA-Turbulenzmodell handelt es sich um ein Eingleichungsmodell für die Arbeitsvariable $\tilde{\nu}$, die mit Hilfe einer Kalibrierfunktion mit der turbulenten Viskosität μ_t verknüpft ist. Ein entscheidendes Maß beim SA-Turbulenzmodell ist der Abstand einer Zelle d zur nächsten Wand. Um das Turbulenzmodell als DES Modell zu verwenden wird dieser ersetzt durch:

$$d_{DES} = \min(d, C_{DES} \Delta).$$

Hierbei handelt es sich bei Δ um die Gitterweite (längste Zellkante) und bei C_{DES} um eine Kalibrierkonstante, die dafür sorgt, dass in Wandnähe der Wandabstand d vorherrscht (das Modell sich also im RANS Modus befindet) und weiter weg von der Wand $C_{DES} \Delta$ dominant ist, d.h. sich das DES Modell als LES Modell verhält. Ein Nachteil dieses Verfahrens ist, dass dieses Modell sehr gitterabhängig ist. Vor allem, wenn der Wechsel von RANS Modell nach LES zu früh in der Grenzschicht stattfindet, kann das Modell nicht mehr die für eine LES notwendigen Skalen auflösen. Im DES Modell zeigt sich dies durch eine zu geringe turbulente Viskosität und folglich zu geringe Reynoldsschubspannungen, was zu einer sog. gitterinduzierten Ablösung führen kann.

Eine mögliche Verbesserung des ganzen ist daher das Delayed DES (DDES) Modell [2], welches auch Informationen über das Strömungsfeld in die Berechnung des turbulenten Längenmaßstabes einfließen lässt:

$$d_{DDES} = d - f_d \max(0, d - C_{DES} \Delta)$$

mit

$$f_d = 1 - \tanh\left([8r_d]^3\right)$$

und

$$r_d = \frac{\nu + \nu_t}{\sqrt{U_{ij} U_{ij}} \kappa^2 d^2}.$$

Beide DES Modelle wurden für die Verwendung mit Finite Volumen Verfahren 2. Ordnung entwickelt. Da das DG Verfahren normalerweise mit einem Diskretisierungsordnung > 2 verwendet wird, sollte diese bessere Auflösung in der Zelle auch bei der Berechnung des turbulenten Längenmaßstabes berücksichtigt werden. Hierfür bietet sich die Modifikation der Zellgitterweite Δ mit dem Polynomgrad p an:

$$\Delta_{neu} = \frac{\Delta}{p}.$$

Die Division durch den Polynomgrad p sorgt dafür, dass ab einem Polynomgrad $p=2$ (entspricht Verfahren 3. Ordnung) Δ verkleinert wird. Bei einem Verfahren 2. Ordnung mit Polynomgrad $p=1$ ändert sich nichts, man erhält das ursprüngliche DES Verfahren.

Als Testfall und Vergleichsfall des DES und DDES Modells für diese Methode diente eine Simulation einer zurückspringenden Stufe bei $Re=28000$ mit dem DES und dem DDES Modell. Sie beruht auf dem Experiment von Eaton und Vogel [1], numerische Vergleichsdaten liegen von Spalart et al. [2] vor. Am Einlass wurde dabei ein Geschwindigkeitsprofil basierend auf einer Power Law Verteilung vorgegeben, um die gleiche Grenzschichtdicke wie im Experiment zu erreichen. Das Netz bestand nur aus 141000 Zellen, was für eine DES Simulation mit einem Finite Volumen Verfahren 2. Ordnung sicherlich zu gering ist. Da die Rechnung mit Elementen 4. Ordnung (20 Freiheitsgrade pro Zelle) durchgeführt wurde, entsprach sie einer Rechnung mit 3.82 Mio. Freiheitsgraden.

In Abbildung 1 und 2 ist der Verlauf des Reibungsbeiwerts hinter der Stufe im Vergleich zum Experiment und zu den Simulationen von Spalart et al. dargestellt. Für die zeitliche Mittelung wurde das Gebiet hinter der Stufenhöhe sieben mal durchströmt und anschließend in spannenweitenrichtung gemittelt. Es zeigt sich in beiden Rechnungen (DES und DDES) eine gute Übereinstimmung zu den Referenzen. Vor allem in der DDES Simulation wird die Wiederanlegelänge (entspricht Nulldurchgang C_f Wert) mit 6,8 Stufenhöhen (Experiment 6,7 Stufenhöhen) sehr gut wiedergegeben.

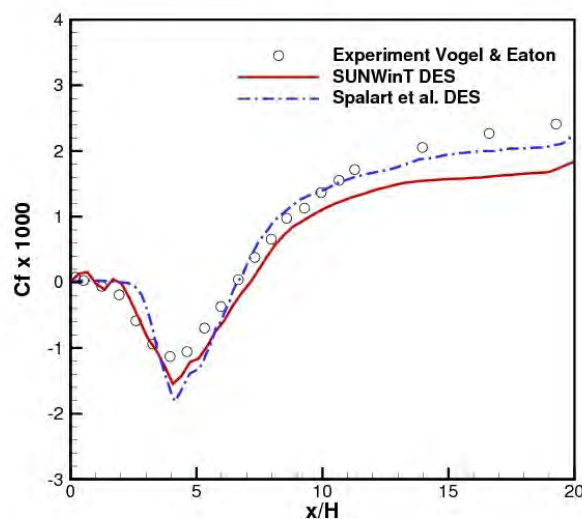


Abbildung 1: Reibungsbeiwert C_f hinter der Stufe für DES Rechnung

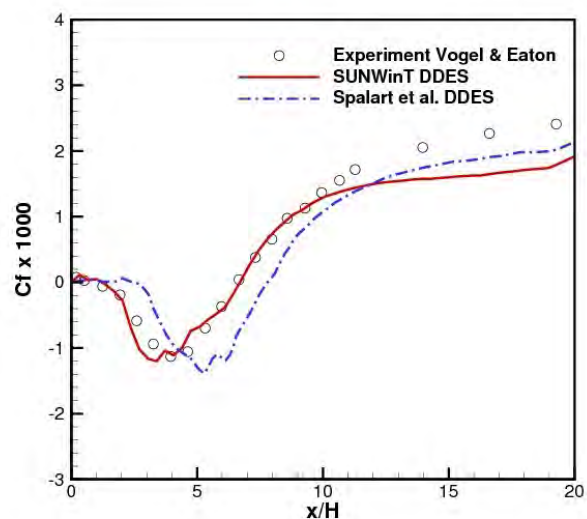


Abbildung 2: Reibungsbeiwert C_f hinter der Stufe für DDES Rechnung

[1] Vogel, J.C. und Eaton, J.K.: Combined Heat Transfer and Fluid Dynamic Measurements Downstreams of a Backward Facing Step, Journal of Heat Transfer **107**, 922-929, 1985.

[2] Spalart, P.R., Deck, S., Shur, M.L., Squires, K.D., Strelets, M.Kh. und Travin, A.: A new version of detached eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities, Theor. Comput. Fluid Dyn. **20**, 181-195, 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:	Experimentelle Simulation und Versuchstechniken
Thema:	Propellerdeformationsmessungen im Freiflug mittels IPCT
Ansprechpartner:	Fritz Boden, fritz.boden@dlr.de Boleslaw Stasicki, boleslaw.stasicki@dlr.de
Institution:	Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e.V. Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Experimentelle Verfahren Bunsenstraße 10 37073 Göttingen
Weitere Partner:	Piaggio Aero Industries (Italien), Avia Propeller (CZ), Evektor (CZ)

Da die Effizienz eines Flugzeugpropellers maßgeblich von der Form der Propellerblätter beeinflusst wird, sind die im Flug auftretenden Lasten und die daraus resultierenden Deformationen von großem Interesse. Aktuell werden zur Messung der Blattdeformation lokal einzelne Dehnungsmessstreifen aufgeklebt und aufwendig verkabelt. Begrenzende Faktoren hierbei sind zum einen der aerodynamische und mechanische Einfluss der Messstellen auf den Propeller, zum anderen die begrenzte Möglichkeit der Datenübertragung aus dem drehenden System.

Neben der Blattdeformation ist die Kenntnis des momentanen, tatsächlichen Anstellwinkels über die gesamte Länge jedes Blattes im Flug wünschenswert. Dieser Parameter lässt sich mit herkömmlichen Mitteln kaum messen.

Um die oben genannten Beschränkungen zu umgehen, wird am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR Göttingen ein optisches 3D-Messsystem zur Erfassung der auftretenden Propellerblattdeformationen im Flugversuch entwickelt. Es basiert auf die sogenannte Image Pattern Correlation Technique (IPCT) und wurde bei ersten Flugversuchen im Rahmen des EU-Projektes AIM - Advanced Inflight Measurement Techniques erprobt und wird derzeit im Folgeprojekt AIM² um die Möglichkeit der Erfassung des kompletten Propellerkreises erweitert.

Für die Messtechnik IPCT wird die zu untersuchende Struktur mit einem stochastischen Punktemuster (Siehe Abbildung 1) versehen und mittels zweier Kameras in stereoskopischer Anord-



Abbildung 1: Muster auf dem P.180 Propellerblatt

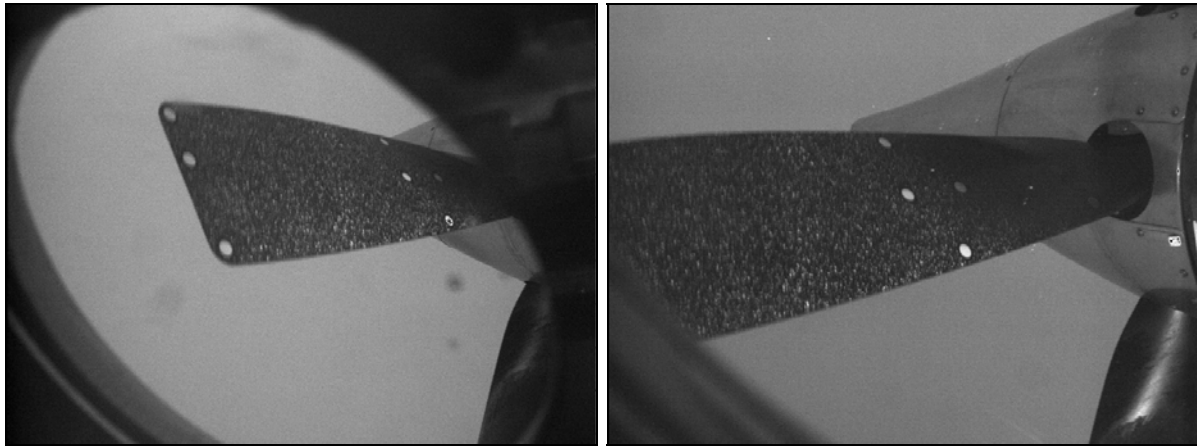


Abbildung 2: Beispielhaftes Stereobildpaar des Propellerblattes im Flug
(links – Sicht Kamera 1, rechts – Sicht Kamera 2)

nung aufgezeichnet. Die Stereobildpaare (siehe Abbildung 2) werden anschließend mit dem Ergebnis kontinuierlicher 3D Flächen ausgewertet. Aus diesen Flächen lassen sich die Lage und die Form der Propellerblätter, sowie lokale Deformationen extrahieren. Eine Beispielfläche für das P.180 Propellerblatt ist in Abbildung 3 dargestellt.

Der vorliegende Beitrag umfasst einen kurzen Überblick über die bisher geleisteten Entwicklungsarbeiten, die dabei identifizierten Herausforderungen und die entsprechenden Lösungsansätze, welche aktuell verfolgt werden.

Ausgangspunkt des Überblicks ist eine Beschreibung der Messtechnik anhand der AIM Machbarkeitsstudie, bei welcher ein Prototyp des IPCT Messsystems im Gepäckraum einer Piaggio P.180 installiert war und von dort aus einen Ausschnitt des Propellerkreises beobachtete. Im Folgenden werden kurz die Flugversuchsaktivitäten und die aufgetretenen Herausforderungen präsentiert und beispielhafte Messergebnisse diskutiert. Abschließend erfolgt eine Beschreibung des sich in Entwicklung befindenden 360° Propellerdeformationsmesssystems.

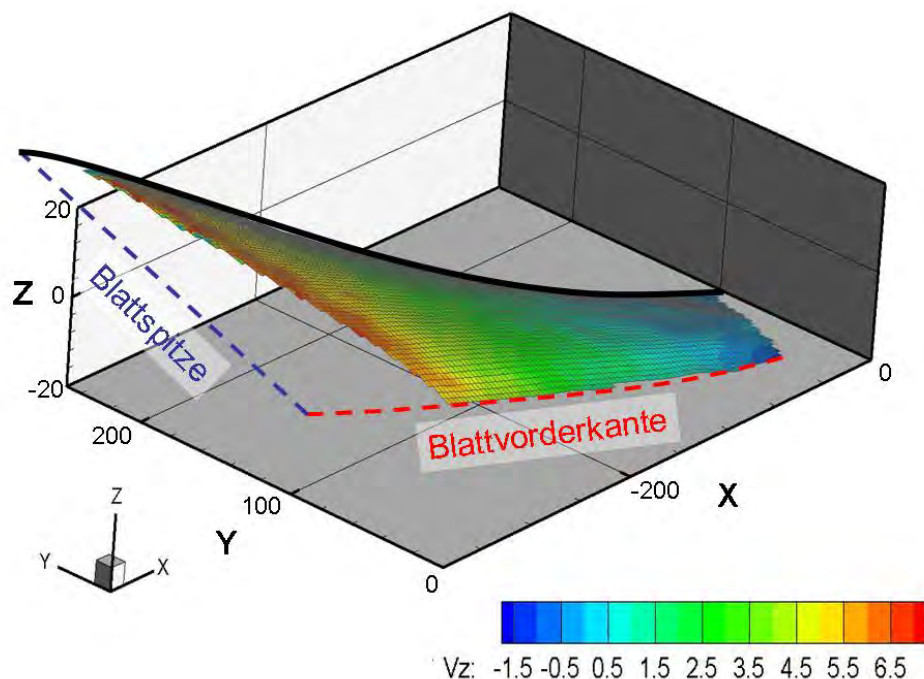


Abbildung 3: Beispiel einer aus einem Stereobildpaar berechneten 3D - Fläche

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Effect of High Frequency, Forced Airfoil Oscillations on the Shock Motion at Transonic Buffet Flows

Antje Feldhusen, Axel Hartmann, Michael Klaas, Wolfgang Schröder
Aerodynamisches Institut & Lehrstuhl für Strömungslehre, RWTH Aachen,
Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen, a.feldhusen@aia.rwth-aachen.de

Ausgangssituation: The flow over a supercritical airfoil under transonic conditions is characterized by the presence of a local supersonic region on the upper surface which is terminated by a shock. Complex interactions between the shock wave and the boundary layer occur that may lead to a separation of the flow downstream of the shock wave. At certain flow conditions, the so-called buffet phenomenon, i.e., a self-sustained shock wave oscillation, appears. The resulting pressure fluctuations cause unsteady loads that act on the wing structure and the aeroelastic response of the structure, known as buffeting, may lead to critical loads on the structure. The buffet phenomenon is yet not fully understood. Therefore it is important to further investigate the reasons for its occurrence.

Ziel: In recent experiments the flow over the supercritical laminar-type DRA 2303 profile has been investigated with regard to the buffet effect by means of pressure measurements and TR-PIV by Hartmann et al. [1]. The varying sound pressure level of the trailing-edge noise has been identified to be responsible for the shock movement at buffet flows. The objective of this investigation is to further analyze the flow structure appearing above the DRA 2303 airfoil model in the region of the trailing edge with the help of pressure measurements and TR-SPIV. The goal is to determine the dimensions of the vortical structures and their propagation speed and to identify the origin of the upstream propagating waves that influence the position of the shock.

Lösungsweg: The experiments are performed in the transonic wind tunnel of the Institute of Aerodynamics of the RWTH Aachen University. The Reynolds numbers per meter are ranging from $1.2 \cdot 10^7 < \text{Re}/\text{m} < 1.4 \cdot 10^7$. The wind tunnel is an intermittently working vacuum storage tunnel incorporating a 0.4 m x 0.4 m test-section with adaptive upper and lower walls in order to simulate unconfined flow conditions. During the experiments the humidity of the air inside the tunnel is kept below 4% and the total temperature was about 293 K. The chord length of the DRA 2303 airfoil model is $c = 200$ mm and the relative thickness to chord ratio is 14 %. A 117 μm zigzag shaped transition strip is fixed at 5 % of the chord length to force the laminar-turbulent transition of the boundary layer. The rigid model is mounted to an elastic support which simulates a realistic aeroelastic damping as it occurs in swept wings due to the coupling of bending and torsion modes. The airfoil model is equipped with 43 steady pressure tabs on the upper surface and 42 on the lower surface to acquire the mean pressure distribution along the chord length. Twenty additional Kulite XCQ-080 and two Entran EP-I sub-miniature pressure transducers are used to perform dynamic pressure measurements. The sensors are installed in a range from $x/c = 0.4$ -1.0 on the upper surface and at $x/c = 0.3, 0.5$ and 0.7 on the lower surface. TR-SPIV is performed in the trailing edge region. DEHS droplets with a mean diameter of 0.6 μm are used as seeding. The seeding generator is positioned inside the settling chamber in order to achieve a homogeneous seeding distribution. The light for the illumination of the particles is provided by a Quantronix Darwin Duo 40M double-pulsed Nd:YLF laser with a wavelength of 527 nm. The laser pulse separation time is 9 μs and the energy per laser pulse is approx. 15 mJ. The illuminated particle images are recorded

by two Photon Fastcam SA–3 CMOS cameras which are mounted outside the tunnel on each side next to the window of the test section. All PIV measurements are performed using a framerate of 4800 Hz and a resolution of 768 x 512 pixels, leading to a sampling rate of 2400 Hz. The evaluation of the recorded images is done with PIVview 3C, using a multi-grid interrogation method with a final sample size of 24 x 24 pixels. A Mach number of $M = 0.73$ and an angle of attack of $\alpha = 3.5^\circ$ are chosen since recent experiments conducted by Hartmann et al. [1] evidence the occurrence of pronounced buffet at these conditions. Three different excitation frequencies have been chosen to generate model oscillation. The excitation frequencies are 120 Hz, corresponding to a reduced frequency $\omega^* = 2\pi fc/u$ of $\omega^* = 0.63$, based on the velocity of the incoming flow u , 130 Hz ($\omega^* = 0.7$), and 140 Hz ($\omega^* = 0.715$). Furthermore, a reference case, in which the model is held in a fixed position without externally forced oscillations, has been investigated.

Ergebnis: The vortical structures at the trailing edge and their dimensions become clearly visible by correlating the velocity field. Figure 1 shows counter-rotating vortices for the reference case that have a distance of $l_v = 0.11$. The experiment has shown that these vortical structures propagate downstream with a velocity of 19 m/s. Hence, a frequency of 1000 Hz should be emitted by the impingement of these structures with the trailing edge. In Figure 2 the correlation of the absolute velocity along a streamline located just above the separation region is given for the case of 120 Hz excitation frequency. The result evidences upstream propagating waves in the region upstream of the trailing edge. The velocity of these waves is about 80 m/s. Downstream of the trailing edge, these upstream propagating waves are no longer detectable. The correlation shows fast downstream propagating waves. Furthermore, a phase shift of π appears in the trailing edge region indicated by the reverse sign of the correlation.

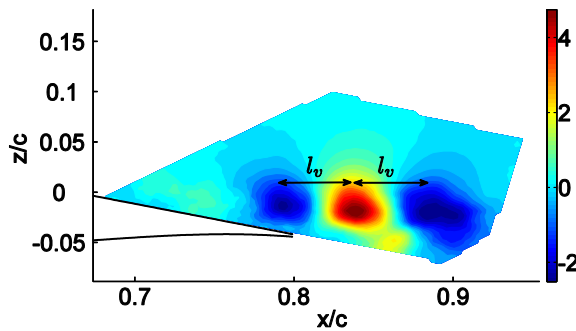


Fig 1: Phase-averaged correlation of the v-velocity field for the reference case. The shock is in its most upstream position.

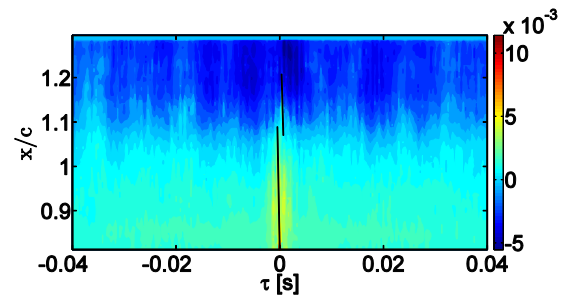


Fig 2: Correlation of the absolute velocity for an excitation frequency of 120 Hz.

Literatur:

- [1] Hartmann, A., Klaas, M. & Schröder, W.: Time-resolved stereo PIV measurements of shock-boundary layer interaction on a supercritical airfoil. Experiments in Fluids, doi: 10.1007/s00348-011-1074-6, 2011

Weiteres Vorgehen: To gain further insight into the buffet phenomenon, it is desirable to conduct experiments, in which the trailing-edge noise is actively increased or decreased.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Messung der räumlichen Totaldruckverteilung hinter eingebauten Axialventilatoren mit einem Kielsondenarray

Till Heinemann¹, Claus Bakeberg², Hermann Lienhart³, Stefan Becker⁴

¹ LS für Prozessmaschinen und Anlagentechnik, 91058 Erlangen, Deutschland, Email: hei@ipat.uni-erlangen.de

² LS für Prozessmaschinen und Anlagentechnik, 91058 Erlangen, Deutschland, Email: ba@ipat.uni-erlangen.de

³ LS für Strömungsmechanik, 91058 Erlangen, Deutschland, Email: hermann.lienhart@lstm.uni-erlangen.de

⁴ LS für Prozessmaschinen und Anlagentechnik, 91058 Erlangen, Deutschland, Email: sb@ipat.uni-erlangen.de

Einleitung und Motivation

In der Vermessung von Ventilatoren in ihrem technischen Anwendungsfall oder nicht standardisierten Teststrecken können Probleme mit der praktischen Erfassung des erzeugten Ventilatordrucks auftreten. Die DIN ISO 5801 beinhaltet die Erfassung des Ventilatordrucks entweder durch Messung in einer Beruhigungskammer oder in einem Rohr. Im Rohr gibt es die Möglichkeiten, mit Wanddrucksonden zu arbeiten oder Pitotrohr-Messungen bspw. mit einer Traversierung durchzuführen. Zusätzlich zum technischen Aufwand einer Traversierungsmessung ist es für beide Ansätze notwendig, zuvor eine drallfreie Strömung zu realisieren. Dazu sind bei axialen Ventilatoren Strömungsgleichrichter vorgesehen, die jedoch in der jeweiligen technischen Anwendung nicht existieren oder in speziellen Versuchsständen keinen Platz finden. Ausgehend von der Schwierigkeit, eine repräsentative Messgröße für den Ventilatordruck in der konkreten Einbausituation zu bekommen, entstand der Messaufbau, den totalen Druck in der Rohrströmung mit genügend drallunabhängigen Sonden zu messen. Dabei wird der Querschnitt ausreichend fein aufgelöst und die Traversierung einer Einzelsonde vermieden. Bisherige Untersuchungen von Chue [1] ergaben, dass die meisten Sondenformen zur Staudruckmessung nur einen kleinen Gierwinkel tolerieren, innerhalb dessen sie den Totaldruck in der Strömung richtig erfassen. Bei größeren Anströmwinkeln fällt die Aussagekraft des Messergebnisses mit der Druckabweichung zur 0°-Messung, genannt ΔP_0 , rapide ab. Chue [1] gibt für eine einfache Kielsonden-Bauform $\pm 35^\circ$ als den kritischen Winkel an, bei dem der Fehler $\Delta P_0 = 1\%$ beträgt, Wuest [2] verweist auf Bauformen mit bis zu $\pm 63,2^\circ$ Winkelunabhängigkeit. Um für viele Axialventilatoren einsetzbar zu sein, sollte der kritische Winkel möglichst groß sein.

Konstruktive Ausführung und Versuchsaufbau

Am Lehrstuhl für Prozessmaschinen und Anlagentechnik (IPAT) an der Friedrich-Alexander Universität Erlangen-Nürnberg (FAU) wurde ausgehend von diesen Überlegungen ein quadratisches Array mit 9×9 Kielsonden erstellt. Es ist ausgelegt für den Einsatz in $300 \times 300 \text{ mm}^2$ Kanälen, der Abstand der einzelnen Sonden zu-

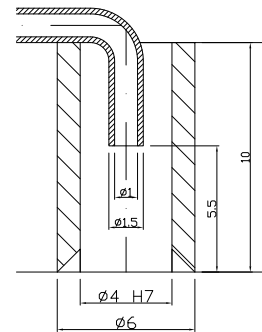


Abbildung 1: Schnittbild einer einzelnen Kielsonde im Array

einander beträgt 30 mm. In Abbildung 1 ist ein Schnitt durch eine Kielsonde im Array mit ihren Abmessungen zu sehen. Abbildung 2 zeigt das Array im Windkanalprüfstand bei der Winkelunabhängigkeitsprüfung. Die Druckmessleitungen sind durch Rohre hinter den Gitterverstreubungen realisiert, die außerhalb des Rahmens an Schläuche angeschlossen sind, die zu den Drucksensoren führen.

Winkelunabhängigkeitsprüfung

Die Versuche zur Abschätzung der Winkelabhängigkeit in den Anströmbedingungen am Kielsondenarray wurden im Windkanal der FAU durchgeführt. In Abbildung 2 ist der Versuchsaufbau zu sehen, bei dem das Messarray isoliert bei 15 m/s in die Windkanalanströmung eingebracht wurde. Über die drehbare Plattform wurden verschiedene Anströmwinkel realisiert. Die Erfassung der statischen Drücke an den Sonden erfolgte mit zwei Scanivalve PD-CR23D Drucksensoren in Modell D Revolver Druckscannern.

Abbildung 3 zeigt die Entwicklung der Abweichung des Messergebnisses von der 0° Konfiguration $\bar{p}(\varphi)/\bar{p}(0) = 1 + \Delta P_0/\bar{p}(0)$ des gemittelten gemessenen Staudrucks $\bar{p}$ über mehrere Messpositionen. In blau ist hierbei der Mittelwert des Staudrucks aller 81 Kielsonden aufgetragen. Es ergibt sich für diese Größe ein kritischer Winkel von etwa $\pm 25^\circ$. Allerdings ist dieses Ergebnis im Hinblick auf die Anwendung als zu pessimistisch zu bewerten, da



Abbildung 2: Versuchsaufbau zur Bestimmung der Winkelunabhängigkeit

sich bei der Drehung des Arrays in der Strömung der Windkanals ab einem gewissen Winkel Ablösungen an der vorn stehenden Kante bilden, so dass erst einzeln und mit wachsendem Winkel mehr Sonden erheblich von 0° Ergebnis abweichen. Dieser Effekt wird in Abbildung 4 deutlich. Dort ist ein Konturdiagramm von $\Delta p(20^\circ)$ dargestellt, wobei $\Delta p(\varphi) = (p(\varphi) - \bar{p}(\varphi)) / \bar{p}(\varphi)$ die relative Abweichung an der jeweiligen Kielsonde vom Gittermittel $\bar{p}(\varphi)$ darstellt. Hier befindet sich der rechte Rand des Konturdiagramms am weitesten stromaufwärts und man sieht, wie die gemessenen Totaldruckwerte lokal abfallen. Dies beeinflusst auch das Ergebnis für $\bar{p}$ über alle 81 Sonden.

Da eine Anströmung mit Ablösungen an der Außenkante erstens an den einzelnen Sonden nicht mehr dem untersuchten Winkel φ entspricht und in der Anwendung in einer Rohrleitung nicht auftreten kann, ist der Staudruck-Mittelwert einer exemplarischen Untergruppen von 9 Sondenpositionen im horizontal zentriertem, unteren Bereich des Messgitters in grün ebenfalls in Ab-

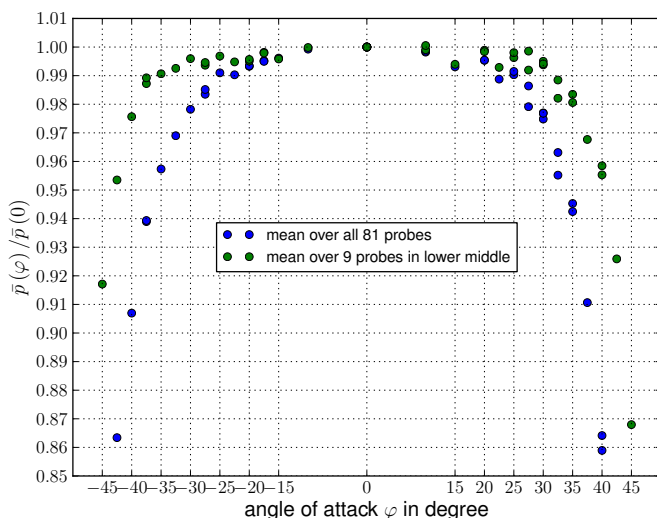


Abbildung 3: Relative Abweichungen $\bar{p}(\varphi)/\bar{p}(0)$ des gemittelten gemessenen Staudrucks $\bar{p}(\varphi)$ über mehrere Messpositionen

drucks dieser Sondenuntergruppe ergeben, dass sich der

kritische Winkel der einzelnen Kielsonden im Bereich von etwa $\pm 35^\circ$ befindet.

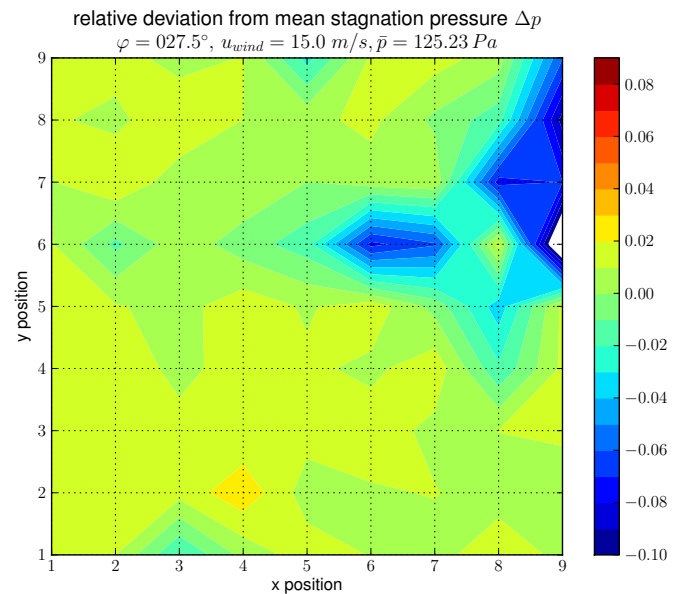


Abbildung 4: Relative Abweichung $\Delta p(20^\circ)$ der einzelnen Sondenpositionen im Vergleich zum Mittelwert $\bar{p}(20^\circ)$

Anwendungsbeispiel

Abbildung 5 zeigt ein Anwendungsbeispiel des Kielsondenarrays in einem modifizierten Lüfterprüfstand mit kurzer Rohrleitung zwischen Lüfter und Krümmer. Das Messarray ist in die Rohrleitung eingebaut (erkennbar an den Anschlüssen der Druckmessschläuche). Aufgrund von asymmetrischen Anströmbedingungen sind viele Totaldruckmesspositionen erforderlich und es kann nicht von einem symmetrischen Strömungsfeld im Rohr hinter dem Lüfter ausgegangen werden.



Abbildung 5: Anwendungsbeispiel im Lüfterprüfstand

Literatur

- [1] Chue, S. H.: Pressure probes for fluid measurement. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 16, No. 2, 1975, S. 147-223
- [2] Wuest, W.: Strömungsmesstechnik. Verlag Vieweg & Sohn, Braunschweig, 1969

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung / experimentelle Versuchstechniken

Ansprechpartner: Christian J. Kähler, Sven Scharnowski, Christian Cierpka

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** + 49 89 6004-2145

85577 Neubiberg

Fax: + 49 89 6004-3896

E-Mail: christian.kaehler@unibw.de

Thema: On the resolution limit and uncertainty of DPIV and PTV near walls

Ausgangssituation: Digital particle image velocimetry (DPIV) has become one of the most widespread techniques for the investigation of turbulent boundary layer flows in the last decades because it allows for the instantaneous measurement of the flow field without disturbing the flow or fluid properties. The technique is in most cases applied to efficiently measure average quantities such as mean velocity or Reynolds stress distributions because these are the most relevant variables for the validation of numerical flow simulations and the verification or disproof of theories or models in fluid mechanics.

Ziel: The objective is to enhance the resolution in order to directly estimate the wall shear stress by the velocity profile in the viscous sub-layer and to estimate accurately the Reynolds stresses.

Lösungsweg: New concepts for the evaluation of PIV recordings were developed and analyzed with the aim of enhancing the spatial resolution from a millimeter to a few micrometers [1-3]. Based on synthetic images and measurements in the large scale wind-tunnel of the Universität der Bundeswehr München the resolution limit and the uncertainty of these methods were analyzed.

Ergebnis: The single-pixel ensemble-correlation enables very precise high resolution measurement further away from the wall as can be seen in Fig. 1. However, close to the wall the velocity is overestimated due to inhomogeneous seeding concentration.

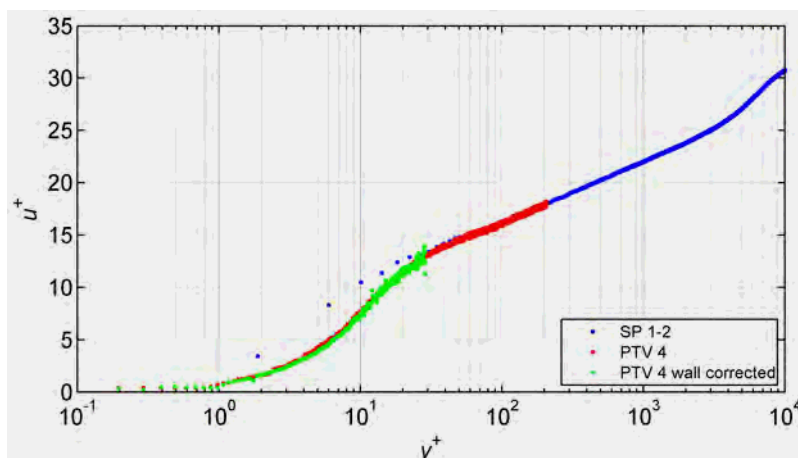


Fig. 1 – Boundary layer profile measured with single-pixel ensemble correlation and particle tracking velocimetry for $Re = 0.40 \cdot 10^6$.

Due to the increasing particle image size for larger magnifications this technique does not provide enough spatial resolution for the near-wall region [1]. By using PTV algorithms, the resolution is not limited by the particle image diameter, as in the case of the single-pixel ensemble-correlation approach. For $Re = 0.40 \cdot 10^6$ a resolution of $4.3 \mu m$ which corresponds to about 0.1 wall units was achieved as can be seen in Fig. 2. Thus 50 data points were present in the viscous sub-layer and the wall shear stress was determined directly by a fit function. Nevertheless, it turned out from the analysis presented here that significant bias errors appear due to the finite light sheet thickness. However, using the information of the mirror image of each particle reflected at the wall, this error can be completely compensated for and the estimation of the wall-shear stress with very high accuracy becomes possible, even at high Reynolds numbers.

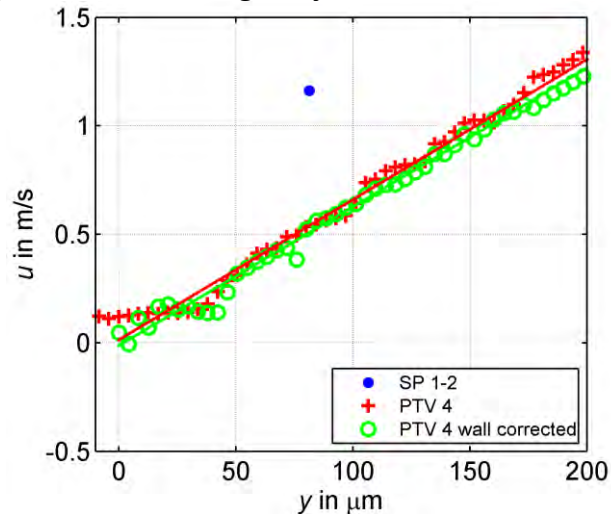


Fig. 2 - Near-wall region of the boundary layer profile for PTV and PTV with wall correction. The resolution is 0.1 wall-units.

Literatur:

1. Kähler CJ, Scharnowski S, Cierpka C (2012) On the resolution limit of digital particle image velocimetry. *Exp Fluids* 52:1629-1639, doi 10.1007/s00348-012-1280-x
2. Kähler CJ, Scharnowski S, Cierpka C (2012a) On the uncertainty of digital PIV and PTV near walls. *Exp Fluids* 52:1641-1656, doi 10.1007/s00348-012-1307-3
3. Scharnowski S, Hain R, Kähler CJ (2012) Reynolds stress estimation up to single-pixel resolution using PIV-measurements. *Exp Fluids* 52:985-1002, doi 10.1007/s00348-011-1184-1

Weiteres Vorgehen: The next step is to further enhance the reliability of the wall correction methods. In the future, these evaluation concepts will be used to study wall bounded flows with significantly enhanced precision. Additional experiments to investigate turbulent boundary layers are already scheduled.

Datum: 29.06.2012

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Pressure Measurement on Rotating Propeller Blades
by means of Pressure-Sensitive Paint Lifetime method

Christian Klein¹, Ulrich Henne¹, Werner Sachs¹, Stephan Hock¹
Vladimir Ondrus², Uwe Beifuss² & Sven Schaber³

¹Institut für Aerodynamik u. Strömungstechnik, DLR, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
Christian.Klein@dlr.de, Ulrich.Henne@dlr.de, Werner.Sachs@dlr.de,
Stephanhock@gmx.de

²Institut für Chemie, Universität Hohenheim, Garbenstrasse 30, 70599 Stuttgart
Vladimir.Ondrus@uni-hohenheim.de, Uwe.Beifuss@uni-hohenheim.de

³Airbus Operations, D-28199 Bremen
Sven.Schaber@airbus.com

Surface pressure distributions can be determined by means of Pressure-Sensitive Paint (PSP). A specific measurement technique using PSP is the lifetime method. It is based on the dependence of the lifetime of luminescence on the concentration of oxygen, which is proportional to the pressure. The PSP lifetime method had been used in various wind tunnel tests. The pressure distribution on a rotating propeller blade is interesting for the development of such systems. PSP is a contact-free and image-based measurement technique. Low- and high- pressure areas become visible. The PSP lifetime method is able to detect the expected pressure differences despite the short exposure time. This paper describes a feasibility study on a high-speed rotating propeller using the PSP lifetime method. Finally, experiments in the low-speed wind tunnel BLSWT of AIRBUS Bremen at propeller rotation speeds up to 14400 rpm were conducted.

The working principle of PSP is based on oxygen quenching mechanism of molecules which are embedded in the paint. These so-called luminophores are excited by incident light of a certain wavelength, which transmits the molecules to an excited state. The excited molecules drop back subsequently. The higher the concentration of oxygen in the surrounding air, the lower is the intensity of emission of the dye. Furthermore, the lifetime of the luminescence decreases with an increase of oxygen concentration, and so pressure.

Several PSP formulations, containing sensor dye and binder, have been evaluated in calibration tests. The ideal PSP for the propeller measurements has to fulfill the following characteristics at ambient conditions : high luminescent intensity, high pressure sensitivity, low temperature sensitivity, magnitude of lifetime approximately 10 μ s. It was found that PtTFPP PSP was suitable for the propeller testing. This PSP has a sufficient high pressure sensitivity (- 0.8 %/kPa) and a moderate temperature sensitivity (- 0.81 %/K). The fluorescence lifetime is in the expected range (7.9 μ s at 295.75 K and 100 kPa).

A picture of the PSP apparatus is shown in Fig. 1. The excitation light for PSP was created by two high-power LED ULD 119 from Rapp Opto Electronic, with emission between 395 and 405 nm. The luminescent emission of PSP was acquired by the 14-bit CCD camera PCO 4000. A 650 $\pm$ 40 nm optical band-pass filter was mounted in front of the camera lens to remove excitation and emission light.

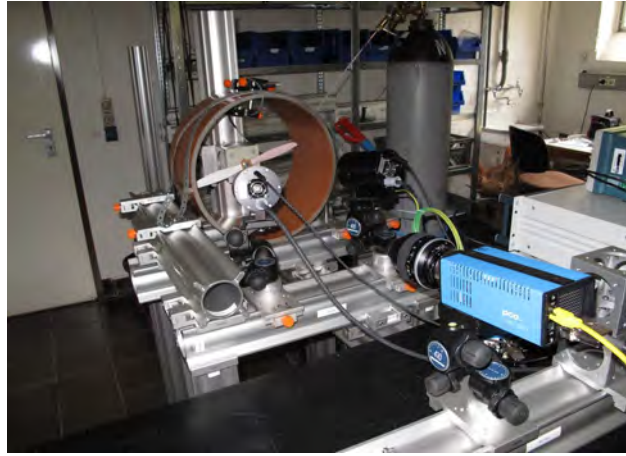


Fig 1: A picture of the PSP testing

To increase the Signal-to-Noise Ratio (SNR) of the obtained images, the camera operated in 'modulation mode'. In this operational mode, the camera shutters were opened only at the same positions of the rotating propeller and the small measured intensities of a single exposure were accumulated on the CCD chip. The exposure timing can be controlled by an external trigger. The excitation LED were controlled by an external trigger, too.

To measure the lifetime of the PSP luminescence, images at two different times have to be acquired. This was realized by two different delay times for the excitation light trigger, while the delay of the external camera signal kept constant. The delay time of the camera signal depends on the rotational speed of the propeller, the delay times of the LED signals were 7 and 15 μs shorter, respectively. The illumination time was 10 μs . A single exposure time of the camera was 5 μs , 750 single exposures were accumulated for one image. The same sequence was used to acquire two reference images. Furthermore, dark images for the run and reference case, but without excitation light, were obtained. Defining a sharp propeller image as a displacement of less or equal 1 mm, sharp images can be obtained at the maximum rotational speed of this measurement. A median filter was applied to the reference and run images, again to increase the SNR. The run images of Gate 1 and 2 were divided to obtain an image to picture the change of luminescent intensity in time. The same was done with the reference images from Gate 1 and 2. The gate images from run and reference were divided again to obtain the result image. The last division removed effects on the lifetime due to paint inhomogeneity.

Based on the results of the pretest, a wind-tunnel experiment was conducted in the low-speed wind tunnel LSWT of AIRBUS in Bremen. The LSWT is an open Eiffel-type low-speed wind tunnel with a $2.0 \times 2.0 \text{ m}^2$ test section. The free-stream velocity was varied during the test campaign from 20 m/s to 70 m/s. The investigated propeller has eight blades of 309.0 mm diameter and is driven by a pneumatic motor. The rotation speed of the propeller was varied from 3000 to about 14400 rpm (50 - 240 Hz). To eliminate the temperature influence to the PSP result a combination of PSP and TSP measurements were realized for the final wind tunnel experiment. With this optimized PSP/TSP combination the pressure field could be measured for the advancing and retreating propeller blade. By integration of the pressure field also thrust values were successfully calculated from PSP and could be compared to internal balance data.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:	Experimentelle Simulation und Versuchstechniken	
Thema:	Optische Flügeldeformationsmessungen mit der Image Pattern Correlation Technique (IPCT) im Freiflug	
Ansprechpartner:	Ralf Meyer,	ralf.meyer@dlr.de
	Fritz Boden,	fritz.boden@dlr.de
	Tania Kirmse,	tania.kirmse@dlr.de
Institution:	Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e.V. Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Experimentelle Verfahren Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	
Weitere Partner:	FBZ - Forschungs- und Beratungszentrum für Maschinen- und Energiesysteme e.V., An-Institut an der Hochschule Merseburg	

Kurzfassung:

Dieser Beitrag behandelt ein optisches Deformationsmessverfahren für Flugzeugstrukturen im Freiflug und ist deshalb in den Fachbereich der Entwicklung von spezieller Messtechnik für Flugversuche und somit in den Fachkreis Experimentelle Simulation und Versuchstechniken einzuordnen.

Neben der Simulation und Berechnung ist die experimentelle Untersuchung das zweite wichtige Standbein in der Luftfahrzeugentwicklung. Eine berührungslose Methode zum dreidimensionalen Vermessen von zum Beispiel Flugzeugtragflächen ist das optische Messverfahren der Image Pattern Correlation Technique (kurz: IPCT) [1] [2]. Dabei wird die zu untersuchende Struktur mit einem stochastischen Punktemuster versehen und mittels eines Stereokamerasystems aufgezeichnet. Aus den erhaltenen Stereobildpaaren mit können Oberflächenstrukturen detailliert, virtuell rekonstruiert werden. Über die Analyse von Zeitreihen lassen sich dann Verformungen dieser Oberflächen bestimmen. Der Installationsaufwand dieser Messtechnik ist verhältnismäßig gering und weist eine hohe Genauigkeit auf, welche bei den bisherigen Flugversuchsanwendungen [1] [3] [4] bestätigt wurde.

Aufbauend auf diesen vorherigen Projekten konnte IPCT für ein neues Anwendungsszenario weiterentwickelt werden: Flügeldeformationsmessungen an Kleinflugzeugen im Flugversuch. Dazu diente als Versuchsplattform das Ultraleichtflugzeug UW-9 „Sprint“. In Zusammenarbeit mit dem FBZ Merseburg wurde die Unterseite des rechten textil bespannten Doppelholmflügels mit IPCT untersucht.

Das Bild 1 zeigt beispielhaft eine mit IPCT gemessene 3D-Fläche der Flügelunterseite des UW-9 „Sprint“ während einer Bodenreferenzaufnahme. Der Messbereich erstreckte sich über ca. 1100 Millimeter in Sehnenrichtung und ca. 1900 Millimeter in Spannweitenrichtung. In der überhöhten Darstellung zeichnet sich die tragende Flügelgrundstruktur deutlich unter der textilen Bespannung ab. Weiterhin sind zwei kleine Areale mit Korrelationsfehlern sichtbar. Über das dargestellte Ergebnis hinaus wurden aufgezeichnete Zeitreihen analysiert.

Bei der Vorauslegung des Stereokamerasystems und vorallem des im Messbereich benötigten stochastischen Punktmusters kam ein digitales Versuchsmodell (*engl.* digital mock-up, kurz: DMU) zum Einsatz. Neben der Möglichkeit, Geometriedaten des Versuchsträgers zu implementieren, umfasst das DMU eine Datenbank technischer Parameter von Kameras und Objektiven. Damit lässt sich der IPCT-Messaufbau virtuell abbilden und entwickeln.

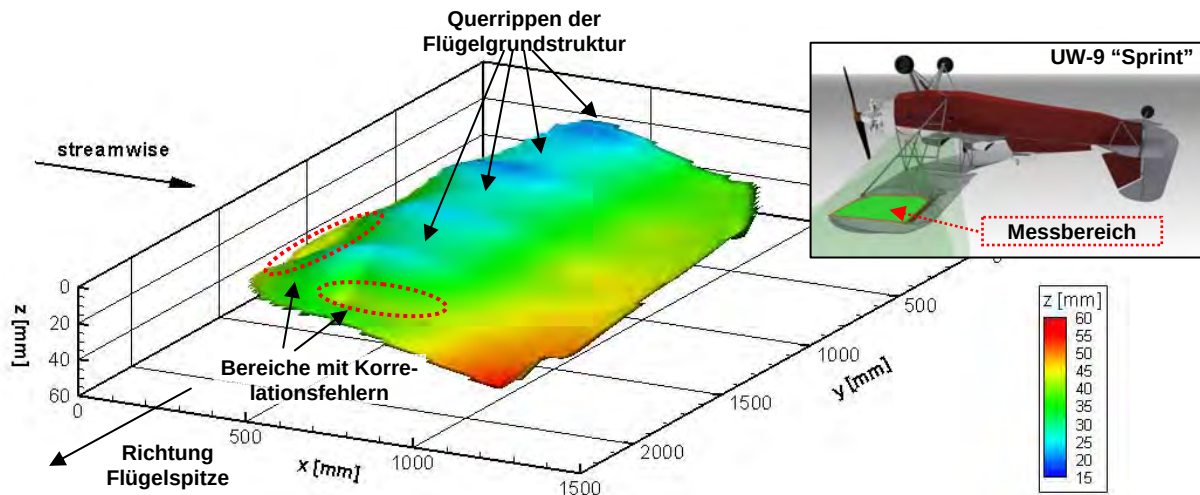


Bild 1: Dieses Schaubild zeigt eine mit IPCT detailliert rekonstruierte 3D-Fläche des Messbereichs während einer Bodenreferenzmessung (z-Koordinate fünfmal überhöht). Deutlich zu erkennen ist, wie sich die textile Flügelhaut über die Rippengrundstruktur spannt.

Die Erkenntnisse aus den Versuchen am „Sprint“ flossen direkt in die Vorbereitung für eine weitere Flügeldeformationsmessung an einem Mittelstreckenflugzeug ein. Um wertvolle Zeit am Versuchsträger zu sparen, erfolgte die Auslegung des IPCT-Aufbaus mit insgesamt vier Stereokamerasystemen und einem optimierten Punktemuster ebenfalls virtuell mit dem am DLR entwickelten DMU.

Ausgehend von einer Kurzbeschreibung der Image Pattern Correlation Technique und dem Messaufbau am UW-9 „Sprint“ werden im vorliegenden Artikel die Ergebnisse der durchgeführten Flugversuche präsentiert und diskutiert. Darauf folgend wird die Auslegung der IPCT Installation am Mittelstreckenflugzeug beschrieben. Zum Schluss werden erste Ergebnisse dargelegt.

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
- [3] Kirmse, T.: Model deformation measurements in DNW-NWB within the DLR project ForMEx, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) Göttingen, 8th ONERA-DLR Aerospace Symposium – ODAS 2007
- [4] Boden, F.; Kirmse, T.; Stasicki, B.; Lanari, C.: Advanced Optical In-Flight Measurements on Deformation of Wings and Propeller Blades, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) Göttingen, 2008

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Dipl. Phys. Motuz, Vasyi

Institution: Brandenburgische Technische Universität Cottbus

**Adresse: Siemens-Halske-Ring 15
D-03046 Cottbus**

**Telefon: 0355 69 2733
Telefax: 0355 69 4545
e-mail: vasyl.motuz@tu-cottbus.de**

weitere Partner: Dr. Jehring, L., Prof. Dr. Egbers, Ch.,

Thema: Experimentelle Untersuchung zur turbulenten Grenzschichtströmung entlang einer durchlässigen Wand mit Mikro-Ausblasen

Einleitung

Das gleichmäßige Ausblasen oder Absaugen („Transpiration“) ist ein wirksames Verfahren zur Beeinflussung der turbulenten Grenzschichten und zwar zur Reduzierung des Reibungswiderstandes (Kays 1975), (Hwang 2004). Das Ausblasen durch eine Wand, die viele einzelne Öffnungen hat, setzt sich tatsächlich immer aus mehreren einzelnen Strömungsstrahlen zusammen, deren Eigenschaften sowohl durch die Parameter des Ausblasens als auch durch die Wandparameter festgelegt werden. Beide Parametergruppen tragen einen eigenen Anteil zur Beeinflussung der Grenzschichtströmung bei. Unter diesem Gesichtspunkt ist es sinnvoll, nicht nur den Einfluss der Ausblasparameter auf die Grenzschichteigenschaften im wandnahen Bereich detaillierter zu untersuchen, sondern auch die turbulente Grenzschichtströmung über einer perforierten Wand mit Ausblasen in der sich zwei senkrecht zueinander orientierte Strömungen queren, d.h. Ausblasströme und Hauptströmung.

Experiment

Die experimentelle Anlage zur Untersuchung turbulenter Grenzschichtströmungen über einer perforierten Wand mit Ausblasen besteht aus einer ebenen Platte mit einem eingebauten Testmodul mit perforierter Oberfläche, siehe (Motuz 2009). Die durchlässige Wand des Testmoduls besteht aus einer von einem Elektronenstrahl gleichmäßig perforierten Edelstahlplatte mit Öffnungen von 180 μm , einer Durchlässigkeit von ca. 18 % und einer Stärke von 1.05 mm. Der Abstand zwischen den Öffnungsmittelpunkten von zwei nebeneinander liegenden Öffnungsreihen beträgt 360 μm . Der Abstand zwischen den Mitten zweier nebeneinander liegender Öffnungen in einer Reihe beträgt 400 μm . Die meisten Experimente dieser Untersuchung wurden bei einer Geschwindigkeit der freien Strömung U_∞ von ca. 20 m/s durchgeführt. Die Ausblasrate wurde im Bereich von 0 bis 0.069 $(\text{m}^3/\text{s})/\text{m}^2$ variiert. Die Ermittlung der Strömungsgeschwindigkeit wurde mittels eines LDA-Messsystems in Rückwärtsstreuanordnung der Fa. Dantec Dynamics realisiert.

Ergebnisse

Die Messergebnisse zeigen, dass die Profile der Strömungsgeschwindigkeit, die auf der Höhe von bis zu ca. 100 μm oberhalb der Wandoberfläche und entlang der Platte in der

Stromab-Richtung gemessen wurden, der Struktur der Wandoberfläche bzw. der Anordnung der Öffnungen in der Wand folgen, Abb. 1. Die Untersuchung des Einflusses der Ausblasrate auf Wandschubspannung in der turbulenten Grenzschichtströmung über einer gleichmäßig perforierten Wand ohne und mit Ausblasen zeigt, dass eine Erhöhung der Ausblasrate den Reibungsbeiwert nur bis zum bestimmten Wert reduziert, Abb.2. Das Verhalten der Strömung in der unmittelbaren Wandnähe, d.h. in der viskosen Unterschicht zeigt, dass zur Erklärung der Widerstandsreduktion nicht von einer homogenen Geschwindigkeitsverteilung ausgegangen werden kann, sondern die Lochverteilung berücksichtigt werden muss.

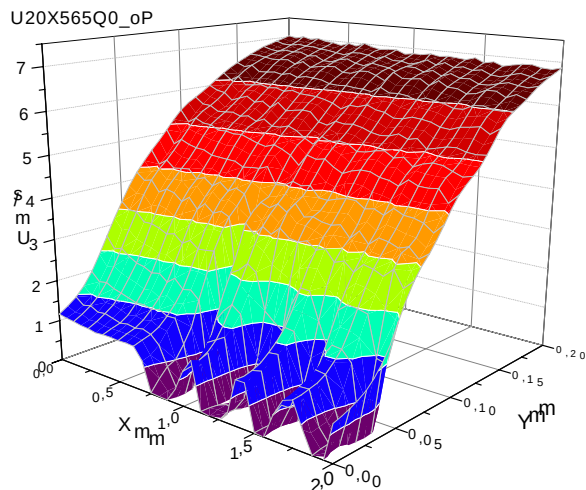


Abb. 1. Profil der u-Komponente der Strömungsgeschwindigkeit über der perforierten Wand des Testmoduls in der viskosen Unterschicht in xy-Ebene am Anfang des Öffnungsreihenbereichs, ohne Ausblasen. $U_\infty=20$ m/s.

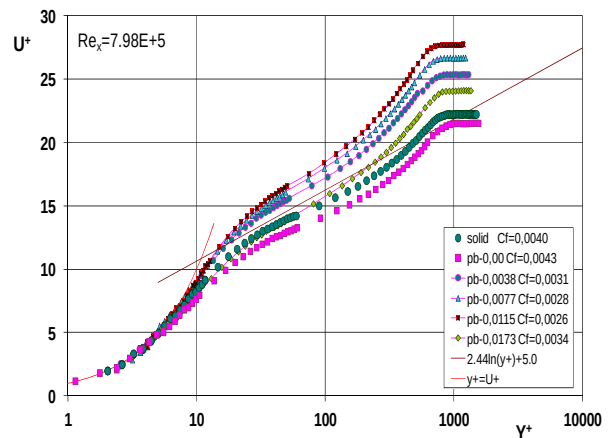


Abb. 2. Normiertes Strömungsgeschwindigkeitsprofil für den Fall ohne und mit Ausblasen der Luft verschiedener Ausblasraten. $U_\infty=20$ m/s.

Literatur

- Hwang, D. (2004). "Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction." *Progress in Aerospace Sciences* 40: 559–575.
- Kays, W. M., Moffat, R.J. (1975). *The Behavior of Transpired Turbulent Boundary Layers*, Stanford University, NASA.
- Motuz, V., Zanoun, E.-S., Jehring, L., Egbers, Ch. Mikro-Ausblasung zur Widerstandsreduzierung und zur Relaminarisierung von turbulenten Grenzschichten. 2009. 17 GALA, P. 18-1 – 18-7.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulationen und Versuchstechniken

Towards the combination of thermochromatic liquid crystals and tomographic particle image velocimetry

Daniel Schiepel, Johannes Bosbach and Claus Wagner

German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, E-Mail: Daniel.Schiepel@dlr.de

Mixed convection is a process of utmost importance in nature and our every day technical life. Examples can be found in atmospheric movement, air-conditioning, water movement in lakes and many more. Those flows consist of two superimposed processes: thermal and forced convection. The understanding of the underlying physics is crucial when it comes to the ventilation of aircraft cabins.

Until recently non-intrusive measurements only allowed for acquiring the velocity components of the flow - mostly only two velocity components in a 2D-plane, e.g. by applying particle image velocimetry (PIV). Thereby it was impossible to determine the temperature of the fluid without disturbing the flow structures. This has been overcome on small scales and in 2D by using thermochromatic liquid crystals (TLC) as tracer particles[1]. Since turbulent flows are characterized by highly three-dimensional structures, it is necessary to capture all three velocity components. The here pursued tomographic approach allows for that and will ultimately be enhanced by adding TLC as tracer particles. The latter makes possible to simultaneously and non-intrusively measure the 3D velocity and temperature fields. If successful this will also grant an extended insight into the physics of various kinds of flow problems needed to develop more reliable designing tools for industrial applications.

As a starting point we used large-scale tomographic particle image velocimetry (Tomo-PIV) to study the large-scale flow structure of turbulent convective flows in a study case of reduced complexity, i.e. Rayleigh-Bénard convection (RBC). In “the classical” experiment this occurs when a fluid is heated from below and cooled from above. Thus the fluid changes its density and a motion is induced by buoyancy forces due to gravitational acceleration.

A cubic Rayleigh-Bénard convection cell filled with water and a side length of 500 mm was constructed. It

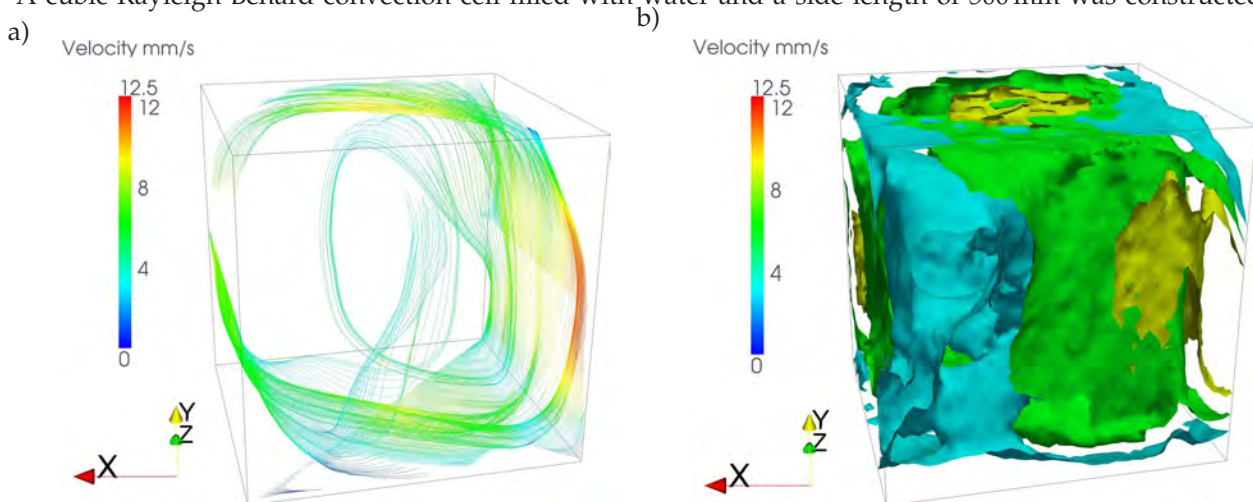


Figure 1: Stream line visualization of the fluid flow in a) and isosurfaces of the velocity magnitude in b). The convection roll is visible as the yellow isosurface whereas the green-coded fluid closer to the walls moves significantly slower - especially the blue-coded fluid in the corners of the cube. Color coding was applied according to the velocity magnitude.

allows to cover a Rayleigh-number (Ra) range of $Ra = 0.5 - 5.0 \cdot 10^{10}$. The heating- and cooling plates are made of aluminum yielding nearly isothermal boundary conditions at a temporal temperature stability below ± 0.1 K. The sidewalls are constructed from a 10 mm thick glass cube yielding good optical accessibility. The

temperature distributions of the experiment are monitored using 45 Pt1000 resistance temperature sensors (RTD).

At an average cell temperature of $\bar{T} = 20^\circ\text{C}$ and the corresponding Prandtl-number $\text{Pr} = 6.9$ [2] a temperature-difference of $\Delta T = 6\text{ K}$, with a corresponding Rayleigh-number $\text{Ra} = 2.0 \cdot 10^{10}$, has been chosen as measurement set-up. For this parameter combination the emerging 3D-flow fields are determined using a Tomo-PIV implementation[3] based on the SMART-technique[4]. The measurement volume covers the entire cell in x- and y-direction, while in z-direction it is reduced to 450 mm for calibration reasons. The camera set-up is chosen in a way such that each camera has two viewing lines parallel to two of the boundaries. This approach reduces the problem of ghost particles during the reconstruction procedure. As seeding particles $100\text{ }\mu\text{m}$ TiO_2 -coated latex particles are used. Their density is close to the one of water and are therefore nearly neutral with respect to buoyancy. The volume is illuminated using a white-light LED-array, whose full wavelength spectrum will be needed. A mirror is placed on the opposite side of the cell to reflect the light and increase the intensity.

The averaged flow field stabilized after the combination of more than 500 recorded instantaneous images. The result is shown in figure 1a) which uses stream tracers for the visualization of the stream lines. The orientation of the LSC is clearly observable along the x-y-diagonal of the cell. To show that even the low velocities in the corners can be reconstructed, an isosurface representation is chosen for 1b), while the obtained averaged velocity field is presented in figure 2. A maximum averaged velocity of 12 mm/s is well in agreement with additionally conducted measurements (not shown here). Perpendicular to the LSC two smaller counter rotating flow structures are observed. This behavior has also been found in numerical simulations for cubic as well as cylindrical cells in [5] and [6], respectively.

The instantaneous fields reveal the spatial and temporal inhomogeneities of the velocity field. It can be seen

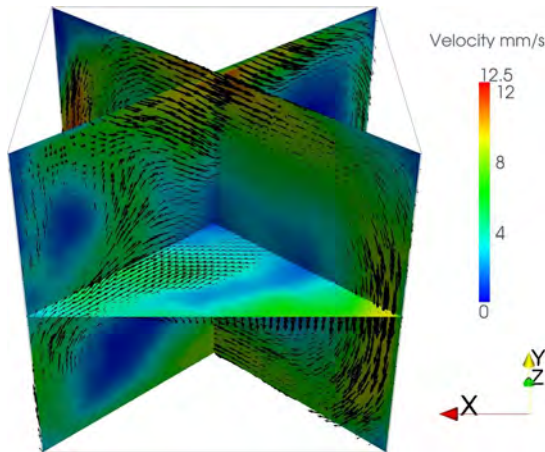


Figure 2: Visualization of the averaged velocity field at $\text{Ra} = 2.0 \cdot 10^{10}$ and $\text{Pr} = 6.9$. The image is color coded according to the velocity magnitude. The LSC is clearly visible along the $+x/+z$ -plane and a maximal magnitude of the velocity of approximately 12 mm/s is found. The two double roll structures form at the borders of the $+x/-z$ -plane.

that isolated groups of fluid move significantly faster than their surroundings. This indicates that the thermal plumes from the heating and cooling plates can be grasped.

References

- [1] D. Dabiri, M. Gharib, Experiments in Fluids **11**, 77 (1991). URL <http://dx.doi.org/10.1007/BF00190283>
- [2] VDI-Wärmeatlas, VDI-Wärmeatlas. Berechnungsunterlagen für Druckverlust, Wärme- und Stoffübergang, 10th edn. (Springer, Berlin, 2006)
- [3] M. Kühn, K. Ehrenfried, J. Bosbach, C. Wagner, Experiments in Fluids **50**, 929 (2011)
- [4] C. Atkinson, J. Soria, Experiments in Fluids **47**, 553 (2009)
- [5] M. Kaczorowski, O. Shishkina, A. Shishkin, C. Wagner, K.Q. Xia, in *Direct and Large-Eddy Simulation VIII, ERCOFTAC Series*, vol. 15 (2011), pp. 383–388
- [6] C. Sun, K.Q. Xia, P. Tong, Phys. Rev. E **72**, 026302 (2005)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Method for Optical Skin Friction Measurements on Fast-Rotating Propeller Blades

Erich Schüle

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen,
Bunsenstr.10, 37073 Göttingen, erich.schuelein@dlr.de

The movement of the thin oil film placed on the surface of fast-rotating disks or propeller blades, resulting from the combined effect of centrifugal and friction forces, is analyzed in the present work with the aim to find a solution useful for measurements of the air-flow skin friction, which is either induced due to the rotation itself around the axis or by the external flow. The major idea behind this attempt to find a proper solution for the thin-oil-film on fast-rotating blades is the consideration that at known angular velocity ω , radius R , oil-film density ρ_{oil} and thickness h the centrifugal force can be used locally as calibration load, which helps to quantify directly the air-flow shear stress by analyzing the variation of oil-flow deflection angles only (see Fig.1).

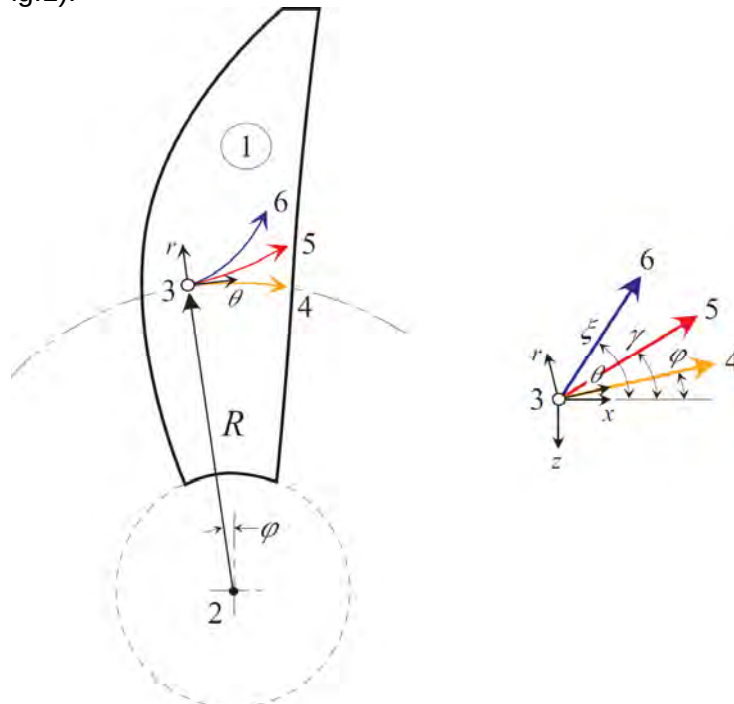


Fig.1: Simplified sketch of the flow on a fast rotating blade coated with a thin oil film taken from [1]: 1- rotating blade; 2- axis; 3- oil-film element; 4- air flow outside the boundary layer; 5- air flow at the wall without oil film; 6- flow at the air-oil interface.

The resulting equations (1) - (3):

$$\alpha = \arctan \left(\tan \beta_1 - \frac{\tan \beta_1 - \tan \beta_2}{1 - (h_2/h_1)} \right) \quad (1)$$

$$\tau_w = \frac{a_{rot}}{(\tan \beta - \tan \alpha) \cos \alpha} \quad (2)$$

$$a_{rot} = \rho_{oil} \omega^2 R h / 2 \quad (3)$$

with subscripts 1 and 2 representing two different times t_1 and t_2 play a key role in the new *Rotational-flow Global Interferometry Skin Friction* (RotGISF) technique [1], enabling a direct subsequent calculation of α and τ_w on the basis of two non-equal oil-film interferograms, acquired at different times or test runs and/or even produced with oils of different viscosities, etc.

Wind-tunnel experiments [2] conducted at the low-speed wind-tunnel BLSWT at AIRBUS Bremen with the aim to study the capability of this optical method for skin-friction measurements on fast-rotating propellers deliver plausible results. Due to the insight in the flow topology possible by the RotGISF technique, the reason for the abrupt transition onset on the outer part of the blade at lower advance ratios was confirmed to be induced from the small-scale laminar separation bubble occurring directly at the blade's leading edge.

The properties of this measurement technique as well as most important results obtained can be summarized as follows:

- The new theoretical solution proposed in [1], which uses the relationship between the oil-film movement and the relation of centrifugal and friction forces, enables the application of the oil-film interferometry for direct skin-friction measurements on fast-rotating disks or propeller blades.
- The important benefit of this solution is that the oil viscosity, known to be the main source of uncertainties in conventional oil-film interferometry approaches due to its strong temperature dependency, is not a parameter involved. A particular side effect of this is that some interferograms used for skin-friction calculations can be created with oils of different viscosities.
- The next advantage of the new solution is the waiver of the information about the time interval between both single stages of oil-film development. That means that the method can be applied to a pair of interferograms acquired even in different test runs.
- In some simple cases when the deflection angle is known, e.g. from flow-symmetry conditions etc., even a single interference image acquired at any time (information about oil-film thickness and oil-flow deflection angle would reach to calculate the wall shear stress.
- Thermal Marangoni convection, caused by temperature gradients within the silicon-oil film due to the frictional heating, is identified to be the most probable reason of the streamwise streaks, emerging in oil-film interferograms and indicating fortunately the oil-flow direction (deflection angles θ) at the outer surface of the film.
- Continuing studies are necessary to improve further the accuracy of this method.

Literatur :

- [1] Schüle E. (2012) "Optical Method for Skin Friction Measurements on Fast Rotating Propeller Blades", DLR Report, DLR-IB 224-2012 A 65, Göttingen, March 2012.
- [2] Schüle E., Rosemann H., Schaber S. (2012) "Transition Detection and Skin Friction Measurements on Rotating Propeller Blades", 28th AIAA Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, and Flight Testing Conference, 25 - 28 June 2012, New Orleans, Louisiana.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Phasengemittelte 3D3C-MRV-Messungen in einem bistabilen Fluidoszillator

Florian Wassermann und Sven Grundmann

Center of Smart Interfaces,

Flughafenstrasse 19 – 64347 Griesheim,

wassermann@csi.tu-darmstadt.de, grundmann@csi.tu-darmstadt.de

Einleitung

Fluidische Oszillatoren sind Aktuatoren, die eine oszillierende Strömung generieren, wenn sie mit konstantem Volumenstrom beaufschlagt werden. Vorteilhaft ist, dass sie keine beweglichen Teile besitzen und dass die Oszillationsfrequenz durch die Magnitude des Volumenstroms geregelt werden kann. Besonders für die Strömungskontrolle sind fluidische Oszillatoren von großem Interesse, da hierbei pulsierende Jets meist effektiver und effizienter sind, als kontinuierliche. Brunn und Nitsche [1] beschreiben zum Beispiel, dass in die Strömung eingebrachte Störungen groß-skalige Wirbelstrukturen anregen, die durch Impulsaustausch an der Grenzschicht ermöglichen, positive Druckgradienten zu überwinden. So ist es beispielsweise möglich, durch die Verwendung geeigneter Oszillatorkonfigurationen den Widerstand von LKWs um 20% zu senken (Seifert et al. [2]).

Die Funktionsweise des fluidischen Oszillators basiert auf dem Coanda-Effekt und wird in Abbildung 1 näher erläutert. Der Strahl (Jet) im Aktuator legt sich zufällig an eine der beiden Coanda-Wände an (z.B. Wand A). Er saugt Fluid aus Control Port A an, wodurch dort ein Unterdruck entsteht. Sind beide Control Ports (A und B) mit einer Schleife verbunden, wird dadurch Fluid an Port B eingesaugt, was dazu führt, dass der Strahl von der Wand A ablöst und sich an Wand B anlegt. Der Vorgang wiederholt sich spiegelverkehrt, und eine Oszillation beginnt, bei der der Massenstrom zwischen beiden Ausgängen alternierend hin- und herschaltet.

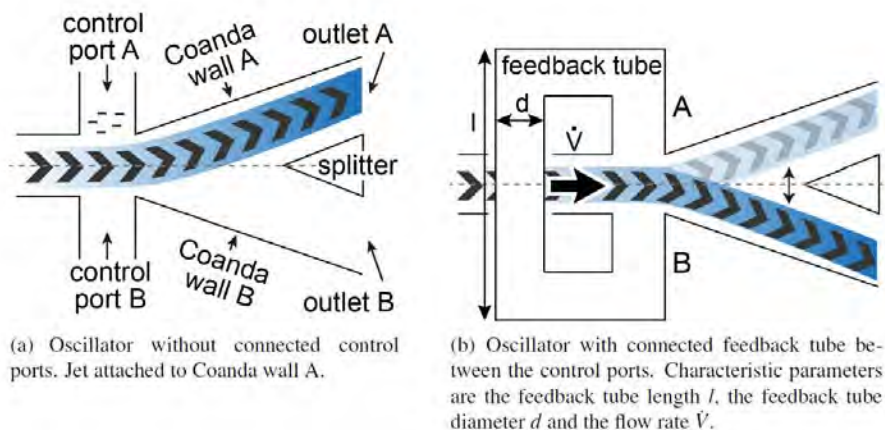


Abb. 1: Prinzipskizze und Funktionsweise eines fluidischen Oszillators nach Spyropoulos [3]

Problemstellung

Strömungsmechanisch ist noch nicht eindeutig geklärt, wie der Ablöse- und Anlegevorgang im Inneren des fluidischen Oszillators funktioniert. Mithilfe phasengemittelter Geschwindigkeitsdaten aus dem Inneren des Aktuators werden die Abfolgen von Ereignissen untersucht, die die Oszillation bewirken.

Lösungsweg

Zur Analyse der internen Strömung in einem fluidischen Oszillator wurde das Geschwindigkeitsfeld mittels phasengemittelter Kernspintomographie vermessen (4D-MRV). Hierbei wird die Messung des Kernspintomographen (MRT) auf den Beginn jedes Oszillationszyklus

getriggert. Dazu wird ein Drucksignal eines MR-geeigneten Piezoeffekt-Drucksensors verwendet, welcher sich an einem der beiden Control Ports des Aktuators befindet. Durch die Aufnahme und Mittelung vieler Oszillationszyklen in der MRT-Prozedur entstehen so phasengemittelte Geschwindigkeitsfelder der instationären Strömung.

Ergebnisse

In Abbildung 2 ist der Umschlagprozess des Strahls von Wand A zu Wand B ersichtlich. Dabei kann ein Halbzyklus in drei zeitlich getrennte Prozesse unterteilt werden: Während des *Stay*-Prozesses verweilt der Strahl an Wand A. Im nachfolgenden *Detachment*-Prozess löst der Jet von Wand A ab, mit dem Beginn in der Nähe des Control Port A. Ist der Strahl in der Mitte des Oszillatorinneren angekommen beginnt der *Attachment*-Prozess, welcher maßgeblich durch den Coanda-Effekt geprägt ist. Anhand unterschiedlicher geometrischer Variationen (z.B. längeres Feedbackrohr) und veränderte Volumenströme lassen sich die drei vorgestellten Prozessschritte detailliert analysieren und die maßgebenden Phänomene identifizieren.

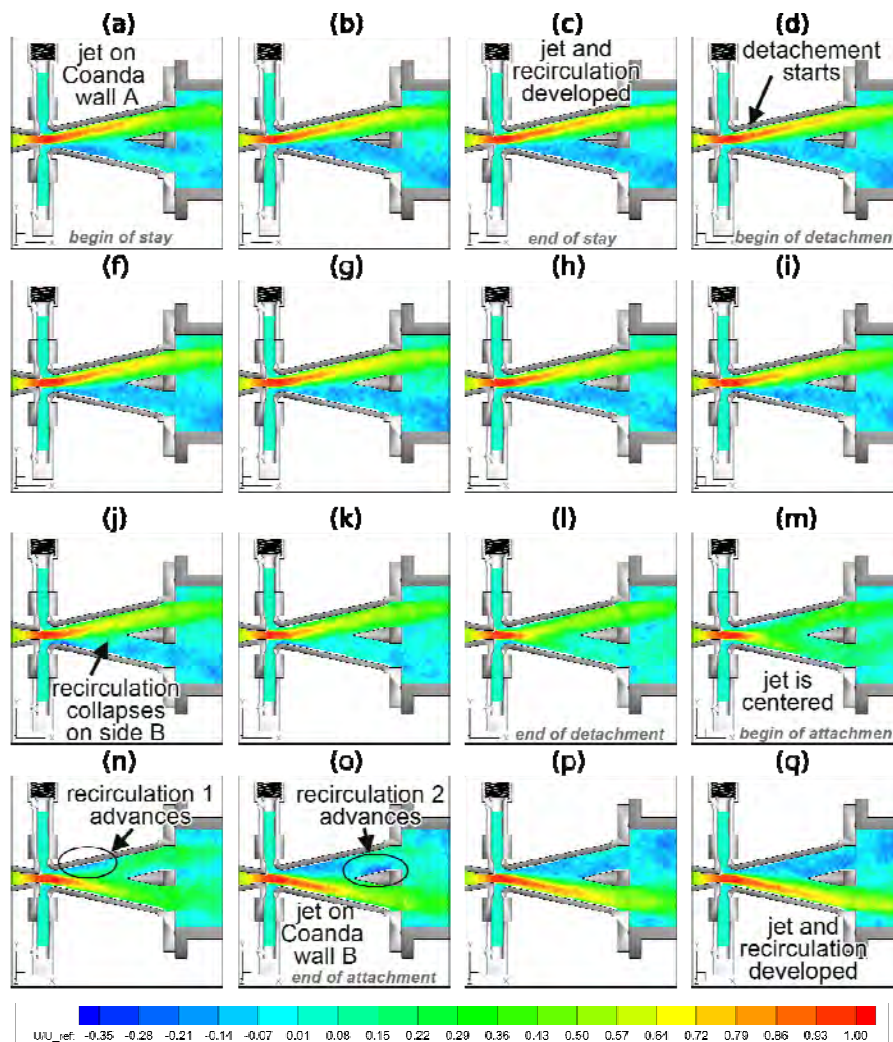


Abb. 2: Strahlumschlagprozess im Inneren des fluidischen Oszillators.

Referenzen

- [1] Brunn, A., und Nitsche. Active control of turbulent separated flows over slanted surfaces. *IJHFF* 27 (2006), 748-755.
- [2] Seifert, A., Stalnov, O., Sperber, D., und Arwatz, G. Large Trucks Drag Reduction using Active Flow Control. In *Lecture Notes in Applied and Computational Mechanics*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009, pp. 115–131.
- [3] Spyropoulos, C. E. A Sonic Oscillator. In *Proceedings of the Fluid Amplification Symposium*, Vol. III (1964), Harry Diamond Laboratories, pp. 27–51.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamics and Aeroacoustics

Aeroacoustic and Aerodynamic Importance of a CROR Propulsion System with Unequal Rotor Rotation Speeds

R.A.D. Akkermans, C. O. Márquez, J.W. Delfs, A. Stuermer

DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany, rinie.akkermans@dlr.de

C. Richter, C. Clemen

Rolls-Royce Deutschland Ltd. & Co. KG, Eschenweg 11, Dahlewitz, 15827 Blankenfelde-Mahlow, Germany, christoph.richter@Rolls-Royce.com

B. Caruelle, M. Omais

AIRBUS Operation S.A.S., 316 Route de Bayonne, 31060 Toulouse Cedex 09, France, bastien.caruelle@airbus.com

In recent years, Contra Rotating Open Rotors (CROR) have received considerable attention as the CROR concept promises a considerable reduction of fuel consumption over conventional ducted turbofan engines, mainly due to their ultra-high by-pass ratio [1]. However, the biggest challenges for the realization of a commercially viable engine relate to the issues of noise emissions due to the absence of a duct, and installation effects of the CROR with the airframe [2].

A process chain for a coupled aerodynamic-aeroacoustic analysis has been established at the German Aerospace Center (DLR). This process chain utilizes the DLR TAU-Code for the unsteady Reynolds-Averaged Navier Stokes (uRANS) Computational Fluid Dynamics (CFD) computations and the DLR Ffowcs Williams/Hawkings (FWH) Code APSIM+ for the subsequent computation of the noise emissions (see, e.g., [3] for a CROR application). Often the front and aft rotor of the CROR have the same rotation speed, meaning that the problem is periodic within, or exactly at one rotor revolution (depending on the number of blades of the front and rear rotor). The CROR exhibits a dominant tonal noise emission corresponding to the rotor alone tones and its interaction tones.

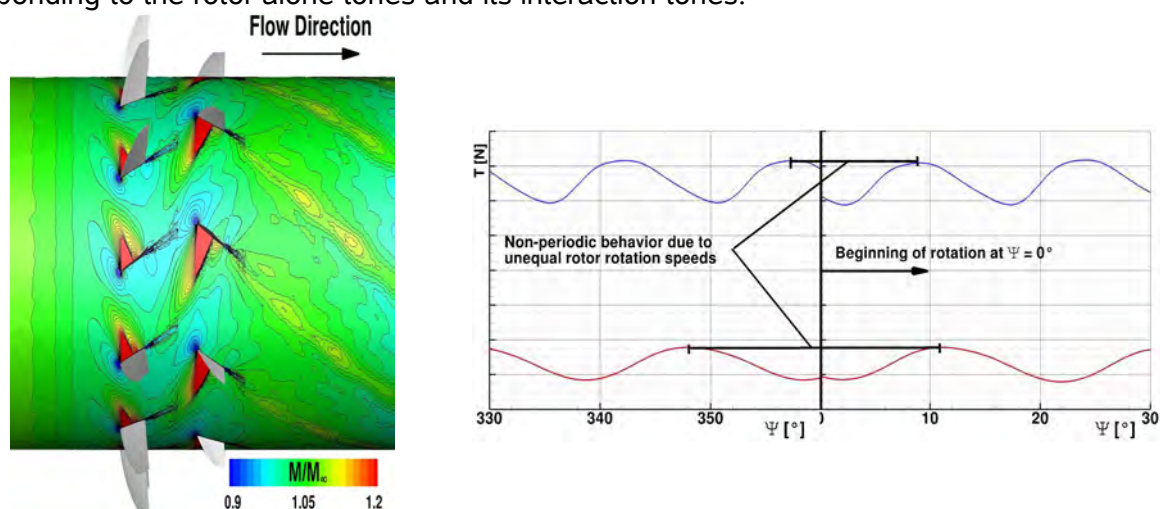


Figure 1: Radial slice of Mach-number distribution (left) and blade thrust development over the azimuthal angle Ψ for one rotor rotation (right). The thrust development shows a non-periodic behavior due to the unequal rotor rpms for front (blue) and aft (red) rotor.

Within the framework of the BMWF LUFO project “OPERO” together with Rolls-Royce Deutschland and the Airbus funded TOP-CROR project, isolated and semi-installed CROR propulsion systems are studied at high-speed and model-scale conditions. The front and rear row rotational speeds are completely independent creating a non-periodic behavior in

time after one rotation of the reference rotor (see Fig. 1). When the difference in rotational speeds is small, the CROR becomes periodic only after many rotor revolutions. Since the uRANS CFD computations are relatively expensive, only one or several revolutions of the rotor can be calculated.

In this contribution, we answer the question of aeroacoustic and aerodynamic importance of the non-periodic nature of a CROR for those specific cases in which the front and the aft rotor rotate with slightly different rotational speeds. Firstly, an aerodynamic analysis of the installation effects produced by the pylon and the instrumentation fairing is presented. Hereafter, the aeroacoustic importance of a non-periodic CROR is studied (for the isolated as well as semi-installed case) on the basis of appropriate unsteady CFD simulations in combination with a permeable Ffowcs-Williams and Hawkings (FW-H) solver for the extrapolation of the sound into the far field. A concept to handle the non-periodicity is concisely presented based on a simultaneous least-square minimalization approach (see [4] for more details).

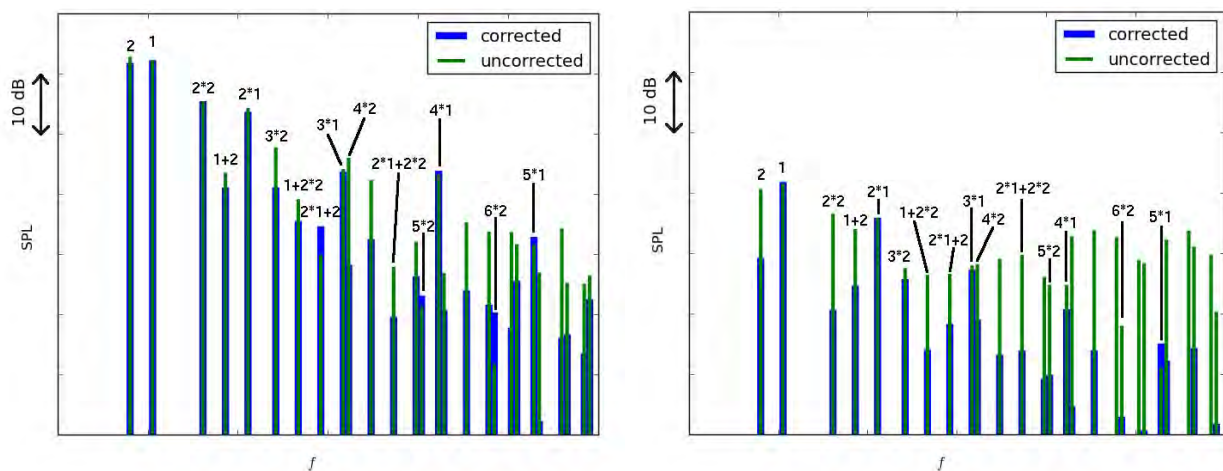


Figure 2: Spectrum for corrected and uncorrected non-periodic CROR data in propeller plane (left) and for upstream position (right). Here, uncorrected means the result is obtained with periodic assumption, corrected means non-periodicity is accounted for with the method described in [4]. Note that 2 indicates rear blade passing frequency (bpf), 1 indicates front bpf, $2*1$ indicates $2*$ front bpf, $2*2$ indicates $2*$ rear bpf, and so on.

The results show a minor influence of the non-periodicity on the aerodynamics of the CROR. As opposed to the minor importance of the non-periodicity for the aerodynamics, a significant influence is observed for the aeroacoustics. Based on the isolated CROR case, differences between corrected and uncorrected signals exceeding 10~dB in the amplitude are observed in the propeller plane for frequencies below the 4th harmonic of the front rotor blade passing frequency (see Fig. 2). For upstream microphone positions, even the 1st rear blade passing frequency is highly affected by the correction procedure. Comparison of the isolated and installed CROR cases reveal that ignoring the non-periodicity leads to a complete opposite conclusion for the influence of installation effects.

References

- [1] S. A. E. Mann, "Advanced Propulsion through the 1990s – An Airframer's View" AIAA-1985-1192; SAE, ASME and AEE, 21st Joint Propulsion Conference, Monterey, CA, 1985.
- [2] D. M. Pitera et al., "Ultra High Bypass Installation Design for Transport Aircraft"; AIAA-87-2280, Long Beach, CA, USA, 1987.
- [3] A. Stuermer, J. Yin, "Aerodynamic and Aeroacoustic Installation Effects for Pusher-Configuration CROR Propulsion Systems", 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2010-4235.
- [4] R.A.D. Akkermans et al., "Handling of Non-Periodic Contra Rotating Open Rotor Data", 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2012-2262

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Aeroakustik

Berechnung der Schallabstrahlung eines axialen Kühlerlüfters in Abhängigkeit der Spaltströmung

Marcus Becher, Stefan Becker, Michael Mauß (Brose Fahrzeugteile)

Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg

Lehrstuhl für Prozessmaschinen und Anlagentechnik

Cauerstrasse 4 (Haus 5)

91058 Erlangen

Marcus.Becher@ipat.uni-erlangen.de

Um Fahrzeuge akustisch gezielt zu optimieren, werden Komponenten und Systeme, die für die Schallentstehung verantwortlich sind, einzeln betrachtet. Eine dominierende Schallquelle und zentraler Bestandteil der Motorkühlung bilden axiale Kühlerlüfter. In der Industrie ist es von wirtschaftlichem Vorteil, bereits im Produktentstehungsprozess von Lüftern Aussagen über strömungsmechanische Effizienz und akustisches Verhalten treffen zu können. Daher werden seit Jahren erfolgreich CFD-Programme in der strömungsmechanischen Auslegung von Lüftern eingesetzt. Dahingegen war es bisher nur beschränkt möglich, Akustiksimulationen in den Produktentstehungsprozess einzubinden. Um dies zu erreichen, wird im folgenden ein effizienter, hybrider Ansatz gewählt, bei dem zunächst eine URANS-Rechnung erfolgt und anschließend die Akustik mit der Methode nach Ffowcs-Williams-Hawkings berechnet wird. Diese Simulationsergebnisse werden mit den Messergebnissen validiert.

Die Ursache der Geräuschenstehung bei Lüftern ist auf eine Vielzahl von Strömungsvorgängen zurückzuführen. Neben der durch die Blattfolge erzeugten tonalen Komponenten und der breitbandigen, niederfrequenten, turbulenten Zuströmung, sind der Hinterkantenschall und die Wirbelablösung zwei zusätzliche strömungsinduzierte Schallquellen im Laufrad. Ein weiterer wichtiger Mechanismus zur Entstehung von Schall im Laufrad - und maßgeblich für das Klangbild des Lüfters verantwortlich - ist der Einfluss der Spaltströmung zwischen Laufrad und Gehäuse. Die Simulation des Strömungsfeldes im Spalt ist von besonderem Interesse, da in diesem Bereich aufgrund von messtechnisch schlechter Zugänglichkeit nur begrenzt Messungen vorgenommen werden können. Diese Spaltströmung resultiert aus dem Druckgradienten zwischen Druckseite hinter dem Laufrad und Saugseite vor dem Laufrad, wo dieser mit der Zuströmung interagiert. Um die physikalischen Mechanismen der Spaltströmung auf die Akustik analysieren zu können, werden zwei Konfigurationen mit identischen Laufrädern aber unterschiedlichen Spaltgeometrien als Basis für experimentelle und numerische Untersuchungen betrachtet. Die Geometrien unterscheiden sich durch die Kanalführung der Spaltströmung. Bei der einen Variante kann die Spaltströmung ungehindert vor das Laufrad strömen, wohingegen sie bei der anderen Konfiguration direkt im Bereich der Blattspitzen dem Laufrad zugeführt wird. So ist die Interaktion zwischen Zuströmung und Spaltströmung stark vermindert.

Aus den Kennlinien ergeben sich, dass Veränderungen am Spalt, bei der die Spaltströmung direkt an den Blattspitzen zugeführt wird, zu einem erheblichen Anstieg des Wirkungsgrades und zu einer starken Reduzierung der akustischen Quellen führen. Aus den Simulationen (Abb. 1) ist die unterschiedliche Ausbildung turbulenter Strukturen im Bereich der Blattspitzen ersichtlich.

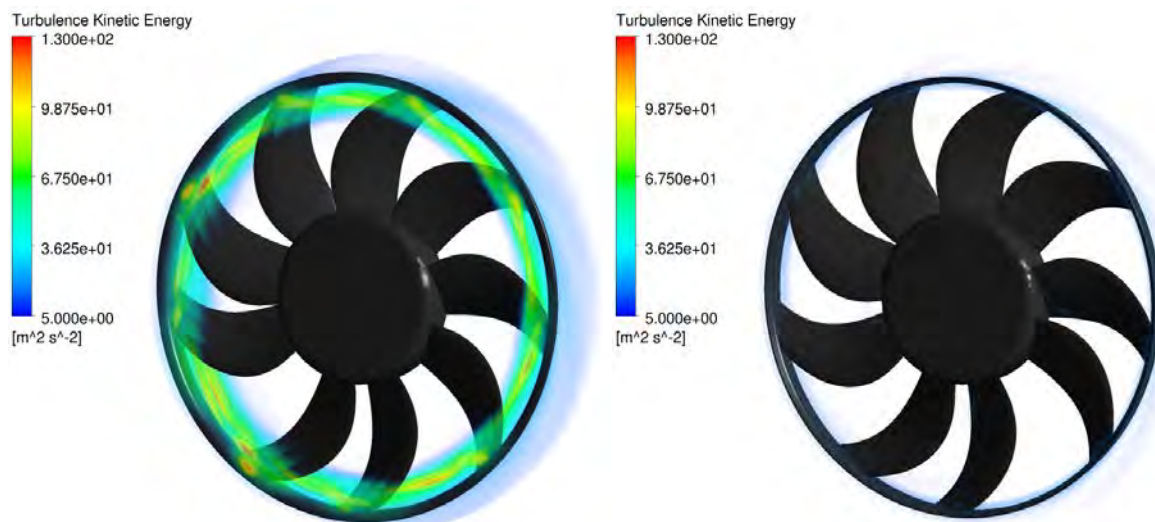


Abb.1 Turbulente Strukturen im Bereich der Blattspitzen in Abhängigkeit der Spaltgeometrie

Bei der uneffizienteren und akustisch schlechteren Konfiguration (links) führt die Wechselwirkung zwischen Spalt- und Zuströmung zur Bildung einer turbulenten Scherschicht, woraus eine Ablenkung der Zuströmung in Richtung Blattmitte und die Ausbildung eines Rezirkulationsgebietes unterhalb des Lüfterringes, welcher die Blattspitzen verbindet, resultiert. Durch dieses Rezirkulationsgebiet ergeben sich Druckverhältnisse, welche eine Rückströmung an den Blattspitzen hervorrufen. Diese führt zu ungünstigen Anströmbedingungen der Schaufelvorderkante, wodurch eine weitere turbulente Scherschicht, Richtung Saugseite des Lüfterblattes, erzeugt wird. Durch die Interaktion der beiden Scherschichten bilden sich schaufelgebunden turbulente Strukturen vor dem Laufrad im Bereich der Blattspitzen aus. Die dadurch entstehenden Quellterme, welche weitestgehend Quadrupole darstellen, sind aufgrund der niedrigen Mach-Zahl nicht als hauptsächliche Schallursache auszumachen. Viel entscheidender ist jedoch das Auftreffen der turbulenten Strukturen auf das Lüfterblatt im Bereich der Vorderkante. Der dadurch entstehende Schall stellt Dipole dar, welche zu einer breitbandigen Veränderung des Frequenzspektrums im Bereich von niedrigen bis mittleren Frequenzen führen.

Für die Auswertung der Akustik wird ein hybrides Modell verwendet. Basierend auf einer CFD-Simulation wird aus den das Strömungsfeld beschreibenden Größen die akustischen Quellterme mittels eines Ffowcs-Williams-Hawkings Verfahrens ermittelt. Hierzu wurde am Institut ein eigener FW-H Solver entwickelt, welcher es erlaubt die Schallabstrahlung in ruhenden und rotierenden Systemen zu erfassen [1]. Dazu müssen die relevanten Strömungsgrößen, welche die drei Geschwindigkeitskomponenten, den Druck und die Dichte darstellen pro Zeitschritt aus der durchgeführten URANS-Rechnung herausgeschrieben werden. Dabei wird um alle akustischen Quellen im Laufrad eine Fläche gelegt, über welche die akustischen Quellterme integriert werden. Von der Integrationsfläche werden die akustisch relevanten Größen zu einem Punkt transferiert, welcher die Mikrofonposition in Simulation und Experiment darstellt. Anhand dieser Ergebnisse konnten unterschiedliche Spaltgeometrien beurteilt werden. Die Ergebnisse belegen, dass es möglich ist, wesentliche Aspekte der Strömungen mit einer URANS abzubilden. Spaltbedingte Effekte werden strömungsmechanisch erfasst, woraus ein Unterschied bei der Schallabstrahlung resultiert. Allerdings werden aufgrund des hohen Approximationsgrad und der damit verbundenen Dämpfung instationärer Anteile in der URANS hohe Frequenzen zu niedrig dargestellt. Der Schalldruckpegel der Messung kann bei der Simulation hinreichend gut abgebildet werden. Die tonalen Komponenten in Simulation und Experiment ergeben gute Übereinstimmungen.

- [1] SCHEIT, C.; KARIC, B.; BECKER, S.: Effect of blade wrap angle on efficiency and noise of small radial fan impellers - A computational and experimental study; Journal of Sound and Vibration (2012), Vol. 331, pp. 996-1010.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hubschrauber und Aeroakustik

Computational Aeroacoustics of a Counter-Rotating Open Rotor at different angles of attack

E.R. Busch, M. Keßler, E. Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
rebecca.busch@iag.uni-stuttgart.de

Introduction

Counter-Rotating Open Rotors (CRORs) are a promising engine concept to meet the ACARE2020 goals in relation to pollutant emission. Due to their very high by-pass ratio they have a great potential of saving fuels and hence reducing the CO₂ and NO_x output. The big drawback is the extensive noise emission caused by the combination of single rotor noise and interaction noise. The single rotor noise of the large rotors is already elevated compared to conventional jet engines due to the open rotors and blade tip velocities in the transonic range. Especially during take-off and landing the emitted noise has a high impact on the community. Additional to the high blade loading during take-off the angle of attack of the CROR has an influence on the noise generation. The noise emission of a 9x7-CROR at angles of attack in take-off conditions is examined with an existing numerical process chain.

Computational Methods

Numerical simulations of a full annulus CROR-setup were carried out with the block-structured CFD solver FLOWer by DLR. FLOWer is a second order finite-volume code that uses a multi-stage Runge-Kutta scheme developed by Jameson for spatial discretisation. The turbulence modelling was carried out with the Wilcox k- ω -model. For acoustic evaluation the IAG Ffowcs-Williams Hawkins solver ACCO has been used. The grid generation involved the preparation of individual blade grids with 1.5 million cell per grid and inserting them into a cylindrical background mesh with 25 million cells utilising the chimera method. The simplified nacelle is modelled by a cylinder with Euler boundary conditions. The computations which involved eight rotor revolutions with a resolution of 360 time steps per rotor were carried out on the Hermit cluster at HLRS with 384 cpus for 192 hours.

Aerodynamic results

The rotor forces and moments show a clear influence of the angle of attack, see figure 1 and 2. The variation of the force in x-direction (thrust) and the moment around the x-axis (drive torque), caused by the angle of attack, is smaller than the variation of forces and moments in y and z directions. The forces and moments in y and z direction are very close to 0 with no angle of attack. The additional forces and moments in y and z direction seen in figure 1 and 2 in are caused by the redirection of the rotor wakes. Therefore with rising absolute values of the angle of attack the absolute value of forces and moments for redirection increases. Thrust and drive torque show a symmetrical behaviour for positive and negative angles of attack. For absolute higher angles of attack higher thrust and drive torque is achieved due to the higher influence of the rotational velocity component which causes higher lift and drag values on the airfoils. The flow field shows that the interaction of the aft rotor with the front rotor wake and tip vortex is also dependent on the angle of attack.

Acoustic results

The angle of attack does not only influence the forces and moments which cause a higher load on the structures such as pylon and wing but also the noise generation by the rotors. As expected by the small thrust variations the single rotor noise, which is mostly thickness and loading noise, only shows marginal variations for the examined angles of attack, see figure 3. However, the circular directional emission shows a shift in the rotational direction of the rotors which is to the left for the front rotor and to the right for the aft rotor. Additionally the

circle is moved opposite to the direction of the flow which is caused by the higher pressure on the inflow side of the nacelle. On the contrary to single rotor noise the interaction noise in azimuthal direction with varying angles of attack shows not only a shift in y and z direction, the noise levels also vary stronger depending on the azimuth. The shift leads to the conclusion that rotor-rotor interaction occurs at a different geometrical position than the interaction at 0° angle of attack. The varying noise levels can be explained by the fact that the noise generation is dependent on how and where the interaction occurs. The interaction of the blade tip vortex of the front rotor with the aft rotor varies strongly with an angle of attack. For example at a positive angle of attack the tip vortex interaction occurs at a smaller radius of the aft rotor generating a higher noise emission on the downward facing side of the CROR and at a higher radius on the upward facing side of the CROR causing a lower noise emission

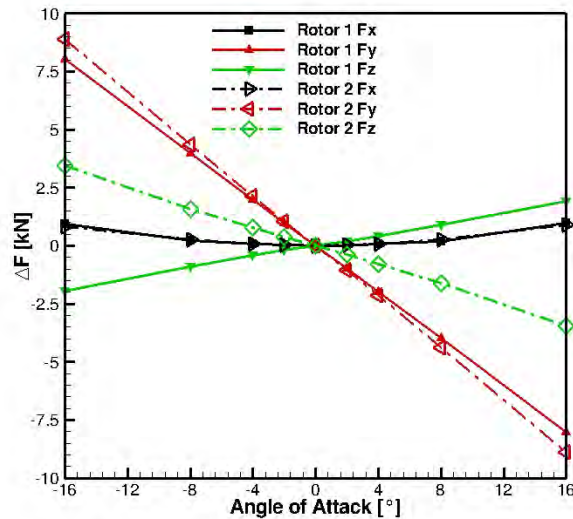


Figure 1 Time-averaged rotor forces for different angles of attack

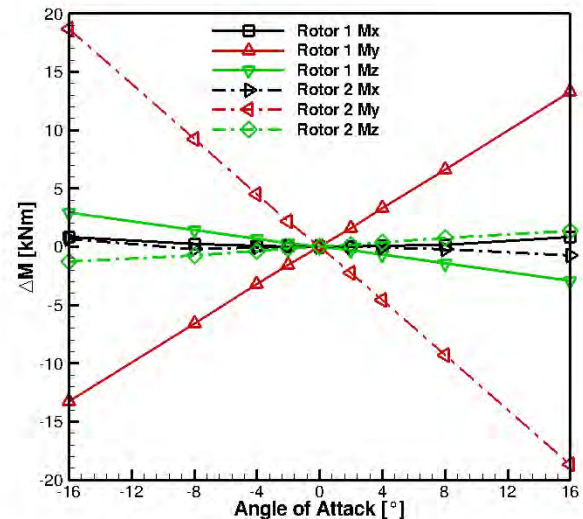


Figure 2 Time-averaged rotor moments for different angles of attack

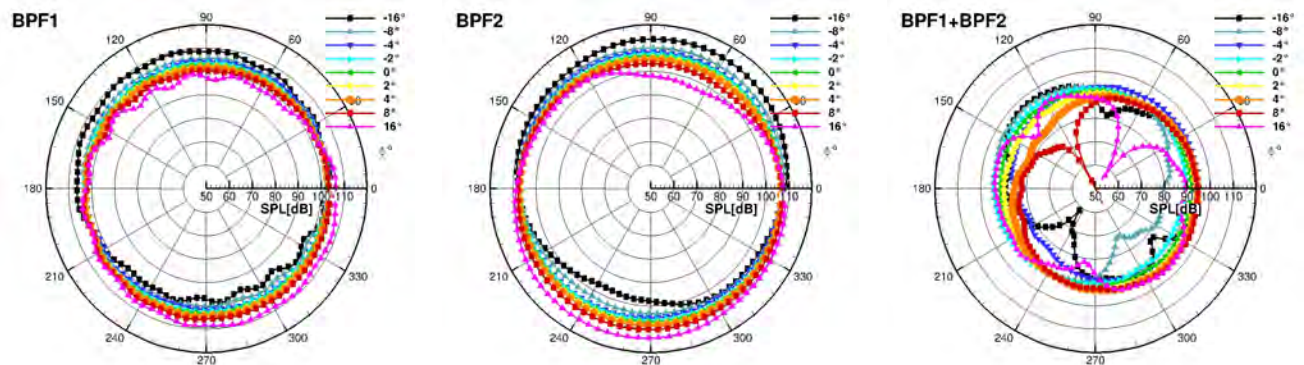


Figure 3 Azimuthal noise emission in plane between both rotors of front (BPF1), aft rotor blade passing frequency (BPF2) and first interaction frequency (BPF1+BPF2)

Conclusion and Outlook

The effects on aerodynamics and aeroacoustics of a CROR in take-off conditions at an angle of attack are shown. The final paper will include a detailed analysis of aerodynamic and acoustic effects caused by the variation of the angle of attack. The influence of the angle of attack on the flow field as well as on the noise emission in direction of the flight will be shown. The impact on single rotor and interaction noise will be examined in-depth.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Aerodynamics and Aeroacoustics

Titel:

Examination of the influence of flow speed on the coherence characteristics in a turbulent boundary layer at high subsonic Mach numbers

Stefan Haxter, Klaus Ehrenfried, and Stefan Kröber

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen,

Stefan.Haxter@dlr.de ; Klaus.Ehrenfried@dlr.de ; Stefan.Kroeber@dlr.de

In this paper, wind tunnel measurements are evaluated in order to determine coherence characteristics of turbulent structures in a turbulent boundary layer. The focus of attention is the influence of a variation of Mach number as it occurs at different flight conditions of an airliner [1]. A quasi-randomised pressure transducer array was used to obtain the cross-correlation coefficient of pressure signals over a rigid plate at different Mach numbers. The determination of coherence length by a one-dimensional and a two-dimensional fit are examined and compared. The fit error can be used to describe the deviation of the coherence behavior from the commonly proposed exponential decay of coherence over space.

Knowledge on characteristics of the coherence decay can be used to predict aircraft hull vibration due to excitation by the turbulent boundary layer. The precise estimation of this decay function is critical for the prediction of the excitation [2]. The widely-used Corcos model [3] and the Efimtsov model [4] are two of the common approaches used to model the decay. The Corcos model was set up using wind-tunnel data at very low speeds and does not take the boundary layer thickness into account. Therefore it might not be suitable to high subsonic speeds in flight. The Efimtsov model was originally obtained through flight testing measurements in the sub- and supersonic speed range. However, it requires several input parameters that are very difficult to obtain in flight, like the wall shear rate and the boundary layer thickness.

The measurements were conducted in the Transsonic Wind Tunnel (TWG) in Göttingen. The flow conditions under investigation were at Mach numbers of $Ma=0.5$, 0.65 , and 0.8 . For the measurement, a pressure transducer array containing 48 piezo-resistive pressure transducers over an area of $600\text{mm} \times 600\text{mm}$ was installed in a rigid plate in the TWG. The pressure transducers were distributed irregularly over the plate in a way that resulted in a maximized number of spacing combinations between the transducers in longitudinal and lateral direction, relative to the flow. The measurement setup can be found in reference [5].

For evaluation, time domain data from the transducer signals were transformed into the frequency domain and the cross spectral densities were obtained by combination of spectra of different transducers. The correlation coefficient was calculated for each frequency by normalizing the absolute value of the cross-spectral densities of transducer combinations with the auto power of each of the two transducers used for combination.

The coherence length, indicating the decay of coherent structures within the turbulent boundary layer, can be extracted from the cross-correlation coefficient by applying an exponential fit through the data over the transducer spacing combinations for a constant frequency [6]. In the present investigation, both, a one-dimensional fit for the in-flow direction and a two-dimensional fit for the in-flow and cross-flow direction (figure 1) were used. The two-dimensional fit allows for the determinations of flow direction directly from the coherence.

The decay parameters are provided by the fit and plotted over the frequency, resulting in the coherence length spectrum (figure 2). After determination of the coherence length experimentally, it can be compared to existing models ([3], [4]). The information obtained is useful for the validation and adaptation of the existing models in order to predict the excitation of exposed surfaces to a turbulent boundary layer more precisely. Appropriate weighting is applied to the error in the two-dimensional fit in order to separate the error in flow from the error in cross-flow direction. The error yields information about the deviation of the decay characteristics from the proposed exponential behavior.

Wind tunnel measurements with different Mach numbers are consulted to find the influence of flow speed on the coherence length of vortex structures in the turbulent boundary layer at high subsonic speeds as they appear on an aircraft at different flight conditions.

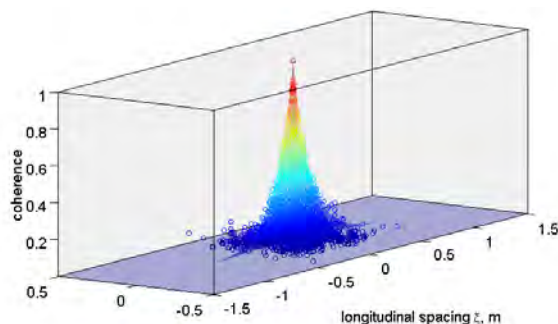


Fig. 1 : Exponential coherence fit through cross-correlation coefficients ($M=0.8$; $f=988\text{Hz}$)

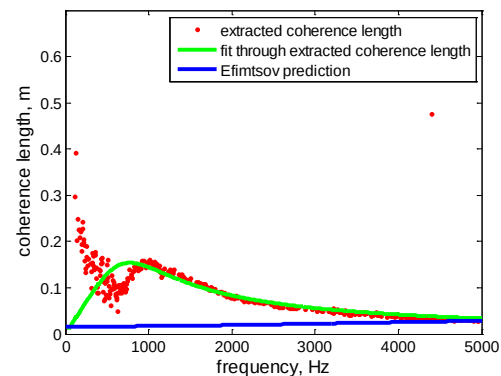


Fig.2: Extracted coherence length at $M=0.8$ together with fitted curve and predicted values, in-flow direction

References

- [1] - Spehr C et al. – *In-flight sound measurements: a first overview*, AIAA-Paper 2012-2208, 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Colorado Springs, Colorado, USA, June 2012
- [2] – Rocha, J. and Palumbo, D. – *On the sensitivity of sound power radiated by aircraft panels to turbulent boundary layer parameters*, Journal of Sound and Vibration, 2012, 331, pp. 4785-4806
- [3] – Corcos, G. M., *Resolution of Pressure in Turbulence*, The Journal of the Acoustical Society of America, 1963, 35, pp. 192-199
- [4] – Efimtsov, M. *Characteristics of the Field of Turbulent Pressures at the Wall of a Boundary Layer*, Sov. Phys. Acoust., 1982, 28, pp. 289-292
- [5] - Ehrenfried, K. and Koop, L. – *Experimental Study of Pressure Fluctuations Beneath a Compressible Turbulent Boundary Layer*" AIAA-Paper 2008-2800, 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Vancouver, British Columbia, Canada, May 2008
- [6] – Palumbo, D. – *Determining correlation and coherence lengths in turbulent boundary layer flight data.* – Journal of Sound and Vibration, 2012, 331, pp. 3721-3737

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Thema: Experimentelle Untersuchungen strömungsinduzierter Resonanzen überströmter Hohlräume

Andre Heider, Andreas Schröder, Claus Wagner
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.,
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen,
andre.heider@dlr.de

Bei überströmten Hohlräumen, wie z. B. Fahrwerksschächten bei Flugzeugen oder PKWs mit geöffneten Seitenscheiben oder Schiebedächern kann es zu periodischen Druckschwankungen im Inneren des Hohlraums mit hohen Schalldruckpegeln kommen (z. B. Schiebedach-Wummern [1],[2]). Es handelt sich hierbei um eine bi-akustische Kopplung zwischen den Scherschicht-Moden (z. B. Rossiter-Moden) und den Eigenfrequenzen des Hohlraums. Je nach Anströmgeschwindigkeit kann die Frequenz der Druckschwankungen auf unterschiedlichen Moden einrasten. Unter bestimmten Bedingungen kann es zu spontanen Wechseln zwischen zwei Moden kommen (transienter Modenwechsel) [3].

Ziel dieser Untersuchung ist einerseits die raumzeitliche Erfassung von strömungsphysikalisch und akustisch relevanten Größen einer einseitig überströmten generischen tiefen Kavität einschließlich der Wirbelentstehung und Wirbelablösung, die durch die Scherschichtinstabilitäten verursacht werden wie auch deren strömungsakustische Kopplung. Andererseits sollen Strömungstopologien, die während des transienten Modenwechsels in zeitlich hoher Auflösung auftreten, aufgedeckt werden.

An einer generischen tiefen Kavität wurden im 1-m Windkanal des DLR in Göttingen bei Reynoldszahlen (Re_L) zwischen 20000 und 660000 strömungsphysikalische und akustische Untersuchungen mittels zweier PIV-Systeme (siehe Abb. 1) sowie 12 wandbündig eingebauter Mikrofonen durchgeführt.

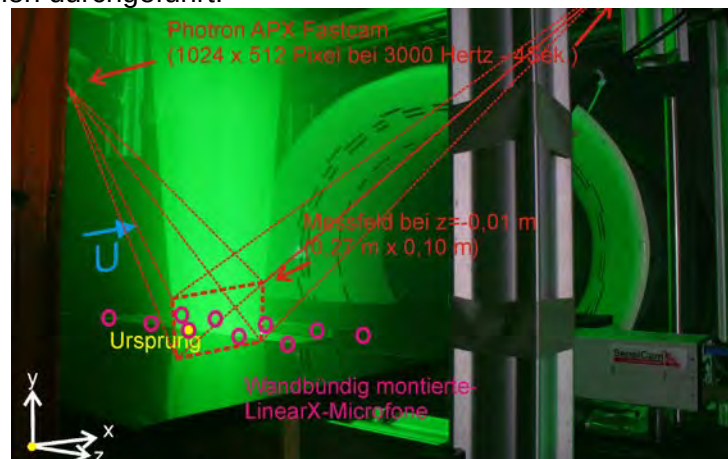


Abbildung 1: 3C-2D HSSPIV System zur zeitlich hochaufgelösten Erfassung der Strömungsgeschwindigkeiten innerhalb der Kavität sowie wandbündig eingebaute Mikrofone zur Bestimmung der Druckschwankungen im Inneren der Kavität

Die Bestimmung der Phasenversätze und Auswertung der Phasenbeziehungen stromauf- und stromab liegender Mikrofone liefert eine Aussage zu dem Impulseintrag des akustischen Feedbacks auf die Vorderkante. Die Relevanz der Erkenntnisse, die an der oben diskutierten der generischen Kavität gewonnenen wurden, wird durch Vergleich mit Ergebnissen aus ebenfalls durchgeführten Untersuchungen an einem generischen Modell eines Kraftfahrzeuges im Originalmaßstab nachgewiesen.

In der Abbildung 2 sind die sich stufenförmig ansteigende Schalldruckpegel, die durch die Resonanzfrequenzen gebildet werden, erkennbar. Diese werden bei etwa 40 Hz und 65 Hz angeregt. Die Bestimmung lokaler Maxima der Korrelationsfunktion der Schwankungsgrößen $Ru'u'$ erlaubt die Bestimmung der Wirbelablösefrequenzen im Inneren der Kavität. Die Wirbelablösefrequenzen sind in der Abbildung durch schwarze Symbole dargestellt. Hierbei werden die Ablösefrequenzen, die der ersten Rossiter-Mode zugeordnet werden können, durch Quadrate, die der zweiten Mode durch Rauten dargestellt. Die Ablösefrequenzen der dritten und vierten Mode werden durch Kreise und Dreiecke abgebildet. Die Abbildung zeigt deutlich die Übereinstimmung mit den beobachteten Resonanzfrequenzen im inneren der Kavität. Die numerisch bestimmten Eigenfrequenzen des Hohlkörpers liegen bei 64 Hz und 141 Hz. Da diese Frequenzen unabhängig von der Überströmgeschwindigkeit sind, sind diese durch zwei horizontale schwarze Linien dargestellt. Es ist erkennbar, dass es ab ca. $Re_L = 5,3 \cdot 10^5$ zu einem Einrasten auf diese Eigenfrequenz mit besonders hohen Schalldruckpegeln kommt.

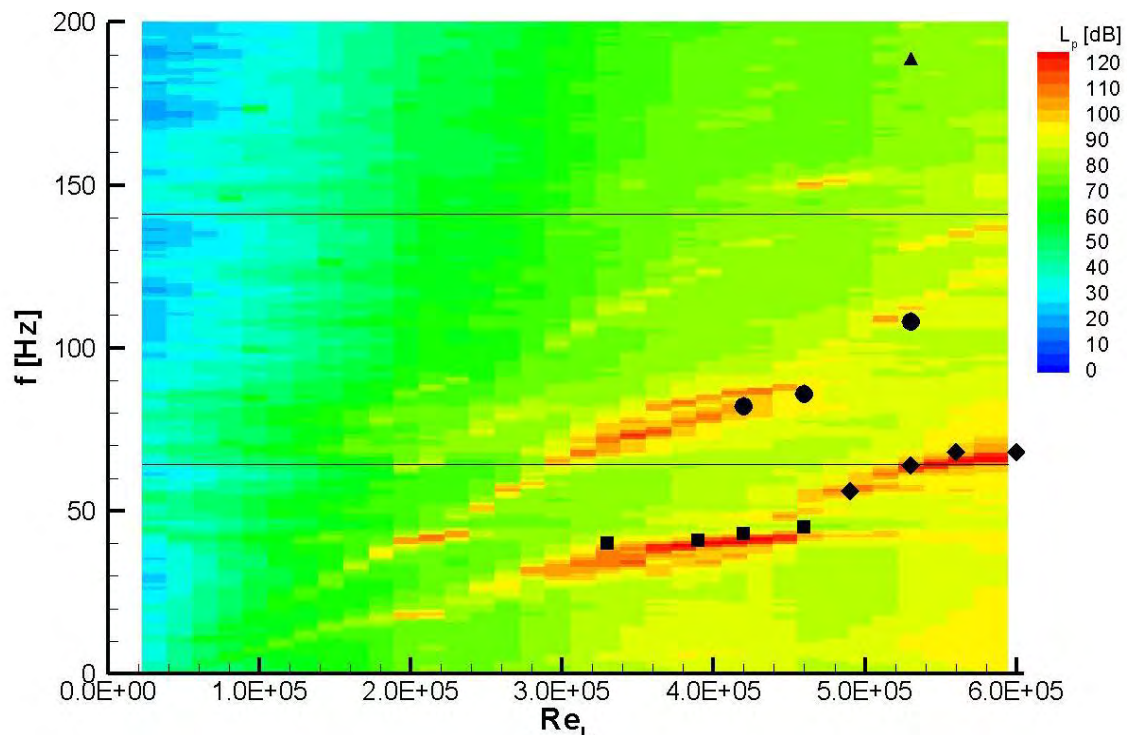


Abbildung 2: Wirbelablösefrequenzen und Leistungsspektrum des Mikrofonsignals im Inneren der Kavität für Reynoldszahlen R_L zwischen $0.2 \cdot 10^5$ (3 m/s) und $6,6 \cdot 10^5$ (35 m/s).

Literatur:

- [1] Crouse, B., Senthoooran, S., Balasubramanian, G., Freed, D., Nölting, S., Mongeau, L. and Hong, J.-S., Sunroof buffeting of a simplified car model: Simulations of the acoustic and flow-induced responses, *SAE Technical Paper Series, SAE 2005 Noise and Vibration Conference and Exhibition, Traverse City, Michigan, May 16-19, 2005*
- [2] Islam, M.; Decker, F.; Hartmann, M.; Jäger, A.; Lemke, T.; Ocker, J.; Schwarz, V.; Ullrich, F.; Schröder, A and Heider, A. Investigations of Sunroof Buffeting in an idealised Generic Vehicle Model - Part I: Experimental Results., *Conference Proceedings (AIAA-2008-XX), S. 1 - 3 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference / (29th AIAA Aeroacoustics Conference), Vancouver (Canada), 2008*
- [3] Kegerise, M.A., Spina, E.F., Garg, S. and Cattafesta, L.N. (2004), Mode-switching and nonlinear effects in compressible flow over a cavity, *Physics of Fluids, Vol. 16, p. 678-687, 2004*

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Aerodynamische Schallerzeugung durch Strömungen kleiner Machzahlen in achsensymmetrischen Rohren mit Querschnittsänderungen (Blenden)

Frank Obermeier, Institut f. Mechanik u. Fluidodynamik, TU Bergakademie Freiberg
frank.obermeier@imfd.tu-freiberg.de

Mikhail Konstantinov, Andrei Shishkin, Claus Wagner
DLR Göttingen, Institut f. Aerodynamik u. Strömungstechnik

Einleitung

Ausgehend von der "Wirbelschalltheorie" von W. Möhring [1] und F. Obermeier [2] wird eine numerische Berechnung der aerodynamischen Schallerzeugung durch Wirbelablösungen in zylindrischen, von Luft durchströmten Rohren mit zwei unterschiedlich dicken Blenden vorgestellt, Abb. 1. Solche Strömungen können als vereinfachtes Modell für die Schallerzeugung in Zuleitungsrohren zur Klimatisierung von Räumen, z. B. von Flugzeugkabinen, angesehen werden. In der Literatur basieren diese Berechnungen aerodynamischer Schallerzeugung im Allgemeinen auf der Ffowcs Williams-Hawkings-Gleichung, eine Integraldarstellung der bekannten Lighthill-Gleichung für beliebige Wandgeometrien in der Strömung. Hierzu werden für das vorliegende Problem das Strömungsfeld im Rohr numerisch berechnet, dann die resultierenden Wanddruckschwankungen in die Oberflächenintegrale der Ffowcs Williams-Hawkings-Gleichung eingesetzt und diese Integrale ausgewertet. Volumenintegrale bleiben unberücksichtigt, eine fragwürdige Vereinfachung in Rohrströmungen, da wegen der "Eindimensionalität" der Strömung Dipolquellen (Oberflächenintegrale) und Quadrupolquellen (Volumenintegrale) gleich effektiv sein sollten.

Theorie

In der vorliegenden Arbeit wird ein alternatives Verfahren verwendet. Dazu wird in einem ersten Schritt die in der Literatur üblicherweise verwendete Greensche Freifeldfunktion durch eine der Geometrie angepasste Greensche Funktion ersetzt, M.S. Howe [3], F. Obermeier [4]. Damit entfallen Oberflächenintegrale in der Integraldarstellung der Lighthill-Gleichung. Für kleine Strömungsmachzahlen ist diese Greensche Funktion identisch mit dem Potential Φ einer fiktiven, reibungsfreien, inkompressiblen Strömung durch die gegebene Rohrgeometrie. In einem zweiten Schritt wird dann diese gewöhnliche, der Geometrie angepasste Greensche Funktion G durch eine sogenannte Greensche Vektorfunktion $\underline{G}$ ersetzt. Diese genügt der Bedingung

$$\text{grad } G = \text{rot } \underline{G} \text{ mit } \underline{G} = \{G_x, G_r, G_\varphi\}, \quad (1)$$

x, r, φ beschreiben Zylinderkoordinaten. Für Beobachtungspunkte außerhalb der Schallquellenverteilung ist diese Gleichung lösbar und besitzt die Lösung

$$\underline{G} = \left\{ 0, 0, \frac{1}{4\pi r} \Psi_{\text{pot}}(r, x) \right\}. \quad (2)$$

Hierbei ist Ψ die zum Potential Φ zugehörige Stromfunktion. Unter Beachtung der Forderung Gl. (2) lässt sich dann die übliche Quellverteilung $\underline{u} \times \text{rot } \underline{u}$ in der Integraldarstellung der Lighthill-Gleichung vermöge partieller Integration durch die Zeitableitung der Wirbelverteilung $\frac{\partial}{\partial t} \text{rot } \underline{u}$ ersetzen, $\underline{u}$ beschreibt das Geschwindigkeitsfeld. Damit erhält man für die Ruheenthalpie am Rohrende die Darstellung

$$\lim_{x \rightarrow \infty} \left(h + \frac{|\underline{u}|^2}{2} \right) = -\frac{1}{2} \iiint_{0,0,0}^{x,R(x'),2\pi} \frac{\partial}{\partial t} (\text{rot } \underline{u})_\varphi \Psi_{\text{pot}}(r, x') dr dx' d\varphi,$$

d. h. die Enthalpieschwankungen am Rohrende hängen nur von der Azimuthalkomponente der zeitlichen Änderung der Wirbelverteilung im Rohr ab. Diese Schwankungen können dann als Randbedingung für die Berechnung der Schallabstrahlung in den freien Raum dienen; hierauf wird in dieser Arbeit aber nicht explizit eingegangen.

Im nächsten Schritt wird die Integration über den Azimuthalwinkel ausgeführt. Damit vereinfacht sich die Schallquellendarstellung dahingehend, dass sie allein durch die über den Azimuthalwinkel gemittelte zeitliche Änderung der azimuthalen Wirbelverteilung gegeben ist:

$$\lim_{x \rightarrow \infty} \left(h + \frac{|u|^2}{2} \right) = -\pi \iint_{0,0}^{x,R(x')} \frac{\partial}{\partial t} (\overline{\text{rot } u})_{\varphi} \Psi_{\text{pot}}(r, x') dr dx' \quad (3)$$

Numerik

Die zeitabhängige Wirbelverteilung in Gl. (3) wird numerisch bestimmt und das Integral ausgewertet. Abb. 1 zeigt eine Momentaufnahme der über φ gemittelten Azimuthalkomponente der Wirbelverteilung $(\overline{\text{rot } u})_{\varphi}$ und Abb. 2 den zeitliche Verlauf der Enthalpie am Rohrende, aus dem das vom Rohrende abgestrahlte Schallfeld bestimmbar ist.

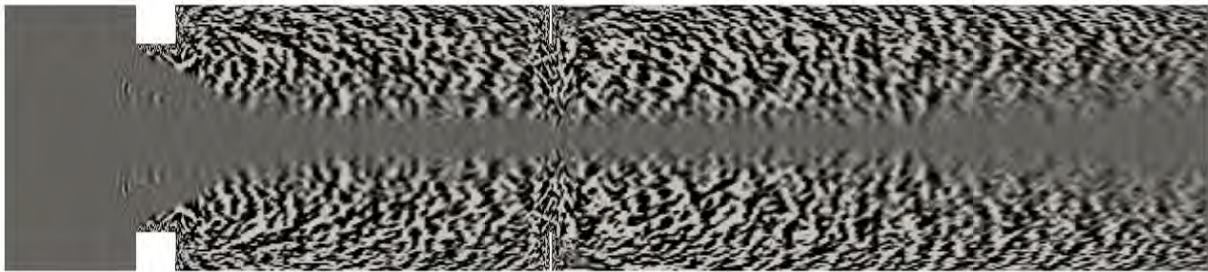


Abb. 1: Rohrgeometrie (verzerrt) und Zeitableitung der azimuthalen, über den Azimuthalwinkel gemittelten Wirbelverteilung; Strömungsgeschwindigkeit 10 m/s, Rohrlänge 907 mm, Rohrdurchmesser 100 mm.

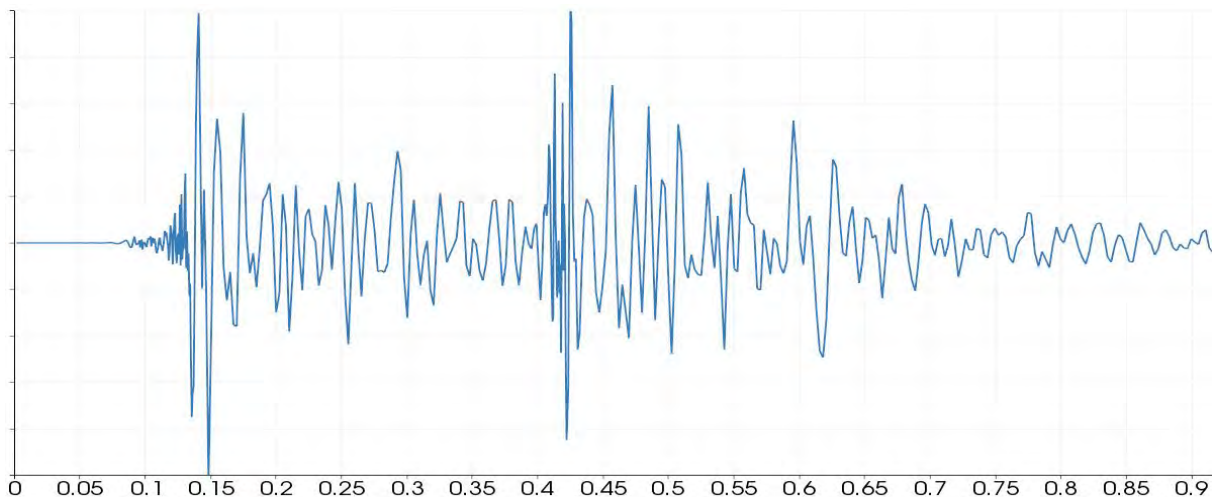


Abb. 2: Momentaufnahme der über den Querschnitt integrierten Schallquellenverteilung entlang der Rohrachse.

Literatur

- [1] W. Möhring: On vortex sound at low Mach number. J. Fluid Mech. **85** (1978), 685-691.
- [2] F. Obermeier: On a new representation of aerodynamic source distribution I. General theory. Acustica **42** (1979), 56-61.
- [3] M.S. Howe: Contributions to the theory of aerodynamic sound, with application to excess jet noise and the theory of the flute. J. Fluid Mech. **71** (1975), 625-673.
- [4] F. Obermeier: Low Mach-number noise generated by an unsteady flow through a duct with variable cross section. MPI für Strömungsforschung, Bericht **111/1982**.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

A separated flow model for semi-empirical prediction of trailing edge noise

Chan Yong Schüle and Karl-Stéphane Rossignol

German Aerospace Center, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Technical Acoustics, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, chan.schuele@dlr.de

The prediction of aerodynamically generated sound on wind turbine rotor blades is essential to the economical feasibility of new wind turbine designs, limited by stringent communal immission regulations. Several noise prediction schemes exist that predict the sound generated on the suction and pressure side of an airfoil trailing edge with an attached turbulent boundary layer. Nonetheless, no schemes exist currently that describe the aeroacoustic effect of mildly separated turbulent boundary layers on sharp trailing edges based on a physical description of the trailing edge flow field. Hence the framework for a semi-empirical model based on the structure of the separated flow zone for incompressible low Mach and high Reynolds numbers is presented.

Trailing edge generated sound can be described e.g. through Lighthill's analogy in conjunction with the infinitely thin infinite half plane boundary condition or through the modeling of a plane wave scattered on a sharp edge (Chase/Chandiramani). Both theories result in a U^5 dependent source term. The plane wave scattering of Chase/Chandiramani for the non-compact chord length scattering half plane takes the simple form of

$$S(\omega) = \frac{1}{4\pi R^2} k_0 L \int dk \frac{P(k_1, k_3, \omega)}{(\vec{k} \cdot \vec{n})(1 - k_0/k_1)}$$

for the far field sound power spectrum S at radius R and at 90° above or below the scattering edge. $k_0 = \omega/c$ with c =speed of sound and $k_i = \omega/U_i$ with U_i as convection speed of the turbulent eddies. The sound prediction depends therefore on the wavenumber frequency spectrum P of the fluctuating pressure p' at the trailing edge. Surface pressure wavenumber spectra can be calculated through the solution of the Navier-Stokes and continuity equation in the following form:

$$\nabla \cdot \nabla p' = \rho \partial_{ij}^2 (u_i u_j - \bar{u}_i \bar{u}_j) = \partial_{ij} T_{ij}(\vec{y}, t) = \rho \partial_{ij}^2 (2U_i u_j' + u_i' u_j' - \bar{u}_i \bar{u}_j')$$

$u_i = U_i + u_i'$ with $U_i = \text{mean}(u_i)$. If the effect of viscosity acting on the boundary surfaces is neglected, the corresponding power spectrum is given by the product of the temporally and spatially Fourier transformed fluctuating pressures (Blake 1986) with $k^2 = k_1^2 + k_3^2$:

$$P(\vec{k}, \omega) = \frac{(\sqrt{k_0^2 - k^2} \delta_{j2} + k_j)(\sqrt{k_0^2 - k^2} \delta_{n2} + k_n)}{k_0^2 - k^2}$$

$$\times \iint dy_2 dy_2' e^{i(y_2 + y_2')\sqrt{k_0^2 - k^2}} \partial_i \tilde{T}_{ij}(\vec{k}, y_2, \omega) \partial_m \tilde{T}_{mn}^*(\vec{k}, y_2', \omega)$$

with

$$\partial_i \tilde{T}_{ij} = \frac{1}{(2\pi)^2} \iint dy_1 dy_3 \partial_i \tilde{T}_{ij}(y_1, y_2, y_3, \omega) e^{-i\vec{k} \cdot \vec{y}} = \frac{1}{(2\pi)^3} \iiint dy_1 dy_3 dt \partial_i T_{ij}(y_1, y_2, y_3, \omega) e^{-i(\vec{k} \cdot \vec{y} - \omega t)}$$

δ_{ij} corresponds to the Kronecker delta. A simplified expression of the wavenumber frequency spectrum underneath an attached turbulent boundary layer can be found through linearization of the source terms with respect to the fluctuating quantities. It practically means that the convective ridge originating from the log-overlap layer of the turbulent boundary layer dominates the source term. If incompressibility, locally parallel flow, and a slowly varying mean flow in y_1 -direction is assumed $\partial_i T_{ij}$ simplifies to $\partial_i \tilde{T}_{ij}(\vec{y}, \omega) = 2\rho \partial_2 U(y_2) u_2'$, also known as mean-shear turbulence interaction source term. For $k \gg k_0$ and $k \gg \delta^{-1}$

$$P(\vec{k}, \omega) = \rho^2 k_1^2 / (k^2) \iint dy_2 dy_2' e^{-(y_2 + y_2')k} \times \partial_2 U(y_2) \partial_2 U(y_2') \langle u_2(y_2) \langle u_2(y_2') \rangle \varphi_{22}(\vec{k}, y_2, y_2', \omega)$$

with $\varphi_{22}(\vec{k}, y_2, y_2', \omega) = \tilde{u}_2(\vec{k}, y_2, \omega) \tilde{u}_2^*(\vec{k}, y_2', \omega) / \langle u_2 \rangle^2$. In case of attached turbulent flow, the wave number frequency spectrum has been modeled e.g. through separation of variables:

$$\varphi_{22}(\vec{k}, y_2, y_2', \omega) = R_{22}(y, y') \varphi_{22}(k, y, \omega) = l_2 \delta(y - y') \varphi_{22}(k, y_2) \varphi_m(\omega - U_c k_1)$$

with l_2 as vertical correlation length scale, Φ_{22} as the wavenumber spectrum of u_2 , and Φ_m as moving spectrum modeling the decay of correlation with downstream convection. The prediction of the wavenumber frequency spectrum at the trailing edge depends therefore on the wall normal distribution of the rms-value of the vertical velocity fluctuations, the vertical mean flow gradient, the vertical integral length scale, the correlation decay in the direction of the mean flow convection and the wavenumber spectrum of the local turbulence. The unknowns of this model have been formulated e.g. by Parchen 1998 using Prandtl's mixing length concept and the van Kármán turbulence spectrum.

A very similar approach is sought for the trailing edge separated flow. Correlations between surface pressure fluctuations in the region of trailing edge separated flow and the velocity fluctuations above indicate that the dominant sources are spatially coinciding with the maximum mean-shear stress, therefore permitting the conclusion that the recirculation zone with its back flow is negligible as source region and the dominant source term is again of convective nature (Blake 1975). Henceforth the linearized mean-shear turbulence interaction term shall suffice for the far field sound prediction scheme. In order to formulate the analytical shell for the semi-empirical prediction

STAB

problem, a formal y_2 -dependence of the separated boundary layer or free shear layer needs to be found. This might be done in a form analogous to Coles' law of the wake (White 2002) in terms of outer variable scaling starting at the recirculation bubble height under the influence of an adverse pressure gradient. A possible scaling for vertical profiles at multiple stream wise stations of the separated flow is presented in Figure 1. The scaling was applied to the data of three different experiments that investigated turbulent separated flows over the trailing edge of a 2D profile (Gleyzes et al. 2003, Wadcock et al. 1980), as well as separation due to an adverse pressure gradient on a turbulent flat plate BL (Simpson et al. 1981). These experiments show conceptual similarity to the application on wind turbine blades, in contrast to separation experiments that include steps, sharp corners or fences.

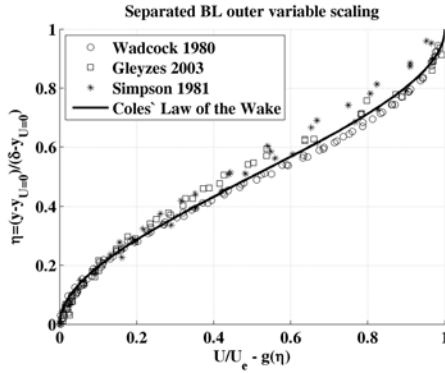


Fig. 1: Outer variable scaling of the positive mean velocity turbulent BL over separated flow region. The U -velocity gradient U'_0 at $\eta=0$ is imposed through $g(\eta) \approx U'_0(-2.33 + \eta + 1.33\eta^2 + 2.33\cos(\pi/2\eta))$

The data's collapse to Coles' law of the wake is satisfactory in the wall normal coordinate η with an additional correction term imposing the mean shear gradient on the $U=0$ boundary at the upper recirculation zone edge. The scaling law can be used to estimate Prandtl's mixing length l from the turbulent Reynolds stresses as shown in Figure 2. l is nearly constant with $l/\delta \approx 0.05$ for 80% of the modeled layer and resembles

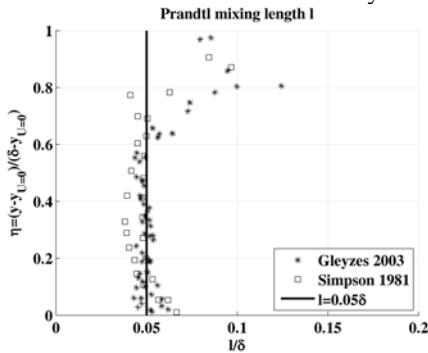


Fig. 2: Prandtl mixing length based on gradients from the modified Coles' law (Figure 2) and turbulent Reynolds stresses extracted from Gleyzes & Capbern 2003 and Simpson et al. 1981.

the traditional 0.09 of the wake of an equilibrium boundary layer if it is related to $\delta - y_{U=0}$. In order to make a connection between the mean-shear gradient and the rms fluctuations, Townsend's hypothesis of $-\overline{u'v'}/k = \alpha = const.$ is presented in Figure 3. It depicts the turbulent shear stresses normalized by the normal stresses as well as the turbulent kinetic energy omitting the w -component since it was not

measured in Gleyzes' and Capbern's experiment. α seems to be nearly constant up to $\eta=0.6$ besides some scatter. Nonetheless the scatter is more pronounced for the $u_2'=v'$ normalization which might be due to its smaller amplitudes compared to $u_1'=u'$ fluctuations and hence larger sensitivity to extraneous error sources during data extraction from the reference. The velocity fluctuations are clearly anisotropic with $u_{rms}/v_{rms} \approx 1.7$. The presented results would allow to assume that the convection and diffusion of turbulent kinetic energy is negligible in the layer above the recirculation bubble and dissipation is in equilibrium with production. The vertical correlation length relates to the mixing length

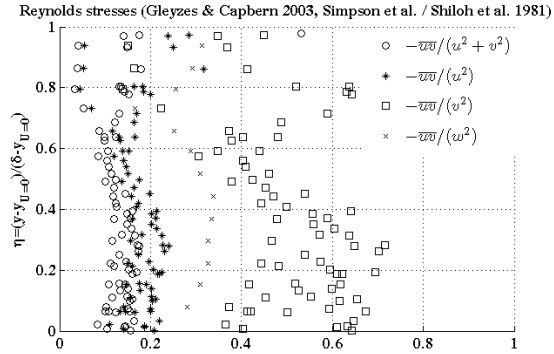


Fig. 3: Ratio of Reynolds stresses for multiple stream wise locations above the recirculation bubble extracted from Gleyzes & Capbern 2003 and Simpson et al./Shiloh et al. 1981.

through some constant coefficient since it describes the vertical extent of momentum exchange between neighboring layers, which was indirectly assumed by defining the vertical velocity correlation as delta function. The moving axis spectrum will initially be assumed similar to the formulation given by Parchen.

The plausibility of the entire model especially with regard to Blake's promising conclusion that the dominant source terms are outside the recirculation bubble will be further detailed in the near future. This includes additional analytical work as well as comprehensive wind tunnel tests in the Acoustic Wind Tunnel Braunschweig (AWB). Nonlinear source terms are covered e.g. in Chase's wavenumber spectrum model (Chase 1980) and might also find application in the present separation stall noise model if an increased accuracy in the very low wavenumber regime away from the convective ridge becomes necessary.

References

- W. K. Blake, "Mechanics of flow-induced sound and vibration vol I+II", Applied Mathematics and Mechanics, Volume 17-1, Academic Press, Inc. (1986)
- R. Parchen, TNO-Report HAG-RPT-980023 (1998)
- W.K. Blake, David Taylor Naval Ship Research and Development Center (1975), Report 4241
- F.M. White, "Viscous fluid flow", McGraw Hill (2002)
- C. Gleyzes and P. Capbern, Aerospace Science and Technology (2003), vol. 7, pp. 439-449
- K. Shiloh, B.G. Shivaprasad, and R.L. Simpson, JFM (1981), vol. 113, pp.75-90
- R.L. Simpson, Y.-T. Chew, and B.G. Shivaprasad, JFM (1981), vol. 113, pp. 23-51
- A.J. Wadcock, NASA Contractor Report 3283 (1980)
- D.M. Chase, Journal of Sound and Vibration (1980), 70(1), 29-

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamics and Aeroacoustics

Assessment of Front Rotor Trailing Edge Blowing for the Reduction of CROR Interaction Tone Noise Emissions

A. Stuermer, R.A.D. Akkermans, J.W. Delfs
DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Lilienthalplatz 7,
38108 Braunschweig, Germany, arne.stuermer@dlr.de

B. Caruelle
AIRBUS Operation S.A.S., 316 Route de Bayonne, 31060 Toulouse Cedex 09, France,
bastien.caruelle@airbus.com

In the frame of the 7th Framework EU Joint Technology Initiative Smart Fixed Wing Aircraft project [1], DLR is investigating the general feasibility and efficiency of applying front rotor trailing edge blowing for the reduction of interaction tone noise emissions of CROR propulsion systems. Trailing edge blowing reduces the wake momentum deficit behind the front rotor [2] and therefore its wake interaction with the aft rotor. The investigation is done using a coupled CFD-CAA process chain established at the DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology based on uRANS simulations with the DLR TAU-Code and a subsequent noise emission analysis using the DLR Ffowcs Williams/Hawkings (FWH) Code APSIM+ (see, e.g., [3]).

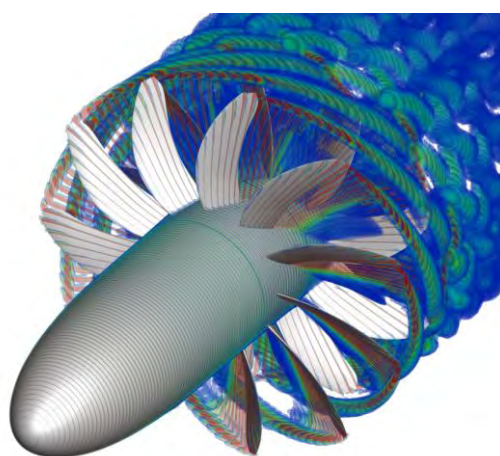


Fig 1a) Airbus Generic AI-PX7 CROR Configuration

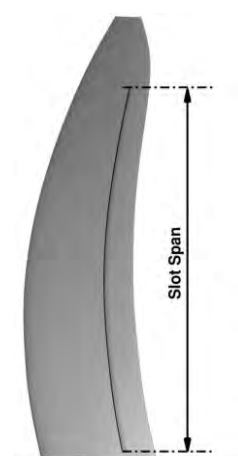
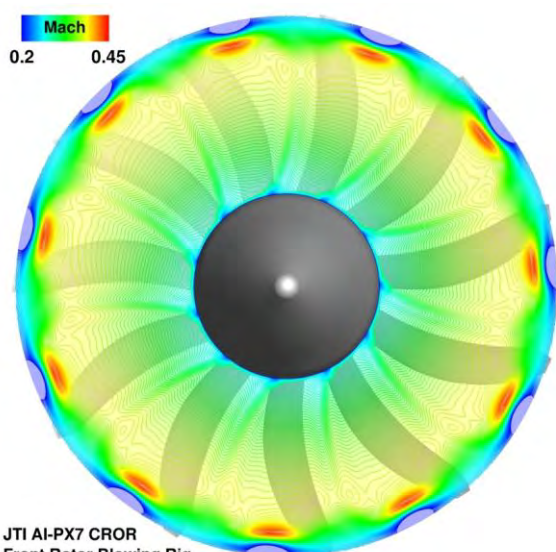
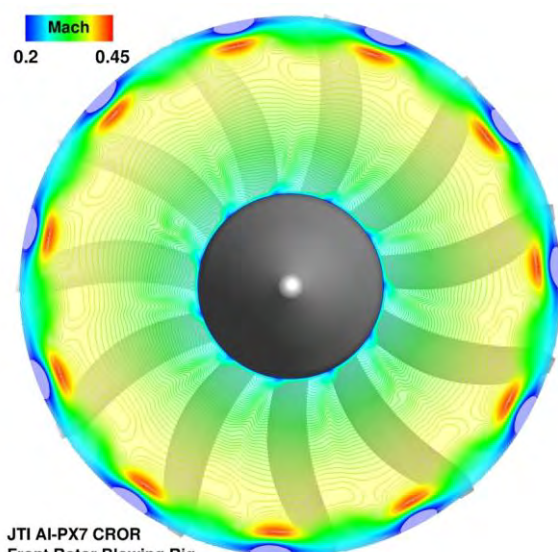


Fig 1b) Front rotor blowing slot setup



JTI AI-PX7 CROR
Front Rotor Blowing Rig
Take-Off @ $h=0\text{ft}$, $M=0.23$

Fig 2a) Baseline front rotor blade wakes in the aft rotor plane



JTI AI-PX7 CROR
Front Rotor Blowing Rig
Take-Off @ $h=0\text{ft}$, $M=0.23$

Fig 2b) Reduction of front rotor blade wakes in aft rotor plane due to front rotor blowing

The investigation is performed for the Airbus-designed generic CROR AI-PX7 CROR configuration shown in figure 1a. To study the feasibility and efficiency of front-rotor trailing-edge blowing for the targeted reduction of interaction tone noise emissions of a CROR, each blade of the AI-PX7 CRORs front rotor was modified to include a slot just upstream of the trailing edge on the blade suction side for much of the blade span, as shown in figure 1b. For both the baseline AI-PX7 CROR as well as the powerplant with front rotor trailing edge blowing, uRANS simulations are performed to assess the detailed impact of this novel active flow control approach on the aerodynamic performance of the engine as well as to provide the input data for the FWH analysis of the noise emission and comparison. As interaction-tone noise emissions play a dominant role in the overall CROR noise signature as relevant for flyover noise certification purposes at take-off conditions [4], the investigations are focused on the isolated CROR at low-speed, high-thrust conditions. Through a parametric study of the blowing pressure ratios for each of the four spanwise slot segments, an operating point was selected that leads to a noticeable reduction in the presence of front rotor blade wakes in the plane of the aft rotor, as evident when comparing figures 2a and 2b. Figure 3 shows the aeroacoustic impact on the nearfield noise emission spectra, as the difference between the tone levels for the case with front rotor blowing versus the baseline configuration.

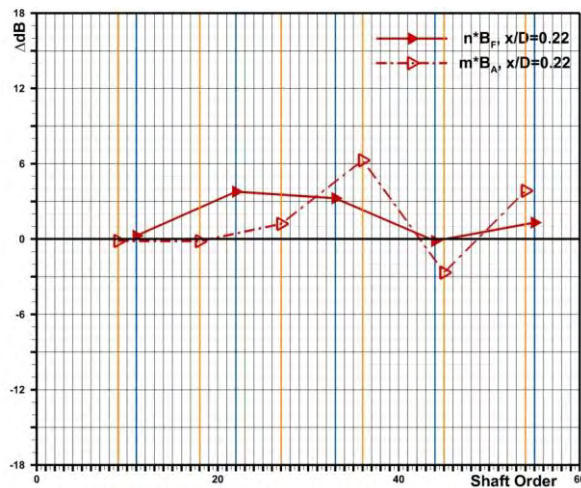


Fig 3a) Impact of blowing on nearfield rotor tone levels in the aft rotor plane

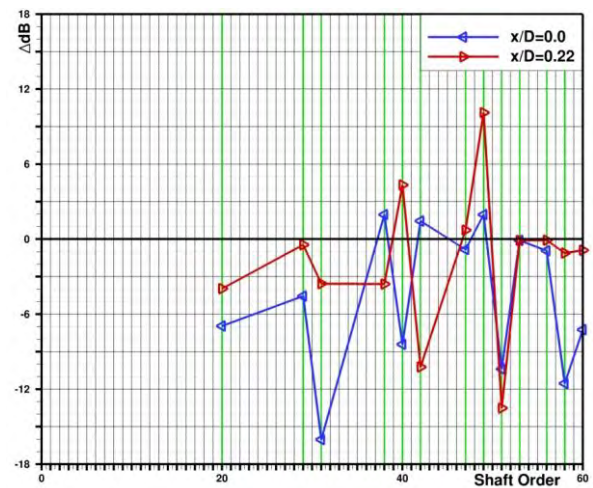


Fig 3b) Blowing impact on interaction tone levels in front ($x/D=0$) and aft ($x/D=0.22$) rotor plane

Clearly, the favorable impact of the front blade wake strength reductions on aft rotor unsteady loadings lead to a reduction for most of the interaction tone levels, as depicted in Fig. 3b. Front rotor tones, and to a lesser extend the aft rotor tones, show an increase in amplitude resulting from the trailing edge blowing (see Fig. 3a).

The paper will present a detailed aerodynamic and aeroacoustic analysis and discuss the design and operational implications of employing front rotor blowing technology for CROR interaction tone noise reductions. Furthermore, the possible role of front rotor trailing edge blowing as an additional aeroacoustic source will be studied, which could lead to higher noise emission for its rotor alone tones.

References

- [1] <http://www.cleansky.eu/content/page/sfwa-0>
- [2] R.P. Woodward, et al : "Noise Benefits of Rotor Trailing Edge Blowing for a Model Turbo-fan", 45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-1241
- [3] R.A.D. Akkermans, et al.; "Handling of Non-Periodic Contra Rotating Open Rotor Data", 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2012-2262
- [4] A. Stuermer and J. Yin: "The Case for Counter-Rotation of Installed Contra-Rotating Open Rotor Propulsion Systems", 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA2012-2785

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Dreidimensionale Schlagfluganalyse

Nadine Buchmann, Prof. Dr.-Ing Rolf Radespiel
TU Braunschweig – Institut für Strömungsmechanik
Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig
n.buchmann@tu-bs.de

Die zweidimensionale Schlagfluganalyse hat in den letzten Jahren wichtige Erkenntnisse hervorgebracht. Vorhergehende Arbeiten am Institut für Strömungsmechanik [1] konnten eine geeignete Definition des Vortriebswirkungsgrades für instationär bewegte Profile aufzeigen sowie besonders günstige Bewegungsformen und -abläufe identifizieren. So wurden die Parameter für das Verhältnis von Dreh- zu Hubamplitude sowie der Phasenverschiebung zwischen harmonischen Translations- und Nickbewegungen optimiert, um für ein vogelähnliches Profil maximale Vortriebswirkungsgrade zu erzielen. Diese durch numerische Simulationen gewonnenen Werte konnten durch Validierungsexperimente bestätigt werden [2].

Der Neuentwurf eines vogelähnlichen Profils, das auf optischen Messungen eines Wanderfalken basiert, weist nach der Berechnungsmethode [1] einen noch etwas höheren Vortriebswirkungsgrad als ein zuvor untersuchtes, generisches Seemöwenprofil unter Nutzung der als optimal gefundenen Kinematik auf. Aufbauend auf den vorliegenden Messdaten wurde ein numerisches Modell eines Tragflügels entworfen, welcher in numerischen Strömungssimulationen einen Bewegungsablauf im dreidimensionalen Raum ausführt. Die Strömungssimulation des schlagenden und tordierenden Flügels wurde mit Hilfe einer Netzdeformationstechnik mit radialen Basisfunktionen (RBF) und dem URANS-Strömungslöser DLR-TAU unter der Verwendung eines 2-Schicht k- ω -Turbulenzmodells [1] durchgeführt.

Die dreidimensionale Schlagfluganalyse soll nun die Entwurfsempfindlichkeiten des generischen Vogelflügels herausstellen, der in Grundriss und Profilform einem Wanderfalkenflügel nachempfunden wurde. Dabei war eine wichtige Fragestellung, ob die Ergebnisse der zweidimensionalen bewegten Profilsimulationen auf den endlichen Flügel übertragen werden können. Hierfür müssen die am endlichen Tragflügel auftretenden dreidimensionalen Effekte eliminiert werden, indem der induzierte Anstellwinkel durch Variation der Bewegungsparameter kompensiert wird. Zu diesem Zweck wurde die Prandtl'sche Tragflügeltheorie in geeigneter Weise angepasst.

Die einfache Übernahme der 2D Bewegungsparameter auf den Flügel verursacht eine Ablösung der Strömung an der Flügelunterseite während des Aufschlags, die durch das Einbeziehen des induzierten Anstellwinkels in die Bewegung verhindert werden konnte (Abb.1). Ein um den induzierten Anstellwinkel korrigierter mittlerer Anstellwinkel und eine Neudefinition der Torsionsbewegung während einer Schlagperiode konnten Auftriebs- und Widerstandsbeiwert des Entwurfspunktes bei $\eta=0,8$ auf das Niveau des zweidimensionalen Falles angleichen (Abb.2), diese weisen allerdings weniger ausgeprägte Extrema an den Positionen Mitte Abschlag und Mitte Aufschlag auf. Abbildung 3 zeigt die normierte Wirbelviskosität der zweidimensionalen Strömung und im Schnitt bei $\eta=0,8$ der dreidimensionalen Simulation an der Position Mitte Abschlag. Demnach liegt die Transition im dreidimensionalen Fall sowohl auf der Ober- als auch der Unterseite näher an der Vorderkante, als bei der zweidimensionalen Profilbewegung.

Derzeit werden Variationen des Hub-/Nickverhältnisses sowie Simulationen mit einer Gleitbewegung des Flügels untersucht, um die bereits vorliegenden Ergebnisse einzuordnen und einen geeigneten Ausgangspunkt für spezifische Verbesserungen des 3D Schlagflugs anzugeben.

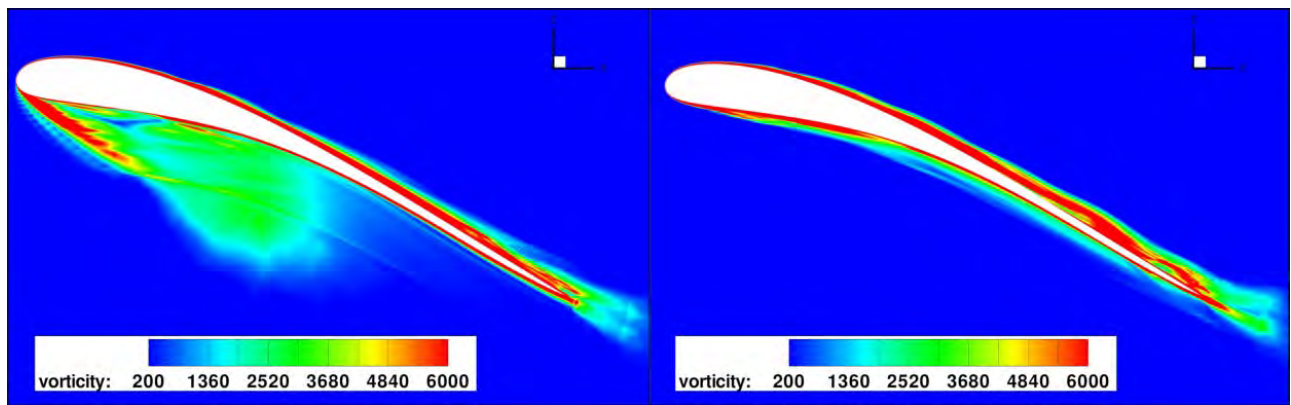


Abb. 1 : Wirbelstärken bei $\eta=0,8$ Referenzfall (links), mit einbezogenem induziertem Anstellwinkel (rechts) bei Flügelposition Mitte Aufschlag ($t/T = 0.75$)

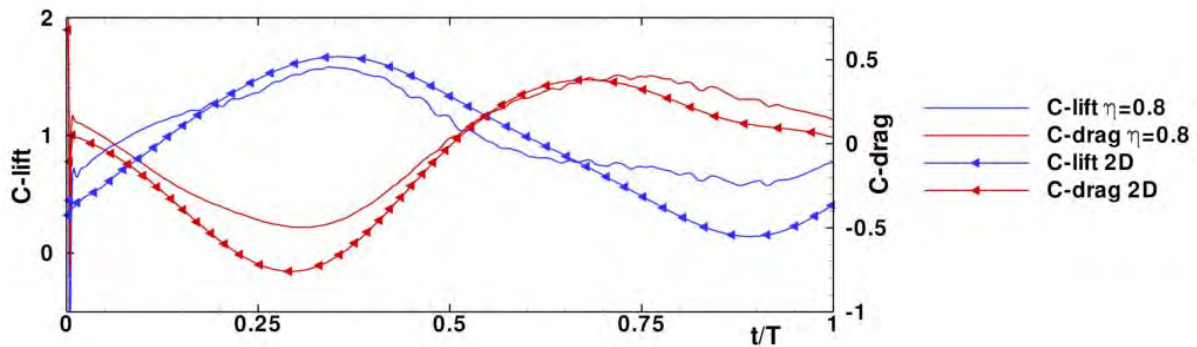


Abb. 2 : Auftriebs- und Widerstandsbeiwert für 2D Referenzfall und bei $\eta=0,8$ mit einbezogenem induziertem Anstellwinkel

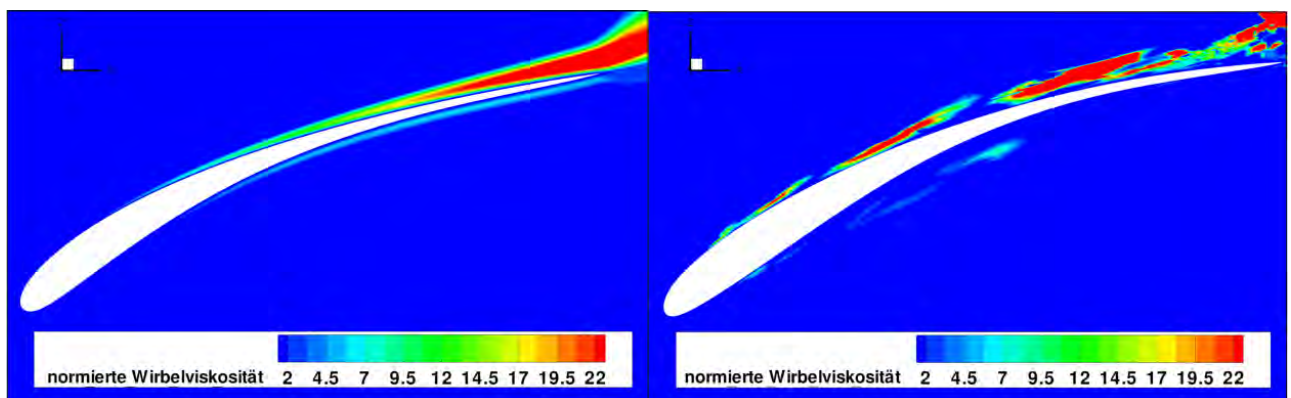


Abb. 3 : normierte Wirbelviskosität – 2D Referenzfall (links) und bei $\eta=0,8$ mit einbezogenem induziertem Anstellwinkel (rechts) bei Flügelposition Mitte Abschlag ($t/T = 0.25$)

Literatur :

[1] Windte, J., Radespiel, R. : Propulsive Efficiency of a Moving Airfoil at Transitional Low Reynolds Numbers, AIAA Journal, Vol.46, No.9, September 2008

[2] Bansmer, S. : Strömungsanalyse an einem zwei- und dreidimensional schlagenden Flügelsegment, Dissertation TU Braunschweig, 2010

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Analyse des Vogelfluges

Anwendung der Particle Image Velocimetry (PIV) auf Schlagflüge einer freifliegenden Schleiereule

Thomas Doster, Thomas Wolf, Robert Konrath
DLR- Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstraße 10 Göttingen,
thomas.wolf@dlr.de

Der Flug von Vögeln ist heutzutage noch immer nicht vollständig verstanden. Während die Umströmungen beim Gleitflug schon Anfang des 20. Jahrhundert weitgehend erforscht und in Teilen verstanden worden sind, sind die instationären Strömungsvorgänge, die im Schlagflug auftreten, noch immer unverstanden. Rayner (1979) stellte neue Modelle zum Vogelflug vor, die durch moderne Messverfahren, wie PIV, in den vergangenen drei Jahrzehnten bestätigt und verfeinert werden konnten. Bisher wurde jedoch vor allem der Nachlauf von Vögeln in Windkanälen vermessen, beispielsweise von Spedding et al. (1984, 2003) und Hedenström et al. (2006). Da für die Strömungsmessung mittels PIV üblicherweise starke Laser verwendet werden, ist eine Messung direkt am Vogel kaum möglich ohne die Gesundheit der Tiere zu gefährden. Gerade am Flügel werden aber stark instationäre Effekte zur Auftriebsvergrößerung und zur Verhinderung von Strömungsabriss vermutet, die bei Insekten und kleinen fliegenden Wirbeltieren schon nachgewiesen werden konnten, z.B. der Vorderkantenwirbel durch Muijres et al. (2008) oder Warrick et al. (2005). Ziel ist es deshalb ein Messsystem auszulegen, das die Strömung am Vogel qualitativ und quantitativ messen kann, ohne dabei das Tier zu gefährden.

Im Rahmen des DFG Projekts *SPP 1207* adaptiert das DLR - Göttingen die Messtechnik *PIV* so, dass direkt am lebenden Tier gemessen werden kann. Dazu ist es notwendig die Lichtquelle so anzupassen, dass für den Vogel keine Gefährdung besteht. Außerdem müssen unschädliche Partikel verwendet werden, die die Eigenschaften des Gefieders nicht verändern. Anstelle von gepulsten Lasern werden Xenon-Blitzlampen verwendet, deren Licht zu einem dünnen Lichtschnitt gebündelt wird. Um das Strömungsfeld in allen drei Raumrichtungen zu erfassen wird Stereo-PIV angewendet. Synchron zur Strömungsmessung erfolgt eine Messung der Flügelform der Eule mit Hilfe eines auf den Flügel projizierten Musters beschrieben durch Wolf (2012). So kann die Information über die Strömung mit der Information über Flügelbewegung, -position und -geometrie in die Betrachtung mit einbezogen werden.

Der Messaufbau ist also eine Kombination zweier unabhängiger Messsysteme, die bei Vögeln im freien Flug angewendet wird. Die Messtechnik wird an einem Aluminiumrahmen befestigt. Für PIV werden insgesamt 4 High-Speed-Kameras (PCO-Dimax, 2016 x 2016 Pixel) verwendet, die aus unterschiedlichen Winkeln auf die Messebene blicken, jeweils 2 beliebige dieser Kameras können zu einem Stereopaar kombiniert werden. Die Beleuchtung der Messebene erfolgt durch zwei Xenon-Blitzlampen, die kurz hintereinander angesteuert werden und so einen Doppelblitz erzeugen. Der Lichtschnitt ist etwas dicker als 10 mm. Die Aufnahmefrequenz ist durch die Blitzlampen auf 100 Hz begrenzt. Als Partikel wurden gasgefüllte Plastikspären mit 80 µm Durchmesser und einer Dichte von 25 kg m⁻³ verwendet. Für die Flächenmessung werden 2 LED-Projektoren mit einer speziell dafür am DLR entwickelten Optik verwendet, die von oben ein Punktemuster auf den Flügel projizieren. Der Flügel mit dem projizierten Muster wird von 2 Kameras (Phantom V12, 1280 x 800 Pixel) aufgenommen. Die Aufnahmefrequenz beträgt dabei 50 Hz, sodass zu jedem zweiten Strömungsbild die Flächeninformation vorliegt. Das Startsignal für beide Messungen erfolgt durch eine Lichtschranke, die kurz vor dem Messbereich befestigt ist. Die Interframezeit eines Doppelbildes beträgt 1,25 ms.

Messungen wurden erfolgreich in Aachen an Schleiereulen des Biologischen Instituts II der RWTH Aachen durchgeführt.

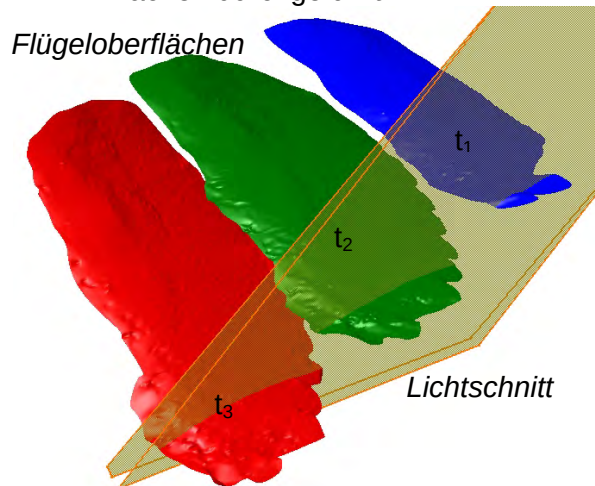


Abb. 1: Darstellung der Flügelpositionen beim Durchfliegen des Messbereichs. Die Eule flog von rechts nach links. Bildabstand $\Delta t=20\text{ms}$.

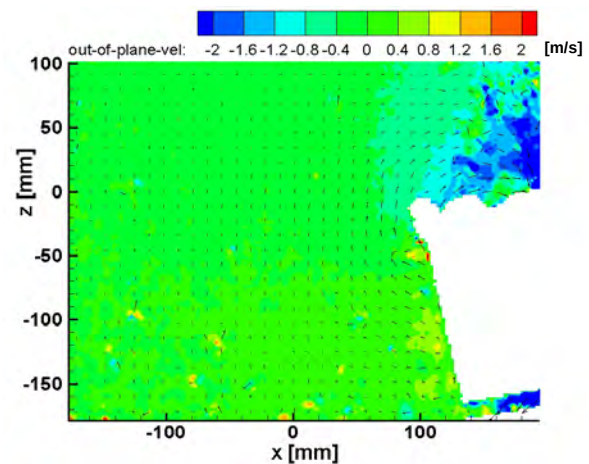


Abb. 2: Strömungsbild zum Zeitpunkt t_1 . Vektoren zeigen die Geschwindigkeit in der Messebene an. Die Farben die Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Messebene.

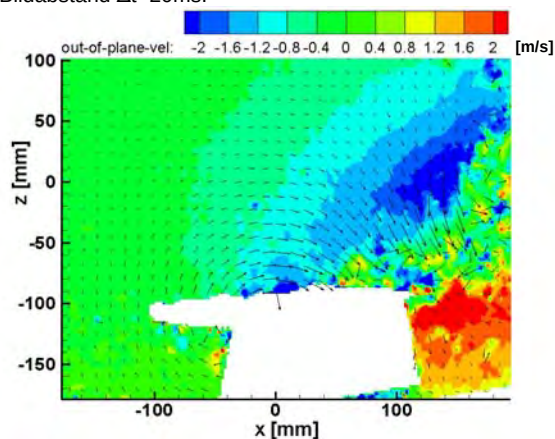


Abb. 3: Geschwindigkeitsfeld zum Zeitpunkt t_2 .

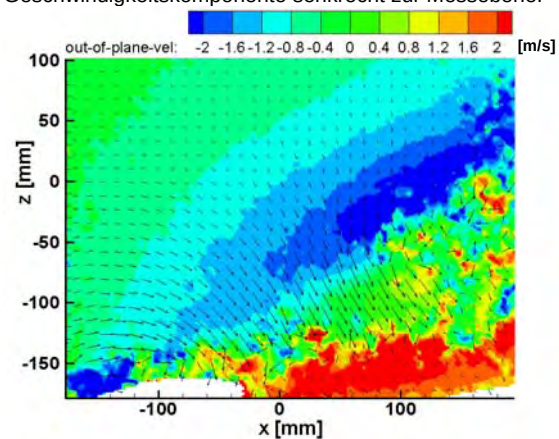


Abb. 3: Geschwindigkeitsfeld zum Zeitpunkt t_3 .

In der Abb. 1 sind drei gemessenen Flügelpositionen eines Fluges dargestellt, der zeitliche Abstand der drei Aufnahmen beträgt $\Delta t = 20 \text{ ms}$. Es ist zu erkennen, dass es sich um einen Abschlag handelt. In den Abb. 2 – 4 sind die dazugehörigen Strömungsbilder zu sehen. Gut ist die Zirkulation um den Flügel zu erkennen und die starke Abwindgeschwindigkeit direkt hinter dem Flügel. Außerdem fällt der große Unterschied der *out-of-plane-velocity* oberhalb und unterhalb des Flügels auf. Ein gegensinnig zur Tragflügelumströmung drehender Wirbel ist bei t_3 am rechten Bildrand zu erahnen. Das gesamte Strömungsbild deutet auf eine stark dreidimensionale Strömung hin.

Literatur :

- A. HEDENSTRÖM, M. ROSÉN und G. R. SPEDDING (2006): *Vortex wakes generated by robins *Erithacus rubecula* during free flight in a wind tunnel*. Journal of The Royal Society Interface, Vol. 3, No. 7, S. 263-276.
- F. T. MUIJRES, L. C. JOHANSSON, R. BARFIELD, M. WOLF, G. R. SPEDDING und A. HEDENSTRÖM (2008): *Leading-Edge Vortex Improves Lift in Slow-Flying Bats*. Science, Vol. 319, No. 5867, S. 1250-1253.
- J. M. V. RAYNER (1979) *A New Approach to Animal Flight Mechanics*. Journal of Experimental Biology, Vol. 80, No. 1, S. 17-54.
- G. R. SPEDDING, J. M. V. RAYNER und C. J. PENNYCUICK (1984): *Momentum and Energy in the Wake of a Pigeon (*Columba Livia*) in Slow Flight*. Journal of Experimental Biology, Vol. 111, No. 1, S. 81-102.
- G. R. SPEDDING, M. ROSÉN und A. HEDENSTRÖM (2003): *A family of vortex wakes generated by a thrush nightingale in free flight in a wind tunnel over its entire natural range of flight speeds*. Journal of Experimental Biology, Vol. 206, No. 14, S. 2313-2344.
- D. R. WARRICK, B. W. TOBALSKE und D. R. POWERS (2005): *Aerodynamics of the hovering hummingbird*. Nature, Vol. 435, No. 7045, S. 1094-1097.
- T. WOLF, R. KONRATH, T. ERLINGHAGEN und W. HERMANN (): *Shape and Deformation Measurement of Free Flying Birds in Flapping Flight*. Nature-Inspired Fluid Mechanics, Vol. 119 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer Berlin / Heidelberg, S. 135-148.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Ansprechpartner: Alexander Friedl, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** + 49 89 6004-2287
85577 Neubiberg

Fax: + 49 89 6004-3896

E-Mail: alexander.friedl@unibw.de

Thema: Vermessung eines Lannerfalken im Atmosphärischen Windkanal München

Ausgangssituation: Bereits seit Generationen wird der Vogelflug beobachtet und auf seine technische Umsetzbarkeit analysiert. Neben vielen Erkenntnissen, z.B. zum Vortriebswirkungsgrad [1], gibt es nach wie vor offene Fragen, die nur durch aussagekräftige und hochwertige Messdaten weiter zu untersuchen sind. Umfangreiche Profilvermessungen wurden bisher nur an betäubten [2] oder getöteten [3] Tieren durchgeführt. Das natürliche Verhalten von Muskeln und Federn, dem maßgeblicher Einfluss zugeschrieben wird, ist dabei gegenüber den wirklichen Flugbedingungen stark verfälscht. Für eine unbeeinflusste Untersuchung der instationären Bewegung und Verformung des Flügels muss die Vermessung im Freiflug stattfinden.

Ziel: Es werden Freiflug-Versuche mit speziell trainierten Lannerfalken im Atmosphärischen Windkanal München vorgestellt. Es wird eine Messmethode [4] zur zeit-aufgelösten Bestimmung der dreidimensionalen Form und Verformung von Oberflächen mit natürlicher Textur genutzt. Die Methode basiert auf der Kombination von der Tiefeninformation der Oberfläche mit einer Bewegungsanalyse, zur Vermessung und Abgrenzung des zu messenden Objekts.

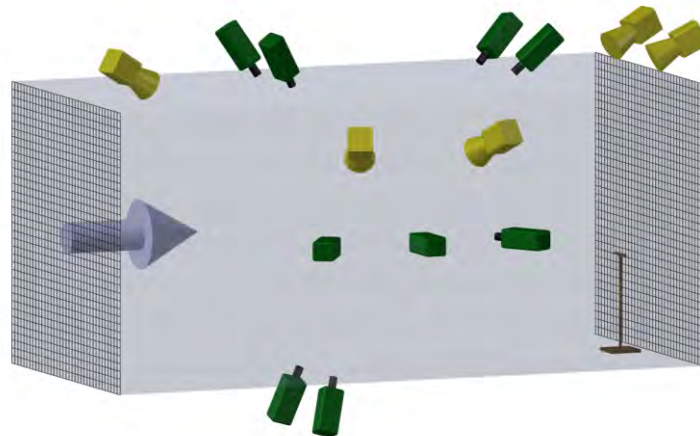


Abb. 1 – Aufbau zur Vermessung von freifliegenden Vögeln im Atmosphärischen Windkanal München.

Lösungsweg: Es wurden 10 Hochgeschwindigkeits-Kameras Phantom v12 genutzt, um frei-fliegende Vögel im Windkanal zu beobachten. Oben sind vier Kameras (in Abb. 1 grün) angebracht, zwei von vorne und zwei von hinten, seitlich in Flugrichtung links sind weitere 4 Kameras. Diese Kameras blicken durch reflexionsarme und saubere Scheiben

in den Windkanal. Zwei weitere Kameras blicken von unten durch Löcher in der Wand des Windkanals. Zur Beleuchtung wurden leistungsstarke (2500W) Scheinwerfer (in Abb. 1 gelb) derart angebracht, dass im Messvolumen ausreichend Helligkeit herrscht und Reflexionen minimiert werden. Der Flugbereich ist zur Sicherheit des Vogels durch Netze vom übrigen Windkanal abgegrenzt. Jeweils ein Falkner steht am Startpunkt und am Zielpunkt. Der Falkner auf der Leeseite lässt den Falken los, sobald der Windkanal die eingestellte Strömungsgeschwindigkeit erreicht hat. Gelockt durch ein Futterstück fliegt der Falke zum Falkner auf der Luvseite der Kameras. Die Flughöhe können die Falkner durch Variation der Höhe der Start- und Landestelle verändern. Für den Falken ist das Starten und Landen auf den Händen der Falkner bei hohen Windgeschwindigkeiten schwierig, sodass eine Höchstgeschwindigkeit von etwa 23 m/s nicht überschritten werden konnte.

Ergebnis: Die Messtechnik [4] wurde an mehreren Bildreihen eines präparierten Flügels einer Schleiereule entwickelt und erprobt. Mit Hilfe eines festen Kameraaufbaus aus 10 Hochgeschwindigkeitskameras wurden mehrere Sequenzen von Oberflächendaten von einem Lannerfalken (*Falco biarmicus*) bestimmt. Die räumliche Auflösung beträgt zwischen 1,2 bis 1,5 Messpunkte pro Millimeter.

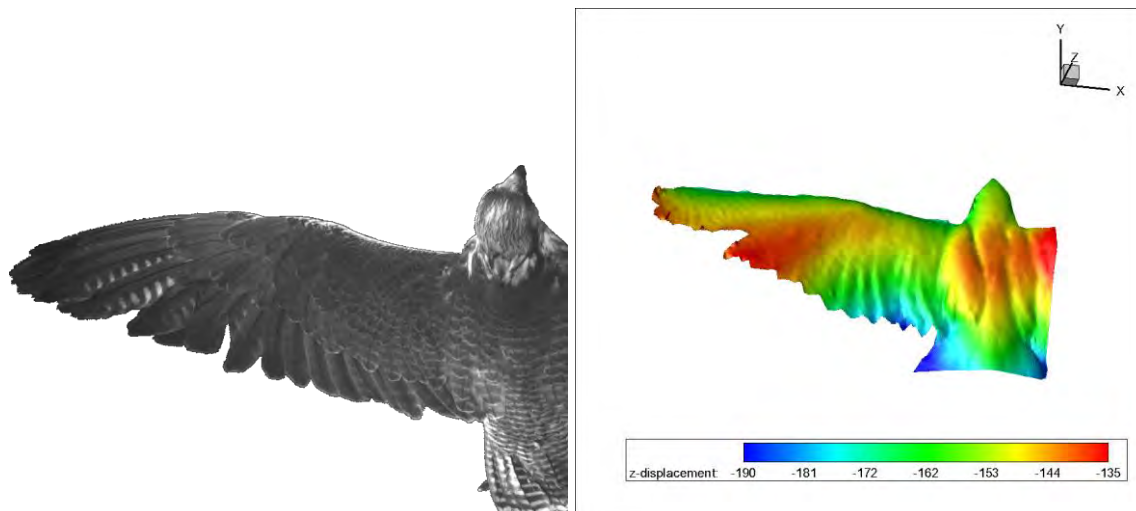


Abb. 2 – links: Einzelbild eines Lannerfalken im Schlagflug, rechts: Rekonstruktion der Höheninformation eines Lannerfalken im Schlagflug.

Literatur:

1. M.F. Neef und D. Hummel: „Euler solutions for a finite-span flapping wing“, *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, Kapitel 19, 2002.
2. H. Ohme: „Vergleichende Profiluntersuchungen an Vogelflügeln“, *Beiträge zur Vogelkunde*, Band 16, Heft 1/6, 1953.
3. W. Nachtigall und J. Wieser: „Profilmessungen an Taubenflügeln“, *Zeitschrift für vergleichende Physiologie*, Nr.52, S.333-346, 1966.
4. A. Friedl und C.J. Kähler: „Shape and Deformation Measurement of Naturally Textured Surfaces using Optical Flow“, *Proc. 8th Int. Symposium on Particle Image Velocimetry*, 2009.

Weiteres Vorgehen: Im Weiteren ist geplant das die ermittelten Daten zur weiteren Verwendung zum Beispiel für numerische Berechnungen zur Verfügung zu stellen. Außerdem sollen weitere Flugmaneuver besonders herausragender Vögel analysiert werden.

Datum: 30.06.2012

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Biofluidmechanik

Künstliche Beatmung mittels Hochfrequenz-Oszillation: Untersuchung der resultierenden Strömungszustände

Lars Krenkel, Claus Wagner

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

Die vorgestellten Arbeiten entstanden im Rahmen des DFG-Forschungsprojektes „Protective Artificial Ventilation - PAR“ zum Thema „high-frequency oscillatory ventilation: Analysis of transport mechanisms using computational fluid dynamics and magnetic resonance imaging of gases“

Das Themengebiet der Biofluidmechanik stellt ein recht junges Arbeitsfeld innerhalb der klassischen Strömungsmechanik dar und beschäftigt sich mit Strömungszuständen in komplexen biologischen Systemen. Von besonderem Interesse ist dabei das detaillierte Verständnis der strömungsmechanischen Grundlagen im menschlichen Körper. Dazu zählen vor allem das Herz-Kreislauf- und das Atmungssystem.

Aufgrund der Tatsache, dass eine Vielzahl von Patienten täglich auf Intensivstationen künstlich und somit lebensrettend beatmet werden, ist das Verständnis der strömungsmechanischen Grundlagen für optimierte künstliche Beatmung von entscheidender Bedeutung. Wichtige Aspekte sind dabei die Vermeidung von beatmungsinduzierten Lungenschäden, die Verbesserung der Lungenbelüftung und die Beurteilung des Einflusses von zur Beatmung notwendigen medizinischen Geräten, wie beispielsweise Endotrachealtuben und komplexen Schlauchsystemen.

Das Ziel der Arbeiten zur Hochfrequenz-Oszillations-Ventilation (HFOV) ist es, auf möglichst lungenschonende Weise einen bestmöglichen Gasaustausch in der Lunge zu erzielen. Dabei sollen schädigende Prozesse wie beispielsweise das Überblähen von Lungenbläschen oder das während eines Beatmungszyklus mögliche periodische Kollabieren und Wiedereröffnen von Lungenbereichen weitestgehend vermieden werden. Das im Rahmen dieser Arbeit untersuchte und vielversprechende Konzept der „Hochfrequenz-Oszillations-Ventilation“ wurde in den 1960er Jahren als neues Beatmungsverfahren für die schonende Behandlung von „infant respiratory distress syndrome - RDS“ eingeführt. Es hat sich bis heute als zuverlässiges und schonendes Verfahren zur Beatmung von Früh- und Neugeborenen etabliert. Zudem wird HFOV heute in der Erwachsenenmedizin als „Rescue-Methode“ bei der Behandlung von Patienten mit akutem Lungenversagen („acute respiratory distress syndrome – ARDS“) angewandt.

Im Rahmen dieser Arbeiten wird angestrebt, durch ein besseres Verständnis der dominierenden konvektiven und diffusiven Strömungszustände die HFOV hinsichtlich ihrer Effizienz und schonenden Funktionsweise weiter zu optimieren.

Das allgemeine Konzept der lungenschonenden künstlichen Beatmung beruht dabei auf der Begrenzung des Beatmungsvolumens und des Beatmungsdruckes bei gleichzeitig erhöhtem konstantem Beatmungsmitteldruck. Dadurch wird die mögliche Entstehung hoher Schubspannungen in den Lungenbläschen durch periodisches Kollabieren und Wiedereröffnen bzw. Überblähen vermindert, was ansonsten zu Beatmungsgerät assoziierten Lungenschäden („ventilator associated lung injury – VALI“) führen könnte.

Die der künstlichen Beatmung im Allgemeinen und der HFOV im Speziellen zugrunde liegenden strömungsmechanischen Effekte in den zentralen menschlichen Atemwegen werden mit Hilfe von numerischen Strömungsberechnungen und vergleichenden Experimenten an unterschiedlich komplexen Modellen untersucht.

Die numerischen Berechnungen werden mithilfe eines inkompressiblen DLR Strömungslösers durchgeführt und erlauben eine umfangreiche Parameteruntersuchung der wichtigsten Betriebsfaktoren der HFOV. Die Simulation erfolgt dabei u. a. auf aus CT-Daten rekonstruierten, unstrukturiert diskretisierten Geometrien der zentralen Atemwege bis zur 6. Teilungsgeneration. Vergleichend dazu finden experimentelle Geschwindigkeits- und Druckmessungen mittels Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) an optisch transparenten Silikonmodellen der aus CT-Daten rekonstruierten Atemwegsmodelle statt. Um noch realistischere experimentelle Modelle erstellen zu können, finden aktuell zusammen mit der Medizinischen Universität Innsbruck Arbeiten statt, echtes Lungengewebe aus Tieren durch histologische Methoden optisch transparent zu gestalten. Dadurch könnten prinzipiell im Labor LDA-Messungen in den zentralen Atemwegen einer realen Lunge durchgeführt werden.

Durch numerische Parameteruntersuchungen konnte gezeigt werden, dass die Betriebsparameter *Druckamplitude* und *Schwingungsfrequenz* im Rahmen der HFO-Beatmung, in genereller Übereinstimmung zur Literatur, zu unterschiedlich ausgeprägten asymmetrischen Geschwindigkeitsverteilungen in den gekrümmten Bereichen der Atemwege führen. Dadurch stellt sich ein Nettomassentransport ein. Des Weiteren hat die relativ hohe Schwingungsfrequenz einen deutlichen Einfluss auf das Gasdiffusionsverhalten, was jedoch noch im Detail weiter untersucht werden muss. Ebenfalls von Interesse sind die im Schlauch-/Lungensystem auftretenden harmonischen Drucküberschwingungen.

Im Rahmen der experimentellen Arbeiten war es möglich, eine effiziente Prozesskette zur Rekonstruktion von realistischen Geometrien auf CT-Daten-Basis zu erstellen, mit deren Hilfe hochtransparente Silikonelastomermodule zur Verwendung mit optischen Geschwindigkeitsmessmethoden (LDA) erstellt werden können. Anhand von unterschiedlich komplexen Modellen werden zeitlich aufgelöste Geschwindigkeitsprofile und zeitliche Druckverläufe in den verschiedenen Verzweigungen der zentralen Atemwege aufgenommen und entsprechend analysiert. Zur Erzeugung realistischer HFOV-Strömungszustände wurde dafür eigens aus Teilkomponenten ein Modell eines HFO-Beatmungsgerätes aufgebaut.



Abbildung 1: Modelle für LDA-Untersuchungen. (links): generische Bifurkation mit Membraneinheit zur Einstellung der Lungencompliance. (rechts): transparentes SilikonelastomermodeLL der Lunge (4. Generation)

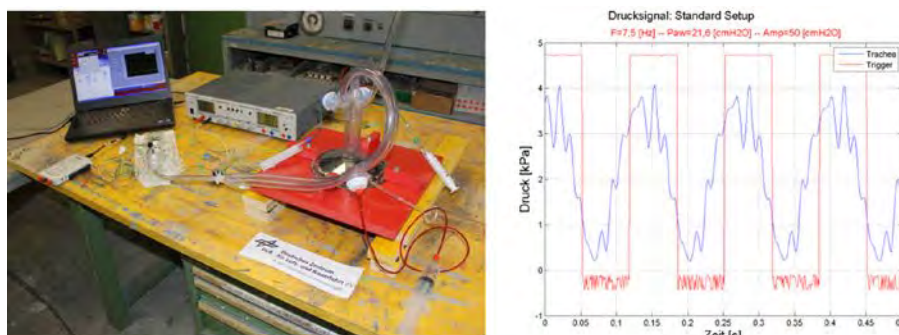


Abbildung 2: (links): prinzipieller Aufbau der HFOV-Beatmungseinheit aus Verstärker, Frequenzgenerator, Drucksensoren, Membraneinheit. (rechts): resultierende Druckverlaufskurve gemessen kurz hinter dem Endotrachealtubus. Deutlich sind die entstehenden harmonischen Oberschwingungen im Drucksignal zu erkennen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Numerical investigation of aerodynamic forces induced by flow around a free flying *Drosophila*

Andrei Shishkin, Claus Wagner
DLR Göttingen, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Bunsenstraße 10, D-37073 Göttingen
andrei.shishkin@dlr.de, claus.wagner@dlr.de

Recent studies of insect aerodynamics reveal complex mechanism of flight force generation, which aggregates a number of phenomena and factors corresponding to the different phases of the stroke: "clap-and-pling", rapid pitch rotation, wake capture, delayed stall of leading edge vortex (LEV) and others (see the review [1] and [3,4]). However, the systematic numerical investigation of these mechanisms still has an essential lacuna. Although the Reynolds number of the flow around flying insect is of order 100, the numerical simulation of insect aerodynamics based on realistic flapping wing's kinematics remains one of the most difficult computational tasks. This situation is originated from the extremely complicated insect kinematics. The amplitude of insect's wing stroke reaches 160° or higher. The wing rotation at the highest and lowest points of the stroke is up to 90°; the wings can also touch the body as well as each other. Finally, the characteristics of the insect kinematics generate difficulties for the computations on the deforming meshes.

We perform Direct Numerical Simulation (DNS) of free-flight maneuvers of a fruit fly (*Drosophila melanogaster*) using the open-source code *OpenFOAM*. The fruit fly geometry and the kinematics are deduced from measurements by P. Schützner and F.-O. Lehmann [2]), time series of spatial coordinates of markers on a *Drosophila's* body, head and wings. The constructed model of a fruit fly consists of solid parts representing the wings and the body. The numerical method developed to solve the above described problem exploits the Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) approach to the incompressible Navier-Stokes equations. This includes the generation of new meshes and interpolation of the flow fields on the latter. The measured kinematics define the boundary conditions for the mesh motion solver. Mesh deformation is an important factor for the simulations. In order to increase the lifetime of the meshes a new "move-and-slip" boundary conditions for the mesh motion solver and a modified ALE solver are developed.

The results obtained in the simulations reveal complex vortical flow around the *Drosophila* model (see Fig.1 and 2). Based on the predicted velocity and pressure fields, we evaluate the forces acting on the wings and analyse the contribution of some experimentally observed lift-enhancing mechanisms. In particular, we are able to simulate the delayed stall of the LEV as well as the interplay of the LEV and the tip vortex (TiV). The "wing-wake interaction", recorded earlier in experiments with robotic wings, is also observed in the DNS.

The distribution of the forces on the wing's surfaces in the different stroke phases is analysed as well. This is important, particularly, for upcoming simulation in which aeroelastic effects are considered.

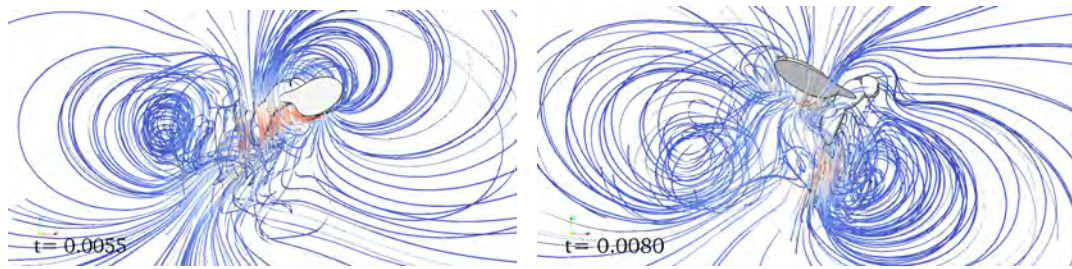


Figure 1. Streamlines of the flow around a fly at different phases of the stroke.

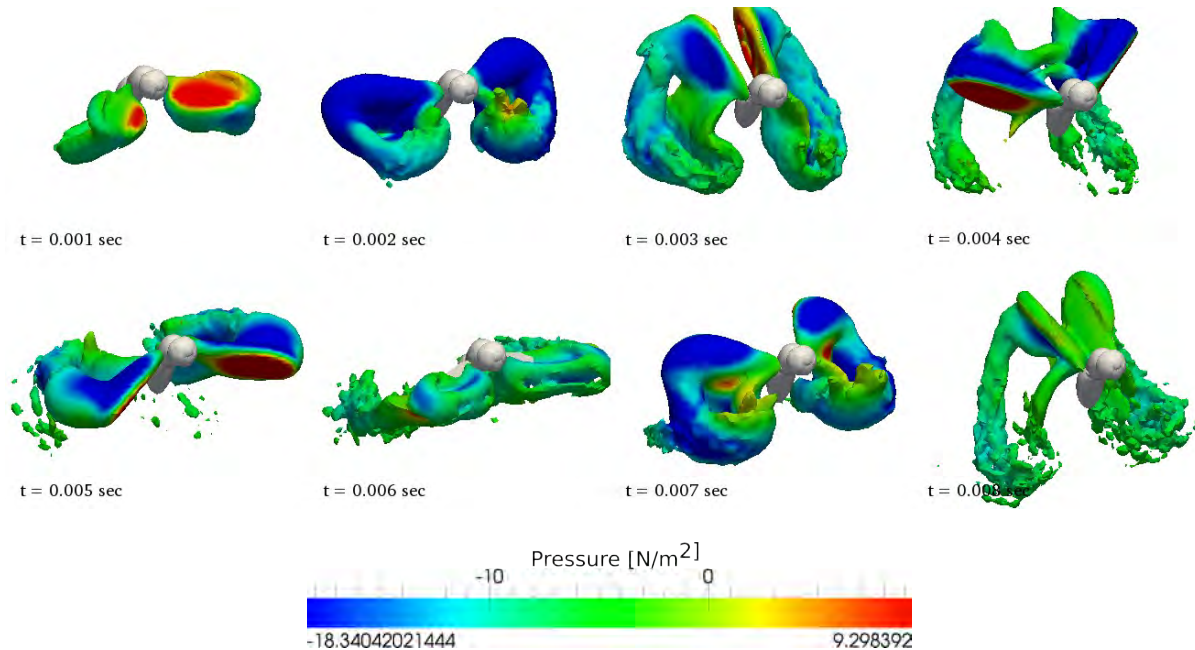


Figure 2. Isosurfaces of the vorticity magnitude taken at different times of the stroke cycle.

References:

1. W. Shyy, H. Aono, S.K. Chimakurthi, P. Trizila, C.K. Kang, C.E.S. Cesnik, H. Liu, Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity, *Progress in Aerospace Sciences*, 46 (7), Elsevier, pp. 284-327 (2010)
2. P. Schützner and F.-O. Lehmann, High-speed analysis of wing and body motions in flying *Drosophila* using fluorescent markers, *FIR meeting*, Ascona, Switzerland, (2007).
3. A. Shishkin and C. Wagner, Numerical modeling of flow dynamics induced by fruit flies during free-flight, *V European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2010*, J. C. F. Pereira and A. Sequeira (Eds), Lisbon, Portugal, 14-17 June 2010.
4. A. Shishkin, P. Schützner, C. Wagner and F.-O. Lehmann, Experimental quantification and numerical simulation of unsteady flow conditions during free flight maneuvers of insects. *Nature-Inspired Fluid Mechanics Notes on numerical fluid mechanics and multidisciplinary design*, Vol. 119. Springer-Verlag Berlin Heidelberg. pp. 81-99. (2012)

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Abu-Zurayk	40	Gardner	104, 106,	Krenkel	208
Acisu	136		108	Kröber	192
Adams	100	Gauger	42	Kunnen	68
Akkermans	186, 200	Geisler	130	Kupke	74
Alderman	74	Gesemann	130	Kurz	82
Babosek	100	Gores	112	Lakshmipathy	150
Bakeberg	170	Görtz	46, 50	Lambert	148
Banavara	126	Grawunder	100	Lang	106
Bauer	74	Grossein	30	Lange	120
Becher	188	Grundmann	78, 184	Langer	152
Becker	122, 170,	Haff	114	Langmeier	74
	188	Hartmann	168	Lauenroth	48
Beifuss	174	Haxter	192	Lautenschlager	118
Bendfeldt	112	Heider	112, 194	Lawson	74
Boden	166, 176	Heine	116	Leopold	92
Bogdanski	24	Heinemann	170	Lerch	122
Bosbach	72, 112,	Heinrich	140, 156	Li	152
	120, 180	Henne	174	Lienhart	170
Breitsamter	100	Hennig	62	Lincke	48
Brezillon	40, 46	Hock	174	Liu	50
Brodersen	138	Hollands	102, 110	Loose	114
Brouwer	158	Hruschka	92	Löwe	148
Buchmann	202	Hühne	142	Lutz	24, 28
Buchmeier	52	Jakirlic	58	Magin	78
Burnazzi	26	Jehring	178	Markwart	112
Busch	190	John-	58	Marquez	186
Caruelle	186	Puthenveettil		Mauß	188
Cécora	76	Kähler	54, 94,	Meinke	68, 128
Chunna Li	46		172, 206	Meuer	156
Cierpka	54, 172	Kath	60	Meyer	176
Clemen	186	Kaufmann	104	Mößner	154
Crippa	138	Kelleners	144, 162	Motuz	178
Dehne	112, 120	Keller	32	Mulleners	106
Delfs	186, 210	Kempe	146	Müller	122
Dimitrov	126	Keßler, M.	102, 110,	Nitzsche	134
Doster	204		164, 190	Nüble	24
Duchmann	78	Kessler, R.	66, 148	Obermeier	196
Edelmann	80	Keye	132	Omais	186
Egbers	178	Kirmse	176	Ondrus	174
Ehlers	130	Klaas	168	Paul	34
Ehlert	54	Klatt	92	Peters	62
Ehrenfried	116, 124,	Klein	174	Plogmann	84
	192	Kloker	82	Probst	66
Eisfeld	52, 56	Knopp	64	Radespiel	26, 142,
Feldhusen	168	Konrath	204		154, 202
Friedl	206	Konstantinov	118, 196	Raffel	106
Fröhlich	146	Köthe	44	Reeh	86
Gabriel	122	Krämer	24, 28,	Reimer	156
Gadeschi	128		84, 102,	Reiss	158
Gampert	62		110, 164,	Reß	100
Gansel	28		190	Richard	114

Richter	104, 108	Wagner, S.	70
Richter, C.	186	Wassermann	184
Rist	80	Wegner	38
Rolston	74	Weinman	66
Rosemann	76	Westhoff	72
Rossignol	198	Wichmann	90
Rung	48	Wolf	204
Rutschmann	124	Wurst	164
Sachs	174	Würz	84
Schaber	174	Wysocki	96, 98
Schaefer	62		
Schanz	64		
Scharnowski	54, 94, 172		
Schiepel	180		
Schnepf	96, 98		
Schröder, A.	64, 130, 194		
Schröder, W.	168, 128, 168		
Schüle	198		
Schülein	96, 98, 182		
Schwamborn	66		
Seitz	88, 90		
Sesterhenn	158		
Shishkin	196, 210		
Shishkina	70, 160		
Siewert	68		
Simon	78		
Spehr	192		
Spiering	144, 162		
Stanger	110		
Stasicki	166		
Streit	90		
Strüber	36		
Stuermer	186, 200		
Tropea	78, 86		
Tschech	114		
Ullrich	122		
Valentino	66		
van Rooij	38		
von Geyr	90		
von Knoblauch	90		
Wagner, C.	44, 48, 60, 70, 72, 114, 118, 160, 180, 194, 196, 208, 210		
Wagner, R.	74		