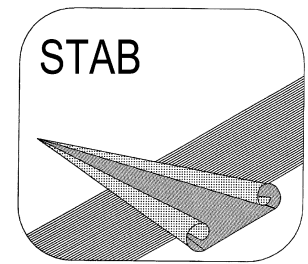


STAB



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

2014

zum

19. DGLR-Fach-Symposium der STAB

4. - 5. November 2014

München

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation, Gremien	7
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	13
Wissenschaftliche Zeitschriften : "CEAS Aeronautical Journal" und "CEAS Space Journal"	14
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen": (Beiträge zum 19. DGLR-Fach-Symposium, 2014)	15
Mitteilungen	24
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	222

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Früher erschienen die STAB-Jahresberichte im Frühjahr des Folgejahres. Hiervon wird seit 2011 abgewichen. Die Berichte werden bei den alternierenden Veranstaltungen Symposium und Workshop als Sammlung der Kurzfassungen der Vorträge an die Teilnehmer verteilt. Somit erscheint dieser STAB-Jahresbericht 2014 zum 19. DGLR-Fach-Symposium der STAB, das am 04. und 05. November 2014 in München stattfindet.

Der Bericht enthält 94 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen, über die beim Symposium vorgetragen wird. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 15 bis 22), welches nach Projektgruppen/ Fachkreisen gegliedert ist. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Die Beiträge verteilen sich (bezogen auf den Erst-Autor) zu 10 % auf die Industrie, 40% auf die Hochschulen, 50% auf Forschungseinrichtungen (DLR, DNW, ISL). Auf Seite 222 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 2015, 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 2014

auch über e-mail: stab@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
STAB-Jahresberichts 2015

Name:

Geschäftsstelle der STAB

Organisation:

c/o DLR

Anschrift:

Prof. Dr. C. Wagner

Telefon:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

e-mail:

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation

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

Sie entstand aus "dem gemeinschaftlichen Bestreben, die Strömungsforschung in Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch zukunftssträchtiges 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 BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980 der
- Programm der Arbeitsgemeinschaft mungen mit Ablösung" September 1980 "Strö-
- Programmpräsentation im Bundes-terium für Forschung und Technologie Bonn, 19.03.1981 minis-
- 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 Bundesrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981) April 1982 in der
- Fachtagung anlässlich der ILA '82 mungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982 "Strö-
- Neue Impulse für die Strömungsforschung-Aerodynamik -; Vortrag von H.-G. Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01. - 03.10.1984 und
- 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
- 19. DGLR-Fach-Symposium München, 04. - 05.11.2014
- 1. STAB-Workshop Göttingen, 07.-08.03.1983
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10.-11.11.1987
- 4. STAB-Workshop Göttingen, 08.-10.11.1989
- 5. STAB-Workshop Göttingen, 13.-15.11.1991
- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993

- 7. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.1995
- 8. STAB-Workshop Göttingen, 11.-13.11.1997
- 9. STAB-Workshop Göttingen, 09.-11.11.1999
- 10. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.2001
- 11. STAB-Workshop Göttingen, 04.-06.11.2003
- 12. STAB-Workshop Göttingen, 08.-09.11.2005
- 13. STAB-Workshop Göttingen, 14.-15.11.2007
- 14. STAB-Workshop Göttingen, 11.-12.11.2009
- 15. STAB-Workshop Göttingen, 09.-10.11.2011
- 16. STAB-Workshop Göttingen, 12.-13.11.2013

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

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

10.-14.03.2014

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

- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60; Ed.: H. Körner, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72; Ed.: W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77; Ed.: S. Wagner, U. Rist, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2002
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 87; Ed.: Chr. Breitsamter, B. Laschka, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2004
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 92; Ed.: H. J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönlinger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2006
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96; Ed.: C. Tropea, S. Jakirlic, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönlinger; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 112; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, M. Klaas, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, W. Schröder; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2010
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 121; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, I. Peltzer; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2013
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 124; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, U. Rist; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2014

Vorschau:

- 17. STAB-Workshop Göttingen, November 2015
 (aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite gestellt)
- 24. Kurs "PIV" Göttingen, 23.-27. März 2015

Programmleitung

Dipl.-Ing. R. Behr roland.behr@astrium.eads.net	(Astrium-Space, München) Tel.: 089 / 607-251719
Prof. 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 chen.Froehlich@tu-dresden.de	(TU Dresden) Jo- Tel.: 0351 / 463 37607
Dr. R. Höld roland.hoeld@mbda-systems.de	(LFK Schrobenehausen) Tel.: 08252 / 99 8845
Dr. G. Heller (<u>Sprecher</u>) gerd.heller@airbus.com	(Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2649
Prof. Dr. E. Krämer (<u>Sprecher</u>) kraemer@iag.uni-stuttgart.de	(Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-63401
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
Prof. Dr. U. Rist rist@iag.uni-stuttgart.de	(Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-63432
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. A. Seitz (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2888
e-mail: arne.seitz@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
Strukturodynamik
Q 1.2

Dipl.-Ing. J. Schweiger (EADS Deutschland)
Tel.: 08459 / 8178847
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**

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

Stand: Oktober 2014

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 - 2261

Fax : 0551 / 709 - 2241

e-mail: stab@dlr.de

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter / Ihre Fachkreisleiter / Ihre Geschäftsstelle

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



CEAS Aeronautical Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies

ISSN: 1869-5582 (print version)

Journal no. 13272

Springer Wien

<http://www.springer.com/13272>

Editor-in-Chief: Rolf Henke, DLR, Koeln

Managing Editors: Hans-Peter Kreplin, DLR, Goettingen

Cornelia Hillenherms, DLR, Koeln

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

The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communications.



CEAS Space Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies

ISSN: 1868-2502 (print version), 1868-2510 (electronic version) Journal no. 12567

Springer Wien

<http://www.springer.com/12567>

Editor-in-Chief: Constantinos Stavriniadis (ESA)

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

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

The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communication

1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“

Seite

Bogdanski, Lutz, Krämer	Assessment of 3D Buffet Shock Control Bumps with Advanced Turbulence Models	24
Burnazzi, Thiemeier Radespiel	Numerical stall behavior investigation of an aircraft equipped with Coanda flap and droop nose	26
Franke, Wild	Aerodynamic Design of a folded Krüger Device for a HLFC Wing	28
Geisbauer, Schmidt	Validierung von Lastabsetzsimulationen im wirbelbehafteten Nahfeld eines Transportflugzeuges mit geöffneter Heckrampe	30
Kröhnert	Numerical Investigation of Unsteady Tangential Blowing at the Rudder of a Vertical Tailplane Airfoil	32
Lenfers, Beck, Bauer	Propeller and Active High Lift Wing Interaction in Experiment and Simulation	34
Streit	Forward Swept Wing Design in the Region Close to the Body Wing Junction	36
Theune, Schönweitz, Schnell	Sensitivität eines Triebwerk-Fans gegenüber Einlaufstörungen	38

2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“

Albring, Sagebaum, Gauger	A Consistent and Robust Discrete Adjoint Solver for the Stanford University Unstructured (SU2) Framework - Validation and Application	40
Ilić, Führer, Banavara, Abu-Zurayk, Einarsson, Kruse, Himisch, Seider, Becker	Towards cooperative high-fidelity aircraft MDO: comparison of Breguet and ODE evaluation of the cruise mission segment	42

	3. Projektgruppe „Turbulenzforschung/ - modellierung“	Seite
Dörr, Rieckhoff, Kloker	Control of the secondary crossflow instability using plasma actuators	44
Feldmann, Wagner	Über Asymmetrien in oszillierender Rohrströmung	46
Gauding, Wick, Hempel, Peters, Hasse	Generalized Energy Budget Equations for Large-Eddy Simulations of Anisotropic Scalar Turbulence at Various Reynolds Numbers	48
Hennig, Boschung, Peters	Statistical Description of Streamline Segments in a Turbulent Channel Flow with a Wavy Wall	50
Knopp, Schanz, Schröder,	Investigation of the Law-of-the-Wall for a Turbulent Boundary Layer Flow Subject to an Adverse Pressure Gradient using Multi-Resolution Particle Imaging	52
Onur Cetin, Meinke, Schröder	Investigation of the Law-of-the-Wall for a Turbulent Boundary Layer Flow Subject to an Adverse Pressure Gradient using Multi-Resolution Particle Imaging	54
Pogorelov, Meinke, Schröder	Large-Eddy Simulation of the Turbulent Flow Field in a Rotating Axial Fan	56
	4. Projektgruppe „Hyperschallthermoaerodynamik“	
May, Božić	Numerical Simulation of the Flow and Combustion inside the Reaction Chamber of the AHRES Hybrid Rocket Engine	58
Schilden, Schröder	Interaction of Acoustic and Entropy Waves with Shocks	60
Schüle	Simplified Model for Flow-heating Effect on Wave-drag Reduction of Blunt Bodies	62

5. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“

Axtmann, Rist	Numerische Untersuchung von Fasersensoren zur selektiven Erfassung charakteristischer Strömungsfeldmuster	64
Blehschmidt, Bauer	Going the distance Vortex amplification by using a multiple actuation system	66
Costantini, Risius, Klein, Kühn	Effect of Forward-Facing Steps on Boundary Layer Transition at a Subsonic Mach Number	68
Haucke, Bauer, Nitsche	Combined Active Separation Control on the Leading Edge and on the Trailing Edge Flap of a Slatless High Lift Configuration	70
Küpper, Rohardt	Determination of the N_{TS} -Factor in the DNW-NWB	72
Kurz, Kloker	Receptivity of a Swept-Wing Boundary Layer to Vortical Free-Stream Disturbances	74
Menter, Smirnov	Development of a RANS-based Model for Predicting Crossflow Transition	76
Nemili, Özkaya, Gauger, Kramer, Thiele	Optimal Control of Separation on a Practical High-Lift Configuration	80
Plogmann, Würz, Krämer	The Evolution of Controlled Disturbance Bands in the Wake of a Medium Height Cylindrical Roughness Element	82
Schmidt, Staudenmeyer, Rist, Munz	Leading-edge Receptivity to Free-stream Vorticity of Streamwise Corner-flow	84
She	An Improved Laminar-Turbulent Transition $\gamma-Re_{\theta t}$ -CF Model for Cross-Flow Instability Prediction	86
Simon, Schnabel, Tropea, Grundmann	IR Messungen zur Quantifizierung der Grenzschichtbeeinflussung mit DBD Plasma Aktuatoren	88
Stuke	Absaugkammer Auslegung für HLFC Windkanalversuch im DNW-LLF	90
Theiß, Lichtmes, Hein	Numerical Investigation of Laminar-Turbulent Boundary Layer Transition on Blunt Generic Re-Entry Capsules	94

6. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“

Höld	Untersuchungen zur Numerischen Simulation von Abgasstrahlen an Flugkörpern	96
Kölzsch, Breitsamter	Dynamic Actuation for Delta Wing Post Stall Flow Control	98
Schnepf, Schülein	Numerische Studie zur Reduzierung des Phantom Yaw Effekts an manövrierenden Flugkörpern mittels Aerostrakes	100

7. Projektgruppe „Drehflügler-aerodynamik“

Gardner, Richter	Transition Determination on a Periodic Pitching Airfoil Using Phase Averaging of Pressure Data	102
Grawunder, Reß, Stein, Breitsamter, Adams	Validierung der Numerischen Strömungssimulation eines 5-Blatt-Rotorkopfes inklusive Helikopterzelle	104
Kaufmann, Gardner, Costes	Comparison Between Two-Dimensional and Three-Dimensional Dynamic Stall	106
Länger	CFD/CSD Trim Coupled Simulation of the HART II Rotor with Higher Harmonic Control	108
Merz, Wolf, Richter, Kaufmann, Raffel	Experimentelle Untersuchung des dynamischen Strömungsabrisses an einer schwingenden Rotorblattspitze	110
Schicker Hajek	Influence of Periodically Varying Incident Velocity on the Application of Semi-Empirical Dynamic Stall Models	112
Surrey, Wendisch, Wienke	Coupled Fluid-Structure Simulations of a Trimmed Helicopter Rotor in Forward Flight	114

8. Projektgruppe „Technische Strömungen“

Dehne, Bosbach	Transient temperature fields of turbulent mixed convection in an aircraft cabin caused by a local heat source	118
Konstantinov, Wagner	Numerische Berechnung des thermischen Komforts in einem Modell der PKW-Kabine	120

9. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“

Hebler, Thormann	A DLM Correction Method for Flutter Prediction Based on Experimental Pitch Derivatives	122
Kaiser, Nitzsche	Numerische Modellierung von Windkanalwänden zur Untersuchung instationärer Profilschwingungen	124
Winter, Breitsamter	Entwicklung und Anwendung von adaptiven Modellen reduzierter Ordnung in der instationären aeroelastischen Analyse	126

10. Fachkreis „Numerische Verfahren/ Aerodynamik“

Braun, Buffo, Eisfeld, Stumpf	Numerische Simulation von Wirbelaufrollvorgängen an Tragflügeln mittels Reynolds-Spannungsmodellen	128
Brüderlin, Stickan, Schulze, Behr	Numerical Simulation of the Aero-Structural Dynamics of Airplane Wings with a CFD-CSM Coupling in the FlowSimulator Environment and Validation with Experimental Data from the Transfer Project ASDMAD	130
Czarnota, Wetzel, Wagner	Large Eddy simulation of turbulent thermal convection using different subgrid scale models	132
Heinrich	Multidisziplinäre Simulation des Wirbelschleppen-Durchfluges eines Flugzeuges mit dem DLR TAU-Code	134
Kath, Wagner	Highly Resolved Simulations of Turbulent Mixed Convection in a Vertical Plane Channel	136
Kelleners, Heinrich	Accurate Simulation of Atmosphere-Aircraft Interaction	138
König, Wessels, Fares, Nölting	Lattice Boltzmann Simulation of Vortex Generators	140
Langer	Computer Aided Analysis of Preconditioned Multistage Runge-Kutta Methods Applied to Solve the Compressible Reynolds Averaged Navier-Stokes Equations	142
Li, Hartmann	The Application of Adjoint-based Airfoil Optimization with Discretization Error Control to a Benchmark Problem	144
Lühmann, Alewelt	Validierung numerischer CROR Berechnungen mit Daten instationärer Drucksensoren	146
Nekris, Gnemmi, Mundt, Schein	Introduction to Modelling of an Electric Arc Discharge generating a Plasma in Interaction with a Gas Flow	148

Ronzheimer	Einfluss der Seitenleitwerksrumpfverkleidung auf die Seitenleitwerksumströmung bei großen Schiebewinkeln	152
Rossow	Ramifications of Implicit Runge-Kutta Time Integration Schemes	154
Schmidt, Breuer	Hybrid LES–URANS methodology for wall–bounded flows with synthetic turbulent inflow conditions	156
Schuster, Reimer, Neumann	Eine netzfreie parallele Moving-Least-Squares-basierte Interpolationsmethode zur Anwendung in aeroelastischen Simulationen mit dem FlowSimulator	158
Spallek, Knopp	Analysis of Numerical Wall Functions for Applications with Pressure Gradient and Separation	160
Spiering	Entwicklung eines Verfahrens zum vollautomatischen Lochschneiden in TAU	162
Stück, Heinrich	Flugsimulation des getrimmten Flugzeugs bei aktivem Triebwerk	164
Voß, Wiggen	Numerische Simulation instationärer wirbeldominierter Strömungen	166
Zwerger, Hickel, Breitsamter, Adams	Wall Modeled Large Eddy Simulation of a Delta Wing With Round Leading Edge	168

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

Boden, Stasicki,	Propellerdeformationsmessung mittels einer rotierenden Kamera im Flugversuch	170
Freudenhammer, Baum, Peterson, Böhm, Grundmann	Potential der MR-Velocimetrie zur Untersuchung der Motorinnenströmung	172

Kirmse, Maring, Ebel, Schröder	Deformationsmessung an den Fanschaufeln eines Triebwerks des Airbus A320 DLRATRA im Standversuch mittels IPCT mit aufprojiziertem Muster	174
Kroll	Experimentelle Untersuchungen von Ringwirbeln in einer Querströmung und deren Interaktion mit einer ebenen Prallplatte	176
Loeser, Rohlf	Bestimmung dynamischer Beiwerte im Windkanal mittels Parameteridentifikation	180
Schwermer, Richter, Raffel	Entwicklung eines Rotorversuchsstandes zur Untersuchung von Dynamic Stall	182
Widmann, Tropea	Auf Scherschichtparametern basierte Skalierung von Vorderkantenwirbeln	184

12. Fachkreis “Strömungsakustik/ Fluglärm”

Blinstrub	Towards an Immission-Based Noise Reduction Method for Conceptual Aircraft Design	186
Buchmann, Akkermans, Dierke, Ewert	Towards Overset LES with Application to Turbulent Channel Flows	188
Gageik, Klioutchnikov, Olivier	Direct numerical simulations of tonal noise in sub- and transonic airfoil flow	190
Hillenbrand, Sailer, Wetzel, Hausner, Becker	Numerische Simulation turbulenzinduzierter Strömungsakustik an generischen Fahrzeugabgasanlagen unter Verwendung skalenauflösender Turbulenzmodelle	192
Ramdjanbeg, Bertsch, Rossignol, Simons	Flap Side-Edge Noise Prediction within Conceptual Aircraft Design	194
Schlottke, Meinke, Schröder	A Hybrid Discontinuous Galerkin-Finite Volume Method for Computational Aeroacoustics	196
Sovardi, Polifke	Identification of Sound Sources in Internal non-reactive Turbulent Flows: a LES-SI-DMD Approach	198
Springer, Becker	Flow-Induced Noise of a Forward-Backward Facing Step	200

Werner, Würz, Krämer	Experimental Investigations of Tonal Noise on a Vehicle Side Mirror	202
Zhou, Gauger, Koh, Meinke, Schröder	Towards Adjoint-based Trailing-Edge Noise Minimization using Porous Material	204

13. Themenkreis "Fahrzeugaerodynamik"

Jakirlić, Kutej, Hanssmann, Basara, Tropea	Rear-end shape influence on the aerodynamic properties of a realistic car model: a RANS and LES/RANS study	206
Jakubek, Herzog, Wagner	Numerische Formoptimierung eines generischen Hochgeschwindigkeitszuges mit Hilfe adjungierter Methoden	208
Kin, Deiterding, Wagner	Hochauflösende Simulation der seitlichen Umströmung eines generischen Modells eines Hochgeschwindigkeitszuges	210
Placzek, Scholz	Flow Field Analysis of a Detailed Road Vehicle Model based on Numerical Data	212

14. Themenkreis "Windenergie"

Deiterding, Wood	Ein massiv paralleles, dynamisch adaptives Lattice-Boltzmann Verfahren zur Vorhersage von Wirbelschleppen zwischen Windkraftanlagen	214
Manso Jaume, Wild	Aerodynamic Design and Optimization of a High-lift Device for a Wind Turbine Airfoil	216
Schulz, Meister, Lutz, Krämer	Untersuchung der Nachlaufentwicklung des MEXICO-Rotors unter verschiedenen Anströmbedingungen	218
Send	Tandemhubflügelmaschine zur Leistungsentnahme aus einem Luftstrom	220

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: „Transportflugzeuge ensl. Triebwerksintegration“

Assessment of 3D Buffet Shock Control Bumps with Advanced Turbulence Models

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

Abstract

In this article a numerical investigation of the influence of three-dimensional Shock Control Bumps (SCB) on the effect of transonic buffet is presented. Emphasis is placed on the application of two advanced Reynolds Stress Models (RSM), an HJ- ϵ -model and a SSG/LRR-model for both, steady and unsteady RANS computations. In total five bumps with different basic shapes and design objectives have been investigated. The buffet behaviour is assessed with an improved separation criterion, the streamwise vortex strength in steady flow conditions and the fluctuation of aerodynamic forces. The results are compared to earlier computations performed with a simpler two equation model. In summary, the advanced turbulence models show a lower grid dependency and a better representation of the flow physics. Furthermore, the improved separation criterion leads to results closer to those of the unsteady simulations compared to the simple separation criterion ($c_{fx} < 0$).

Introduction

2D-URANS simulations of transonic buffet have been carried out for numerous years. The primary focus was placed on two dimensional cases for reasons of computational resources and available experimental data. Most of these investigations found that eddy viscosity models, especially the popular Menter SST turbulence model, give reasonably good results. However, in recent investigations [1] it has been found that this could be due to a lucky combination of model errors and grid insufficiencies, which lead to “numerical” buffet. The main problem is the SST models large dependency on prism layer thickness when used with hybrid grids. Figure 1 (left) shows the variation of results obtained with the SST-model, simply by varying the height of the structured boundary layer mesh. Another issue with the original SST model is its erratic behaviour when it is applied to buffet computations with extruded airfoils. However, this could be cured with the application of the Strain-Adaptive-Simulation (SAS) modification.

Subsequent simulations with advanced Reynolds-Stress turbulence models [2] showed a far smaller dependency on grid topology and numerical parameters and thus the results of these models lie significantly closer together and in close vicinity to the experimental results (see Figure 1 (right)), thus making them appropriate candidates for buffet computations with 3D-SCBs. Another advantage is their capability to resolve the anisotropy generated inside the three-dimensional boundary layer behind the bumps.

Approach

The computations in this work have been conducted with the TAU-code of the German Aerospace Center (DLR). Hybrid grids with local refinement are employed and a custom script for post processing is used. Several basic bump shapes which were derived in previous investigations [3] and two design points of the SCBs have been investigated. All results obtained with the advanced turbulence models are compared to those retrieved with the more simpler ones in previous investigations [4, 5].

For the evaluation of the buffet behaviour the production of streamwise vorticity by the 3D-SCBs, the unsteady lift oscillations inside the buffet regime and the maximum usable lift is considered. Additionally, an advanced separation detection is proposed, which accounts for the complex flow topology of the three-dimensional separation behind a 3D-SCB. The resulting values for the separated area are larger compared to the simple separation criterion where only the area with $c_{fx} < 0$ is accounted for. This leads to a better agreement between the development of the separated area and the unsteady behaviour.

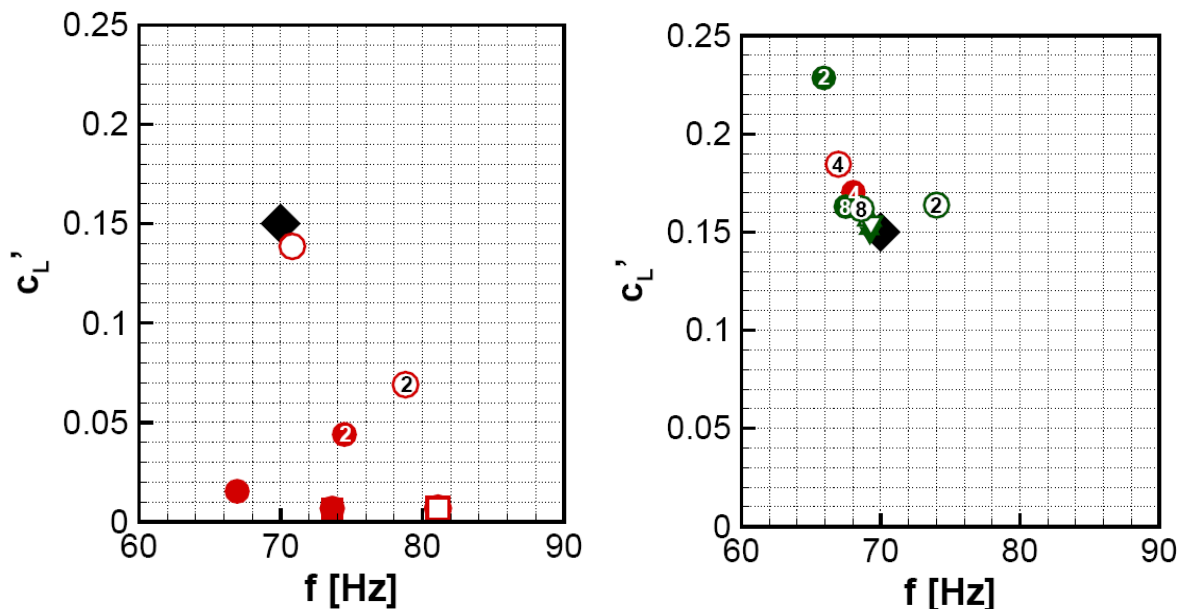


Figure 1: Lift oscillation and frequency of buffet computations for different grid topologies and numerical settings, SST model (left) and RSM-model (right), from [1].

References

- [1] S. Illi, Th. Lutz, E. Krämer: On the capability of unsteady RANS to predict transonic buffet, Third Symposium "Simulation of Wing and Nacelle Stall", Braunschweig, 2012
- [2] 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.
- [3] K. Nübler et al., Shock Control Bump Robustness Enhancement, AIAA-2012-46, 2012.
- [4] S. Bogdanski, P. Gansel, T. Lutz and E. Krämer, Impact of 3D Shock Control Bumps on Transonic Buffet, submitted to High Performance Computing in Science and Engineering '14.
- [5] S. Bogdanski, et al. "Numerical Investigation of the Influence of Shock Control Bumps on the Buffet Characteristics of a Transonic Airfoil" New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX. Springer International Publishing, 2014. 23-32.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: SFB 880

Numerical stall behavior investigation of an aircraft equipped with Coanda flap and droop nose

Marco Burnazzi, Jakob Thiemeier, Rolf Radespiel
TU Braunschweig – Institut für Strömungsmechanik
Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig

m.burnazzi@tu-bs.de, jakob.thiemeier@gmx.de, r.radespiel@tu-bs.de

Introduction

The long-term aim of the present project is to enable medium-range transport aircraft to perform point-to-point connections using regional airports, some of which are currently not accessible by commercial traffic because of short runways or their proximity to populated areas. Such an achievement would reduce the travel time and the traffic load on bigger hubs. For this purpose a new kind of airplane will have to be quiet and able to use short runways for taking off and landing, while maintaining the transport capacity of a medium-range transport aircraft. To fulfil these requirements a primary role is played by the high-lift system. The present work focuses on the CFD RANS analysis of an active high-lift system installed on a transport aircraft model, performed with the DLR-TAU Code. The high-lift configuration is made of an active Coanda-type trailing-edge flap and a leading-edge flexible droop nose device. Previous studies assessed the behavior of the trailing-edge Coanda flap by means of both 2D and 3D CFD simulations [1-3], as well as wind tunnel tests [4]. On the other hand, the design of the leading-edge system has been based only on 2D numerical results. The main purpose of the present study is to investigate the performance of the complete high-lift system in the 3D operative context of a wing-body configuration. Figure 1 displays the employed geometry, and shows some of the main 3D phenomena that may affect the behavior of the active high-lift system.

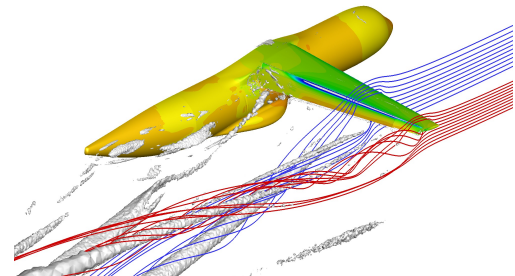


Figure 1: 3D Dynamics and wall C_p distribution of the SFB880 Aircraft

Coanda flap

At the trailing-edge, a thin jet is tangentially blown on the suction side of a simple-hinge flap, deflected by 65° . The jet enables us to avoid flow separation from the flap, thanks to the Coanda effect, and to control the circulation around the airfoil by varying the jet momentum. A careful design of this device led to high lift coefficient at reasonable jet power requirements [2]. However, the resulting high circulation increases the suction peak at the leading edge, causing a significant reduction of the stall angle of attack with the jet rate, as shown in figure 2. On the 3D wing-body model these 2D dynamics interact with 3D phenomena, resulting in the performances described by Keller in [1].

Droop nose

To increase the stall angle of attack, a leading-edge droop nose device was introduced to the high-lift configuration [3]. The device was designed by increasing thickness and curvature of the first 20% of the airfoil chord. This made possible to improve the pressure distribution on the suction side of the airfoil, as the suction peak at the nose was significantly reduced and the low pressure area was spread on a wider surface.

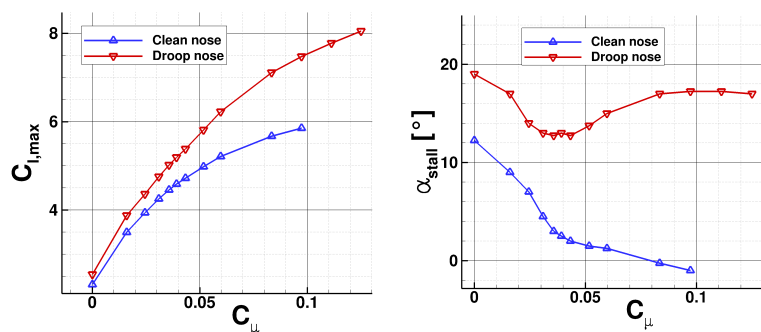


Figure 2: Response of the leading-edge configurations to C_μ variations, based on 2D computations

As a result both the friction and the pressure gradient along the suction side of the airfoil are decreased. This significantly improves the momentum of the flow that reaches the trailing-edge flap, reducing the momentum required from the Coanda jet to prevent separation. Figure 2 summarizes the improvements yielded by the flexible droop nose device with respect to the baseline configuration.

Stall mechanisms

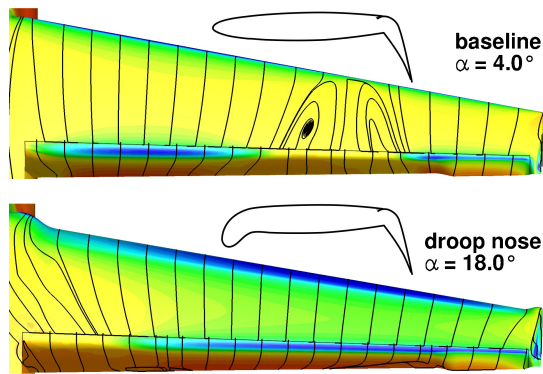


Figure 3: C_p comparison at $C_l \approx 4.7$, $C_\mu=0.035$

The reduction of lift at high angles of attack is caused by a gradual decambering of the streamlines over the Coanda flap. Increasing the angle of attack, the boundary layer thickness in the region upstream of the blowing slot grows, causing a gradual detachment of the jet from the outer flow. As a consequence the jet moves closer to the flap surface, whereas the curvature of the outer flow decreases, causing lift reduction. In presence of droop nose, this dynamic is significantly delayed. With the baseline configuration leading-edge separation was observed for high jet momentum coefficients (C_μ higher than 0.09), whereas the droop nose geometry yields to attached flow even at

high blowing rates.

The behavior of the two high-lift configurations on the wing-body model happens to be different, as shown in figure 3. With the base line geometry leading-edge separation appears for lower jet blowing rates, because the cross flow at the leading edge degrades the boundary layer which is no longer able to overcome the adverse pressure gradient on the suction side of the wing. The droop nose solves this problem, similarly to the 2D case. However, the gains of lift and stall angle predicted by 2D computations are not observed on the wing-body configuration, which presents a different stall mechanism. Here, at high angles of attack the low pressure over the wing causes the flow from the fuselage to reach the Coanda flap. In this case, the thick boundary layer developed on the fuselage would require a much higher jet momentum to be deflected downward and follow the flap contour. As a result a separation area occurs between the jet and the outer flow, reducing lift.

Conclusions

The results discussed in the final paper will be a valuable example of integration of a highly effective active high-lift system into an operative aircraft configuration. The geometry analyzed in the present work represents the state of the art in terms of Coanda-flap design and integration, being the result of a considerable effort undertaken in the last years at TU-Braunschweig and DLR [1-4]. Moreover, a detailed description of the observed flow dynamics will yield physical insight into the behavior of the Coanda-flap configuration, representing an important starting point for future investigations.

Bibliography

- [1] D. Keller: *Numerical Approach Aspects for the Investigation of the Longitudinal Static Stability of a Transport Aircraft with Circulation Control*. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design 124 New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX, 124. Springer. pp. 13-22. ISBN 978-3-319-03157-6. ISSN 1612-2909.
- [2] C. Jensch, K. C. Pfingsten, R. Radespiel, M. Schuermann, M. Haupt, S. Bauss: *Design Aspects of a gapless high-lift system with active blowing*. DLRK 2009, Aachen.
- [3] M. Burnazzi, R. Radespiel: *Design and Analysis of a Droop Nose for Coanda Flap Application*. Journal of Aircraft, pp. 1-13, doi: 10.2514/1.C032434.
- [4] Beck, N., Wentrup, M., and Radespiel, R.: *Realisierung eines Windkanalexperiments für Aktiven Hochauftrieb*. DLRK2011_241373, 2011.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Aerodynamic Design of a folded Krüger Device for a HLFC Wing

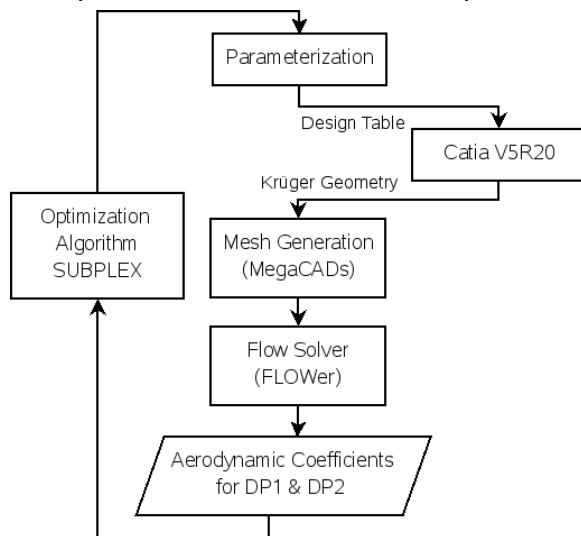
Dirk M. Franke, Jochen Wild

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

Over the last decades the cost for fuel for transport aircrafts has increased significantly, further on the need for environmental friendly aircrafts has come into political focus. These issues demand new techniques to decrease the high consumption and costs for energy. The laminar technology offers great potential to decrease the aerodynamic drag during cruise. However the laminar technology is sensitive to surface imperfections and contaminations (e.g. flies), which leads to an undesired transition from laminar to turbulent flow and consequently to unfavorable higher drag. These issues explain why the classical leading edge high-lift system namely slat, as regularly used, does not suit to this technology anymore and Krüger devices become a research area. Especially the shielding of the leading edge of the main element during take-off and landing against contamination is realizable with a Krüger device.

Within this paper the design of a folded Krüger device as developed within the EC project DESIREH [1] for a transport aircraft is presented, a key aspect of this work is the investigation of the trade-off between space allocation of the retracted Krüger device and the aerodynamic high-lift performance. The aim of the aerodynamic Krüger design is to meet at least the high-lift performance of a reference slat device. The targeted aircraft wing is equipped with a hybrid laminar flow control (HLFC) system to artificially generate laminar flow.

The process chain to control the optimization is shown in Figure 1. The process chain covers



the geometry generation with the CAD system CATIA V5, mesh generation with the in-house MegaCADs software, and flow computation with the CFD solver FLOWer[2]. The optimization is controlled by the optimization framework CHAeOPS[3] in which the deterministic, gradient-free algorithm SUBPLEX[4] is applied.

The parameterization contains parameters to control the shape and the setting of the Krüger device. Further on within the parameterization space allocation issues (e.g. front-spar clearance, segregation requirements and hinge-point clearance) are considered. The parameterization is defined in a way, that all designs are feasible w.r.t. contamination shielding requirements.

Figure 1: Process chain of the optimization.

Within the geometry generation process the airfoil is extracted in the line-of-flight cut from the three dimensional CATIA model and is afterwards sweep scaled by the front spar angle. The computations are performed in the front-spar-normal system (2D, fully turbulent, turbulence model: SAO, artificial scalar dissipation). The objective function is a blending of two components by the weighted sum approach, i.e. maximum lift coefficient ($Ma_{2D}=0.17$, $Re_{2D}=12 \times 10^6$, Reynolds number is based on the front spar normal chord length) and lift coefficient at $\alpha=10^\circ$ ($Ma_{2D}=0.21$, $Re_{2D}=15 \times 10^6$) are equally summed. A penalty term is added to the objective function, if the maximum lift coefficient for the current design is worse than for the initial configuration.

Multiple optimizations were conducted with different spatial clearances of the retracted bull nose towards the upper wing panel. This approach is done to investigate the trade-off be-

tween space allocation and aerodynamic high-lift performance of the Krüger device ($c_{l,max}$, $\alpha_{cl,max}$, $c_{l,2D}(\alpha_{cl,max,2D}-3^\circ)$). The optimized shape and setting are presented in Figure 2, Table 1 summarizes the aerodynamic high-lift performance of the investigated configurations. The results clearly show, refer to Figure 3, that with a low spatial clearance of the bull nose in retracted position the high-lift performance can be improved significantly, see configuration V26. By an increase of the spatial clearance for the bull nose the high-lift performance is weakened (bull nose size is decreased). It is recognizable that the decrease of the bull nose size is compensated by an increase of the Krüger panel length, however the aerodynamic high-lift performance can not be maintained, refer to configurations V23 and V24. Within this study it was found out that the aerodynamic high-lift performance is insensitive to the overlap of the Krüger device, but it is sensitive to the deflection angle, the bull nose height, the gap and the smoothness of the curvature distribution at the leading edge and on the upper side of the bull-nose Krüger panel.

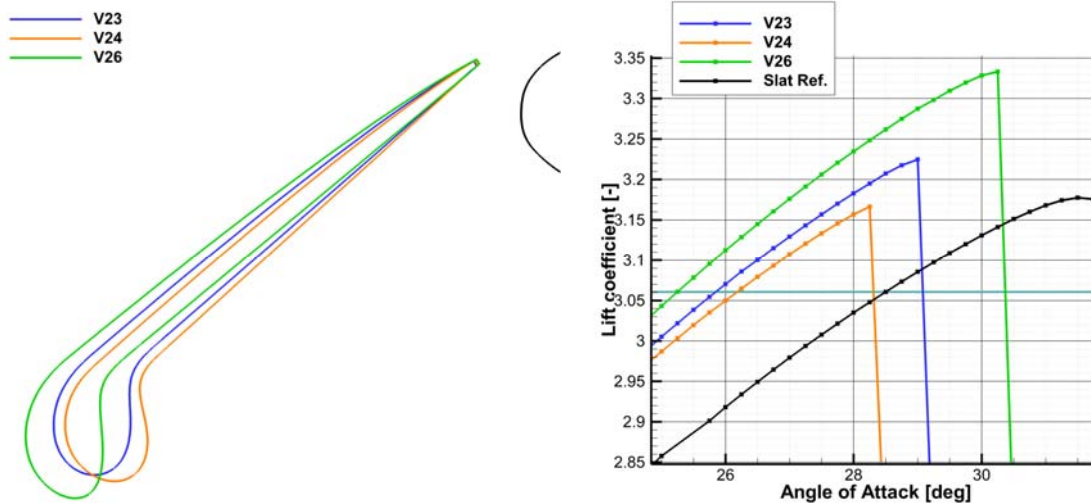


Figure 2: Shape and setting of optimized Krüger devices.

Figure 3: High-lift performance of optimized Krüger devices.

Geometry	Bull nose clearance	$c_{l, \max, 2D}$	$\alpha_{cl, \max, 2D}$	$c_{l, 2D}(\alpha_{cl, \max, 2D}-3^\circ)$
V26	100mm	3.33	30.25°	3.19
V23	115mm	3.22	29.0°	3.07
V24	125mm	3.17	28.25°	3.00
Slat	-	3.18	31.5°	3.06

Table 1: Aerodynamic high-lift performance of investigated configurations.

The current work shows that the replacement of a slat by a Krüger device is feasible w.r.t to the high-lift performance. Further on we could see that there is a direct relation between the bull nose size and its aerodynamic performance. Drawback of this device is the reduced number of possible settings and the increased drag at low angles of attack, where the flow is fully separated on the lower wing side.

This work is supported by the European Community's Seventh Framework Programme FP7/2007-2013 through funding of the European project AFLoNext (www.aflonext.eu).

References:

- [1] Iannelli, P., Wild, J., Minervino, M., Moens, F., Raets, M. (2012) Analysis and application of suitable CFD-based optimization strategies for high-lift system design, ECCOMAS 2012, proceedings on CD-Rom.
- [2] Raddatz, J. und Fassbender, J.K. (2005) Block Structured Navier-Stokes Solver FLOWer. In: MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, 89, pages 27-44. Springer Verlag. ISBN 3-540-24383-6.
- [3] Wild, J. (2002) Validation of Numerical Optimization of High Lift Multi-Element Airfoils based on Navier-Stokes Equations. Paper 2000-2939, AIAA.
- [4] Rowan, T. (1990) Functional Stability Analysis of Numerical Algorithms. Ph.D. thesis, Department of Computer Sciences, University of Texas at Austin, USA.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation / Transportflugzeuge

Validierung von Lastabsetzsimulationen im
wirbelbehafteten Nahfeld eines Transportflugzeuges mit geöffneter Heckrampe

Sven Geisbauer¹, Hauke Schmidt²

¹DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, sven.geisbauer@dlr.de

²DLR, Institut für Aeroelastik
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Einleitung :

Militärische Transportflugzeuge müssen im Gegensatz zu zivilen Flugzeugen ein sehr viel weiteres Anwendungsspektrum abdecken können. Ein wesentliches Unterscheidungsmerkmal besteht beispielsweise darin, dass sichergestellt werden muss, dass Personen und Lasten während des Fluges sicher abgesetzt werden können. Diese Unterschiede erfordern zum Teil eine Entwicklung neuer Verfahren, um die operativen Fähigkeiten militärischer Transportflugzeuge in vollem Umfang analysieren und bewerten zu können.

Seit 2006 befasst sich das DLR intensiv damit, Simulationsverfahren zu entwickeln und zu validieren, mit denen typische Lastabsetzscenarioen, vom Verlassen des Flugzeuges bis zum Bodenkontakt, analysiert und bewertet werden können. Hierzu wurde ein Ansatz etabliert, der Verfahren unterschiedlicher Schnelligkeit und Modellierungsgenauigkeit umfasst. Dadurch kann bereits im Vorfeld virtuell untersucht werden, wie sich unterschiedliche Lastkonfigurationen während des Absetzvorgangs verhalten. Dies setzt voraus, dass die Interaktion zwischen abgehender Last und Flugzeugnachlauf möglichst genau wiedergegeben wird. Um dies sicherzustellen, hat das DLR in Zusammenarbeit mit dem DNW-NWB in Braunschweig mehrere Messkampagnen zur Generierung von Validierungsdaten durchgeführt. Hierbei wurden in Lastabsetzexperimenten [1, 2] Trajektoriendaten für unterschiedliche Lastkonfigurationen aufgezeichnet sowie Messungen mit Hilfe der Particle Image Velocimetry-Technik durchgeführt, um im wirbelbehafteten Heckbereich des Flugzeuges Informationen über die lokale Geschwindigkeitsverteilung zu erhalten [3].

Zur Simulation eines Absetzvorgangs unter Berücksichtigung der Flugzeug-Last-Interaktion im Nahbereich des Flugzeuges hat das DLR eine hochgenaue Simulationsumgebung entwickelt, die umfassend mit Hilfe dieser experimentellen Daten validiert wurde. So wurde beispielsweise die Simulation eines Absetzvorgangs eines einfachen, generischen Fallschirm-Last-Systems bereits erfolgreich demonstriert [4].

Darauf aufbauend wurde die Simulationsumgebung nun derart erweitert, dass realistischere Fallschirm-Last-Konfigurationen simuliert werden können. Hierzu zählen einerseits die Verbesserung der geometrischen Modellierung der beteiligten Körper und andererseits die Berücksichtigung kinematischer Zwangsbedingungen zur Erfassung der Relativbewegung des Fallschirms zur Last. Die Validierung der auf diese Weise weiterentwickelten Prozesskette ist Gegenstand der vorliegenden Mitteilung.

Modellierung :

Die Simulation eines Absetzvorgangs unter Berücksichtigung der aerodynamischen Flugzeug-Last-Interaktion wurde durch Kopplung des DLR TAU-Codes mit der kommerziellen Mehrkörpersystem-(MKS)-Software Simpack realisiert. Instationäre TAU-Simulationen liefern für den jeweiligen Zeitschritt die aerodynamischen Lasten, die auf die abgesetzten Körper wirken. Darauf aufbauend werden in Simpack die flugmechanischen Bewegungsgleichungen gelöst und die resultierende Positions- und Lageänderung der Körper zurück an TAU übermittelt. Simpack berücksichtigt hierbei auch die kinematische Randbedingung, mit der beispielsweise die Relativbewegung des Fallschirms zur Last modelliert wurde. Die von Simpack berechneten Bewegungsparameter führen mit Hilfe der Chimera-Technik zu einer ent-

sprechenden Lage- und Positionsänderung der Körper in TAU, bevor für diese neue Ausgangslage ein neuer instationärer Kopplungsschritt beginnt.

Abb. 1 zeigt die initiale Startposition zweier simulierter Fallschirm-Last-Konfigurationen. Der Schirm ist in beiden Fällen gelenkig an den Lastquader angebunden und besitzt im Falle von Last B2 einen rotatorischen Freiheitsgrad (FHG) gegenüber dem Quader, bei Last S2 zwei rotatorische Freiheitsgrade. Der Lastquader ist stets als 6-FHG-Modell realisiert, während das Flugzeug als starr angenommen wurde. Die Simulationen für beide Konfigurationen wurden unter experimentellen Bedingungen im Maßstab 1:21 durchgeführt.

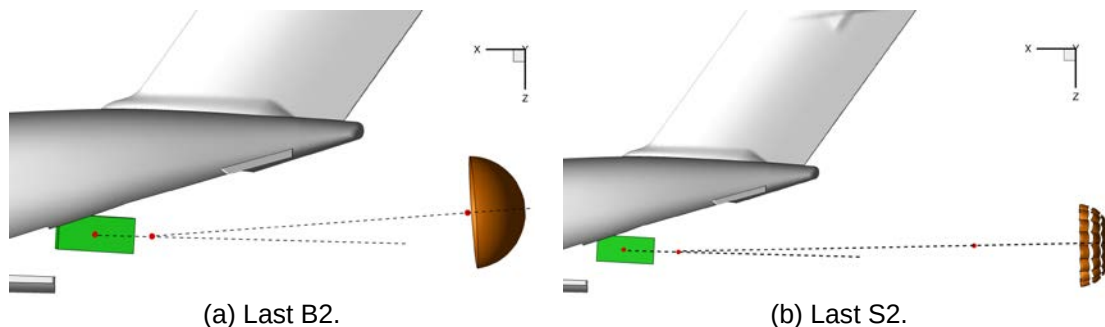


Abb. 1: Startlage der Lastkonfigurationen B2 mit einfachem Schirmmodell und S2 mit einem Originalmodell eines textilen Ausziehschirms.

Exemplarische Ergebnisse :

In Abb. 2 ist exemplarisch ein Vergleich zwischen dem Ergebnis der Simulation und dem Experiment für Last B2 dargestellt. Neben dem hier dargestellten Vergleich für die Translation und Rotation des Lastquaders wurden ebenso die jeweiligen Geschwindigkeitsverläufe miteinander verglichen. Gleiches gilt für die Relativbewegung des Fallschirms gegenüber der verlängerten Achse des Lastquaders. Man erkennt in allen Fällen eine gute bis sehr gute qualitative und quantitative Übereinstimmung mit den experimentellen Daten.

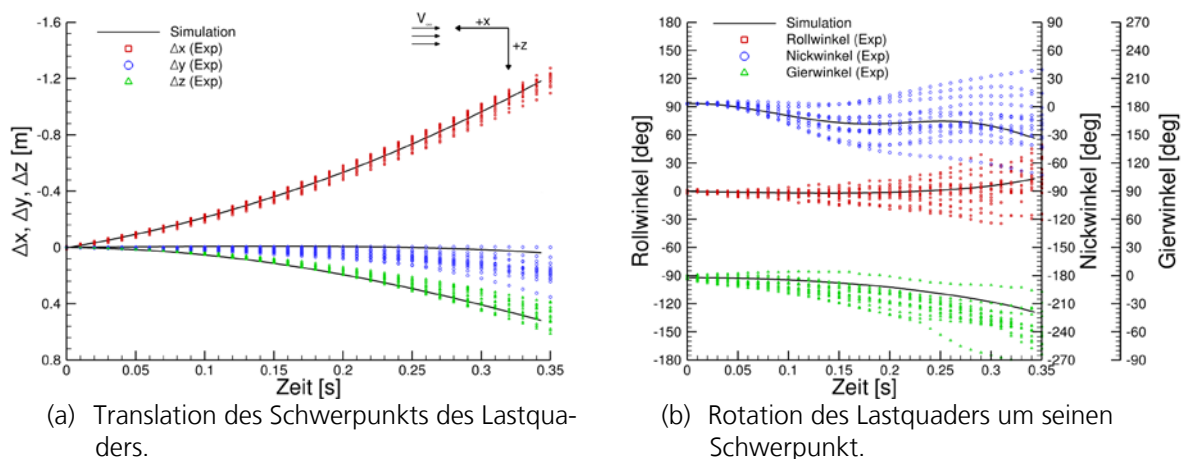


Abb. 2: Vergleich der Bewegung des Lastquaders von Last B2 zwischen Simulation und Experiment.

Literatur :

1. Schade, N.: Simulation of Store Separation – Scaling Requirements for Wind Tunnel Experiments and Validation of Numerical Simulations. In: New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 121, S. 17-24, Springer, 2010.
2. Löser, T., Bergmann, A.: Capabilities of Deployment Tests at DNW-NWB. In: Meeting Procedures RTO-MP-AVT-133, Paper 13, S. 13-1 – 13-11, Neuilly-sur-Seine, 2006.
3. Roosenboom, E. et al.: Experimental investigation of the flow field topology for several cargo drop configurations. AIAA Paper 2012-3198, 28th AIAA Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing and Flight Testing Conference, New Orleans, 2012.
4. Geisbauer, S. et al.: Experimental and Numerical Investigation of the Flow Topology During Air-drop Operations. AIAA Paper 2011-2565, 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Dublin, 2011.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge, Flow Control

Numerical Investigation of Unsteady Tangential Blowing at the Rudder of a Vertical Tailplane Airfoil

Anna Kröhnert

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR),
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
anna.kroehnert@dlr.de

Introduction

The vertical tailplane (VTP) of a transport aircraft is needed for stability and control of the aircraft about the yaw axis. One case determining the size of the VTP is the failure of the critical engine. In the one-engine inoperative (OEI) condition, the still running engine creates a moment around the yaw axis. This has to be counteracted by the VTP. Here the take-off is a critical flight segment where the speed of the aircraft is relatively low and thus also the forces produced by the VTP. On the other hand, in cruise flight at high aircraft velocities, the VTP is larger than necessary to satisfy cruise stability requirements for modern transport aircraft with electronic flight control system. Therefore, the VTP size is determined by a rarely occurring failure case. If its size could be reduced by applying some means to increase the side force, drag and weight could be lowered which in turn would lead to a reduction in fuel burn. One possibility among other means could be the application of active flow control (AFC). This can be used to increase the side force produced by the VTP without increasing its size by delaying flow separation to higher sideslip and/or rudder deflection angles.

Previous Work

In a first study the sensitivities of different active flow control parameters were investigated for a VTP airfoil [1]. In the critical OEI case the rudder is highly deflected to achieve the maximum side force. This leads to non-linear aerodynamic characteristics. On the highly deflected rudder a large separation can be found without blowing. The AFC concept applied uses tangential blowing at the end of the fin over the deflected rudder shoulder. The geometry is shown in Fig. 1. With steady tangential blowing it is demonstrated that fully attached flow can be achieved accompanied by an increase of the lift coefficient of the airfoil (cp. Figs. 2 and 3). It was also shown in other studies that tangential blowing can lead to performance gains as for example obtained for circulation control applications. A recent study on this is the work performed in the SFB (Sonderforschungsbereich) 880 concerning numerical investigations on a high-wing airplane with a deflected internally blown plain flap [2].

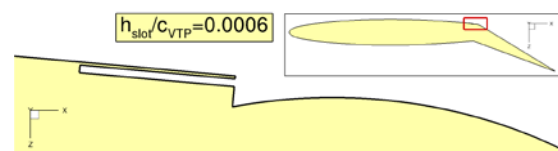


Fig. 1 : Slot geometry at the end of the fin

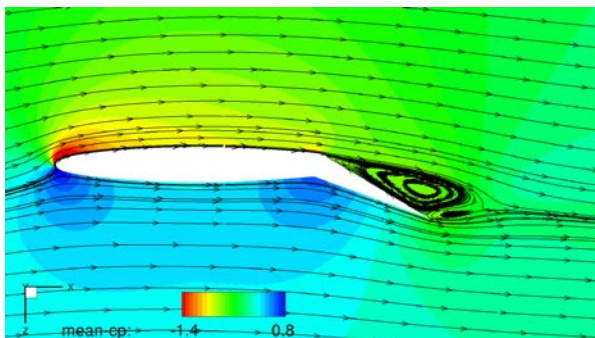


Fig. 2: Unsteady calculation: no blowing

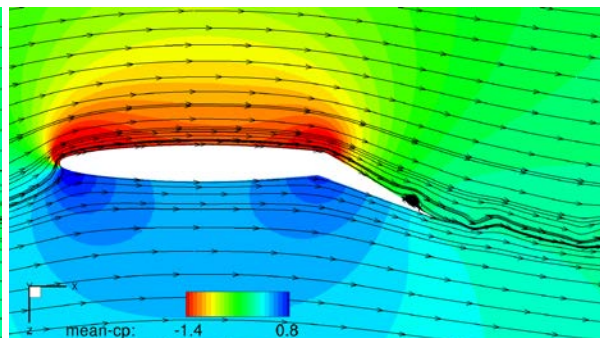


Fig. 3: Pulsed blowing calculation, $C_{\mu}=0.01$

Aim of this Study

The aim of the present study is the extension of the investigations concentrating on steady tangential blowing as presented in [1] to unsteady blowing applying a pulsed jet.

The flow simulations performed are based on the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) equations which are carried out with a dual time stepping method. The results are compared to those obtained with steady blowing. To increase the efficiency it is desirable to reduce the actuation mass flow required. Other applications, e.g. with a circulation control flap hinged close to the trailing edge of a supercritical airfoil [3], have shown that this can be accomplished by using a pulsed jet. Here it shall be investigated if the same is true for tangential blowing over the rudder shoulder of a VTP airfoil with a rudder extending over one third of the chord length.

Results

A sensitivity study with regard to unsteady numerical simulations is conducted where the time resolution and the number of inner iterations are varied to ensure that the results are independent of these parameters.

In addition the blowing momentum coefficient C_{μ} and dimensionless frequency F^+ are varied. The results are compared to those with steady blowing. The turbulence model is the same as used for the steady flow calculations, i.e. the Spalart and Allmaras turbulence model with vortical and rotational flow correction (SARC). The Reynolds number is $2.2 \cdot 10^6$. In Fig. 4 it can be observed that for the same momentum coefficient the lift coefficient C_l is somewhat increased despite a reduction in mass flow. Further results obtained are shown in Fig. 5. There the variation of the dimensionless frequency F^+ indicates that the lift coefficient can be increased with a reduced frequency of 0.5 but at the cost of an increase in the drag coefficient.

A further point of the investigation is the influence on the lift coefficient of the airfoil if the slot angle to the airfoil surface at the slot exit flow is varied while keeping the jet direction at the slot exit tangential to the rudder shoulder.

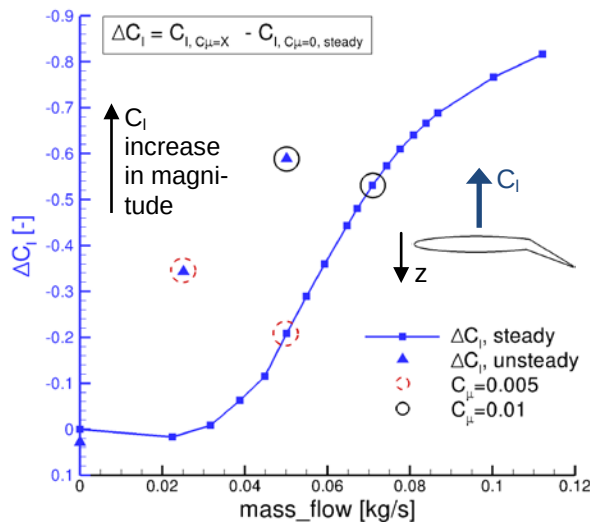


Fig. 4: Variation of C_{μ} versus the mass flow

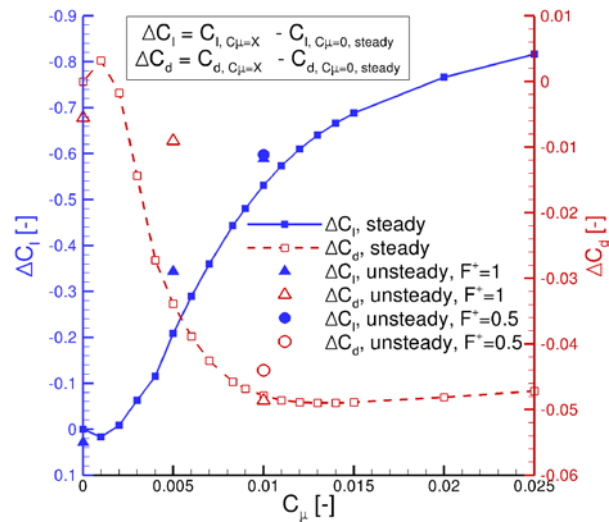


Fig. 5: Variation of F^+ versus C_{μ}

References

- [1] A. Kröhnert, "Numerical Investigation of Tangential Blowing at the Rudder of a Vertical Tailplane Airfoil", AIAA Paper 2014-2143, 2014
- [2] Burnazzi, M. and Radespiel, R., "Design of a Droopnose Configuration for a Coanda Active Flap Application", AIAA Paper 2013-0487, 2013
- [3] Y. Liu, L. Sankar, R. Englar, K. Ahuja, "Numerical Simulations of the Steady and Unsteady Aerodynamic Characteristics of a Circulation Control Wing Airfoil", AIAA 2001-0704, 2001

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Propeller and Active High Lift Wing Interaction in Experiment and Simulation

Carsten Lenfers*, Nils Beck**, Marc Bauer***

*DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Transportflugzeuge, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, carsten.lenfers@dlr.de, Tel. +49 531 295 2405

**TU Braunschweig – Institut für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig, n.beck@tu-bs.de, Tel. +49 531 391 94266

***TU Braunschweig – Institut für Flugantriebe und Strömungsmaschinen, Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig, m.bauer@ifas.tu-bs.de, Tel. +49 531 391 94217

1. Introduction

Despite some periods of regression, air traffic has proven its resilience to economic and financial crisis. This will lead to increasing airport congestion and it is imperative that additional capacities have to be made available. As most of the European major hubs are subject to environmental or residential constraints, their extension or even new construction seems to be a very unlikely way to cope with the challenges of the future air transportation concept. Within the stress field of fulfilling the mobility needs of the industrialised societies, environmental restrictions and satisfying the continuous growing demand for air transport, the German BNF research program advances key technologies to develop new QUESTOL aircraft. The next generation QUESTOL aircraft holds the potential to reintegrate existing airfields with short runways into the future air transportation concept [1]. QUESTOL aircraft with sufficient capacities are able to depart and land at short runways, climb and descend very steep and together with a fuel efficient and silent operating turboprop engine they are able to cope with the depicted challenges.

The aerodynamic scope is a generic QUESTOL configuration [2] that is investigated concerning its aerodynamic performance using high fidelity Reynolds-Averaged-Navier-Stokes (RANS) computations, as well as wind tunnel measurements. The aerodynamic focus lies on the interaction of the propeller slipstream with the flowfield around an active gapless high-lift system.

2. Method

Besides the data collected in w/t-measurement campaigns in the low speed facility DNW-NWB, the aerodynamic analysis relies on steady in time CFD simulations conducted with the DLR TAU code. Therefore a computational mesh is generated, combining the advantages of three different commercial grid software packages by utilizing the chimera technique that the TAU code provides. For the steady in time representation of the installed propeller an actuator disc boundary condition is used that relies on a blade element theory method.

3. Results

The CFD solutions are compared with data from pressure taps collected in the w/t-measurement campaigns. The taps are arranged in four sections in line of flight and one row parallel to the leading edge of the wing on its suction side (Figure 2). The influence of different blowing coefficients is clearly visible in the development of the suction peaks at the leading edge of the main wing and in the region of the coanda radius on the flap suction side (Figure 1). Besides the blowing coefficient, the propeller slipstream has a significant influence on the aerodynamic behaviour of the wing. The comparison between CFD and w/t data shows a very good agreement concerning the surface pressure. A first example is given in Figure 3. The presented paper will describe the used numerical method in detail and extensively exploit the w/t data in correspondence with the simulation results.

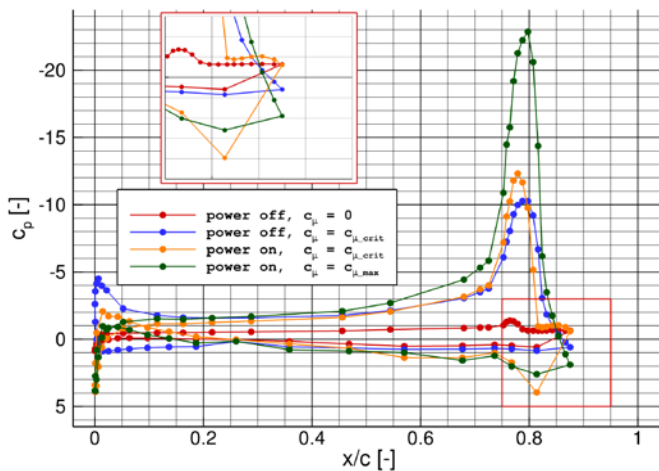


Figure 1 pressure distribution for different blowing coefficients and power settings at $y/b = 0.6531$

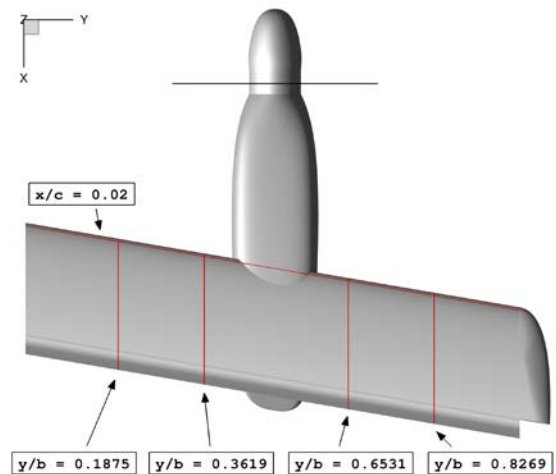


Figure 2 positions of extracted pressure distributions

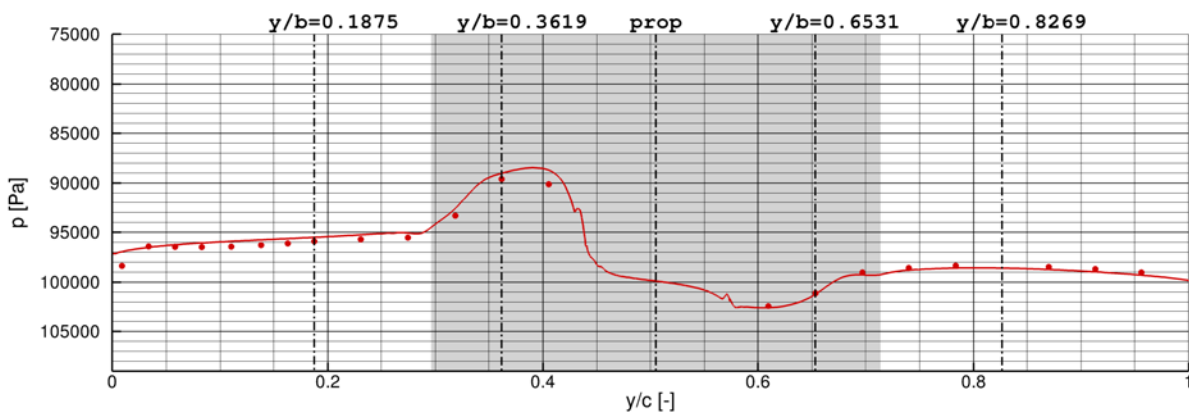


Figure 3 comparison of w/t data (filled dots) with CFD data (continuous line) at $x/c = 0.02$

4. References

- [1] Henke, Lammering, Anton: Impact of Innovative Quiet Regional Aircraft on the Air Transportation System, Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 3, May-June 2010
- [2] Radespiel, Heinze: SFB 880 – Fundamentals of High-Lift for future commercial aircraft, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 10.-12. September 2013

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aerokustik (oder) Laminarhaltung und Transition

Forward Swept Wing Design in the Region Close to the Body Wing Junction

Thomas Streit

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

Due to the potential to reduce fuel consumption and environmental impact, natural laminar flow (NLF) wing designs were performed for transport aircraft in national German and European Union research programs [1], [2], [3], [4]. These designs considered forward and backward swept wings (FSW and BSW). For the FSW designs it was possible to obtain large laminar flow regions for the inner wing using only airfoil design, whereas for the BSW with similar absolute leading edge sweep and chord Reynolds numbers an additional boundary layer suction panel was required for the inner wing in order to obtain similar transition positions. The reason for this is that the FSW has a reduced effective leading edge sweep, which reduces the transition due to crossflow instability (CFI) or attachment line transition (ATI). However, the design of the FSW [1] [2] with a pressure distribution favorable for laminar flow was difficult for the inner wing. This is due to the flow properties of a FSW in the regions close to the wing body junction (wing body case) or in the symmetry plane (wing alone case). In this work the design of a FSW in the region close to the wing body junction is reconsidered. The design takes into account the special flow properties in this region by using conventional geometry modifications as applied in [1], [2], but using also new proposed planform modifications in this region. The aim is to improve the design in the cruise design point but also to improve the low speed properties. For the design, the following three flow properties which lead to opposite effects for a FSW and BSW in the wing root section /symmetry section for a wing body/wing alone configuration are taken into account: 1) The "Mitteneffekt" (also denoted center line effect): the isobars are bended so that they become perpendicular to the body surface/symmetry plane (body wing/wing alone configuration). For a FSW at the upper nose region this leads to an increased expansion in comparison to the pressure distribution of the same airfoil placed in the outer wing. The additional expansion may result in suction peaks which are adverse for laminar flow. The common solution to this problem is to design airfoils which have a smaller nose radius and maximum thickness position displaced downstream in comparison to the wing airfoil geometry used at 50% semispan. While, this may lead to acceptable transonic cruise NLF c_p distribution, the resulting nose radius may be too small for the low speed case .2) Case with lift (positive): The induced velocities for a FSW for the inner wing point upwards for the inner wing, downward for the outer wing. Similarly as for the Mitteneffekt this leads to increased suction peaks. Therefore for an acceptable local lift distribution, a FSW wing is twisted downward/upward for the inner/outer wing. 3) The flow in the stagnation line of a FSW goes from the outer wing to the inner wing. Since airfoil thickness increases towards the body this leads to the above mentioned FSW advantage of decreased effective leading edge sweep. However this transversal flow pointed towards the body may increase separation tendency at the leading and trailing edge. The influence of modifications in airfoil geometry, twist and planform geometry is studied first separately on a FSW wing alone configuration. Then the modifications are combined and finally a combined modification is also applied to the wing body LAMAIR configuration [2]. A proposed FSW center wing planform change is shown in Fig. 1. This planform change also reduces the "Mitteneffekt" as shown in Fig. 2 and Fig. 3. Suction peaks and their spanwise extension in the symmetry plane are reduced. Furthermore in the symmetry plane stagnation line flow is bended into flow direction. RANS CFD analysis and wing airfoil geometry solutions are obtained using the 3D FLOWer inverse design code.

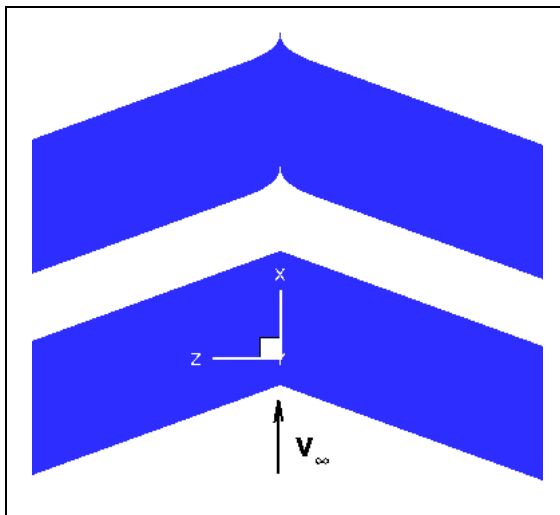


Figure 1: FSW wing alone planform in (center region), case with straight leading edge sweep (bottom), case with center with inward cusp (top)

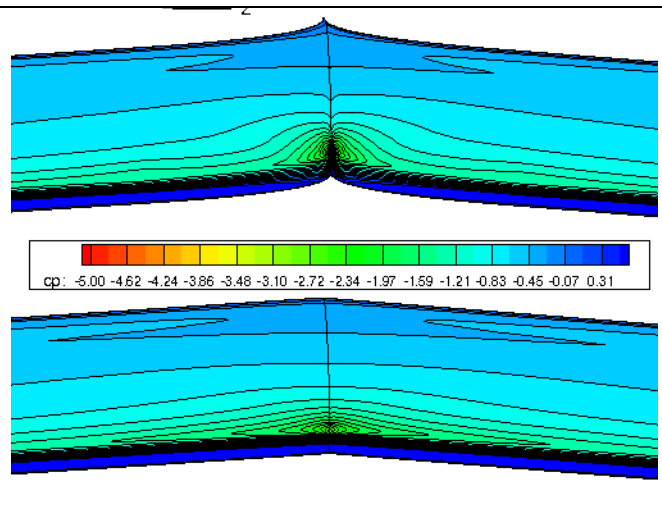


Figure 2: Isobars, low speed RANS solution with FSW geometry constructed with transonic cruise airfoil. Centerline suction peak region is reduced for the configuration with inward cusp planform

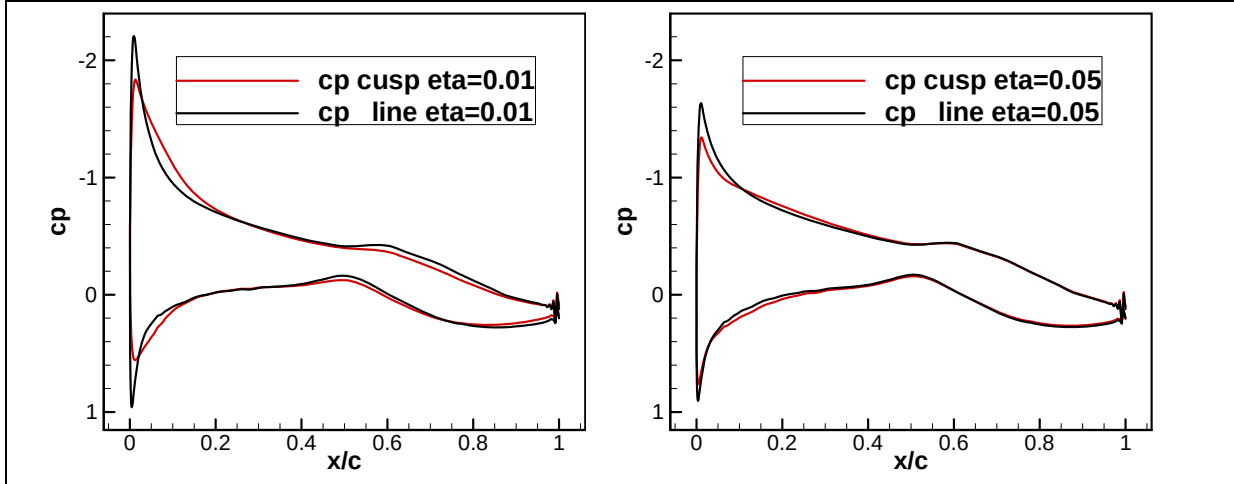


Figure 3: Low Speed RANS Pressure distributions for symmetry region section for normalized spanwise position $\eta=0.01, 0.05$. The configuration with inward cusp planform reduces the suction peak.

References

- [1] WONG, P. W. C.; MAINA, M.; NAYYAR, P.; STREIT, T.; LIERSCH C. M.; SALAH EL DIN, I. & ARNAL, D.: *Numerical Analysis of Natural Laminar Flow on Forward Swept Wings*, 45th 3AF Symposium on Applied Aerodynamics, 22.-24. Mar., Marseille, France, 2010.
- [2] KRUSE, M.; WUNDERLICH, T. & HEINRICH, R.: *A Conceptual Study of a Transport NLF Aircraft with Forward Swept Wings*, AIAA Paper 2012-3208, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 25.-28. Jun., New Orleans / LA, USA, 2012.
- [3] FRFR. VON GEYR, J.; KNOBLAUCH ZU HATZBACH, F.; SEITZ A.; STREIT TH. & WICHMANN, G.: *Wing Design Based on a Tapered Wing Natural Laminar Flow Airfoil Catalog*, In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX, Contributions to the 18th STAB/DGLR Symposium, Stuttgart, Germany, 2012*, Series: *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design* **124**, pp. 183-191, 2014.
- [4] Wedler, S; Streit, Th.: *New Methodologies tailored for the Design of Aerodynamically Robust Laminar Wings*, 3AF Greener Aviation 2014: Clean Sky Breakthroughs and worldwide status" 12-24 Mar. Brussels, Belgium, 2014.

Sensitivität eines Triebwerk-Fans gegenüber Einlaufstörungen

Marius Theune¹, Dirk Schönweitz², Rainer Schnell

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Antriebstechnik
Linder Höhe, 51147 Köln, Deutschland

¹ marius.theune@dlr.de , ² dirk.schoenweitz@dlr.de

Die Untersuchung der Interaktion von Einlaufstörungen und Triebwerkfans ist aus mehreren Gründen von steigendem Interesse. Konzepte für zukünftige Flugzeugarchitekturen wie das *N2B* der NASA, sehen zur Steigerung der Effizienz des Gesamtsystems Flugzeug unter anderem eine Integration von Triebwerken vor. Durch die Integration von Triebwerken in die Struktur des Flugzeuges bei dem genannten *Blended-Wing-Body* Konzept, reduziert sich der effektive Widerstand des Flugzeuges durch das Absaugen der Grenzschicht durch die Triebwerke. Das stetige Einsaugen der Grenzschicht hat jedoch eine kontinuierliche Störung innerhalb der Anströmung von Fans integrierter Triebwerke zur Folge. Dies führt wiederum zu einer dauerhaften Verschlechterung der Effizienz dieser Triebwerke.

Dieser Beitrag vergleicht den Einfluss einer generischen, realistischen Einlaufstörung auf zwei Fans mit unterschiedlichem Totaldruckverhältnissen, im Hinblick auf die Sensitivität ihres aerodynamischen und des Betriebspunkt-Verhaltens. Als Referenz dient der Fan des *IAE V2500*, eines bei Flugzeugen der Kurz- und Mittelstrecke (*MD90, A320 Familie*) eingesetzten Triebwerks. Als Vergleich wird der *Fan135* verwendet, der einer Designstudie des DLR entnommen wurde. Im Vergleich zum Fan des *IAE V2500*, ist dieser für ein größeres Nebenstromverhältnis (14 zu 4,5) und ein kleineres Totaldruckverhältnis (1,35 zu 1,7) ausgelegt. Um einen fundierten Vergleich zu ermöglichen, wird der *Fan135* auf den Schub des *V2500* skaliert. Nach der Skalierung hat der *Fan135* einen Durchmesser von mehr als 2 Metern. Dies ist vergleichbar zu Fans aktueller Triebwerke mit einem ähnlichen Nebenstromverhältnis und Schub.

Bei der in diesem Beitrag behandelten Einlaufstörung handelt es sich um eine Totaldruckstörung von ca. 14%, welche sich über einen Sektor von 90° und einen Bereich zwischen 50% und 100% des Außenradius erstreckt. Eine solche Störung ist typisch für das Einsaugen der Rumpfgrenzschicht in einem Flugzeug mit integrierten Triebwerken.

Die für die Simulation verwendeten Netze haben ca. 38 Millionen (*V2500*) beziehungsweise ca. 12 Millionen (*Fan135*) Zellen. Dabei wird sowohl der Einlauf als auch der Rotor als Vollkranz, der Stator als einzelne Passage simuliert. Die Rechnung wird instationär und mit 1088 Zeitschritten pro Rotordrehung durchgeführt. Die Konvergenz der Simulation wurde über die zeitliche Mittelung der auf jede einzelne Schaufel einwirkenden Kraft- und Momentenverläufe, sowie des Massenstromes, überprüft und stellte sich nach 5 Rotorumdrehungen ein.

Die Rotorblätter beider Fans werden beim Durchlaufen der Störung großen Lastwechseln ausgesetzt. Die Differenz der beiden Amplituden des Lastwechsels, der während einer Umdrehung an den Schaufeln in x-Richtung angreift, beträgt bei relativer Auftragung 63,8% (*V2500*) gegenüber 130,3% (*Fan135*). Dies ist ein erster Hinweis darauf, dass der *Fan135* sensibler reagiert als der des *V2500*.

Durch Auftragen des normalisierten Totaldruckverhältnisses

$$\text{normalized total pressure ratio} := \frac{\Pi_t}{\Pi_{t,ref}},$$

gegen den normalisierten, reduzierten Massenstrom

$$\text{normalized, reduced massflow} := \frac{\dot{m} * \sqrt{T_t} * p_{t,ref}}{\dot{m}_{ref} * \sqrt{T_{t,ref}} * p_t},$$

wird das erste Ergebnis gestützt (Abb. 1). Neben der Drehzahllinie für die Maximum Take Off (MTO) Drehzahl, ist der Verlauf der Betriebspunkte einer Passage während einer kompletten Umdrehung dargestellt. Die aufgeprägte Randbedingung am Austritt ist bei Vollkranz- und stationärer, ungestörter Referenzrechnung gleich. Eine Passage des Vollkranzes des *V2500/Fan135* durchläuft die Bereiche von Punkt A (ungestörter Bereich) über H/G (kurz vor gestörtem Bereich), J (Beginn gestörter Bereich), M/K (vollgestörter Bereich) und R/M (nach gestörtem Bereich) zurück zu A. Bei Betrachtung des DLR *Fan135* ist offensichtlich, dass sich bei diesem der Betriebspunkt bei Durchlaufen der Störung auf dem Orbit über die Stabilitätsgrenze hinaus verschiebt. Der Wert des die Passage durchströmenden Massenstroms ändert sich innerhalb einer Umdrehung beim Fan des *V2500* um ca. 20%, bei dem des *Fan135* um ca. 25%. Das Totaldruckverhältnis schwankt bei ersterem um ca. 8%, bei letzterem um ca. 13%.

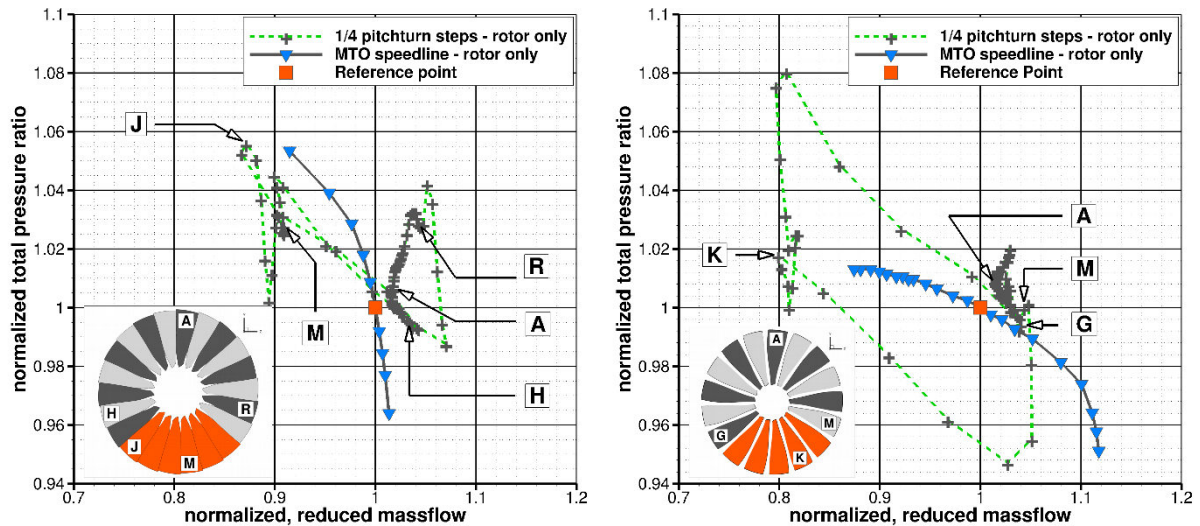


Abbildung 1: Normiertes Totaldruckverhältnis gegen normierten, reduzierten Massenstrom; links IAE V2500, rechts DLR Fan135

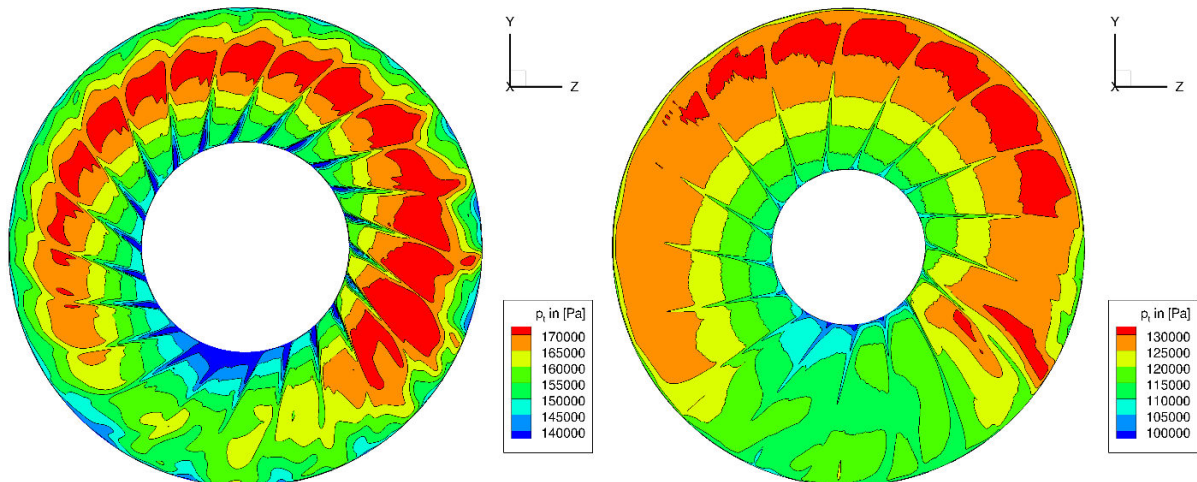


Abbildung 2: Totaldruck-Verteilung an der Rotor-Austrittsebene; links IAE V2500, rechts DLR Fan135. Unterschiedliche Skalierung der Absolutwerte bei gleichem Delta.

Der Fan135 zeigt jedoch eine homogenere Totaldruckverteilung am Rotoraustritt. Die Störung dieser Verteilung in der Nähe der Nabekontur ist beim V2500 ausgeprägter (Abb. 2). Einen wichtigen Einfluss nimmt dieser Bereich, weil von dort das Kerntriebwerk versorgt wird, das anfällig gegenüber einer solchen Störung ist. Ein Vergleich der relativen Totaldruckerhöhung hingegen zeigt ein homogenes Verhalten des V2500. Die Verteilung am Vollkranz zeigt über den ungestörten Bereich eine große Ähnlichkeit zu der komplett ungestörten, in diesem Betriebspunkt stationär gerechneten Passage. Selbst im gestörten Bereich, außer in der Nähe der Nabe, ist noch eine Ähnlichkeit erkennbar. Solche beschriebenen Ähnlichkeiten sind beim Fan135 im gestörten Bereich nicht zu erkennen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

A Consistent and Robust Discrete Adjoint Solver for the Stanford University Unstructured (SU²) Framework - Validation and Application

M.Sc. Tim Albring, Dipl.-Math. Max Sagebaum, Prof. Dr. Nicolas R. Gauger
Chair for Scientific Computing, Technische Universität Kaiserslautern
Paul-Ehrlich-Straße 34, 67663 Kaiserslautern, Germany
{tim.albring,max.sagebaum,nicolas.gauger}@rhrk.uni-kl.de

Introduction

Efficient detailed aerodynamic shape optimization is an essential part in multidisciplinary design procedures. Efficient and detailed design relies on adjoint-based sensitivity evaluation, where one distinguishes between discrete and continuous methods. While the latter are computationally efficient, they lack robustness and therefore the applicability to complex flow models. Consequently, our attention applies to the discrete methods. Here, a common approach is to use the transpose of the Jacobian of the flux residual to derive the adjoint system. However, this approach is based on the assumption that the resulting flow solution exactly satisfies the discrete equations, i.e. that the flux residual is perfectly zero. In practice this is not the case, which might lead to inconsistent approximations of the reduced gradient. By exploitation of the abstract fixed-point structure of the flow solver, it is possible to construct an iterative adjoint solver, which enables the computation of consistent gradients in a robust way. Here, it is guaranteed that the adjoint solver inherits the convergence properties of the primal solver. All derivatives that occur in this formulation can be calculated using advanced techniques of *Algorithmic Differentiation* (AD) [1,2]. For the application and implementation basis we chose the SU² multi-physics suite [3] that features numerical tools for the analysis and optimization of models described by PDEs for aerospace design. It includes various flow models for laminar and turbulent flows in compressible and incompressible regimes. On the numerical side it relies on arbitrary structured or unstructured grids and includes various space and time discretization schemes.

Results

As a first test case we consider the RAE2822 airfoil at transonic flow conditions ($Ma=0.729$, $Re = 6.5E6$, $\alpha = 2.31^\circ$). The influence of turbulence is described by the *SST-model*. Space integration is accomplished using the *JST-scheme* in combination with a slope limiter. The convergence of the time marching scheme is accelerated using a three level *multi-grid* (*W-cycle*). For shape optimization we discretize the design space using 38 equidistantly distributed *Hicks-Henne* functions on the upper and lower side of the airfoil.

Figure 1 shows the resulting gradient of the drag coefficient with respect to the design variables calculated with the discrete adjoint method in comparison with a finite difference approximation (FD) ($h = 1E-07$). Note that the latter needs one complete flow solution for each design variable. Furthermore, due to the strong dependency of

the flow solution on surface variations, finding a well-working step-size for the FD approximation seems rather complicated. Therefore, we also considered the forward mode of AD to validate the gradient.

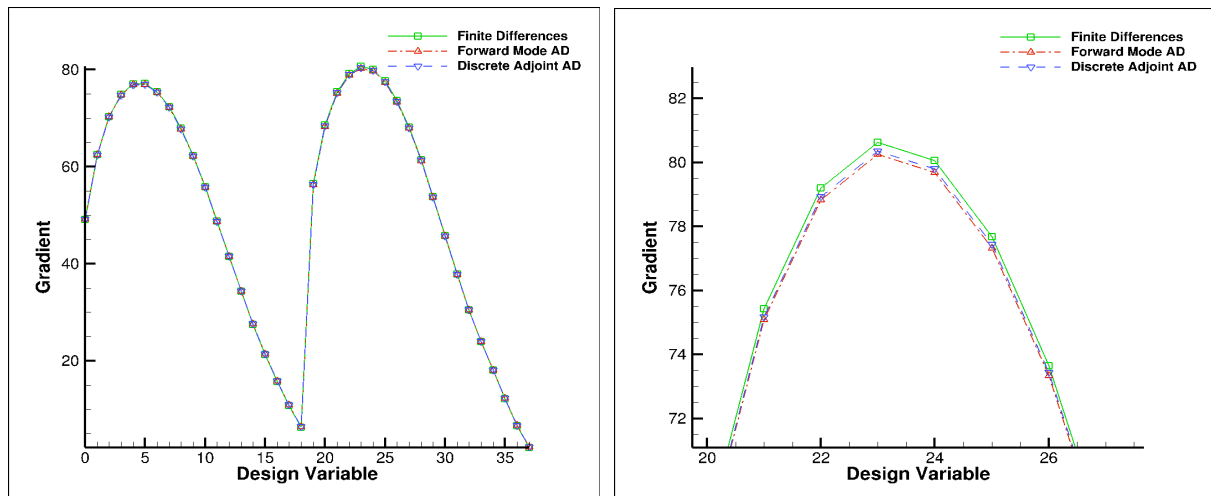


Figure 1 : Gradient of the drag coefficient with respect to the scaling factor of the Hicks-Henne functions (left) and a close-up view (right).

Further investigations

For the final paper we will consider additional test cases. Furthermore, we will compare the resulting gradients for the AD-generated discrete adjoint solver including the differentiation of the turbulence model with the continuous adjoint method and the common *frozen eddy viscosity* assumption. Finally, we will show optimizations making use of the discrete adjoint approach in SU².

Remark

We plan to provide the developed consistent discrete adjoint solver for the SU² multi-physics suite to the public, and also plan to take care for its maintenance together with the developers in Stanford.

Literatur

1. Sagebaum, M., Gauger, N., Naumann, U., Lotz, J., Leppkes, K. - "Algorithmic Differentiation of a Complex C++ Code with Underlying Libraries", *Procedia Computer Science*, Vol. 18, pp. 208-217, 2013.
2. Christianson, B. - "Reverse accumulation and attractive fixed points", *Optimization Methods and Software*. Vol. 3, No. 4, p. 311-326, 1994.
3. Palacios, F., Colonno, M. R., Aranake, A. C., Campos, A., Copeland, S. R., Economon, T. D., Lonkar, A. K., Lukaczyk, T. W., Taylor, T. W. R., Alonso, J. J. - "Stanford University Unstructured (SU2): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design", *AIAA 2013-0287*, 2013.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Towards cooperative high-fidelity aircraft MDO: comparison of Breguet and ODE evaluation of the cruise mission segment

Časlav Ilić^{1,†}, Tanja Führer², Nagaraj Banavara¹, Mohammad Abu-Zurayk¹, Gunnar Einarsson¹,
Martin Kruse¹, Jan Himisch¹, Doreen Seider³, Richard-Gregor Becker⁴

German Aerospace Center (DLR)

¹Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

²Institute of Composite Structures and Adaptive Systems, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

³Simulation and Software Technology, Linder Höhe, 51147 Köln

⁴Institute of Propulsion Technology, Linder Höhe, 51147 Köln

[†]Corresponding author, caslav.ilic@dlr.de

Achieving effective cooperation between disciplinary groups is one of the major elements in multidisciplinary optimization (MDO) of aircraft [2]. This has been well-recognized among the institutes of the German Aerospace Center (DLR), and multidisciplinary applications have been demonstrated previously [3]. Currently taking place is the DLR project Digital-X, where the main objective of work package 4 is the development, implementation and testing of promising optimization strategies and methods for MDO based on high-fidelity simulations. These are key capabilities for a radical reconfiguration of the aircraft design process, so that multi-disciplinary design, comparative studies, and optimization are applied earlier in the overall design process.

This report introduces the technical and organizational approaches that will enable multiple institutes to work on consolidating the existing and future functionality into a more permanent, cross-institute, multi-fidelity MDO capability. As an early application example, a wing-body configuration is optimized in high-fidelity for minimum fuel burn during the cruise-climb flight, once using the Breguet range equation and once performing an ordinary differential equation (ODE) integration over altitude segments. The aim is to quantify the influence on optimal design when taking into account changes in the aeroelastic equilibrium during cruise.

In the optimization process, interfaces between disciplines are established in two ways. First, all analysis tools use the CPACS format [1] for exchange of aircraft data: aerodynamic shape, structure topology and dimensions, propulsion data, mass distribution, mission segments, load cases, and so on. Second, Remote Component Environment (RCE) [4] is used to connect tools into an optimization process. RCE is specifically designed for integrating tools that run on multiple networked computers of diverse types.

An early high-fidelity MDO process assembled in RCE is shown on figure 1. It performs a derivative-free aero-structural optimization of a classic wing-body configuration. In each optimization cycle, first the aircraft CPACS geometry is updated according to design parameters, CAD models are constructed, and CFD meshes and CSM model are built. This is followed by the inner structure sizing loop, where first static-aeroelastic load cases are computed and then fully-stressed design of the metallic wing structure is performed, until mass is converged. The resulting structural model is passed to the mission analysis, which computes the fuel burn, employing either Breguet or ODE evaluation, and sends it as the objective value to the simplex-based optimizer. RANS flow model is used throughout, for load cases as well as mission points. Linear elastic model is used for structural evaluations. A simplified fuel distribution and drainage sequence is included as well.

The selected baseline configuration for optimization is the XRF-1, which is representative of a long-range twin-engine airliner. Five planform design parameters are used: aspect ratio, sweep, and three twist angles. Two symmetric load cases are considered for structure sizing. The cruise mission leg is composed of three altitude segments. For ODE integration a single 3-stage Runge-Kutta step per altitude segment is taken, requiring 9 static-aeroelastic evaluations

in total. The intermediate optimization convergence with ODE integration is given on figure 2, and the current best design on figure 3.

The report will first present the details of the organizational and technical framework. In particular, how it deals with tools spread over multiple institutes, running under different operating systems, and on workstations vs. high-performance clusters. This will be followed by the description of the analysis tools used in process on figure 1, with the breakdown of computational cost. Differences in final optimal designs resulting from the Breguet and ODE assumptions will be presented and discussed. Finally, the paper will outline the future steps in Digital-X, which include assembly of adjoint gradient-based optimization processes, as well as novel hybrid optimization strategies.

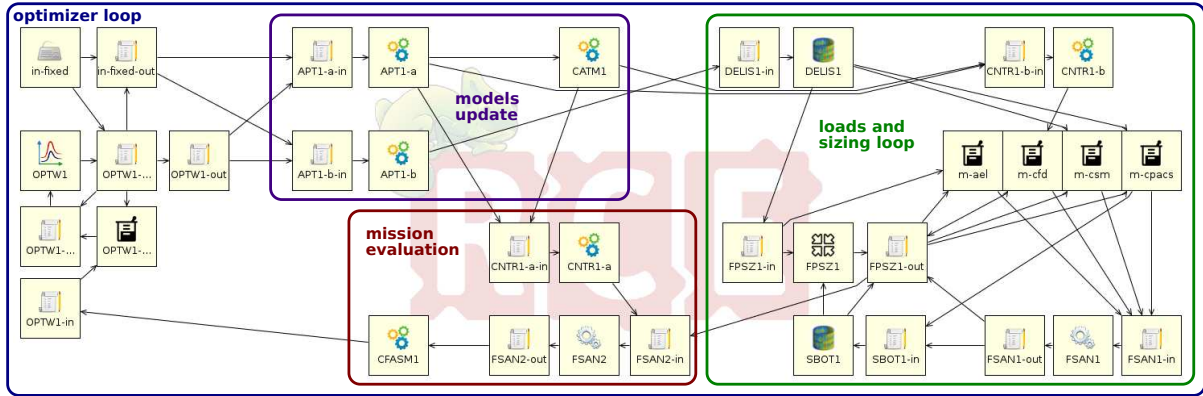


Figure 1: Derivative-free optimization process in RCE.

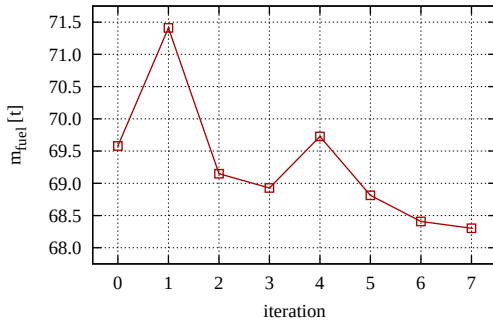


Figure 2: Intermediate optimization history for the objective value.

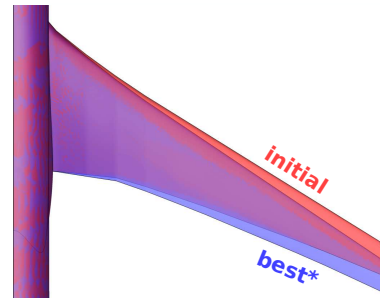


Figure 3: Comparison of initial and intermediate best design.

References

- [1] C. Liersch and M. Hepperle. A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design. *CEAS Aeronautical Journal*, 2(1), 2011.
- [2] P. Piperni, A. DeBlois, and R. Henderson. Development of a multilevel multidisciplinary-optimization capability for an industrial environment. *AIAA Journal*, 51(10), 2013.
- [3] A. Ronzheimer, F. J. Natterer, and J. Brezillon. Aircraft wing optimization using high fidelity closely coupled CFD and CSM methods. In *13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*, 2010.
- [4] D. Seider, P. Fischer, M. Litz, A. Schreiber, and A. Gerndt. Open source software framework for applications in aeronautics and space. In *IEEE Aerospace Conference*, 2012.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Control of the secondary crossflow instability using plasma actuators

Philipp C. Dörr, Bernd Rieckhoff and Markus J. Kloker
Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, University of Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart, Germany
{doerr,kloker}@iag.uni-stuttgart.de

Abstract The applicability of dielectric barrier discharge (DBD) plasma actuators for controlling the crossflow-vortex-induced laminar breakdown in a swept-wing-type boundary-layer flow is investigated by means of direct numerical simulation. The actuators are used to control the three-dimensional nonlinear disturbance state with large-amplitude crossflow vortices (CFVs), and it is shown that the actuators are suitable for altering the CFVs such that the secondary instability is weakened. Consequently, transition to turbulence can be delayed.

Introduction Improving fuel efficiency is becoming increasingly important for the development of future aircraft for both environmental and economic reasons. Since potential in further improvement of engines, surface quality and shaping is limited, laminar flow control (LFC) represents a promising approach. In recent years there has been increasing interest in plasma actuators for flow control. Low power consumption, fast response time, and the fact that they are fully electronic with no moving parts make them appropriate for controlling air flow. Several studies have been published using plasma actuators for LFC in two-dimensional boundary-layer flow, see e.g. [1,2]. For LFC in three-dimensional boundary-layer flow subject to crossflow (CF) instability, mainly suction or subcritically spaced 'roughness' elements have been investigated [3-5]. For the present study we use plasma actuators to alter large-amplitude CFVs and the associated flow field aiming at weakening the secondary instability, similar to the 'pinpoint' suction concept proposed by Friederich and Kloker [5].

Setup For the numerical simulations we use our compressible DNS code, NS3D. The plasma actuators' wall-parallel force distribution is defined using an empirical model based on a retroactive estimation from experimental results [6]. The time-averaged volume force is introduced in the x- and z-momentum equations, and the work done by the force is accounted for in the energy equation by specifying the scalar product of force and the velocity vector. The base flow resembles the DLR-Prinzipexperiment Göttingen [5], a model flow as it develops on the upper side of a swept-wing at negative incidence within the region of acceleration. The free-stream velocity $\bar{U}_\infty = 72.7\text{m/s}$ and the reference length $\bar{L} = 0.01923\text{m}$ are used for non-dimensionalization. The fundamental wavelength in spanwise direction is $\lambda_{z,0} = 0.126$ ($\gamma_0 = 2\pi/\lambda_{z,0} = 50$). The most unstable steady CFV mode, $\gamma = \gamma_0$, from now on referred to as mode (0,1) in double-spectral notation ($h\omega_0, k\gamma_0$), is excited at $x = 2.2$ by a disturbance strip at the wall. To check for secondary instability triggered by the resulting large-amplitude CFV mode, an unsteady mode packet is periodically forced at $x = 3.0$. One actuator per fundamental wavelength is positioned at $x = 3.4$ at a selected spanwise position to alter the large-amplitude CFVs and the associated flow field, cf. figure 1.

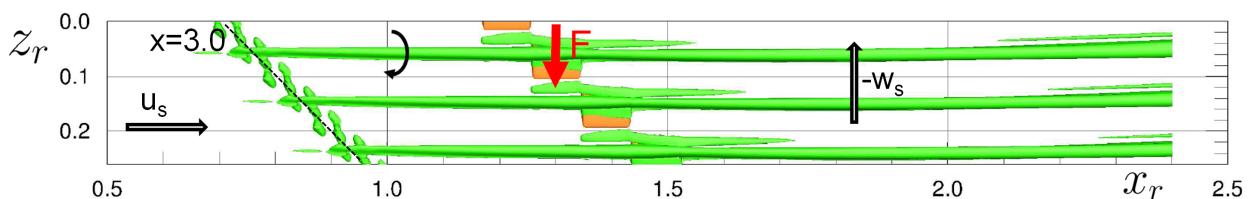


Figure 1. Visualization of vortices ($\lambda_2 = -5$, green) and plasma actuator body-force ($|F| = 50\% |F_{\max}|$, orange) for forcing against the CF (w_s). A rotated reference system is used with $x_0 = 2.5$, $z_0 = -0.04$ and $\Phi_r = 45^\circ$. Top view, to scale.

Results Rotating the actuator about the wall-normal axis y , several simulations have been performed to determine the optimum forcing direction with respect to both reducing the CFV amplitude and weakening the secondary instability compared to the reference case REF without plasma actuation. It is found that forcing either against the CF or in direction of the CF are most efficient. For forcing against the CF, in the following denoted as case F_{+WS} , the spanwise position of the actuator should be such that the maximum of the force lies directly underneath the CFV. In this case, the wall-parallel velocity induced by the forcing weakens the rotational fluid motion close to the wall and, in addition, the induced negative wall-normal velocity hampers the vortical motion at the updraft side of the CFV. Consequently, the amplitude of the CFV is reduced, cf. figures 2 and 3. Shifting the actuator in spanwise direction yields the induced negative wall-normal velocity promoting the vortical motion and, depending on strength and extension of the forcing, eventually increasing the amplitude of the CFV. For forcing in CF direction, denoted as case F_{-WS} , the induced wall-parallel velocity promotes the rotational fluid motion caused by the CFVs close to the wall. Depending on the spanwise position, the strength and the wall-normal distribution, the forcing either results in the useful formation of a new, additional CFV or in detrimentally increased strength of the original one. In case the additional CFV is positioned such that it hinders the vortical motion of the original CFV over some distance downstream of the forcing, the amplitude of the original CFV is decreased, cf. figure 3. However, if the additional CFV is too strong it may enhance transition to turbulence. Hence, compared to forcing against the CF, forcing in direction of the CF is more sensitive with respect to the forcing parameters. However, if all parameters are well chosen forcing in direction of the CF is slightly more efficient.

Outlook Future investigations will concentrate on varying the actuator geometry and increasing the number of actuators in downstream direction. Also, the influence of time-dependent force fluctuations and a wall-normal force component will be examined.

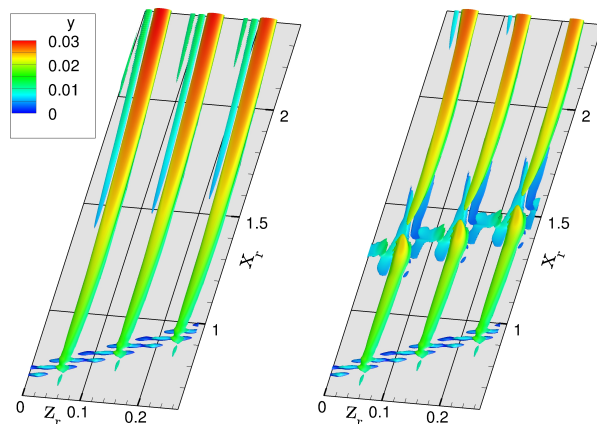


Figure 2. Vortex visualization ($\lambda_z = -5$) for cases REF (left) and F_{+WS} (right). A rotated reference system is used with $x_0 = 2.5$, $z_0 = -0.04$ and $\Phi_r = 45^\circ$. Not to scale.

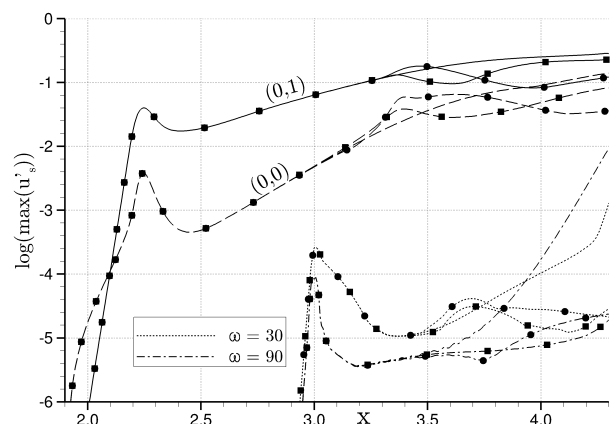


Figure 3. Downstream development of modal u_s -disturbance amplitudes from Fourier analysis in time for cases REF (no symbols), F_{+WS} (squares) and F_{-WS} (circles).

References

- [1] S. Grundmann and C. Tropea. Experimental transition delay using glow-discharge plasma actuators. *Exp. Fluids*, 42:653–657, 2007.
- [2] M. Rihard and S. Roy. Damping Tollmien-Schlichting waves in a boundary layer using plasma actuators. *J. Phys. D: Appl. Phys.*, 46:485203, 2013.
- [3] W. S. Saric, R.B. Carrillo, and M. S. Reibert. Leading-edge roughness as a transition control mechanism. *AIAA-98-0781*.
- [4] P. Wassermann and M. J. Kloker. Mechanisms and passive control of crossflow-vortex-induced transition in a three-dimensional boundary layer. *J. Fluid Mech.*, 456:49–84, 2002.
- [5] T. Friederich and M. J. Kloker. Control of the secondary crossflow instability using localized suction. *J. Fluid Mech.*, 706:470–495, 2012.
- [6] I. Maden, R. Maduta, J. Kriegseis, S. Jakirlic, C. Schwarz, S. Grundmann, and C. Tropea. Experimental and computational study of the flow induced by a plasma actuator. *Int. J. Heat Fluid Fl.*, 41:80–89, 2013.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenz, Direkte numerische Simulation

Über Asymmetrien in oszillierender Rohrströmung

Daniel Feldmann & Claus Wagner

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
daniel.feldmann@dlr.de

Ausgangssituation: Es ist bekannt, dass die Strömung durch ein gerades Rohr, welche durch ein konstantes Druckgefälle angetrieben wird, sowohl einen laminaren als auch einen turbulenten Zustand annehmen kann. Zumindest innerhalb eines bestimmten Bereiches der resultierenden Reynolds-Zahl $Re = \bar{u}/D\nu$ sind beide Zustände für eine gegebene Druckkraft möglich. Weiterhin ist bekannt, dass der resultierende Durchfluss bei gleicher Kraft im laminaren Fall größer ist als im turbulenten Fall, da die auftretenden Reibungsverluste auf Grund erhöhter Wandschubspannungen in einer turbulenten Strömung größer sind. Im Folgenden diskutieren wir Ergebnisse einer direkten numerischen Simulation (DNS) einer Rohrströmung mit zeitlich oszillierendem Durchfluss, welche sich als Antwort auf einen harmonisch variierenden Druckgradienten einstellt. Dabei sind die Amplituden des veränderlichen Druckgefälles, welches die Strömung sowohl in positive als auch in negative axiale Richtung treibt, betragsmäßig gleich groß. Die Problemstellung ist somit von den Randbedingungen her symmetrischer Natur. Ausgehend von einem voll entwickelten turbulenten Strömungszustand bildet sich eine asymmetrisch oszillierende Strömung aus, welche stets einen laminaren und geordneten Charakter aufweist, wenn der Durchfluss negative Werte annimmt, die Hauptströmungsrichtung also entgegen der axialen Koordinate verläuft. In der positiven Hälfte jedes Oszillationszyklus bildet die Strömung nach einem mehr oder weniger plötzlichen Zusammenbruch der laminaren Schichtenströmung stets einen turbulenten Strömungszustand aus. Weiterhin weisen die erreichten Amplituden des Durchflusses eine Asymmetrie auf, da sich die jeweils in den laminaren und turbulenten Halbzyklen erreichten Geschwindigkeitsmaxima betragsmäßig unterscheiden.

Numerische Methodik: Im Rahmen der von uns durchgeführten DNS betrachten wir ein inkompressibles Fluid begrenzt durch eine gerade Rohrgeometrie der Länge $L = 5D$ mit dem Durchmesser D . Das Problem ist durch

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad \text{und} \quad \partial_t \mathbf{u} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} + \nabla p' - \frac{1}{Re_\tau} \Delta \mathbf{u} = \mathbf{P}(t) \quad (1)$$

beschrieben, wobei

$$\mathbf{P}(t) \equiv [0, 0, \partial_z \langle p \rangle_\phi]^\top = \left[0, 0, -4 \sin\left(\frac{4Wo^2}{Re_\tau} t\right) \right]^\top \quad \text{mit} \quad p = p' + \langle p \rangle_\phi \quad (2)$$

die oszillierende Strömung antreibt. Eingestrichene Variablen kennzeichnen fluktuierende Größen und spitze Klammern Mittelwerte über gleiche Oszillationsphasen ϕ . Weiterhin ist $\mathbf{u}$ der Geschwindigkeitsvektor, p der Druck und t die Zeit. Die Normalisierung der Gl. (1) und (2) und die Kontrollparameter sind durch $Wo = D/2\sqrt{\omega/\nu}$ und $Re_\tau = u_\tau D/\nu$ gegeben, wobei $\omega = 2\pi/T$ die Oszillationsfrequenz, ν die kinematische Viskosität und u_τ die Schubspannungsgeschwindigkeit einer voll entwickelten turbulent Rohrströmung darstellt. Die Gl. (1) und (2) werden durch periodische Randbedingungen in axialer (z) und azimuthaler (φ) Richtung bzw. durch Haftbedingungen bei $r = D/2$ ergänzt. Sie werden mittels eines Finite-Volumen-Verfahrens diskretisiert und mit Hilfe eines leapfrog-Euler Schemas in der Zeit integriert. Details zum numerischen Verfahren finden sich bei Feldmann & Wagner [2] und den Referenzen darin. Als Anfangsbedingungen dient das Geschwindigkeitsfeld einer voll entwickelten turbulenten Rohrströmung bei $Re_\tau = 1440$ wie sie in [2] diskutiert wird. Die räumliche Auflösung beträgt in Wandeinheiten

$$\Delta z^+ = 7.03, \quad 0.034 \leq r^+ \Delta \varphi \leq 4.42 \quad \text{and} \quad 0.47 \leq \Delta r^+ \leq 11.14,$$

und der anhand eines von-Neumann-Stabilitätskriteriums angepasste Zeitschritt ist mit $6 \times 10^{-6} < \Delta t < 3.9 \times 10^{-5}$ stets wesentlich kleiner als die Kolmogorov-Zeitskalen der voll entwickelte Strömung.

Ergebnisse und Ausblick: Die Zeitreihe der axialen Geschwindigkeit (u_z) an der Rohrachse ($r = 0$) in Abb. 1 zeigt das wiederkehrende asymmetrische Verhalten der Rohrströmung mit abwechselnd laminaren und turbulenten Oszillationshalbzyklen als Antwort auf einen symmetrischen Druckgradientenverlauf. In der laminaren Abbremsphase bildet sich durch viskose Effekte ein Versatz zwischen wandnahen und wandfernen Geschwindigkeiten aus. Das führt zu radialen Geschwindigkeitsverteilungen mit lokalen Maxima und Wendepunkten, wie sie für hohe Wo der laminaren Theorie nach typisch sind (Sexl [3], Womersley [4]). Dies bildet möglicherweise Quellen für Instabilitäten in den sekundären Geschwindigkeitskomponenten (u_φ , u_r), die innerhalb von 2 bis 3 konvektiven Zeiteinheiten rasch anwachsen und

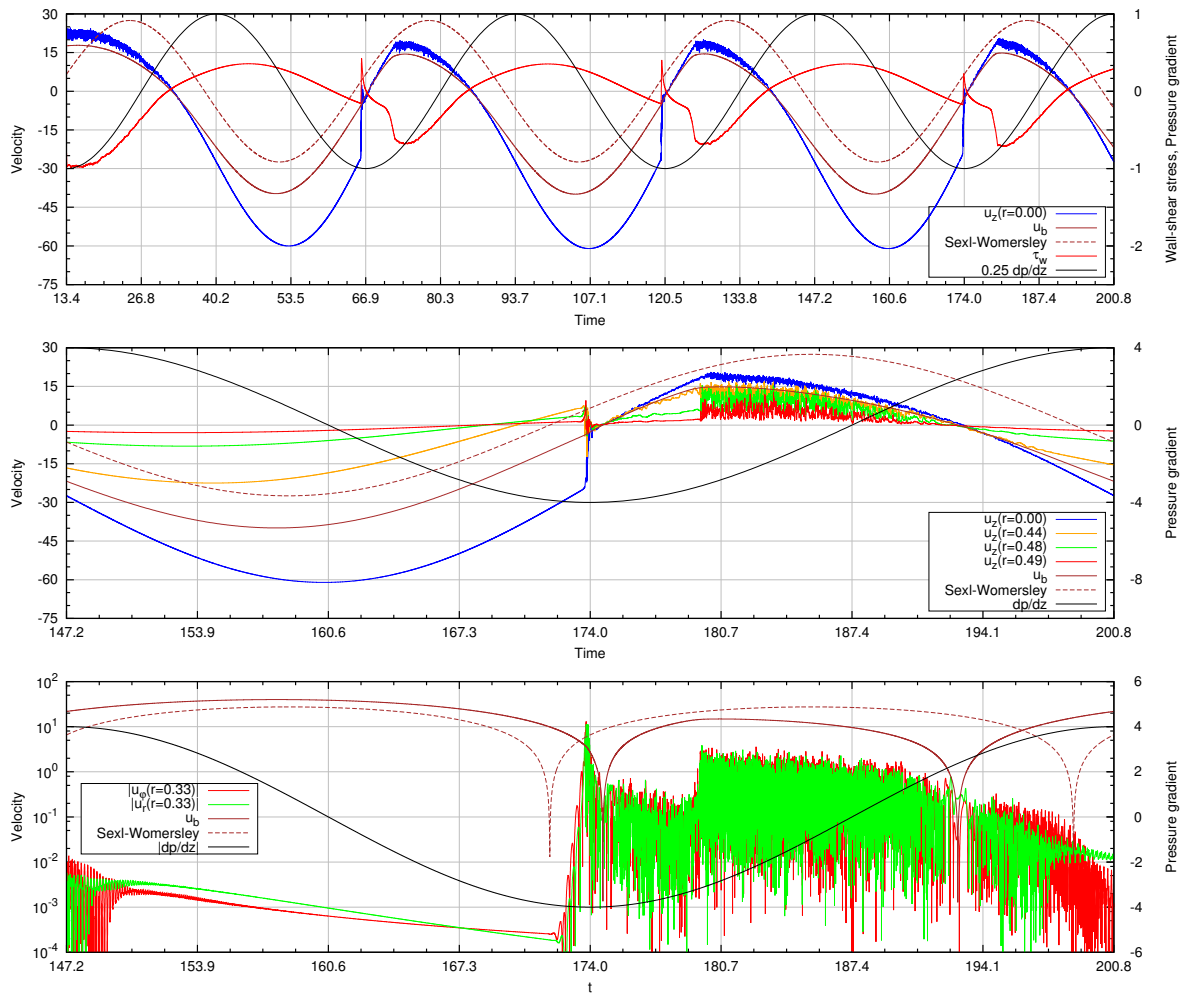


Abb. 1: Zeitlicher Verlauf der axialen, azimuthalen und radialen Geschwindigkeit, der mittleren Durchflussgeschwindigkeit, des treibenden Druckgradienten und der Wandschubspannungen für $Wo = 6.5$ und $Re_\tau = 1440$.

zum Zusammenbruch der laminaren Strömung führen. Im anschließenden Halbzyklus bildet sich mit steigendem $\bar{u}$ eine turbulente Strömung aus, die auf Grund der erhöhten Wandschubspannungen nur ein Maximum von $\bar{u} = 15$ erreicht, was $Re = 21600$ entspricht. Der wandnormale Impulstransport in der turbulenten Strömung verhindert in dieser Phase die Ausbildung der zuvor diskutierten Geschwindigkeitsverteilungen. Damit ähnelt die Situation zu Beginn einer jeden positiven Beschleunigungsphase eher der Situation einer Anlaufströmung ($\mathbf{u} \approx 0 \neq f(r)$), die auf Grund der fehlenden Wendepunkte stabiler zu sein scheint. Die Strömung im folgenden laminaren Halbzyklus beschleunigt auf Grund des geringeren τ_w bei gleicher treibender Kraft auf $\bar{u} = 40$, was $Re = 57600$ entspricht. Somit bleibt der Durchfluss (braun) im turbulent Halbzyklus unter dem Wert, der von der laminaren Theorie (gestrichelt) vorhergesagt wird, bzw. übersteigt er diesen im laminaren Halbzyklen. Das Verhältnis $Re/Wo = \sqrt{2}Re_\delta$ liegt für beide Halbzyklen deutlich über dem kritischen Wert $Re_\delta \approx 550$, der in experimentellen Untersuchungen, z.B. [1], für das Auftreten von Turbulenz bestimmt wurde. In weiteren DNS soll bis zum Workshop untersucht werden, ob diese Hysterese in der oszillierenden Strömungen von den Anfangsbedingungen abhängt und das sie von der Rohrlänge und der räumlichen Auflösung unabhängig ist.

Literatur:

- [1] D. M. Eckmann and J. B. Grotberg. Experiments on transition to turbulence in oscillatory pipe flow. *J. Fluid Mech.*, 222:329–350, 1991.
- [2] D. Feldmann and C. Wagner. Direct numerical simulation of fully developed turbulent and oscillatory pipe flows at $Re_\tau = 1440$. *J. Turb.*, 13:1–28, 2012.
- [3] T. Sexl. Über den von E. G. Richardson entdeckten Annulareffekt. *Z. Phys. A*, 61:349–362, 1930.
- [4] J. R. Womersley. Method for the calculation of velocity, rate of flow and viscous drag in arteries when the pressure gradient is known. *J. Physiol.*, 127:553–563, 1955.

Generalized Energy Budget Equations for Large-Eddy Simulations of Anisotropic Scalar Turbulence at Various Reynolds Numbers

Michael Gauding¹, Achim Wick², Markus Hempel¹, Norbert Peters² and Christian Hasse¹

¹ Chair of Numerical Thermo-Fluid Dynamics, TU Bergakademie Freiberg, Germany

² Institute for Combustion Technology, RWTH Aachen University, Germany
michael.gauding@iec.tu-freiberg.de

1 Abstract

A necessary condition for the accurate prediction of turbulent flows using Large-Eddy Simulation (LES) is the correct representation of the energy transfer between different scales of turbulence. For scalar turbulence, transfer of energy between turbulent scales is described by a transport equation for the second moment of the scalar increment. For homogeneous isotropic turbulence, the underlying equation is the well known Yaglom equation. In the present work, we study the turbulent mixing of a passive scalar with an imposed mean gradient by homogeneous isotropic turbulence. As the assumptions made in the derivation of the Yaglom equation are violated for the case considered here, a generalized Yaglom equation accounting for anisotropic effects, induced by the mean scalar gradient, is analyzed in this work. This equation can be interpreted as a scale-by-scale energy budget equation, as it relates at a certain scale r terms representing the production, turbulent transport, diffusive transport and dissipation of scalar energy.

By examining the generalized Yaglom equation we gain insight into the production and dissipation mechanisms of scalar turbulence, as well as the transport phenomena which are responsible for the transport of scalar energy from large scales down to small scales. Energy transport is crucial for Large-Eddy Simulation (LES), which directly solves the large flow-dependent scales, while the smaller scales are subject to closure. As closure involves only the more universal small scales, the models are expected to be universal as well. Meneveau (1994) stated that the correct representation of the energy flux between resolved and unresolved scales is a necessary condition that LES models have to satisfy in order to preserve the statistical properties of the large scales.

The objective addressed by the present paper is to examine the scale-by-scale energy budget for scalar fields in the context of LES, which is significant for the afore-mentioned models. To this end, we extend the generalized Yaglom equation to the filtered scalar increment. This equation directly incorporates the energy flux associated with the resolved and unresolved scales, cf. Gualtieri et al. (2007). Based on this equation we first show by means of an *a-priori* analysis how the energy budget is altered by filtering, and we interpret the physical transport mechanisms in filtered scalar turbulence. By following the approach presented by Danaïla et al. (2012) and Gauding et al. (2014), an equation for the second moment of the filtered scalar increment $\langle(\Delta\bar{\phi})^2\rangle = \langle(\bar{\phi}(\mathbf{x} + \mathbf{r}) - \bar{\phi}(\mathbf{x}))^2\rangle$ can be derived

$$\begin{aligned} & \underbrace{-\frac{1}{4\pi r^2} \int_{\partial V} \langle(\Delta\bar{u}_i)(\Delta\bar{\phi})^2\rangle n_i d\Omega}_{\bar{T}(r)} - \underbrace{\frac{1}{4\pi r^2} \int_V 2\Gamma \langle(\Delta\bar{u}_2)(\Delta\bar{\phi})\rangle dV}_{\bar{P}(r)} + \underbrace{2D \frac{d}{dr} \left[\frac{1}{4\pi r^2} \int_{\partial V} \langle(\Delta\bar{\phi})^2\rangle d\Omega \right]}_{\bar{K}(r)} \\ & - \underbrace{\frac{1}{4\pi r^2} \int_{\partial V} 2\langle(\Delta\bar{\phi})(\tau_i(\mathbf{x}) + \tau_i(\mathbf{x} + \mathbf{r}))\rangle n_i d\Omega}_{\bar{T}_{\text{sgs}}(r)} = \underbrace{\frac{2}{3}(\langle\bar{\chi}\rangle + \langle\chi_{\text{sgs}}\rangle)}_{\langle\chi_{\text{tot}}\rangle} r. \end{aligned} \quad (1)$$

Equation 1 represents the budget between production $\bar{P}(r)$, turbulent transport $\bar{T}(r)$, diffusive transport $\bar{K}(r)$, subgrid transport $\bar{T}_{\text{sgs}}(r)$ and dissipation $\langle\chi_{\text{tot}}\rangle$. Equation 1 is unclosed because of the coupling to the velocity field and because of the scalar subgrid transport. The filtered energy budget equation is evaluated both in an *a-priori* and an *a-posteriori* analysis, cf. fig. 1. To this end, Direct Numerical Simulations (DNS) with various Reynolds numbers and Large-Eddy Simulations have been conducted on the supercomputer JUQUEEN at the Juelich Research Center. For the *a-priori* analysis a filter operation is applied to the DNS. Additionally, the impact of the Reynolds number on the scale-by-scale energy budget will be analyzed.

The second objective of the present paper is the validation of the gradient flux approach for the closure of the subgrid transport term. By means of the scale-by-scale energy budget equation, we will show that a gradient flux approach satisfies the budget very well, which justifies this approach in the sense of an *a-priori* test. Additionally, the gradient flux approach can be analyzed by comparing the exact subgrid term $\bar{T}_{\text{sgs}}$ obtained by filtered DNS with the modeled subgrid term. The latter will be denoted as $\bar{T}_{\text{sgs}}^{\text{mod}}$. Both terms are shown in fig. 2 in compensated form. A good agreement can be observed, particularly for small r where the subgrid transport term is large. This result justifies further the closure of the subgrid transport term by a gradient flux assumption.

2 References

- Danaila, L., Krawczynski, J., Thiesset, F., and Renou, B. (2012). “Yaglom-like equation in axisymmetric anisotropic turbulence”. In: *Physica D: Nonlinear Phenomena* 241.3, pp. 216–223.
- Gauding, M., Wick, A., Peters, N., and Pitsch, H. (2014). “Generalized Scale-by-Scale Energy Budget Equations for Large-Eddy Simulations of Scalar Turbulence at Various Schmidt Numbers”. In: *Journal of Turbulence*. accepted.
- Gualtieri, P., Casciola, C. M., Benzi, R., and Piva, R. (2007). “Preservation of statistical properties in large-eddy simulation of shear turbulence”. In: *Journal of Fluid Mechanics* 592, pp. 471–494.
- Meneveau, C. (1994). “Statistics of turbulence subgrid-scale stresses: Necessary conditions and experimental tests”. In: *Physics of Fluids* 6, pp. 815–833.

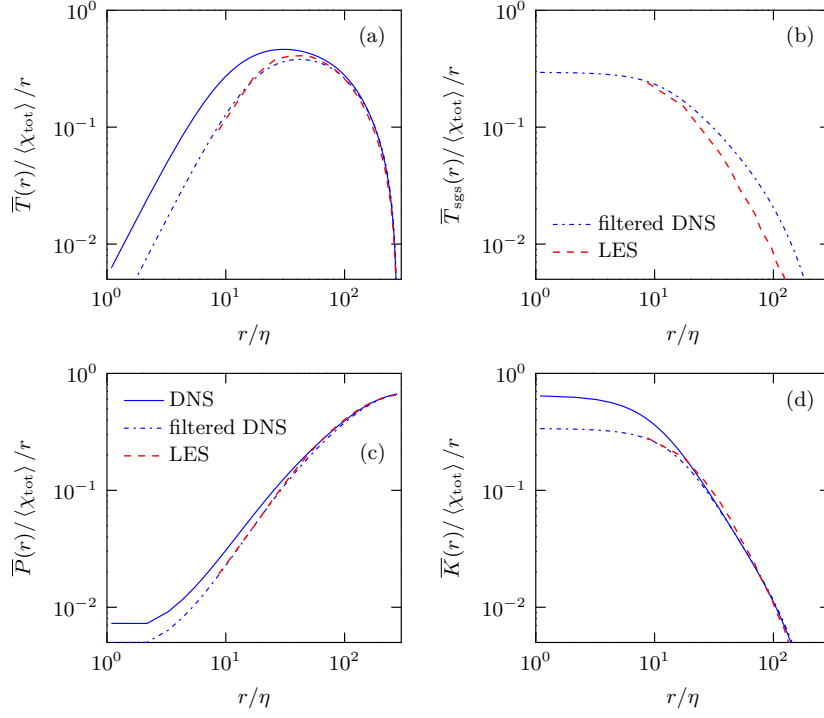


Figure 1: Term-by-term comparison of the compensated terms involved in the filtered energy budget equation, eq. 1. The turbulent transport (a), production (c) and diffusion (d) terms are obtained from the DNS, filtered DNS and LES, while the subgrid transport term (b) is only available in the filtered DNS and LES. All terms obtained from the LES are in very good agreement with the filtered DNS data. Compared to the DNS, the turbulent transport and diffusion terms are reduced in the LES at small scales, which is compensated by the existence of the subgrid transport term.

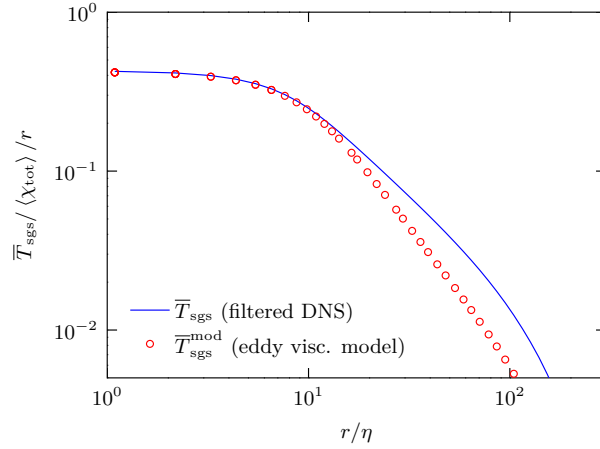


Figure 2: Comparison of the compensated subgrid transport term for obtained from filtered DNS (blue line) and obtained by modeling the subgrid flux by an eddy viscosity approach (red circles).

STATISTICAL DESCRIPTION OF STREAMLINE SEGMENTS IN A TURBULENT CHANNEL FLOW WITH A WAVY WALL

Fabian Hennig¹, Jonas Boschung & Norbert Peters
Institut für Technische Verbrennung, RWTH Aachen University

Funded by Deutsche Forschungsgemeinschaft, DFG-Project Pe241/38-2:
“Geometrische Struktur kleinskaliger Turbulenz”

Although the temporal and spatial evolution of turbulent velocity fields is described by the deterministic Navier-Stokes equations, turbulence is, due to the non-linearity of these equations, by no means deterministic.

In an attempt to capture the local dynamics of turbulent flows, one may ask whether the approach to statistically describe the nature of turbulence by means of the two-point correlation function (and its transport equations) in its “artificial” cartesian frame of reference can be replaced by a more “natural” frame based on the flow field itself in order to incorporate the intrinsic flow geometry.

In this spirit, vortex structures have been identified and analyzed. They were found to form tubes in regions of high vorticity, while a sheet-like structure was identified in regions of low vorticity. However, vortex tubes and sheets do not allow a unique and space-filling decomposition of the flow field into unambiguous sub-ensembles.

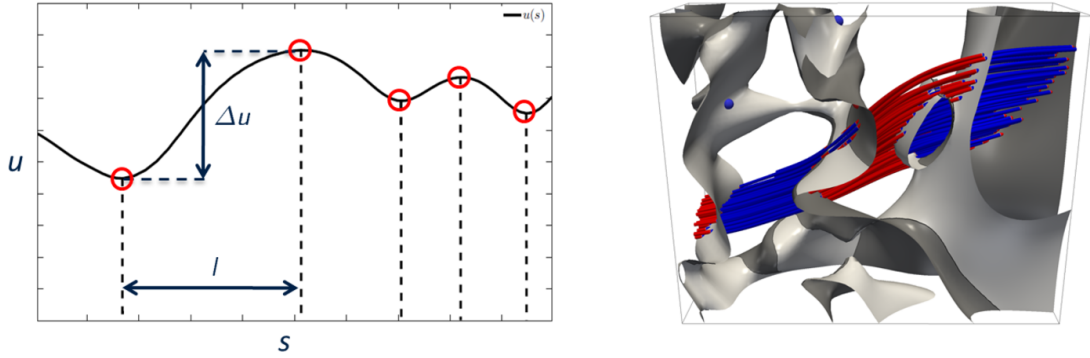


Figure 1: Variation of u along a streamline over the arclength (left); Streamlines partitioned by the $\partial u / \partial s = 0$ isosurface (gray) into positive/negative (red/blue) segments (right)

Recently streamlines received attention as natural geometries of turbulent flow fields [1, 2, 3, 4, 5]. As proposed by [1] streamlines are segmented into smaller subunits. Based on local extreme points of the velocity magnitude projected on the streamline, segments can be defined as the region between two extreme points. At any extreme point the gradient of u projected on the streamline vanishes, that is $\partial u / \partial s = 0$ (Fig. 1, left). In three dimensional space $\partial u / \partial s = 0$ defines a surface that cuts streamlines into segments (Fig. 1, right). These segments can further be characterized as positive and negative ones. If the gradient is positive, that is if Δu is positive, the flow along the segment is accelerated, while if Δu is negative, it is decelerated.

In order to describe streamline segments statistically, one may choose the arclength distance l between and the velocity difference Δu at the extreme points as parameters. This has been studied extensively by Wang [1] and Schaefer [3, 2] (in homogeneous isotropic turbulence and homogeneous shear turbulence).

Apart from the already mentioned properties of streamline segments and the $\partial u / \partial s$ surface it follows readily that all local extreme points of u lie on that isosurface. Figure 2 shows the distribution of extreme points in an instantaneous flow field: Red dots mark a local maximum point, while blue dots mark a minimum point. Green dots indicate a stagnation point (that is a critical point of the flow field where all three components of the velocity vanish simultaneously). It is obvious, as u is non-negative, that stagnation points form a subgroup of local minimum points, all lying on the $\partial u / \partial s = 0$ surface.

¹Corresponding author. E-Mail: f.hennig@itv.rwth-aachen.de

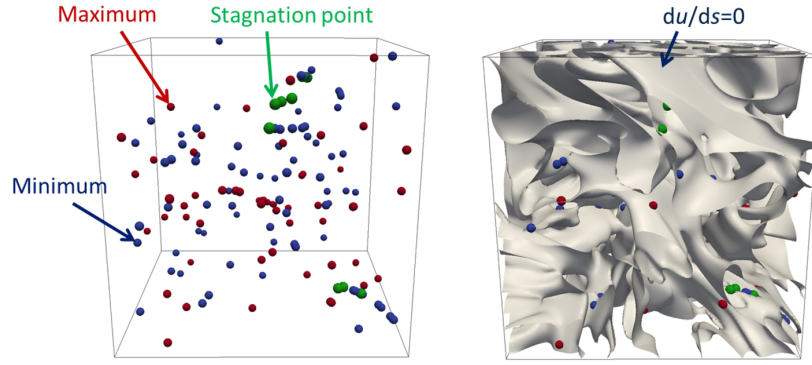


Figure 2: Minimum, maximum and stagnation points (left), Extreme points and $\partial u/\partial s = 0$ surface (right) [3]

In this study, methods and models that have been developed in simple flow configurations like homogeneous isotropic turbulence and homogeneous shear turbulence are transferred to the more complex flow configuration of a channel flow with one plane and one wavy wall (cf. Fig. 3). Especially the pressure fluctuations that

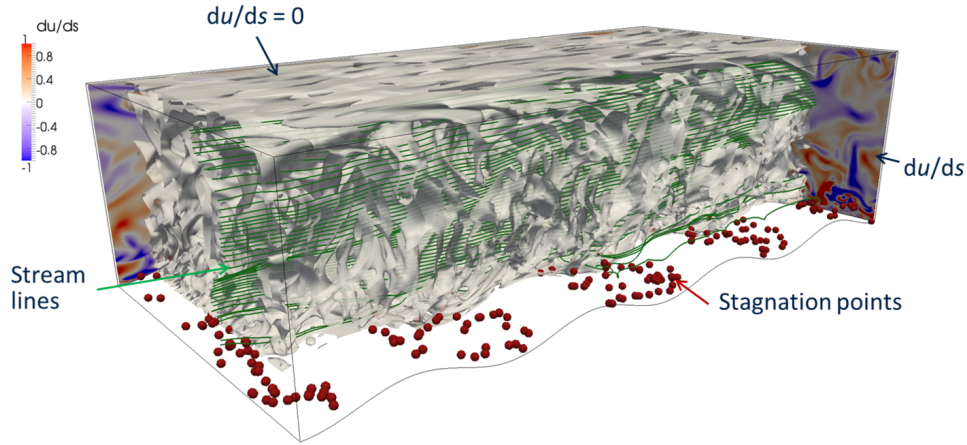


Figure 3: Stagnation points and $\partial u/\partial s$ surface in a channel flow with one wavy and one plane wall

are induced by the converging/diverging channel wall and their interaction with streamlines and streamline segments are investigated in detail.

References

- [1] L. Wang. “On properties of fluid turbulence along streamlines”. In: *J. Fluid Mech.* 648 (2010), pp. 183–293.
- [2] P. Schaefer, M. Gampert, and N. Peters. “A model equation for the joint distribution of the length and velocity difference of streamline segments in turbulent flows”. In: *Physics of Fluids* 25.11 (2013).
- [3] P. Schaefer, M. Gampert, and N. Peters. “The length distribution of streamline segments in homogeneous isotropic decaying turbulence”. In: *Physics of Fluids* 24.4, 045104 (2012), p. 045104.
- [4] P. Schaefer, M. Gampert, and N. Peters. “Joint statistics and conditional mean strain rates of streamline segments”. In: *Physica Scripta* 2013.T155 (2013), p. 014004.
- [5] P. Schaefer, M. Gampert, F. Hennig, and N. Peters. “Geometrical Features of Streamlines and Streamline Segments in Turbulent Flows”. In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX*. Ed. by A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, and U. Rist. Vol. 124. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Springer International Publishing, 2014, pp. 85–92.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Tobias Knopp, Daniel Schanz, Andreas Schröder

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092451

Fax: 0551 709-2416

E-Mail: Tobias.Knopp@dlr.de

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

Thema: Investigation of the law-of-the-wall for a turbulent boundary layer flow subject to an adverse pressure gradient using multi-resolution particle imaging

The reliable prediction of low-speed flow separation of a turbulent boundary layer on a smooth surface due to an adverse pressure gradient is still an open issue. In the literature, there is no agreement on the law-of-the-wall for adverse pressure gradients. The objective of a recent and ongoing research investigation started in the DLR internal project RETTINA is to build up a worldwide unique set of experimental data for a turbulent boundary layer flow at adverse pressure gradient at high Reynolds numbers by a joint PIV campaign of DLR and UniBw München, and to investigate existing and to develop improved proposals for the law-of-the-wall in case of an adverse pressure gradient.

The flow experiment was designed using the DLR TAU-code within the DLR project RETTINA [1]. The measurements were performed in the atmospheric wind-tunnel at UniBw. The first aspect was to achieve flow conditions which are relevant for aerodynamic flows over aircraft wings. The Reynolds number needs to be sufficiently high such that the asymptotic structure of the solution forms. The pressure gradient needs to be significantly strong. We reach $0.02 < \Delta p_x^+ < 0.07$ for the pressure gradient parameter. Effects of surface curvature, strong non-equilibrium and flow history need to be small. The flow is decelerated significantly but remains remote from separation such that the influence of the wind tunnel side walls is kept low. As shown in Fig. 1 (left) the flow starts from a fully developed turbulent boundary layer at zero pressure gradient. We consider two Reynolds numbers $Re_\theta=6200$ and $Re_\theta=8000$. Then the streamwise pressure gradient acts continuously and slowly on the flow. The second aspect concerns the spatial resolution. The aim was to measure both an overview window of several δ_{99} in streamwise direction and the inner part of the boundary layer using particle imaging. We use a low flow velocity and achieve a high Reynolds number due to a large size of the geometry. To capture the large range of scales, we apply a multi-resolution approach. We apply large scale planar PIV and a lower resolution stereo PIV for a large field of view in streamwise direction. Moreover we apply a higher resolution stereo PIV for the inner part of the boundary layer and long-range microscopic PTV for the viscous sublayer [3].

We consider the wall-parallel component of the mean velocity U in the inner layer $y/\delta_{99} < 0.15$. We observe a composite structure for $U(y)$. In the region $60 < y^+ < 130$ we can fit $u^+ = U/u_\tau$ using a log law $u^+ = 1/K_i \log(y^+) + B_i$. In the region $250 < y^+ < 0.15\delta_{99}^+$ we can use a modified log-law $u^+ = 1/K_o [\log(y^+) + 2\log(2/((1+\alpha y^+)^{1/2}+1)) + 2(1+\alpha y^+)^{1/2} - 2] + B_o$ with $\alpha = \lambda \Delta p_x^+$, which was proposed e.g. by McDonald [2]. Therein $0 < \lambda < 1$ models the effect of the mean inertial terms $UdU/dx + VdU/dy$. We determine the parameters K_i , B_i and K_o , B_o by applying a least squares fit of the experimental data with the corresponding wall laws. We observe that K_i is decreasing with increasing Δp_x^+ compared to the value of κ for a zero-pressure gradient turbulent boundary, see Fig. 2 (right).

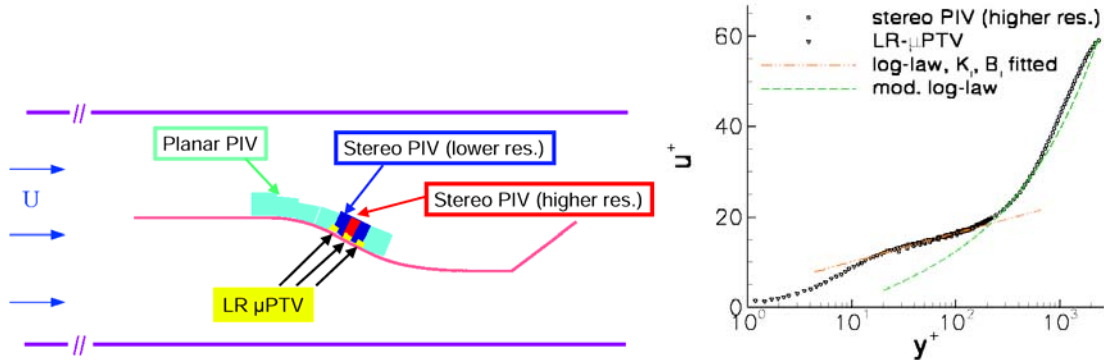


Fig. 1 – Left: Sketch of the geometry and of the multi-resolution PIV approach. Right: Structure of the wall-law for the wall-parallel mean velocity at adverse pressure gradient. The inner part shows a “log-law-fit” region. The outer part of the inner layer can be described by a modified low-law, see [2].

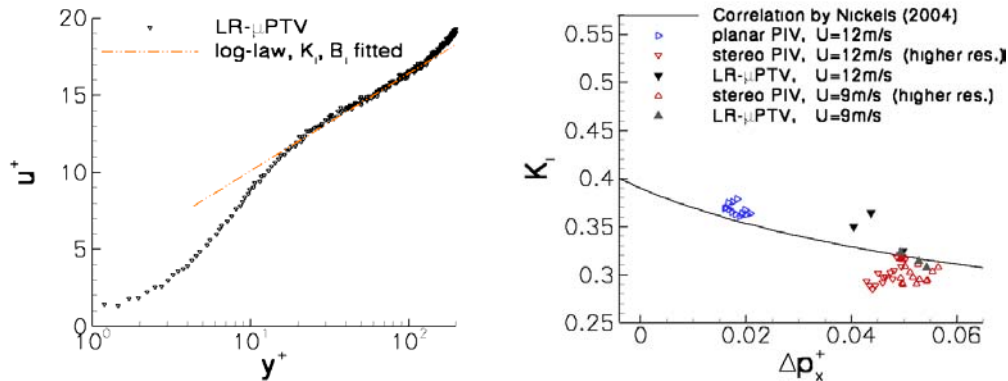


Fig. 2 - Left: Velocity profile in the near-wall region obtained by LR-μPTV at $\Delta p_x^+ = 0.044$. Right: The slope parameter K_i in the log-law fit region is significantly reduced by the adverse pressure gradient compared to the value of the von Kármán constant κ for a zero-pressure gradient turbulent boundary layer.

Literatur:

- [1] Knopp, T. et al.: „Experimental investigation of the log-law for an adverse pressure gradient turbulent boundary layer at $Re_\theta = 10000$ ”. Flow, Turbulence & Combustion, 2013, DOI 10.1007/s10494-013-9479-3
- [2] McDonald, H.: „The effect of pressure gradient on the law of the wall in turbulent flow”. Journal of Fluid Mechanics, 35:311-336, 1969
- [3] Kähler, C. J., Scharnowski, S., Cierpka, C.: „On the uncertainty of digital PIV and PTV near walls”. Experiments in Fluids, 52:1641-1656, 2012.

Datum: 30.06.2014

STAB

Mitteilung zum Vortrag beim 19. DGLR Fach-Symposium STAB

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung

Simulation of a Helicopter Engine Jet including a Realistic Nozzle Geometry

Mehmet Onur Cetin, Matthias Meinke, Wolfgang Schröder
Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University, Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen Germany
o.cetin@aia.rwth-aachen.de

The prediction of jet noise requires detailed knowledge about the unsteady turbulent flow field, which can be obtained with large-eddy simulation. In this paper a numerical simulation of a helicopter engine jet with a Reynolds number $Re=750,000$ and a Mach number $M=0.341$ is performed for which subsequently an aeroacoustic analysis will be carried out. The major goal of this paper is to investigate the influence of a realistic nozzle geometry on the jet properties by using highly resolved large-eddy simulations. The governing equations are a non-dimensionalized form of the Navier-Stokes equations for unsteady compressible flow, which are discretized on a hierarchical Cartesian mesh. For the spatial discretization of Navier-Stokes equations a modified advection upstream splitting method (AUSM), originally proposed by Liou et al. is used. Cell center gradients are determined using a second-order accurate least-squares reconstruction scheme Hartmann et al. [1]. For the temporal integration a 5-stage second-order accurate Runge-Kutta scheme is applied. Details of the numerical method, i.e. discretization and computation of the viscous and inviscid fluxes can be found in [2]. For the flow solutions a locally refined Cartesian mesh is automatically generated with a fully parallel mesh generator [7].

For the validation of the flow solution, first a single cold circular jet at a Reynolds number of $Re=400,000$ and a Mach number of $M=0.9$ is computed. The mean centerline velocity decay, jet half-width, Reynolds stress components are compared to reference results in Fig 1 and show an acceptable agreement. For the simulation of the helicopter engine jet the interior of the engine nozzle, see Fig 2a, is included in the flow domain. At the inlet plane synthetic turbulence is prescribed to mimic the exit conditions after the last turbine stage. For the flow domain two meshes, a coarse one with 41 million and a fine mesh with 271 million cells is generated and the coarse mesh is illustrated in Fig 2b. Q-criterion of the fine mesh case of the jet is illustrated in Fig 2c. Solutions for the engine jet are obtained for a nozzle geometry with and without struts which are used to hold the center body inside the nozzle. In Fig. 3 time averaged results of the flow field are presented for the nozzle without struts and include a comparison of the solution for the fine and coarse mesh. The results show that the coarse and fine meshes produce different potential core lengths, both cases, however, have a similar centerline velocity decay. Moreover in Fig 3b evolution of jet half-width shows that jet spreads differently for the fine and coarse case. The main reason for the solution differences is the different boundary layer resolution in the engine nozzle, where a boundary layer separation occurs on the coarser mesh due to an insufficient resolution of the turbulent scales. The final paper will include a detailed analysis of the effect of the realistic nozzle geometry on the turbulence characteristics of the engine jet by comparing the results to those of a jet at the same flow parameters without the nozzle geometry.

REFERENCES

- [1] D. Hartmann, M. Meinke, and W. Schroeder, "An adaptive multilevel multigrid formulation for cartesian hierarchical grid methods," *Computers & Fluids*, vol. 37, no. 9, pp. 1103-1125, 2008.
- [2] D. Hartmann, M. Meinke, and W. Schroeder, "A strictly conservative cartesian cut-cell method for compressible viscous flows on adaptive grids," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 200, no. 9, pp. 1038-1052, 2011.
- [3] C. Bogey and C. Bailly, "Effects of inflow conditions and forcing on subsonic jet flows and noise." *AIAA journal*, vol. 43, no. 5, pp. 1000-1007, 2005.
- [4] S. R. Koh, W. Schroeder, and M. Meinke, "Turbulence and heat excited noise sources in single and coaxial jets," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 329, no. 7, pp. 786-803, 2010.
- [5] F. M. Lau JC, Morris PJ, "Measurements in subsonic and supersonic free jets using a laser velocimeter." *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 93, no. 1, pp. 1-27, 1979.
- [6] V. Arakeri, A. Krothapalli, V. Siddavaram, M. Alkislar, and L. Lourenco, "On the use of microjets to suppress turbulence in a Mach 0.9 axisymmetric jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 490, pp. 75-98, 2003.
- [7] Lintermann, A., Schlimpert, S., Grimm, J. H., Günther, C., Meinke, M., & Schröder, W. "Massively parallel grid generation on HPC systems." *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 277, 131-153, 2014.

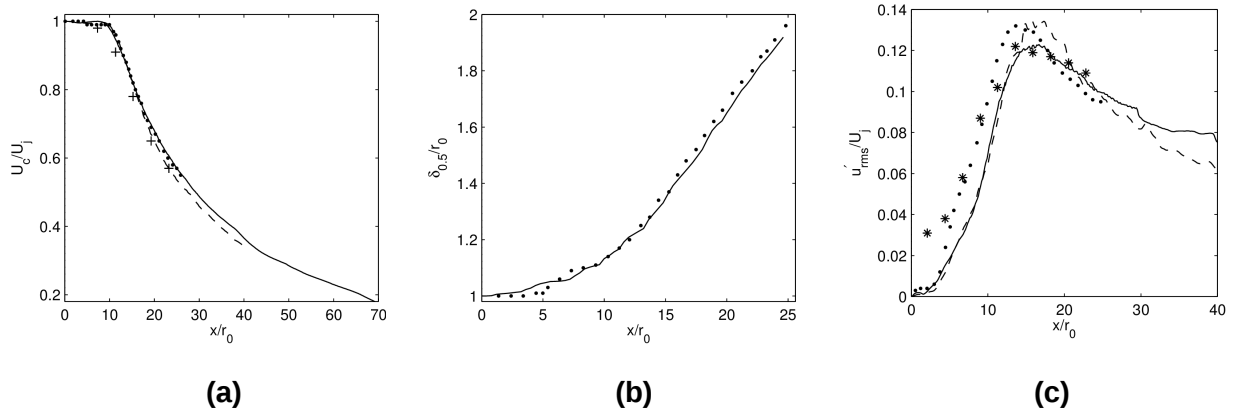


Figure 1. Axial profiles for the validation case of a round turbulent jet **(a)** Mean centerline velocity, **(b)** Jet mean half-width, **(c)** Turbulence intensity for the axial velocity component. (-) present results ($M = 0.9$, $Re = 400,000$), ($\cdot$) Bogey and Bailly [3] ($M = 0.9$, $Re = 400,000$), (--) Koh et al.[4] ($M = 0.9$, $Re = 400,000$), (+) Lau et al.[5] ($M = 0.9$, $ReD = 1,000,000$), (*) Arekeri et al.[6] ($M = 0.9$, $Re = 500,000$).

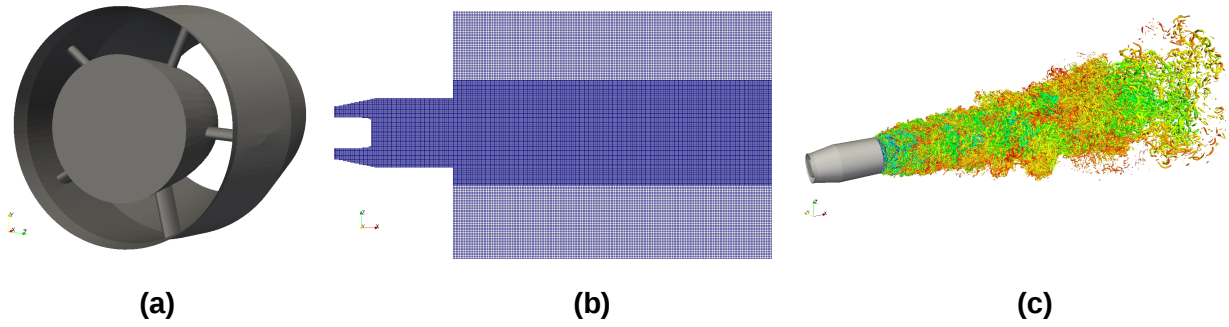


Figure 2. **(a)**, Geometry of the nozzle, **(b)** Zoom of the coarse cartesian mesh (41 million cells), **(c)** Perspective view of contours of the Q-criterion color coded with the density.

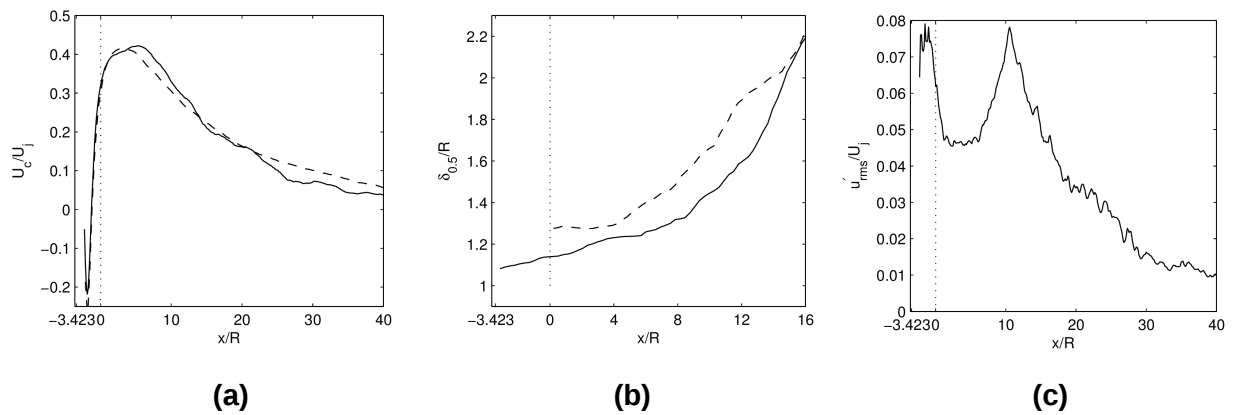


Figure 3. Axial profiles of the, **(a)** Mean centerline velocity and, **(b)** Jet mean half-width, **(c)** Turbulence intensity for the axial velocity component for: (-) fine mesh (271 million mesh cells), (--) coarse mesh (41 million mesh cells) and (....) vertical reference line at the nozzle exit.

Large-Eddy Simulation of the Turbulent Flow Field in a Rotating Axial Fan.

Alexej Pogorelov¹, Matthias Meinke¹ and Wolfgang Schröder¹

¹Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University, Wülnerstr. 5a,
52062 Aachen Germany, a.pogorelov@aia.rwth-aachen.de

Abstract. The prediction of the noise generated by axial fans is of great technical interest. Especially the tip-gap width has a substantial influence on the emitted acoustic pressure level. For the analysis of the unsteady turbulent flow field in the tip area of the axial fan blades, a newly developed flow solver for viscous, compressible flows, which is based on hierarchical Cartesian grids [4] is used. A big advantage of Cartesian-based solvers is the possibility to automatically generate the computational grid with arbitrary boundary refinement in parallel [6]. Predictions of the turbulent flow field are performed in a rotating axial fan at a Reynolds number of 9.36×10^5 based on the outer casing diameter. In order to handle complex boundaries the finite-volume method uses a fully conservative cut-cell method with a flux-redistribution technique for the treatment of small cells [5]. Furthermore, a parallel, rotationally periodic boundary condition for arbitrary refined Cartesian meshes was implemented. **Fig. 1** shows an example of the computational grid and the instantaneous contours of the Q-criterion in the tip-gap region colored by the velocity magnitude. The mesh for a 72° segment of the fan has about 250×10^6 cells where the size of the finest cell based on the outer casing diameter is 2×10^{-4} . The operating point of the fan is defined by a volume flow rate of $0.65 \text{ m}^3/\text{s}$ and a rotational speed of 3000 rpm. The computation was performed with 8192 Processors on the CRAY System HERMIT at the High Performance Computing Center in Stuttgart (HLRS). In the present study the Navier-Stokes equations are solved in a rotating frame of reference, with a rotating outer casing wall and non-moving blades. At the inlet boundary the mass flow rate is prescribed. Adiabatic no-slip boundary conditions are applied along all walls and a fixed pressure is prescribed at the exit boundary. Sponge-layers are used to damp the reflecting waves at the inlet and outlet boundaries. A periodic boundary condition is applied in the circumferential direction. In order to apply the periodic boundary condition an overlapping region is used, in which at least two cell layers are used to maintain the second-order spatial accuracy. Since the grid itself is not periodic all primitive variables of the overlapping cells are reconstructed from the internal region using nonlinear least squares interpolation. **Fig. 2** shows the axial distribution of the Mach number Ma at midspan and the radial distribution of Mach number and turbulent kinetic energy k at a constant axial position inside the wake region at $x/Do=0.734$, where Do is the outer casing diameter. Simulations are

performed for different tip gap widths where the results of the analysis as well as a comparison with RANS results will be included in the final paper.

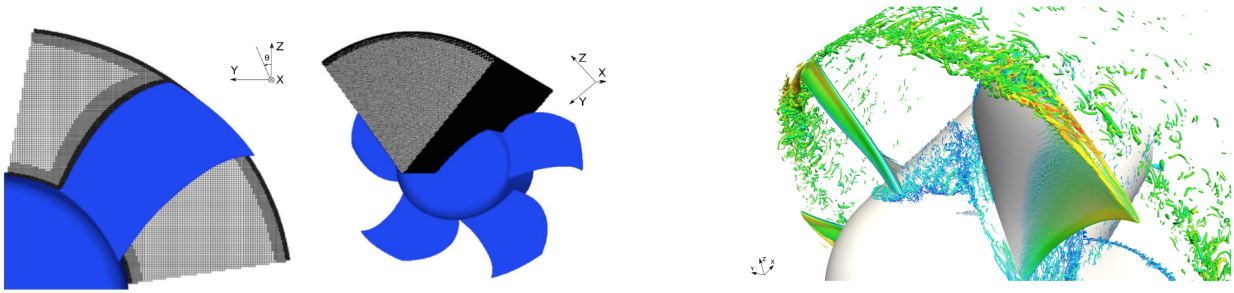


Fig.1. Computational grid (left) and Instantaneous contours of the Q-criterion in the tip-gap region colored by the velocity magnitude (right).

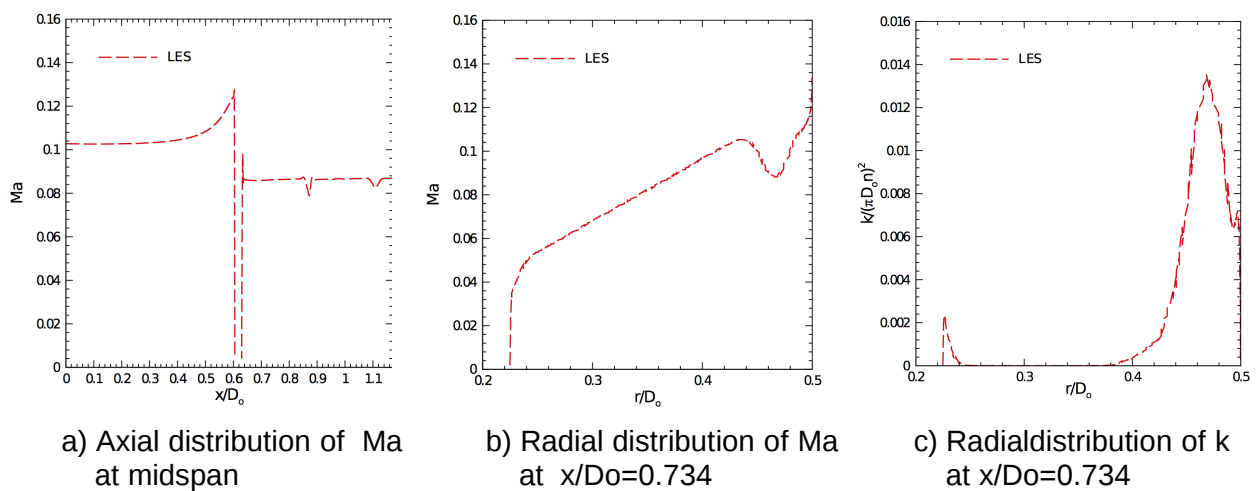


Fig.2. Axial and radial distribution of Ma and k.

Keywords: Turbulent fan flow, Periodic boundary condition, Large-eddy simulation

References

- [1] Carolus, T., Schneider, M., and Reese, H., "Axial flow fan broad-band noise and prediction," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 300, No. 1-2, 2007, pp. 50–70.
- [2] Reese, H. and Carolus, T., *Anwendung von instationären numerischen Simulationsmethoden zur Berechnung aeroakustischer Schallquellen bei Axialventilatoren*, Ph.D. thesis, University of Siegen, 2007.
- [3] Reese, H. and Carolus, T., "Axial Fan Noise: Towards Sound Prediction Based on Numerical Unsteady Flow Data - a Case Study," *Euronoise Paris*, 2008, pp. 4069–4074.
- [4] Hartmann, D., Meinke, M., and Schröder, W., "A strictly conservative Cartesian cut-cell method for compressible viscous flows on adaptive grids," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 200, No. 9-12, 2011, pp. 1038–1052.
- [5] Schneiders, L., Hartmann, D., Meinke, M., and Schröder, W., "An accurate moving boundary formulation in cut-cell methods," *Journal of Computational Physics*, Vol. 235, 2013, pp. 786–809.
- [6] Lintermann, A., Schlimpert, S., Grimm, J. H., Günther, C., Meinke, M., and Schröder, W., "Massively Parallel Grid Generation on HPC Systems," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 277, 2014, pp. 131–153.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Numerical Simulation of the Flow and Combustion inside the Reaction Chamber of the AHRES Hybrid Rocket Engine

Stefan May und Ognjan Božić

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raumfahrzeuge
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
stefan.may@dlr.de

Within the AHRES (Advanced Hybrid Rocket Engine Simulation) program, the Institute of Aerodynamics and Flow Technology of the German Aerospace Center (DLR) is developing a software tool for the design of hybrid rocket engines [1]. Therefore, the Department Spacecraft is operating a lab-scale hybrid rocket engine for ground tests (see Fig. 1) at the DLR Site Trauen. As liquid oxidizer, high test peroxide (87.5 %wt.), and as solid fuel, hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) with aluminum additives, are used.

Within this study, the AHRES hybrid rocket engine is computed through numerical simulations of the flow and the combustion process inside the reaction chamber. Therefore, three characteristic points in burning time are determined within 2D steady-state simulations. In addition, a 3D steady-state simulation for the analysis of the three dimensional eddy structures is performed. The simulations are carried out by the spacecraft version of the DLR TAU-Code. This version allows the implementation of chemical reaction models for equilibrium and non-equilibrium computations into the simulation.

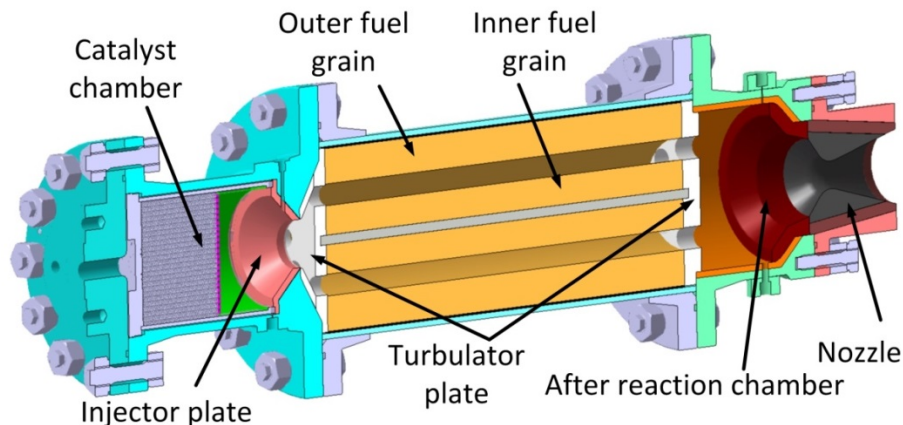


Figure 1: CAD cross section of the AHRES Hybrid rocket engine

For the spatial discretization of the flow field, a 2nd order upwind scheme is applied. The used computational hybrid meshes are generated with the meshing program CENTAUR. Hybrid mesh means, that the boundary layer is discretized with structured cells, while the remaining part of the flow field is meshed with tetrahedrons. For the simulation of the 2D cases, the time discretization is realized with a Backward-Euler method. To carry out the solutions of the 3D simulation, the deployment of a Runge-Kutta method, which is more stable compared to the Backward-Euler method, is applied.

Within the simulation, hot oxygen and overheated steam are introduced in the combustion chamber through the inlet plate. That is founded, because during the real engine operation, the oxidizer hydrogen peroxide will be completely decomposed through the catalyst chamber before it is injected into the combustion chamber (for more details see May et al. [2]).

The modelling of the fuel pyrolysis process along the reaction surface is simplified. It is assumed, that the grain surfaces are viscous porous walls and purely gaseous 1,3-Butadiene is injected through these walls. According to Chiaverini et al. [3], 1,3-Butadiene is the main pyrolysis product of HTPB. Therefore, it was used as the only fuel component to reduce the

overall computing time of the simulation. As additional simplification, the mass flow is assumed to be constant over the complete surface of the solid grain.

The combustion process chain is modeled by 22 kinetic equations under consideration of 12 different reaction species. The reaction mechanism is based on Arrhenius equations and is derived from the work of Westbrook and Dryer [4]. It is a multistage combustion model with a quasi-global first reaction step for the reaction of 1,3-Butadiene with oxygen to carbon monoxide and hydrogen.

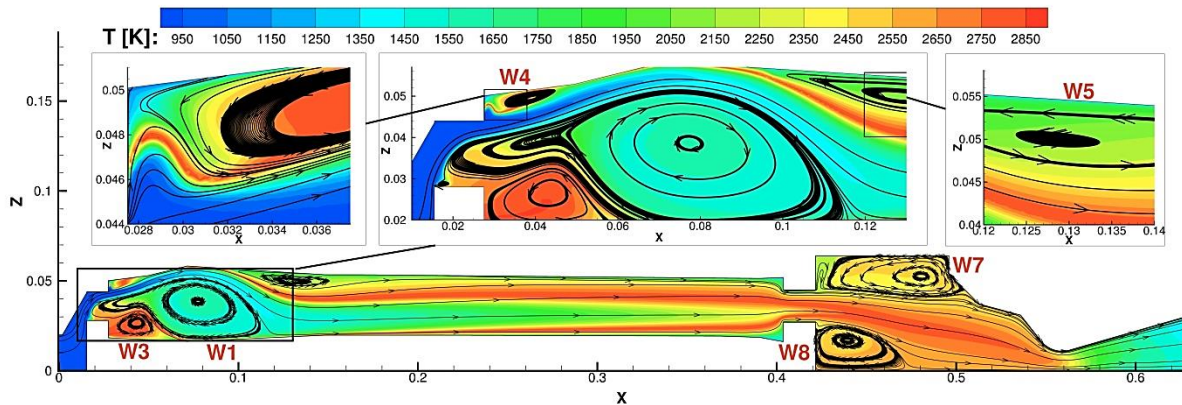


Figure 2: Temperature distribution and streamline evolution of the 2D simulation at the point in burning time 10 s after engine start

The temperature distribution and streamline evolution of the 2D steady-state simulation is exemplary shown in Fig. 2 at 10 seconds after engine start. Behind the first turbulator plate, a big primary eddy (W1) is formed. This eddy is rich in oxygen and water steam, and therefore rather cold, in contrast to the secondary eddy W3, which is very hot because oxygen and fuel are mixed and combustion occurs. The eddy W1 displaces the main flow in the direction of the outer fuel grain and the streaming velocities on the wall surfaces are significantly increased. In the outer fuel area behind eddy W1, a further secondary eddy W5 occurs. This eddy is rich in fuel and shifts the flame zone away from the wall.

A comparison between the simulation and own experiments shows, that in regression rate measurements of fuel grains after conducted experiments, higher fuel consumption is determined exactly in the same area, where the eddy W1 is computed. Physically, the calculated high velocities at the wall surfaces lead to an increased regression rate of the solid fuel. That shows, that the real stream conditions are successfully reproduced by the conducted simulations.

As next step, the pyrolysis process of the HTPB will be modeled more detailed. This aim will be reached through the consideration of different pyrolysis products in combination with a multistage reaction model for the combustion of these products. Furthermore, the simulation will be coupled with a pressure and temperature depended regression rate model. In combination with moving walls and meshes, these steps will allow non-steady simulations.

References:

- [1]: Božić, O., Pormann, D., Lancelle, D. and Hartwig, A.: *Program AHRES and its contribution to assess features and current limitations of Hybrid Rocket Propulsion*. International Astronautical Congress, IAC-12-C4.2.8, Naples, 2012.
- [2]: May, S., Lancelle, D. and Pormann, D.: *Mathematical Modeling of a High Test Peroxide Catalyst Chamber for Hybrid Rocket Engines*. 13th ONERA-DLR Aerospace Symposium, Palaiseau, 2013.
- [3]: Chiaverini, M.: *Review of Solid-Fuel Regression Rate Behavior in Classical and Non-classical Hybrid Rocket Motors*. In: *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion - Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 328, AIAA Inc., 2007.
- [4]: Westbrook, C. K. and Dryer, F. L.: *Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames*. *Combustion Science and Technology*, Vol. 27, pp. 31-43, 1981.

Interaction of Acoustic and Entropy Waves with Shocks

HYPTRANS Project PAK742

Thomas Schilden and Wolfgang Schröder

Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University, Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen,
Germany,

`t.schilden@aia.rwth-aachen.de`, `office@aia.rwth-aachen.de`

Abstract. The interaction of acoustic and entropy waves with an oblique shock is investigated. The three-dimensional supersonic $Ma = 5.9$ flow over a 30° half angle cone at imposed acoustic and entropy waves is computed. Investigations for the cone with different tip radii will be performed. Wall pressure and heat flux data will be sampled to relate freestream and boundary layer disturbances. So far, simulations for a constant cone tip radius were performed.

1 Introduction

The determination of the hypersonic boundary layer transition from the laminar to the turbulent flow state is crucial for the aerothermodynamic design of reentry vehicles [5]. Since experimental wind tunnel data of boundary layer transition are known to be corrupted by tunnel noise [6], i.e., it strongly influences the point of transition [2], it is very important to determine the wind tunnel noise to properly interpret the experimental results. Tunnel noise measurements at supersonic flows face the difficulty of the modulation of the noise. This results from the interaction with the boundary layer covering the probe and the shock wave [4]. Therefore, it is necessary to obtain a transfer function that relates the tunnel noise to the measured flow disturbances.

It is the main goal of this study to obtain the transfer function for a 30° half angle cone by numerical simulations. Hence, defined tunnel noise, i.e., an acoustic or entropy wave of a certain frequency is added to the freestream and the resulting pressure and heat flux fluctuations on the surface of the cone are sampled. Since in the experimental data by Ali et al.[1] two cone probes with different tip radii are used, the effect of the tip radius on the transfer function has to be investigated numerically.

2 Flow over a cone

So far cone simulations were performed for incident acoustic and entropy waves for varying frequencies[7]. In Fig. 1 instantaneous pressure fluctuations for an

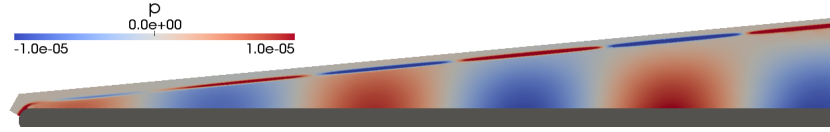


Fig. 1. Instantaneous pressure and entropy fluctuations caused by an incident acoustic wave

incident acoustic wave are shown. The peculiar pattern behind the shock wave results from the reflection of the refracted wave, since the reflected wave is almost perpendicular to the incoming wave. Entropy waves do not reflect and due to the velocity gradient they are skewed in the boundary layer. By comparing data for different frequencies it was shown that pressure fluctuations due to incident acoustic waves rise in streamwise directions and with an increasing frequencies. Pressure fluctuations due to incident entropy waves remain constant behind the tip of the cone and do not depend on the frequency of the incident wave.

3 Conclusion & Outlook

In Schilden et al.[7] it was shown that the numerical method for the given problem is well suited to compute the interaction of acoustic and entropy waves with the shockwave upstream of 30° cone and its boundary layer. In the next step the influence of the cone tip radius has to be investigated. Therefore the transfer function has to be evaluated for different tip radii. The influence on the flow field will be analysed to understand how the tip radius effects the transfer function.

References

1. Syed Raza Christopher Ali, Jie Wu, Rolf Radespiel, Thomas Schilden, and Wolfgang Schröder. High-frequency measurements of acoustic and entropy disturbances in a hypersonic wind tunnel. In *AIAA 2014-2644*, 2014.
2. M.P. Borg and S.P. Schneider. Effect of freestream noise on roughness-induced transition for the x-51a forebody. *J. Spacecr. Rockets*, 45(6):1106 – 1116, 2008.
3. T.C. Lin, W.R. Grabowsky, and K.E. Yelmgren. The search for optimum configurations for re-entry vehicles. *J. Spacecr. Rockets*, 21(2):142 – 149, 1984.
4. J.F. McKenzie and K.O. Westphal. Interaction of linear waves with oblique shock waves. *Phys. Fluids*, 11:2350 – 62, 1968.
5. S.R. Pate. *Dominance of radiated aerodynamic noise on boundary-layer transition in supersonic-hypersonic wind tunnels*. PhD thesis, Tennessee Univ., 1977.
6. E. Reshotko. Boundary layer instability, transition and control. In *AIAA 94-0001*, 1994.
7. Thomas Schilden, Syed Raza Christopher Ali, Wolfgang Schröder, and Rolf Radespiel. Interaction of acoustic and entropy waves with shocks. In *AIAA 2014-2352*, 2014.
8. S.P. Schneider. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition. *J. Spacecr. Rockets*, 38(3):323 – 333, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe: Hochagile Konfigurationen / Hyperschallaerothermodynamik

Simplified model for flow-heating effect on wave-drag reduction of blunt bodies

E. Schüle

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen,
Bunsenstr.10, 37073 Göttingen, erich.schuelein@dlr.de

It is meanwhile common knowledge that external flow heating upstream of supersonic blunt bodies is able to reduce their wave drag and to save the thrust required for a supersonic flight [1]. Due to the heating of the initially supersonic flow in particular the Mach number and the stagnation pressure are decreased inside the wake behind the heating source. If the deficit of the total pressure upstream of the bow shock wave becomes high enough, a free recirculation bubble in the front of a blunt body accompanied by a favorable transformation of the bow-shock structure appears (Fig. 1). This phenomenon called “hot-spike” effect is most efficient when the heating source is as small as possible. Despite some impressive findings of investigations published to this topic in the last decades, the big quantitative discrepancies in the effects indicated in different studies make a statement about the real potential of the pure thermal effect difficult [1]. To the best of the author’s knowledge, a reliable analytical model describing the flow-heating effect on the wave-drag reduction does not exist at the moment.

The aim of the present work was to develop and to validate an analytical model of the hot-spike effect suitable for parameter studies. The model proposed is based on the plausible idea of an equilibrium of the stagnation pressure induced behind the heating source and established inside the free recirculation bubble. Thus, the recirculation occurs when the stagnation pressure in the heated wake becomes equal to the maximum pressure behind the bow shock wave; and, the bubble grows as long as this stagnation pressure is smaller than the local static pressure at the reattachment point assumed. The surface of the body, which is “shielded” by the recirculation bubble, undergoes a lowered overpressure resulting in the expected wave drag reduction.

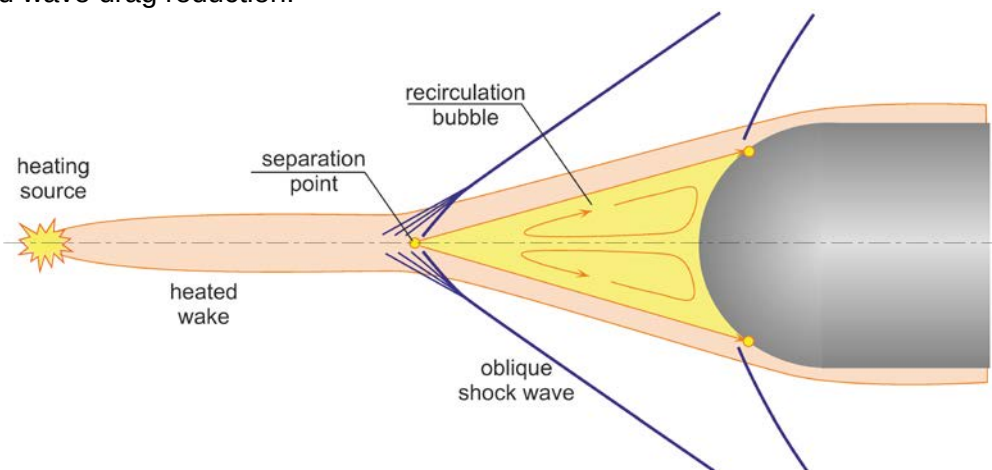


Fig. 1: Sketch of the flow structure upstream of a spherically blunted body induced by localized flow heating.

Figure 2 shows the analytical results (blue lines) obtained for models with spherically blunted (a) and conically sharpened (b) noses, which were systematically investigated former in [2]. The agreement with these experimental and numerical results presented here in the most-recognized dimensionless form seems to be very good. The shown dependency of the power effectiveness ratio η , defined as the ratio of the thrust power saved to the heating power introduced, on the energy deposition ratio ε , describing the relation of the heating power to the

total energy flux through the cross-sectional area of the energy source contained by the incoming flow, is valid for the used model diameter of 60mm in the air flow at Mach 3.

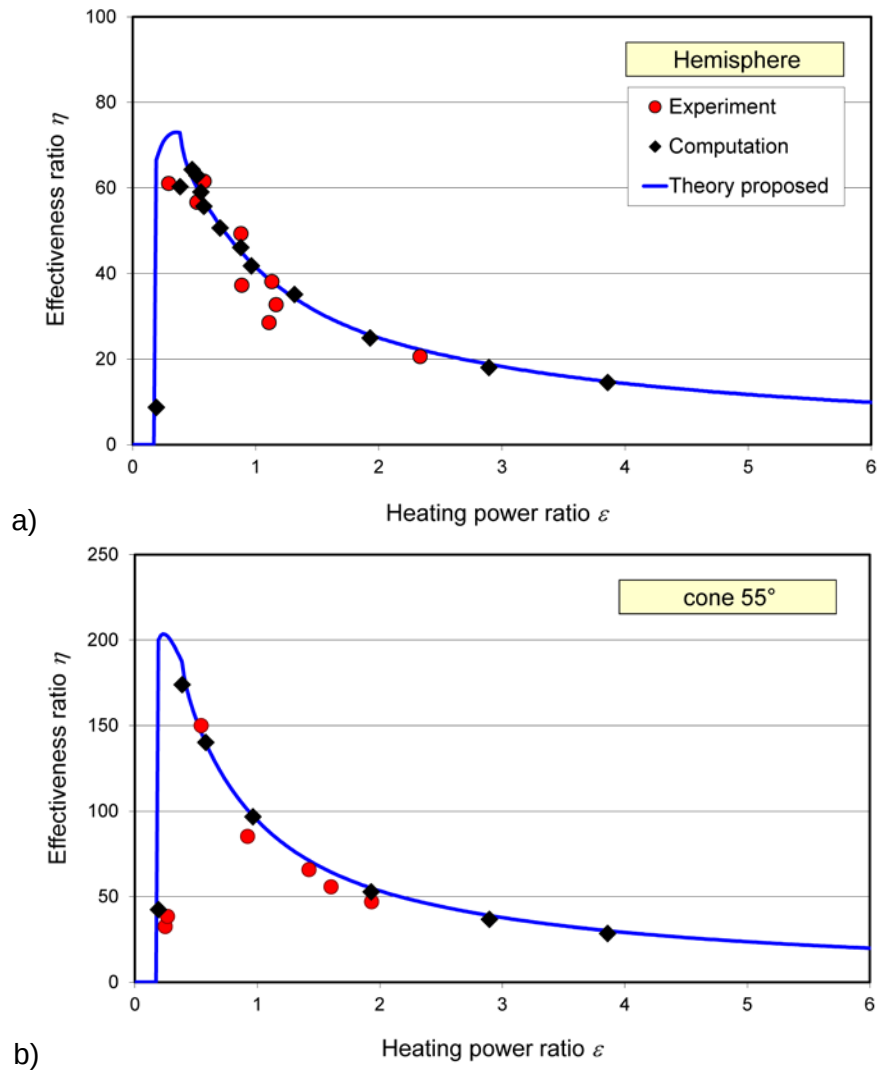


Fig. 2: Effectiveness ratio vs. heating power ratio at Mach 3 for: a) hemisphere/cylinder model; b) cone/cylinder model with a half-angle of 55°. The results obtained experimentally and numerically are taken from [2].

The power effectiveness ratio is the dimensionless parameter quantifying the energy-deposition effect on the drag reduction. Results presented in Fig. 2 demonstrate that the optimal power effectiveness appears at a relatively moderate heating power of $\varepsilon \leq 0.5$. As concluded in [2], the optimum is achieved when the heating power becomes just enough to induce a full-scale recirculation bubble ahead of the blunt body. The analytical method proposed is most suitable for detached-shock configurations (spherical, or blunt cone), delivering less good results at configurations with initially oblique bow-shock waves.

Literatur :

- [1] Schüle E. and Zheltovodov A. (2011) "Effects of steady flow heating by arc discharge upstream of non-slender bodies", *Shock Waves*, Vol. 21, 383-396. Springer Verlag, DOI: 10.1007/s00193-011-0307-1. ISSN 0938-1287.
- [2] Schüle E. and Bornhöft E. (2012) "Potential of localized flow heating for wave drag reduction", In: *28th International Symposium on Shock Waves Shock Waves*, Vol. 1 (VIII). Springer Verlag, Heidelberg New York, pp. 615-621., ISBN 978-3-642-25687-5.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Laminarhaltung und Transition

Numerische Untersuchung von Fasersensoren zur selektiven Erfassung charakteristischer Strömungsfeldmuster

G. Axtmann, U. Rist

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart
70550 Stuttgart, Axtmann@iag.uni-stuttgart.de

Das Ziel dieser Arbeit zur Umströmung von strukturiert angeordneten Haarsensoren ist das Verständnis der Gittereffekte von Gruppenanordnungen in räumlich und zeitlicher Hinsicht auf dem Hintergrund einer rauschbehafteten Umgebung. Dies ermöglicht neue Konzepte zur sensorischen Mustererkennung und Signalreduktion. Diese Störmuster können einerseits von außen der Grundströmung überlagert sein aber auch Folgen der wandnahen Instabilitäten transistionaler Grenzschichten sein. In Abbildung 1 ist zur Veranschaulichung ein Muster bereits gefertigter Haarsensoren als Einzelsensor und in Gitteranordnung dargestellt.

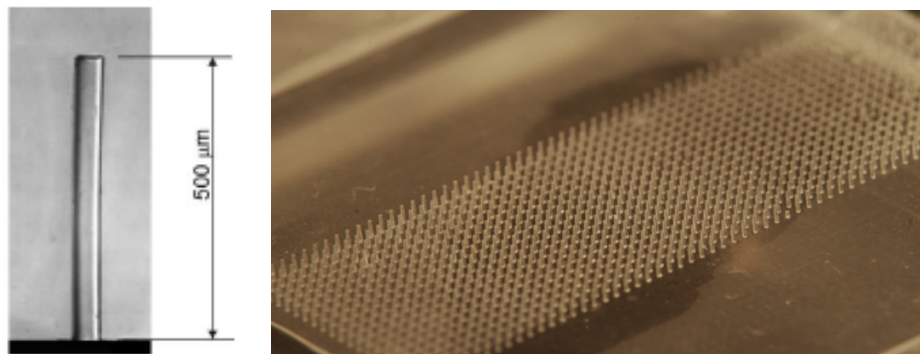


Abbildung 1: Einzelsensor und rechteckige Gitteranordnung von Haarsensoren, Quelle: Ch. Brückner : *Interaction of flexible surface hairs with near-wall turbulence*. J. Phys.: Condens. Matter 23, 2011.

Die methodische Vorgehensweise ist hierfür vom Einfachen zum Komplexen. Voruntersuchungen sind hierbei dreidimensionale Rechnungen einer endlichen Einzel- und Tandemzylinderkonfiguration mit Hilfe der Toolbox OpenFOAM. Die Randbedingungen sind an durchgeführten Experimenten skalierten Sensoren im Schleppkanal der TU Freiburg unter Prof. Ch. Brückner angepasst. In Abbildung 2 ist eine Prinzipskizze des Schleppkanals dargestellt.

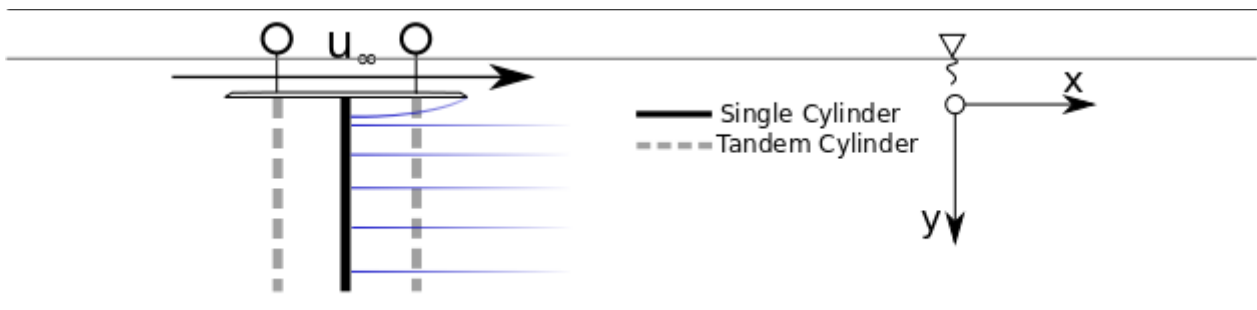


Abbildung 2: Prinzipskizze Schleppkanalversuch, Einzel- und Tandemzylinderkonfiguration

Über der Platte herrschen zunächst Freistrombedingungen mit einer Geschwindigkeit $u_\infty = 1$ m/s, einer statischen Temperatur von $T_\infty = 293$ K und einem statischen Druck von $p_\infty = 1$ bar. Alle stehenden Wände werden numerisch ohne Haftbedingung modelliert. Die Bewegung des Schlittens ist über eine konstante Ein- und Ausströmung numerisch erfasst.

Aufgrund der geringen Durchmesser der Haarsensoren liegt der Reynoldszahlbereich noch im stationären Bereich der Strömung zwischen 1 und 40. Instationäres Strömungsverhalten ist hier ab einer Reynoldszahl größer 47 zu erwarten. Daraus folgernd wurden alle Simulation stationär und ohne Turbulenzmodellierung durchgeführt. Die Genauigkeit der Ergebnisse wird durch ein adäquat gewähltes Netz gewährleistet. Das Konferenzpaper umfasst folgende Untersuchungen:

- Untersuchung des Verblockungsfaktors und dessen Auswirkungen auf einen Einzelzylinder,
- Untersuchung des Einflusses der Montageplattengrenzschicht auf die relevanten Strömungsparameter,
- Untersuchung der Strömung um einen Einzelzylinder für unterschiedliche Reynoldszahlen,
- Untersuchung einer axial und vertikal varrierten Tandemkonfiguration zur Signaldetektion,
- Auswertung der statischen Biegelinie mit Hilfe der Euler-Bernoulli-Theorie 1. Ordnung
- und eine Validierung ausgewählter Berechnungen anhand von Experimenten.

Im Folgenden sei die Umströmung eines ausgewählten Fallbeispiels etwas näher charakterisiert. Die Geschwindigkeitsprofile in vertikaler Strömungsrichtung sowie die Rückwirkung eines Zylinders auf die Grundströmung ist in Abbildung 3 im Folgenden für $Re=10$ dargestellt. Stromaufwärts ist ein Einfluss der Geometrie ab einem dimensionslosem Abstand von $x/d=-8$ zu verzeichnen. Dies ist eine direkte Folge der Staupunktstromlinie an der Frontseite des Zylinders. Ein erhöhter statischer Druck reduziert den kinetischen Anteil der Strömung. Eine Darstellung der Oberflächenvektoren ist in Abbildung 4 gegeben.

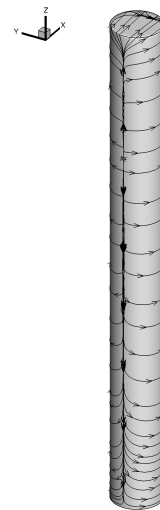
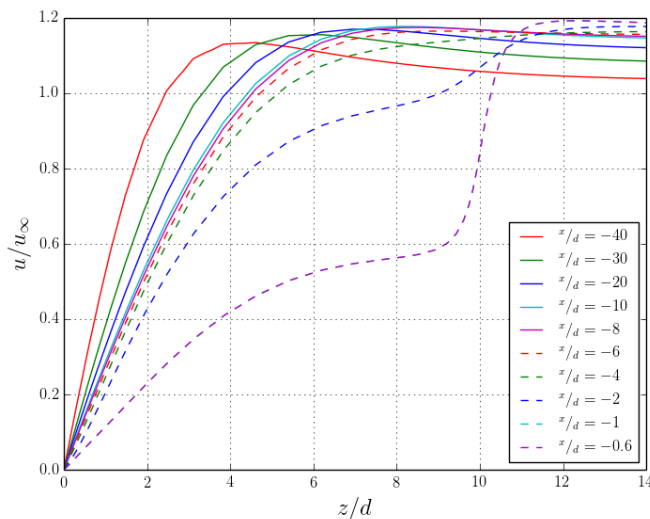


Abbildung 3: Normierte Axialgeschwindigkeit vor Zylinder, $Re=10$

Abbildung 4: Oberflächenvektoren Front, Einzelzylinder, $Re=10$

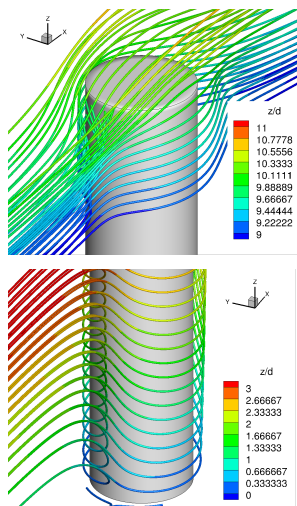


Abbildung 5: Randeffekte, $Re=10$

Die Umströmung der Randeffekte am Einzelzylinder ist in Abbildung 5 dargestellt. Als Kontur der Strömungslinien ist die dimensionlose Höhe z/d gewählt.

Die Strömung verhält sich um den Einzelzylinder dreidimensional und weist Geschwindigkeitsgradienten in alle drei Raumrichtungen auf. Randeffekte an Boden und Spitze des Zylinders verändern das kinetische Potential. Eine signifikante Ablösung um den Zylinder als auch durch Randeffekte wird für $Re=10$ an der Frontseite nicht beobachtet.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Going the distance Vortex amplification by using a multiple actuation system

Ansprechpartner: M. Blechschmidt, K. Bauer

Institution: Airbus Group Innovation, EADS Deutschland GmbH

Adresse: Willy-Messerschmitt-Str.,
81663 München

Telefon: 089 607 20233

E-Mail: markus.blechschmidt@eads.net

Keywords: Vortex – Vortex interaction; Pulsed actuators

Topic:

The interaction of vortices generated by two pulsed fluidic slot actuators located downstream of each other is investigated.

Introduction and objective:

Our aim is to understand the interactions of multiple vortices propagating in the same direction generated at different times. In general these are investigations in a large parameter space. In this paper we report on the interaction of two vortices.

Placing a single pulsed blowing actuator slot oriented perpendicular to the incident flow produces a spanwise vortex which is propagating downstream [1]. We investigated how this coherent structure in the flow interacts with a second vortex generated by an identical actuator located at a certain distance downstream of the first.

Is it possible to enhance the first vortex by the second downstream actuator?

In this context we found that following parameters are essential: The propagation velocity of the first vortex, time delay to the triggering of the second actuator and the impulse coefficient c_μ . Furthermore we analyzed the sensitivity of the constructive interaction of actuators on the phase shift between the actuators.

Methodology and experiment:

A flat plate experiment in a low turbulence wind tunnel was performed to investigate different parameters of multiple actuation like phase shift and impulse coefficient on vortex interaction. The interaction of vortices generated on a flat plate can be analyzed more clearly in the absence of an adverse pressure gradient.

The insert of the multiple actuation system, built for the wind tunnel, is shown in Fig. 1. Two rows each containing three simple designed actuators with a jet angle of $\alpha_{jet} = 45^\circ$ were placed one after another at a certain distance. Pulsed blowing was provided by fast switching solenoid valves. The mass flow of pressurized air was measured by volume flow meters. The parameter of the fast switch valves were open-loop controlled by a dSpace MicroAutoBox to change frequency, duty cycle and phase shift on demand. The excitement frequency F^+ was calculated with the formula of the wavelength, while the wavelength is related to the distance between the actuator slots.

The planar flow field was measured with a 2D- hotwire sensor in the middle of the flat plate width by means of a high resolution point grid. The hotwire technique was chosen to measure a wide parameter range. Due to the advantage of a high temporal resolution it is possible to measure the transient and turbulent flow.

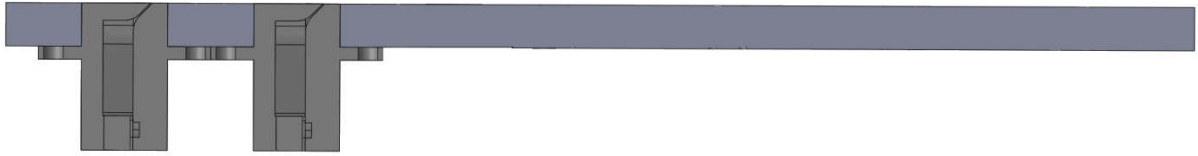


Figure 1: Schematic drawing of actuator insert

From these measurements we analyzed the propagation velocity of the vortex produced by the first row. The velocity turned out to be much higher than suggested by the rule of thumb. This knowledge of the propagation velocity can now be used to compute the phase shift θ to trigger the second row. Normal velocity, turbulent kinetic energy and eddy viscosity are a few techniques which were used to analyze the flow behavior and the interaction of the vortices.

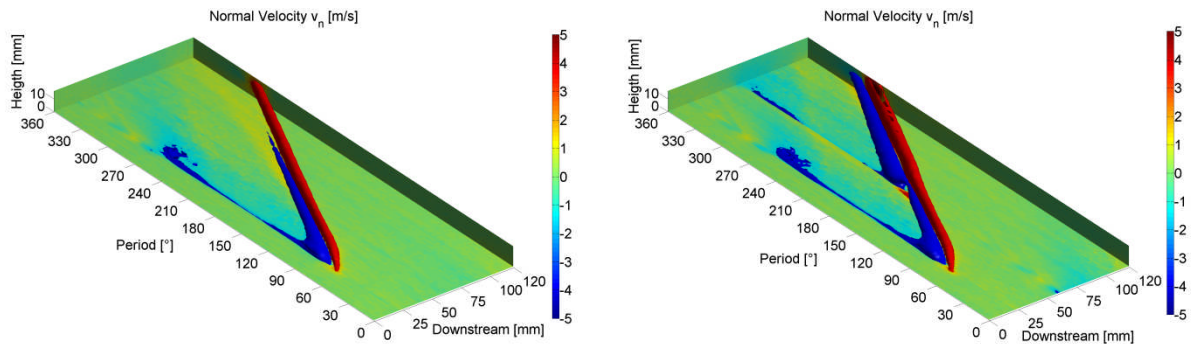


Figure 2: Normal Velocities of single actuator row (left) and two actuator rows with matching θ (right) in the flow field against one period

The first insight in the vortex propagation or the interaction of vortices provides a look at the normal velocities v_n , directly measured with the 2D hotwire. Since the vortex has an ascending and a descending normal velocity a vortex can be distinguished by isosurface visualization over one period T as done in Fig. 2. It can be seen from Fig. 2 (right) that the propagating vortex can be amplified by additional actuation downstream. Furthermore the turbulent kinetic energy can be doubled in case of positive interaction of the vortices. Another outcome of this study is that the turbulent kinetic energy can be significantly reduced by using the same impulse coefficient for two rows as used for a single row (see Fig. 3). The eddy viscosity is linked to the vortex strength and therefore it can be shown that the effectiveness is significantly depending on the phase shift.

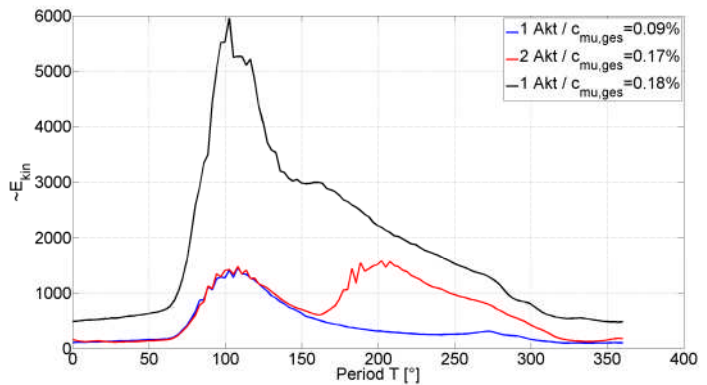


Figure 3: Turbulent kinetic energy

Conclusion:

The concept of amplifying and maintaining vortices by using additional actuators located downstream could be proven. The effectiveness is depending on the phase shift set up between the two actuator rows. The phase shift is then again depending on the propagation velocity of the vortex generated by the first actuator row.

Acknowledgement:

We acknowledge the support of Prof. Nitsche and his group at the Institute of Aeronautics and Astronautics of TU Berlin where the experiments were carried out.

References:

- [1] Hecklau, Pieren, Nitsche (2010), Influence of the Actuator Jet Angle on the Reattachment process with Pulsed Excitation, NNFM121, Springer Verlag Berlin Heidelberg

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Effect of forward-facing steps on boundary layer transition at a subsonic Mach number

M. Costantini*, S. Risius*, C. Klein*, W. Kühn°

*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR),

Bunsenstraße 10, D-37073 Göttingen, Germany, marco.costantini@dlr.de

°Airbus Operations SAS, 316 Route de Bayonne, F-31060 Toulouse, France

Introduction and experimental setup

Natural Laminar Flow (NLF) technology has been demonstrated to be a powerful means for drag reduction on smooth airframe surfaces over a wide range of flight conditions for commercial aircraft and business jets^{1,2}. One of the major concerns about the practicability of this technology is related to the achievability of surface smoothness compatible with NLF requirements. Modern manufacturing techniques for metallic and composite materials can provide the required aerodynamic smoothness, but surface imperfections, such as steps and gaps at structural junctions, can be unavoidable. A guide is therefore needed for size and shape of imperfections that permit laminar flow to be maintained^{2,3}. Allowable tolerances can be provided only after the effects of the surface imperfections on the stability of the laminar boundary layer have been quantified^{2,4}. Past experimental and numerical research examined the effect on transition of surface imperfections for specific surface geometries and flow conditions only²⁻⁹; no universal criteria covering a wide range of boundary layer stability situations are thus available. In particular, the numerical study of transition induced by steps is still resource-intensive^{3,4,9}, so that a parametric study can be performed only for a selected configuration and a limited variation of flow conditions^{4,9}.

Systematic experimental investigations of the effect of sharp forward facing-steps on boundary layer transition have been conducted in the present work. Spanwise invariant forward-facing steps, perpendicular to a (quasi) two-dimensional flow, were installed on the *PaLASTra* two-dimensional wind tunnel model¹⁰. The model was designed for the study of the effect on boundary layer transition of two-dimensional surface imperfections, changes in Reynolds number, Mach number, and streamwise pressure gradient, and the effect of a non-adiabatic wing surface. The shape adopted for the airfoil is shown in cross section in Fig. 1(a). The tests were performed in the Cryogenic Ludwig-Tube Göttingen (DNW-KRG)¹¹, a low-turbulence ($Tu_{\rho u} \sim 0.06\%$ ¹²), intermittently operating wind tunnel facility capable of achieving flight Reynolds and Mach numbers of a commercial aircraft by increasing the pressure and decreasing the temperature of gaseous nitrogen, which is used as the test gas. These tests were focused on the influence of forward-facing steps and a streamwise pressure gradient on boundary layer transition. Reynolds numbers up to 10 Mio. were run at a subsonic Mach number $M = 0.35$ typical for flight phases at low altitude of an aircraft with NLF technology¹³. Two-dimensional forward-facing steps of height $h = 29, 60$, and $89\ \mu\text{m}$ (with an uncertainty in height of $\pm 1\ \mu\text{m}$) were mounted at the chordwise location $x/c = 35\%$ by installing shims of appropriate thickness at the interface between the two parts comprising the model (see Fig. 1(a)). With this means, the shape of the imperfection (rectangular step with sharp edges) was assured to be the same for each tested configuration. The streamwise pressure gradient on the model surface was varied from adverse to favorable by installing the model at angles-of-attack from -1.4° to -3.2° . The airfoil design allowed a practically uniform pressure gradient to be achieved on a large portion (approx. $20\% < x/c < 70\%$) of the model upper side, which was the one of main interest in this work. As shown in Fig. 1(b), the *PaLASTra* model was coated with Temperature-Sensitive Paint (TSP)¹⁴ for non-intrusive transition detection and equipped with pressure taps for measuring the pressure distribution and thermocouples for monitoring the model temperature evolution during a test run¹⁰.

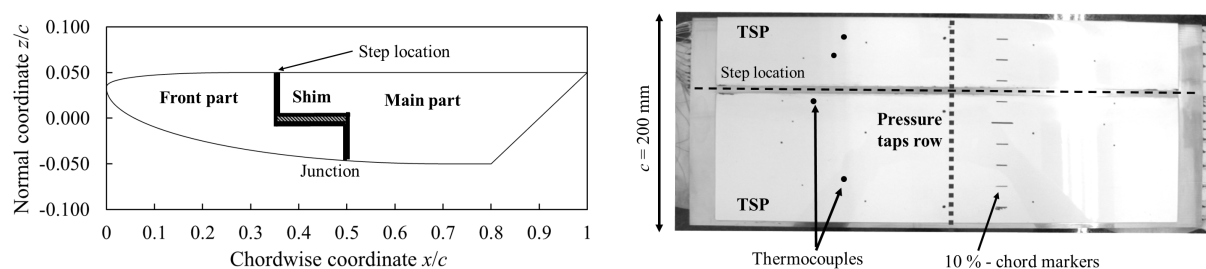


Fig. 1. *PaLASTra* model¹⁰. (a) side view (cross section): *PaLASTra* airfoil and sketch of the model construction for the installation of steps; (b) top view and instrumentation (leading edge on top of the image).

Results and conclusions

The effect of forward-facing steps on boundary layer transition at a favorable streamwise pressure gradient $\beta_H = 0.06$ is shown with the TSP results in Fig. 2 for a Reynolds number $Re = 8$ Mio. (β_H is the average Hartree parameter¹⁵ evaluated at approx. $20\% < x/c < 70\%$.) Even the smallest forward-facing step of height $h = 29\ \mu\text{m}$ made the laminar boundary layer more unstable and led to a displacement of the transition location to a more upstream position: from $x_T/c \sim 73\%$ for the smooth surface (no steps installed) to $x_T/c \sim 64\%$. Higher steps caused a further displacement of the transition location towards a more upstream position, up to $x_T/c \sim 40\%$ with the step of height $h = 89\ \mu\text{m}$.

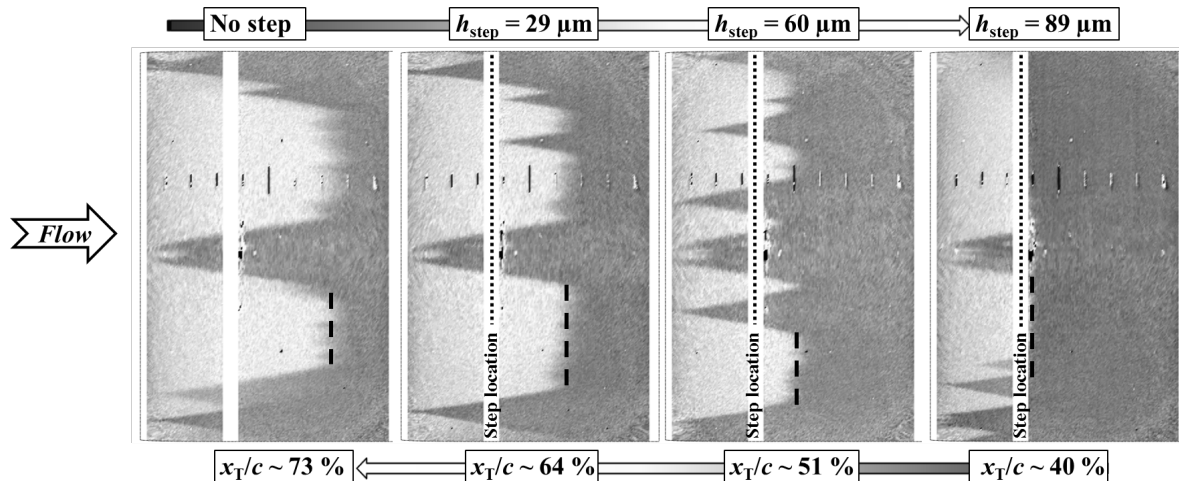


Fig. 2. TSP results at $Re = 8$ Mio., $M = 0.35$, $\beta_H = 0.06$. Bright and dark areas are laminar and turbulent regions, respectively. The detected transition location is indicated by the dashed black line, with the step location being shown by the black dotted line. The whitened strips correspond to uncoated model surfaces. The two turbulent wedges in the mid-span domain arose from pressure taps in the leading edge region; the other turbulent wedges were caused by contamination of the model surface.

This effect of the forward-facing steps on boundary layer transition was observed also for all other combinations of streamwise pressure gradient ($-0.017 \leq \beta_H \leq 0.071$) and chord Reynolds number ($3.5 \text{ Mio.} \leq Re \leq 10 \text{ Mio.}$). Detailed results will be discussed in the final version of the paper. The experimental results at different pressure gradients and chord Reynolds numbers were found to be well represented by a unique functional relation between the change in transition location $(x_{T,smooth} - x_{T,h}) / (x_{T,smooth} - x_h)$ and a non-dimensional roughness parameter. The validity of the correlation was confirmed by the agreement of the present results with measurements conducted in the same wind tunnel facility on a laminar airfoil at Mach and Reynolds numbers close to those considered in the present work. The obtained functional relation directly provides criteria for allowable forward-facing steps on NLF surfaces where Tollmien-Schlichting instabilities are predominant in the transition process, for example in the mid-span area of a low-sweep NLF wing.

References

- [1] Schrauf G. Status and Perspectives of Laminar Flow, *The Aeronautical Journal*, Vol. 109, No. 1102, 2005, pp. 639-644.
- [2] Holmes BJ, Obara CJ, Martin GL, Domack CS. Manufacturing Tolerances for Natural Laminar Flow Airframe Surfaces. SAE Paper No. 850863, 1985.
- [3] Nayfeh AH. Influence of Two-Dimensional Imperfections on Laminar Flow. SAE Paper No. 921990, 1992.
- [4] Rizzetta DP, Visbal MR. The Effect of Two-Dimensional Geometric Disturbances on Boundary-Layer Stability. AIAA Paper No. 2013-3108, 2013.
- [5] Nenni JP, Gluyas GL. Aerodynamic design and analysis of an LFC surface. *Astronautics and Aeronautics* 1966; p. 52-7.
- [6] Perraud J. Laminar-turbulent transition on aerodynamic surfaces with imperfections. RTO-AVT-111, 2004.
- [7] Wang YX, Gaster M. Effect of surface steps on boundary layer transition. *Exp. Fluids* 2005; 39: 679-86.
- [8] Gerashchenko S, McKeon BJ, Westphal RV, Bender AM, Drake A. Hot-Wire Measurements of the Influence of Surface Steps on Transition in Favorable Pressure Gradient Boundary Layers. AIAA Paper No. 2010-374, 2010. See also Papers No. 2010-373 and 2010-375.
- [9] Edelmann CA, Rist U. Impact of forward-facing steps on laminar-turbulent transition in transonic flows without pressure gradient. AIAA Paper No. 2013-0080, 2013.
- [10] Costantini M, Hein S, Henne U, Klein C, Koch S, Sachs WE, Schojda L, Rosemann H, Koop L, Ondrus V. The effect of pressure gradient and a non-adiabatic surface on boundary layer transition investigated by means of TSP. AIAA Paper No. 2013-1137.
- [11] Rosemann H. The Cryogenic Ludwig-Tube Tunnel at Göttingen. AGARD-R-812; Cologne, Germany; 1996. p. 8-1 to 8-13.
- [12] Koch S. Zeitliche und räumliche Turbulenzentwicklung in einem Rohrwindkanal und deren Einfluss auf die Transition an Profilmodellen. DLR-FB-04-19, 2004.
- [13] Northrop Corporation. Final Report on LFC Aircraft Design Data Laminar Flow Control Demonstration Program, NOR-67-136, 1967.
- [14] Tropea C, Yarin AL, Foss JF (eds.), *Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2007, Chap. 7.4: Transition-Detection by Temperature-Sensitive Paint.
- [15] Meyer F, Kleiser L. Numerical investigation of transition in 3D boundary layers, AGARD-CP-438, 1989, pp. 16-1 to 16-11.

Combined Active Separation Control on the Leading Edge and on the Trailing Edge Flap of a Slatless High Lift Configuration

Frank Haucke, Matthias Bauer and Wolfgang Nitsche

Technische Universität Berlin, Department of Aeronautics and Astronautics,
Chair of Aerodynamics,
Marchstr. 12-14, 10587 Berlin, Germany
{Frank.Haucke,Matthias.Bauer,Wolfgang.Nitsche}@ilr.tu-berlin.de

Keywords: Active Flow Control, Leading Edge, Trailing Edge Flap, Pulsed Blowing

Active flow control has high potential to enhance the performance of high lift devices by avoiding turbulent flow separation. The main goal is to improve and to simplify conventional flap systems in order to reduce weight, complexity, and costs. This paper describes an experimental investigation regarding active flow control on a 2D two-element high-lift configuration consisting of a main element and a single slotted trailing edge flap. Hence, the slat is retracted whereas the flap is deflected. The test carrier for the experimental investigations is an airfoil which is used extensively by different German and European research programs such as IHK, M-Fly and JTI-SFWA. It is known as the F15 profile which was released by the German Aerospace Center (DLR) for investigation in the framework of the projects mentioned previously. The experimental set-up described in this paper is used for the German project "M-Fly" as well as additional studies at Technische Universität Berlin. The basic structure of the TUB-F15 W/T model is presented in figure 1. It has a reference chord length of $c_{ref} = 600mm$ and a span width of $b = 1630mm$. In order to avoid turbulent flow separation and to enhance the high-lift performance pulsed blowing out of slots at different locations on the main element's leading edge and on the flap shoulder is used. All experiments were performed for a Reynolds number of $Re_\infty = 1 \cdot 10^6$. Figure 2 shows lift and drag polars for each case of active flow control. The following excitation parameters were used: $f_{e,LE} = 100Hz$, $DC_{e,LE} = 50\%$, $f_{e,TE-flap} = 75Hz$, $DC_{e,TE-flap} = 50\%$. The results show that pulsed blowing from the flap shoulder is able to enhance the lift coefficient significantly. Due to increasing momentum coefficients incrementally, the lift values can be raised by up to $\Delta c_a \approx +0.54$ in the linear region of the lift polar for the present case. Thereby, the maximum AoA is reduced by up to $\Delta \alpha_{max} \approx -2.2^\circ$ for the highest excitation momentum. The influence of the excitation momentum on the drag coefficient within the linear range is very similar to the influence on

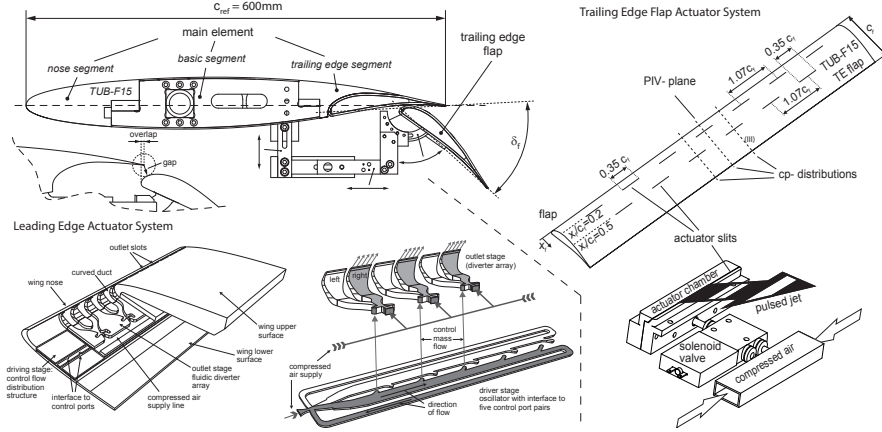


Fig. 1. TUB-F15 W/T model and AFC Systems.

the lift coefficient. Drag increases for increasing excitation momentum which is mainly the results of lift enhancement. Furthermore, leading edge actuation is capable of delaying global stall. Thereby, the linear range of the lift polar can be extended significantly by up to $\Delta\alpha_{max} \approx +4.6^\circ$ with a corresponding lift increase of $\Delta c_a \approx +0.22$. The combination of leading edge and trailing edge flap actuation was investigated successfully as well. Thereby, both trends in high lift performance enhancements are complementary as can be seen in figure 2.

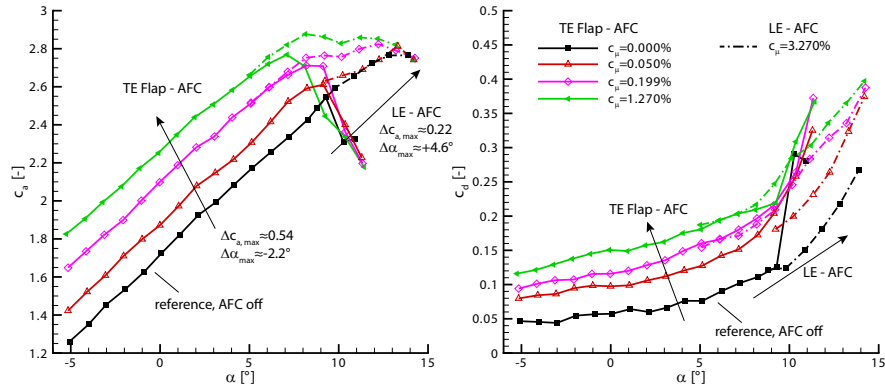


Fig. 2. Lift and drag polars for leading edge AFC and trailing edge flap AFC.

The full paper will give detailed information about the model set-up and about the two different active flow control systems used for leading edge and trailing edge flap. More results will be presented that were obtained by using W/T balance, pressure distribution and time resolved PIV measurements.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Determination of the N_{TS} -factor in the DNW-NWB

**Albert Küpper (DNW-NWB)
Claas-Hinrik Rohardt (DLR-AS-BS)**

**DNW-NWB
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
albert.kuepper@dnw.aero**

Abstract

The NWB (Low Speed Wind Tunnel Braunschweig) of the DNW (German-Dutch Wind Tunnels) as a laminar wind tunnel with low turbulence level provides an excellent potential for the verification of performance parameters for specifically designed laminar wings in the low speed regime which will be used for gliders, wind turbines, etc.. After the substantial refurbishment in the years 2009/2010 to an aeroacoustic low speed wind tunnel it was necessary to qualify the DNW-NWB again for this task with a calibration of the N_{TS} -factor for Tollmien-Schlichting waves.

The N-factors are required in the design of wings for an accurate prediction of the transition from laminar to turbulent boundary layer. Furthermore they will allow a statement how far the measured lift-drag polar of laminar wings can be assigned to the undisturbed free flight conditions. For this a comparison of the N-factors is necessary which are detected for the DNW-NWB with those determined from free flight tests.

The DNW-NWB is a low speed wind tunnel of Göttinger type with a closed circuit under atmospheric conditions. The test for the N-factor calibration was carried out in the closed test section which has a cross section of 3.25 m in width and 2.8 m in height. The length of the test section is 8 m. An open and slotted test section is also available at DNW-NWB.

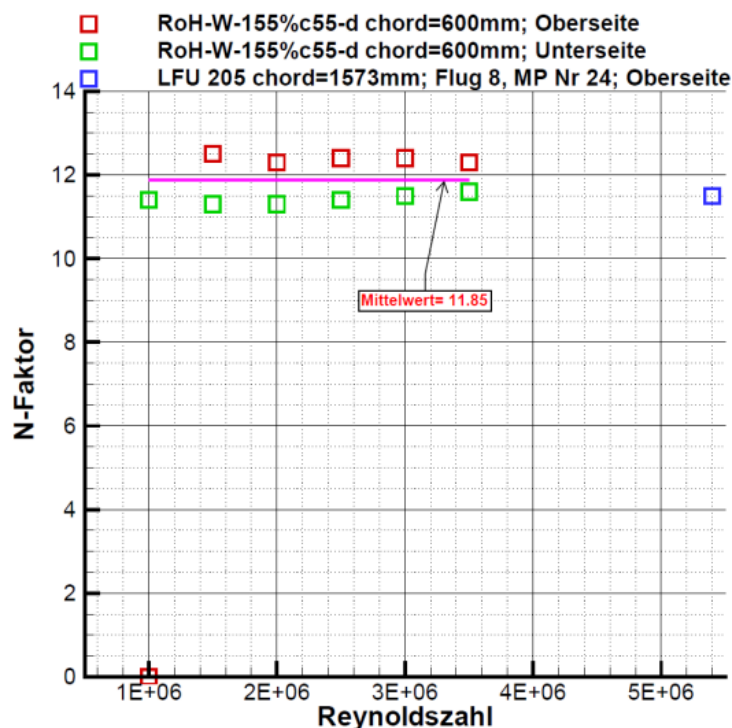
For the test campaign a laminar wing with chord length 600 mm and 15.5% relative thickness was selected. This wing is well-known and was tested in some previous wind tunnel tests. The span of the wing is 2798 mm and was mounted vertically between two rotary disks in the bottom and ceiling of the test section. The upper and lower surface of the wing was observed with as thermography cameras to detect the laminar-turbulent transition and to record the boundary layer condition. Additionally contamination on the surface of the wing which can influence the boundary layer could be observed.

The pressure distribution of the wing was measured at 95 pressure ports, 45 pressure ports were distributed on the lower side and 50 pressure ports at the upper side. From the measured pressure the lift, drag (without friction) and the pitching moment were calculated. To measure the total drag a wake rake was mounted. By integration of the pressure distribution the total drag was calculated.

First the reproducibility of the measured data before and after the refurbishment of the DNW-NWB was verified. The pressure distribution as well as the thermography images presented an excellent agreement. Following test runs with variation of the Reynolds number at

constant angle of attack were carried out. The Reynolds number was varied from $1.0 \cdot 10^6$ up to $3.5 \cdot 10^6$ in steps of $0.5 \cdot 10^6$. For the analysis with the stability theory the pressure distribution on the lower surface of the wing was measured for angles of attack from 3° up to 4° and on the upper surface of the wing for angles of attack from 6° up to 8° .

The determination of the N_{TS} -factor was carried out by DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology in Braunschweig. The analysis of the measured pressure distribution of the wing was made with the numeric program STABTOOL. The program module COCO carried out a boundary layer calculation and provides the data for a linear stability analysis with LILO. With LILO the N_{TS} -factor was calculated for all frequencies of unstable waves at constant flow angles. The transition point from laminar to turbulent determined from the thermography images was correlated with the N-factor for this point and define the limit N-factor.



In the summary the limit n-factors of the examined test runs (upper side red ; lower side green) are plotted in the figure. The average results in a limit N-factor of $N = 11.8$. For comparison the value from a free flight test is $N = 11.5$.

The result indicates that the measured lift-drag polars at DNW-NWB of laminar wings can be adapted to free flight conditions and the excellent flow quality of the laminar wind tunnel was kept over the refurbishment.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Receptivity of a swept-wing boundary layer to vortical free-stream disturbances

Holger B. E. Kurz and Markus J. Kloker

Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, University of Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart, GERMANY
{kurz,kloker}@iag.uni-stuttgart.de

Abstract. - Direct numerical simulations (DNS) of vortical free-stream disturbances impinging on the leading edge of a swept wing are performed. The receptivity of the crossflow-dominated boundary layer downstream of the stagnation line to the oncoming disturbances is investigated. The introduced wavelengths are in the order of the most amplified steady cross-flow modes and induce respective low-amplitude disturbances in the boundary layer.

Introduction. - Current efforts to cut down fuel consumption of transsonic transport aircraft direct the attention to the reduction of skin-friction drag by Laminar Flow Control on wings and tail empennage. Aimed at low wave drag, transsonic configurations are typically equipped with swept-back wings, leading to a crossflow in the resulting 3-d boundary layer. This results in a transition process dominated by crossflow instability. While the growth of unstable modes in a boundary layer can be predicted by current stability theories, the process of how environmental disturbances penetrate it and induce instability modes is not yet fully understood. The aim of the present work is to compare computations on a low-speed setup with results from [4], and then increase the free-stream velocity, Reynolds and Mach number to realistic transsonic conditions.

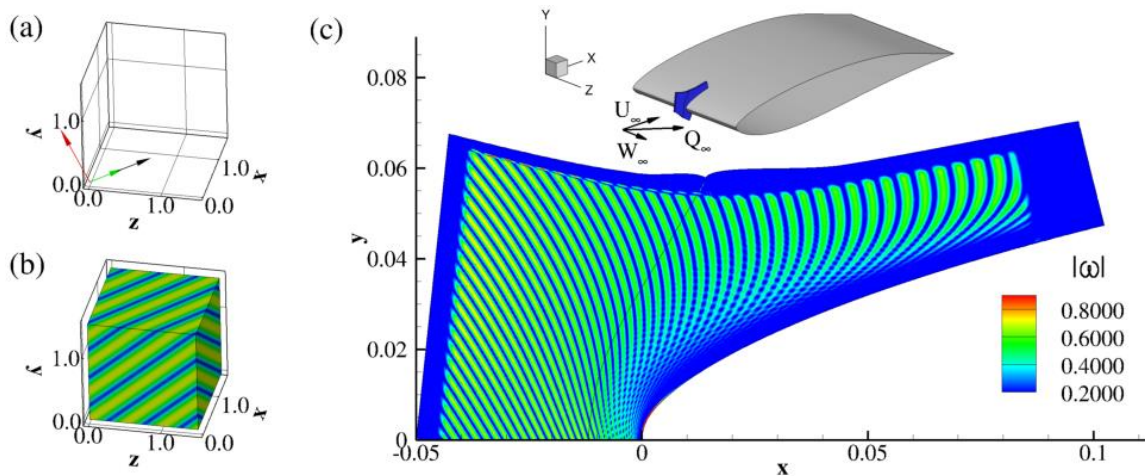


Figure 1. (a) Orientation of the free-stream velocity vector (black), the disturbance wave vector (red) and the disturbance vorticity vector (green). (b) Distribution of disturbance vorticity magnitude $|\omega|$. (c) Disturbance in the DNS domain, $z = \text{const.}$

Setup. - DNS are performed with our 6th-order accurate FD code NS3D. We consider an infinite-span swept wing with a NACA 671-215 (laminar) profile, the free-stream incides with an angle of attack of $\alpha = -6.1^\circ$ and a sweep angle of $\beta = -35^\circ$. The setup is similar to [2]; however, the free-stream velocity magnitude was reduced by a factor of four, yielding a free-stream Mach number of $Ma_\infty = 0.1625$ and a chord Reynolds number of $Re_c = 1.725 \cdot 10^6$ at an altitude of $h = 12,000\text{m}$. The reference length for non-dimensionalization is the dimensional chord length $L = 2.0\text{m}$. The stagnation point is located at $x = 0.01$ on the upper side. The computational domain encloses the vicinity of the leading edge, a short part of the lower wing side, and the region up to $x = 0.10$ on the upper side. The inflow boundary is a straight line and perpendicular to the free-stream velocity vector, the upper and the lower boundaries are streamline-shaped. The setup is comparable to configurations used in [1] and [5]. We introduce steady vortical free-stream disturbances at the inflow of the DNS domain. The dis-

turbance modes are single-wavenumber Fourier modes of the form $q = \hat{q} \cdot \exp\{i(\alpha x + \beta y + \gamma z)\}$, where $\hat{q} = [\hat{u}, \hat{v}, \hat{w}]^T$ is the disturbance velocity vector and $[\alpha, \beta, \gamma]^T$ is the disturbance wave vector, cf. [3]. The orientation of the disturbance is such that the resulting vorticity vector is aligned with the free-stream velocity, and the velocity vector is perpendicular to the latter, see figures 1a/b. Thus, the variation in direction of the free-stream velocity is zero, corresponding to a steady streamwise-vorticity disturbance. The spanwise wavenumber is close to the most amplified steady crossflow mode in the boundary layer. Note that higher harmonics of the introduced wavenumber can be generated non-linearly in the free-stream.

Results. - The downstream convection of the vortical disturbance is shown in figure 1c. The contours indicate the magnitude of the disturbance vorticity vector, and are distorted in the vicinity of the leading edge. While convected downstream, the disturbances become weaker. Especially in the boundary-layer region a strong decay is observed. Nevertheless, the free-stream disturbances penetrate it and induce a growth of disturbance modes in the boundary layer. Figure 2a shows the downstream development of wall-normal maximum of the first and the second steady spanwise harmonic, denoted by (0,1) and (0,2), respectively, along the tangential coordinate s . Mode (0,1) corresponds to the introduced free-stream disturbance mode and is continuously fed by the oncoming vorticity. The green dotted line indicates the amplitude growth predicted by linear stability theory (LST). As the growth of the measured disturbance is above the LST value everywhere in the domain, it appears that it is still dominated by the free-stream disturbance or a non-modal transient growth. Note that the corresponding n -factor reaches approximately 1 only at the outflow. Mode (0,2) follows mode (0,1) at a lower level, and at $s = 0.05$ a region of increased growth is observed. Figure 2b shows growth rates $-\alpha_i$ and wave vector angles ϕ_α for steady crossflow modes based on LST. The black lines with symbols indicate the orientation of the oncoming free-stream disturbances near the boundary-layer edge. It is apparent that the region of increased receptivity of mode (0,2) correlates with the location where the measured ϕ_α approaches the LST values.

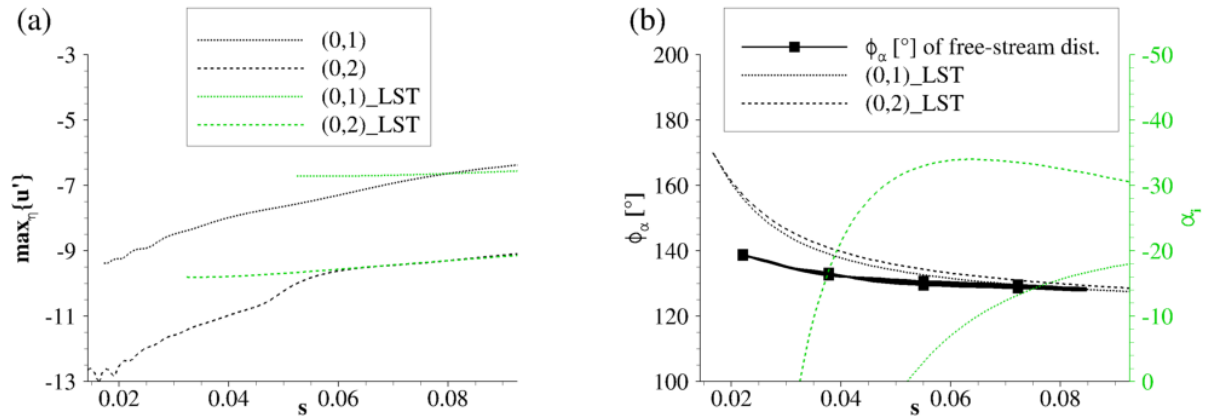


Figure 2. (a) Downstream development of boundary-layer disturbance modes. (b) Growth rates and wave angles of boundary-layer modes and oncoming free-stream disturbance.

Outlook. - Resolution checks are ongoing, and the extent of the domain on the upper wing side will be extended to further investigate the downstream development of the boundary layer modes. Vortical modes with different wavenumbers and orientation will be introduced. In a next step, the free-stream velocity will be increased to high subsonic speed, potentially altering the resulting wave vector orientation and thus the receptivity.

References

- [1] Hosseini, S. M., Tempelmann D., Hanif, Ardeshtir & Henningson, S. D. 2013 Stabilization of a swept-wing boundary layer by distributed roughness elements. *J. Fluid Mech.*, vol. 718, R1-1 - R1-11.
- [2] Kurz, H. B. E. & Kloker, M. J. 2014 Effects of a Discrete Medium-Sized Roughness in a Laminar Swept-Wing Boundary Layer. In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Dynamics IX* (ed. A. Dillmann et al.), *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, vol. 124, pp. 173–180. Springer.
- [3] Schrader, L.-U., Brandt, L., Mavriplis, C. & Henningson, S. D. 2010 Receptivity to free-stream vorticity of flow past a flat plate with elliptic leading edge. *J. Fluid Mech.*, vol. 653, 245–271.
- [4] Schrader, L.-U. 2010 *Receptivity of boundary-layer flows over flat and curved walls*. PhD thesis, KTH S.
- [5] Tempelmann, D. 2011 *Receptivity of cross flow-dominated boundary layers*. PhD thesis, KTH, Stockholm.

ABSTRACT DGLR Fachsymposium der STAB

Bereich: Laminarhaltung und Transition

Development of a RANS-based Model for Predicting Crossflow Transition

Florian R. Menter and Pavel Smirnov

ANSYS Germany GmbH, Staudenfeldweg 12, 83624 Otterfing, Germany

E-mail: florian.mentor@ansys.com

Phone: +49(0)8024 9054 15

Fax: +49(0)8024 9054 17

Introduction

A new family of RANS-based models for laminar-turbulent transition modelling has found wide-spread use within the last decade. This generation of RANS models is based on the connection of local parameters with global transition criteria, and have been termed ‘Local Correlation based Transition Models’ (LCTM) in Menter and Langtry (2004, 2009). The central idea of these methods is to find a local quantity which describes the state of the boundary layer and which can be compared to a transition criterion. Once the conditions of the transition criterion are satisfied, the model switches the flow from ‘laminar’ to ‘turbulent’, by activating an underlying RANS turbulence model.

One of the main deficiencies of the current LCTM so far is that they cannot account for crossflow (CF) instability. CF instability occurs when the laminar boundary features 3-dimensionally deformed profiles with streamwise and crossflow components (Saric et al. (2003), Arnal et al. (1984, 2000)). The crossflow component shows an inflexion point which, under certain conditions, can lead to crossflow instability. Such profiles are observed under conditions, where the laminar boundary layer is exposed to a pressure gradient (mostly favourable) and where the geometry is not aligned with the flow direction. The most prominent example is a swept wing where the sweep angle in combination with the flow acceleration from the stagnation point can lead to CS instabilities. However, CS instability also occurs on more general geometries like bodies inclined to the flow like fuselages at angle of attack etc.. Another example is for cases where the crossflow is induced by a rotation of the body, e.g. a rotating cone or plate.

In the past, CS related transition could only be handled by solving the (simplified) stability equations and using a stability criterion like the e^n method (e.g. Krumbein, 2006). The disadvantage is that such methods are problem specific, and require a complex combination of software tools (Seyfert and Krumbein (2012)). Typically, the RANS solver is coupled with a boundary layer solver, which is then linked to the stability equation method. From there, the transition information is coupled back to the RANS solver. Such set-ups are only possible if the geometry and the flow topology are known ahead of the code coupling. They are therefore not suitable for general-purpose CFD solvers. In addition, the complexity of the coupling prevents its use in more geometries complex than clean aeronautical applications. Furthermore, parallelization of such tools is much more demanding than for conventional transport equation based models.

Recently, the γ - Re_θ method of Menter and Langtry (2004, 2009) has been extended to CS instabilities by Seyfert and Krumbein (2012), Grabe and Krumbein (2014) and Medida and Baeder (2013). Encouraging results were presented for several test cases. However, all extensions so far are non-local and can therefore only be applied to geometries where model specific information is available. It cannot be used in generic geometries as required for a general CFD purpose solver.

In the current work, an indicator function is proposed, which allows to extent LCTM models to flows with CS instabilities. The new formulation provides a close approximation to the crossflow integral used by Arnal (1984) in his experimental crossflow stability criterion (C1 criterion). The current formulation is strictly local, generic and Galilean invariant.

Model calibration is based on Falkner-Skan- Cooke profiles and is matched against the Arnal C1 criterion. The theory will be provided as well as 2 test cases.

Infinite swept NLF(2)-0415 wing

The developed mechanism to account for crossflow transition was first tested using the infinite swept NLF(2)-0415 wing. This test case was studied in the wind tunnel of the Arizona State University (Dagenhart and Saric (1999)) in order to investigate transition caused by crossflow instabilities. Experiments have been carried out for the geometric sweep angle $\phi = 45^\circ$ and the angle of attack $\alpha = -4^\circ$. The Reynolds number based on freestream velocity magnitude and chord length was varied in the range from 1.9×10^6 up to 3.7×10^6 . Locations of transition were identified through naphthalene flow visualization together with hot wire and hot film measurements. Crossflow instabilities were considered as the dominating transition mechanism for Reynolds number larger than 2.3×10^6 .

Figure 1 shows a comparison of the measured transition locations with the results of computations obtained using the γ transition model with and without the correlation to account for crossflow transition.

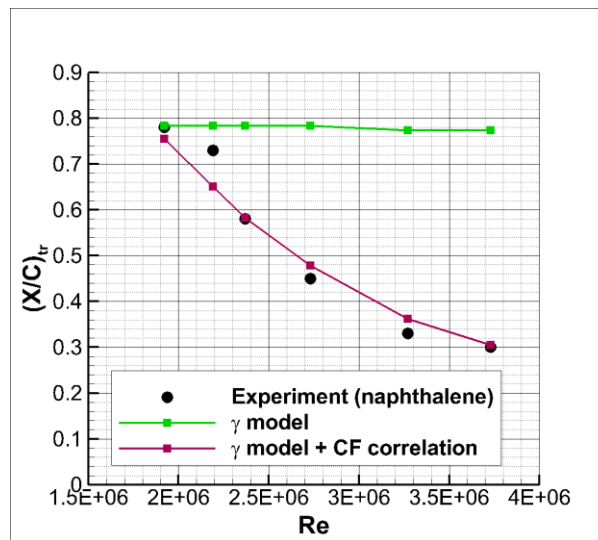


Figure 1: Transition locations on the infinite swept NLF(2)-0415 wing.

When the crossflow correlation is switched off, the results of γ model are almost insensitive to the Reynolds number. In this case, a small separation bubble appears in the aft part of the airfoil which triggers transition at about the same location for all Reynolds numbers. As the result, discrepancies between the experiment and simulation are growing as Re increases.

However, the situation improves drastically when crossflow correlation is activated and the transition model predicts the measured transition locations quite well.

References

- Arnal, D., Habiballah, M., Coutols, E., (1984), Théorie de l'instabilité laminaire et critères de transition en écoulement bi et tridimensionne, *LaRecherche Aéronautique*, No. 2, pp. 125-143.
- Arnal D. and Casalis G., (2000), Laminar-turbulent transition prediction in three-dimensional flows. *Progress in Aerospace Sciences*, 36:173-191.
- Dagenhart, J.R., Saric. W.S., (1999), Crossflow Stability and Transition Experiments in Swept-Wing Flow, NASA, TP-1999-209344.
- Menter, F. R., Langtry, R. B., Likki, S. R., Suzen, Y. B., Huang, P. G. and Völker, S., (2004), A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables Part 1: Model Formulation” *Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, pp. 413-422.
- Menter, F. R., Langtry, R. B., Likki, S. R., Suzen, Y. B., Huang, P. G. and Völker, S., (2004), A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables Part 2: Test Cases and Industrial Applications, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, pp. 423-434.
- Langtry, R. B. and Menter, F. R. (2009), Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes, *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 12, pp. 2894-2906.
- Krumbein, A., (2006), Automatic Transition Prediction and Application to 3D Wing Configuration, AIAA 2006-914, 44th AIAA Aerospace and Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.
- Grabe, C. and Krumbein, A., (2014), “Extension of the g-ReQ Model for Prediction of Crossflow Transition”, AIAA 2014-1269, AIAA 52nd Aerospace Science Meeting, National Harbor, Maryland.
- Medida, S., Baeder, J., (2013), “A New Crossflow Transition Onset Criterion for RANS Turbulence Models”, AIAA 2013-3081, 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, June 24-27, San Diego, CA.
- Saric W.S., Reed, H.L. and White E.B.. (2003), Stability and transition of three-dimensional boundary layers. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 35:413-440.
- Seyfert, C and Krumbein, A., (2012), Correlation-based Transition Transport Modeling for Three-dimensional Aerodynamic Configurations, AIAA 2012-0448, Nashville.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Optimal Control of Separation on a Practical High-Lift Configuration

Anil Nemili¹, Emre Özkaya¹, Nicolas R. Gauger¹, Felix Kramer² and Frank Thiele³

¹Chair for Scientific Computing, Technische Universität Kaiserslautern,
Paul-Ehrlich-Str. 34, 67663, Kaiserslautern, Germany
{anil.nemili,emre.oezkaya,nicolas.gauger}@rhrk.uni-kl.de

²Institute of Fluid Dynamics and Technical Acoustics, Technische Universität Berlin,
Müller-Breslau-Str. 8, 10623, Berlin, Germany
felix.kramer@cfp.tu-berlin.de

³CFD Software Entwicklungs-und Forschungsgesellschaft mbH,
Marie-Elisabeth-Lüders-Str. 1, 10625, Berlin, Germany
frank.thiele@cfp-berlin.com

Introduction

Modern transport aircraft deploy high-lift devices to generate extra amount of lift and reduce the take-off and landing distance. However, at high flap deflection angles, the flow over the flap is prone to turbulent separation, which results in a rapid fall in the lift. To delay the separation and to enhance the mean lift, blowing and suction type of active flow control techniques can be employed. Typically, the separation is controlled by varying the parameters of actuation like the amplitude, frequency, phase shift and blowing angles. The objective is to find the optimal set of actuation parameters, which results in effective separation control and thus enhancement in the mean lift [1]. An efficient way of finding the optimal actuation parameters is by using the gradient-based optimisation algorithms combined with discrete adjoint methods.

In this paper, we present the optimal active flow control mechanism for an industry relevant high-lift configuration [2].

Numerical Results

To delay the separation, synthetic jet actuators with zero net mass flux are distributed on the wing and flap, as shown in Figure 1. The unsteady RANS simulations are performed with the SST $k-\omega$ turbulence model at Reynolds number $Re=1.5 \times 10^6$ and angle of attack $AoA=7^\circ$. The computational domain consists of a block-structured grid with 48 Million volumes. Figure 2 shows the variation of the lift coefficient for the initial actuated flow. However, the mean lift thus achieved need not be maximum as the actuation parameters may not be optimal. In the present work, an attempt has been made to find the optimal set of actuation parameters by combining the in-house developed unsteady discrete adjoint RANS solver [3] with a gradient-based optimisation algorithm. For the optimisation problem, the objective function is defined as the mean lift, while the parameters amplitude, frequency, phase shift and blowing angles at 33,441 actuation faces are chosen as control parameters. Preliminary investigations [3] have shown that the optimisation has enhanced the mean lift by 125 counts. A comparison of the lift for the initial and optimal actuated flows is shown in Figure 2.

Outlook of the Final Paper

In the full paper, we present the optimisation results and a detailed discussion on the most effective actuation slots.

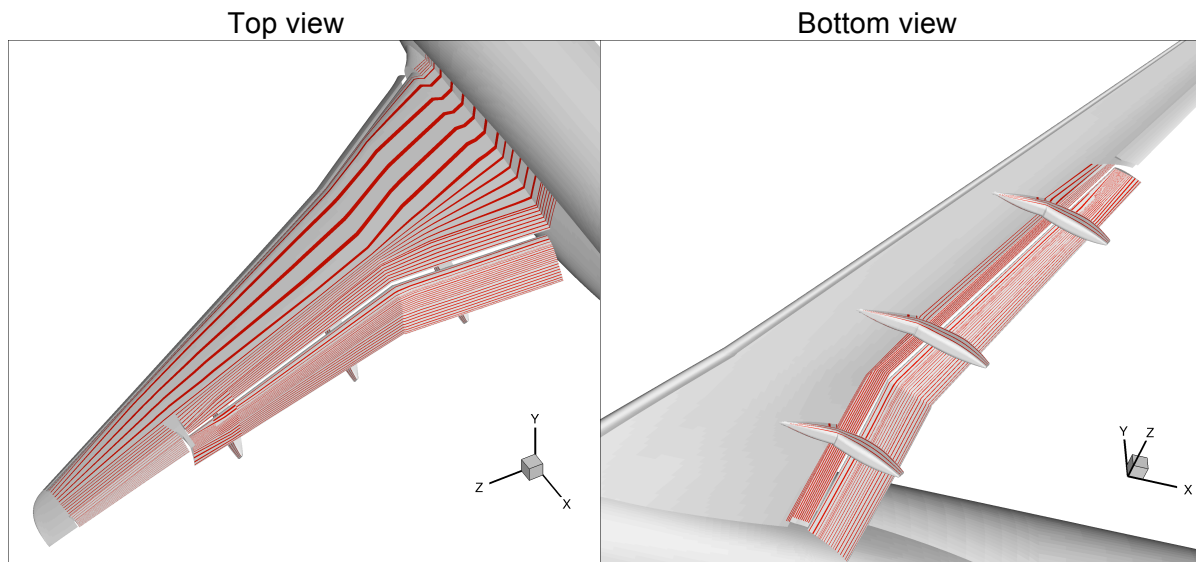


Figure 1: Actuation slot distribution (red colour) on the wing and flap of the high-lift device.

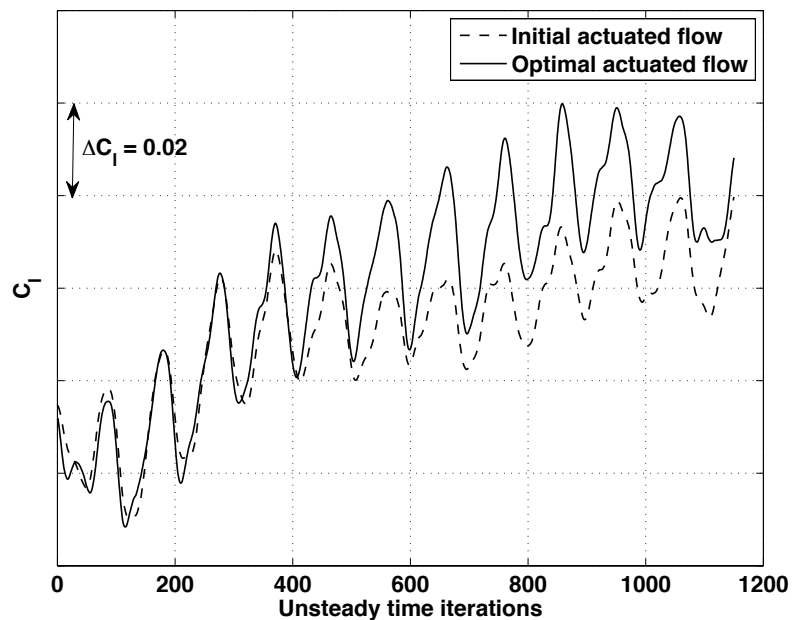


Figure 2: Comparison of the lift coefficient for the initial and optimal actuated flows.

References

1. Höll, T., Job, A.K.V., Giacomini, P. and Thiele, F. Numerical study of active flow control on a high-lift configuration. *Journal of Aircraft*, vol. 49, no. 5, pp. 1406-1422, 2012.
2. Bauer, M., Peltzer, I., Nitsche, W. and Gölling, B. Active flow control on an industry-relevant civil aircraft half model. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, vol. 108, pp. 95-107, 2010.
3. Nemili, A., Özkaya, E., Gauger, N., Kramer, F., Höll, T. and Thiele, F. Optimal design of active flow control for a complex high-lift configuration. *AIAA 2014-2515*, 2014.

Mitteilung

Projektgruppe: Flow Control, Transition und Laminarhaltung
Thema: The evolution of controlled disturbance bands in the wake of a medium height cylindrical roughness element
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

Roughness induced transition is of fundamental interest as the laminar run is adversely affected, predominantly, if surface imperfections (as caused by insects, coating spallation or erosion) are located in the airfoil leading edge region. As a consequence, the lift is decreased and the aerodynamic drag considerably increased, so that the airfoil performance is negatively affected. In general, three different types of roughness elements can be distinguished: two-dimensional roughness steps, three-dimensional isolated roughness elements [1] and distributed roughness elements [2]. Moreover, the flow structures developing in the vicinity of the roughness element alter significantly with the roughness height.

The present experiments focus on a single, cylindrical roughness in the medium height range. Previous investigations have shown that distinct vortical structures arise near the medium height roughness. For a cylindrical element a horseshoe vortex wraps around the front side and a trailing vortex pair arises in the near wake [3]. The unsteady disturbance growth, which is initiated by the boundary layer roughness interference, is most distinct in the near wake. In the far roughness wake the mean flow relaxes towards a spanwise uniform flow and, thereby, counteracts the unsteady disturbance growth. In the present case controlled disturbance modes (Tollmien-Schlichting (TS) modes) are excited upstream of the roughness, so that the disturbance evolution can be tracked in the roughness wake.

Experimental Setup

The experiments were performed in the Laminar Wind Tunnel ($Tu \leq 0.02\%$ for $f = 10\text{--}5000\text{ Hz}$) of the IAG. The up-scaled airfoil section (BE72 [4]) was particularly designed to have a similar pressure gradient in the leading edge region as the NACA 64₃-418 airfoil, which is a typical airfoil for wind turbine applications. Therewith, experiments can be conducted at a typical, full-size Reynolds number for wind turbine applications ($Re = 6 \cdot 10^6$) and at low free stream velocity ($u_\infty = 20\text{ m/s}$). The influence of characteristic pressure gradients (favorable, close to zero and adverse), which are present near the upper edge of the low drag bucket in the airfoil polar, can be investigated by adjusting the angle of attack.

Increased initial disturbance levels at the roughness position are modeled with a controlled excitation of boundary layer instability (TS-wave) modes. These are excited via a thin slit (width 0.2 mm), which is integrated at $x/c = 0.1$ into the model surface and connected to 128 individually controllable micro-loudspeakers. Disturbance modes can be excited with a high linearity in a wide streamwise and spanwise wave number range based on a 128 channel signal generator. The roughness element has a cylindrical shape with a diameter of $d_r = 20\text{ mm}$ and is integrated at a streamwise position of $x/c = 0.15$. The roughness height is adjusted with a linear actuator with a minimal incremental motion $\leq 0.1\text{ }\mu\text{m}$. A coordinate system is established with the streamwise and spanwise origin, that is $s/d_r = 0$ and $z/d_r = 0$, in the roughness center.

Phase-locked hot-wire measurements were performed in the roughness wake. The hot-wire signal is split into AC and DC part. The AC part is high-pass filtered. AC and DC part of the signal are acquired with an 18-Bit AD converter. All significant base flow parameters such as pressure distribution, boundary layer parameters and linear stability characteristics (in the range of interest $f = 250\text{--}700\text{ Hz}$) were measured and found to be in good agreement with calculations [5].

Results

Previous investigations have shown that the non-linear disturbance evolution in the roughness wake of medium height elements can be governed by a sub-harmonic type, phase-locked interaction mechanism providing the disturbance amplitudes at the roughness position are low [5]. These investigations were based on a controlled excitation of two-dimensional TS-wave trios. In the present case, the interference of particular disturbance bands (in different frequency ranges) with the roughness has been investigated with the intent to model a more 'natural' disturbance spectrum at the roughness position. The fundamental disturbance bands consist of 11 two-dimensional TS-wave modes with random phase and are located in the frequency range of the natural (without controlled disturbance excitation) disturbances, which arise in the near

roughness wake (compare e.g. [4]). The amplitude of each mode is adjusted to $A/u_\infty = 0.01\%$ resulting in a total RMS amplitude of $A/u_\infty = 0.033\%$ at the roughness position. In Fig. 1 the fundamental disturbance band covers a frequency range from $f = 664\text{--}740\text{ Hz}$ corresponding to the upper part unstable region based on linear theory. The excited modes correspond exactly to single Fourier series coefficients and only every second mode has been excited, which becomes obvious in the distinct peak valley structure of the disturbance band. The roughness height is adjusted to $h/\delta_{1,ref} = 0.4$ with $\delta_{1,ref} = 0.72\text{ mm}$ being the displacement thickness at the roughness position.

In the near wake the (spanwise) modes in the fundamental disturbance band, which are initiated by the disturbance roughness interaction, experience a non-linear growth, which is most distinct in the centerline region (Fig. 2a, see also [6]). In the far roughness wake the spanwise modes are damped with the relaxation of the mean flow and a wave-type structure can be observed in the spanwise region, which is affected by the interaction with the roughness. The non-linear growth of the fundamental modes in the near wake results in the formation of sum (not shown) and difference modes (Fig.1). The sum and difference modes can be clearly linked to the fundamental modes as only every second mode in the sum and difference frequency bands is distinct. The sum (harmonic) modes have a similar growth behavior as the fundamental modes, but have considerably lower amplitudes showing that they are not significant in the transition process. In contrast, the difference modes experience a strong non-linear growth and are, therefore, substantially more pronounced in the far roughness wake compared to the fundamental modes (see also Fig 2a,b). The amplitude of the difference modes increases with decreasing difference frequency (Fig. 1), since interactions at lower difference frequencies occur more often. The first two non-linear growth stages of the difference modes have previously been associated with a quadratic wave interaction and a phase-locked wave interaction in-between the two-dimensional and by the roughness excited oblique fundamental modes (compare [5]). Hence, it is seen that the low frequency difference modes, which are initiated by the non-linear growth of the fundamental modes in the near wake, dominate the disturbance evolution in the far wake and can, thereby, trigger the onset of turbulence downstream of the cylindrical roughness element.

Outlook

Future investigations will address the evolution of quasi ‘natural’ disturbance bands downstream of the roughness that is the spanwise wave number range will be increased. A second focus will be on the disturbance evolution and the associated transition mechanisms in the wake of transitional and super-critical roughness elements.

References

- [1] Tani I.: Effect of two-dimensional and isolated roughness on laminar flow, Boundary Layer and Flow Control, Pergamon, Press vol. 2, pp. 637–656, 1961.
- [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, vol. 2, pp. 657–681, 1961.
- [3] Détery, J. M.: R. Legendre and H. Werlé: Toward the Elucidation of Three-Dimensional Separation. Annual Review of Fluid Mechanics 33, 129–154, 2001.
- [4] Plogmann B., Würz W. and Krämer E.: Interaction of a Laminar Boundary Layer with a Cylindrical Roughness Element near an Airfoil Leading Edge, AIAA 2012-3077, 42nd AIAA Fluid Dynamic Conference, New Orleans, 2012.
- [5] Plogmann B., Würz W. and Krämer E.: On the disturbance evolution downstream of a cylindrical roughness element, under review in Journal of Fluid Mechanics, submitted 01/2014.
- [6] Plogmann B., Würz W. and Krämer E.: Stability of a boundary layer flow in the wake of a medium height roughness element, AIAA Paper 2014-2886, 44th AIAA Fluid Dynamics Conference, Atlanta, 2014.

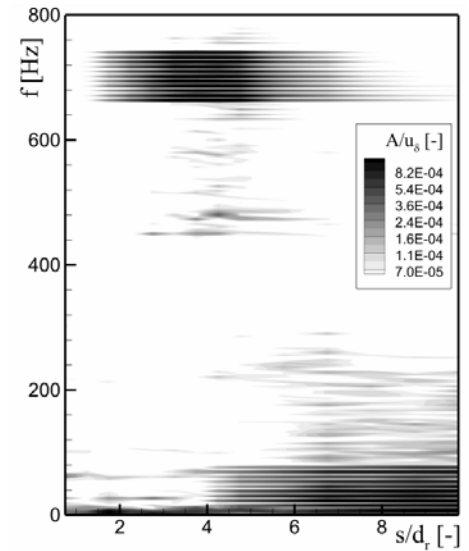


Fig. 1: Spectral disturbance evolution at $y/\delta_{1,ref} = 0.9$ on roughness center-line for $h/\delta_{1,ref} = 0.4$.

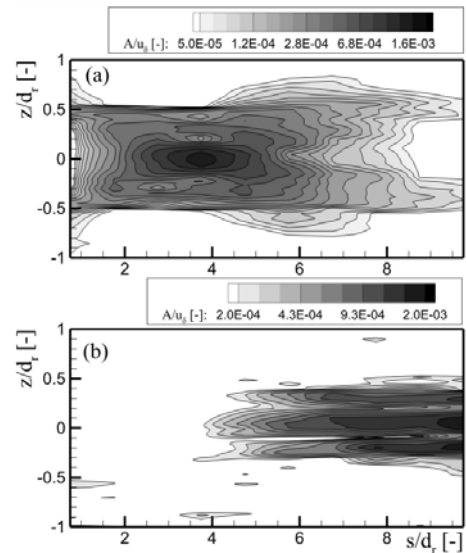


Fig. 2: Disturbance evolution for fundamental mode $f_{fund} = 706\text{ Hz}$ (a) and for low frequency difference mode $f_{diff} = 42\text{ Hz}$ (b) at $y/\delta_{1,ref} = 0.9$.

Kurzfassung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Leading-edge receptivity to free-stream vorticity of streamwise corner-flow

O. T. Schmidt, J. Staudenmeyer, U. Rist, C.-D. Munz
Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Pfaffenwaldring 21, D-70569 Stuttgart
o.schmidt@iag.uni-stuttgart.de

The receptivity of two semi-infinite perpendicular flat plates with super-elliptical leading edges is investigated numerically. This so-called streamwise corner-flow configuration is a generic problem with many applications in engineering. Its basic and stability properties are well studied, both experimentally and numerically. Strikingly, however, theoretical and experimental approaches greatly differ in their results: In experiment, a one order of magnitude lower critical Reynolds number is found, as compared to theory. Up to now, the numerical/theoretical investigations are almost exclusively based on a self-similar base-state that inherently neglects non-parallel and leading-edge effects. The above-described discrepancy is likely a direct or indirect result of the simplifications taken during the course of derivation of the self-similar equations. As in any experiment, plates of finite width and with a leading edge are considered in the present study. The Navier-Stokes equations for compressible fluids are solved using an explicit discontinuous Galerkin method [1] in a two-step approach. First, a steady base-state is converged [2]. Second, well-defined vortical disturbances are introduced into the computational domain upstream of the leading edge. The response of the boundary-layer above the plates is then studied.

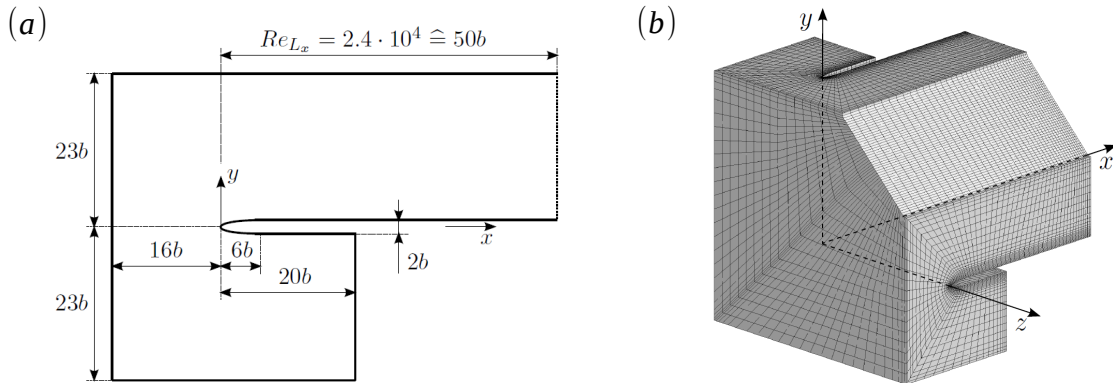


Figure 1: Computational domain: (a) x-y plane; (b) numerical grid.

The computational domain size and macro cell grid are depicted in figures 1a and 1b, respectively. x is the streamwise direction, y and z the spanwise directions, and $2b$ the plate thickness. The flow-field is spatially resolved by 82944 macro cells, amounting to $17.9 \cdot 10^6$ Gauss-Lobatto points for the fifth-order accurate spatial discretization used here, and integrated in time by a fourth-order accurate Runge-Kutta method. The leading edge follows a modified super-ellipse geometry to guarantee smoothness to prevent unintentional receptivity effects.

Vortical free-stream disturbances of small amplitude are systematically introduced on the inlet plane after a sufficiently converged stationary base-state is obtained. The simulated base-flow resembles certain deviations from the self-similar solution that are analogously observed in experimental studies. Thereby, a likely explanation for the reduced stability limits of flow configurations including leading-edge effects suggests itself. In the context of free-stream receptivity, we closely follow the study by Schrader et al. [3] on the receptivity of the closely related single flat-plate geometry for direct comparison. As examples, the responses

of the base-state to two vortical disturbances uniquely defined through their cross-flow wave numbers k_y and k_z , and dimensionless frequency F are compared in figure 2. The resulting kind of disturbance is termed ω'_x -mode as it consists of perturbation vorticity in the streamwise direction only. It is observed that the highest values of the streamwise perturbation velocity u' are found in the near-corner region for $F=0$ (left column) and $F>0$ (right column). For the non-stationary case with $F=256$ shown in figure 2(b,d), the response manifests as odd-symmetric with respect to the corner-bisector and modulated in the streamwise direction, whereas stationary streaks are found for $F=0$, as anticipated.

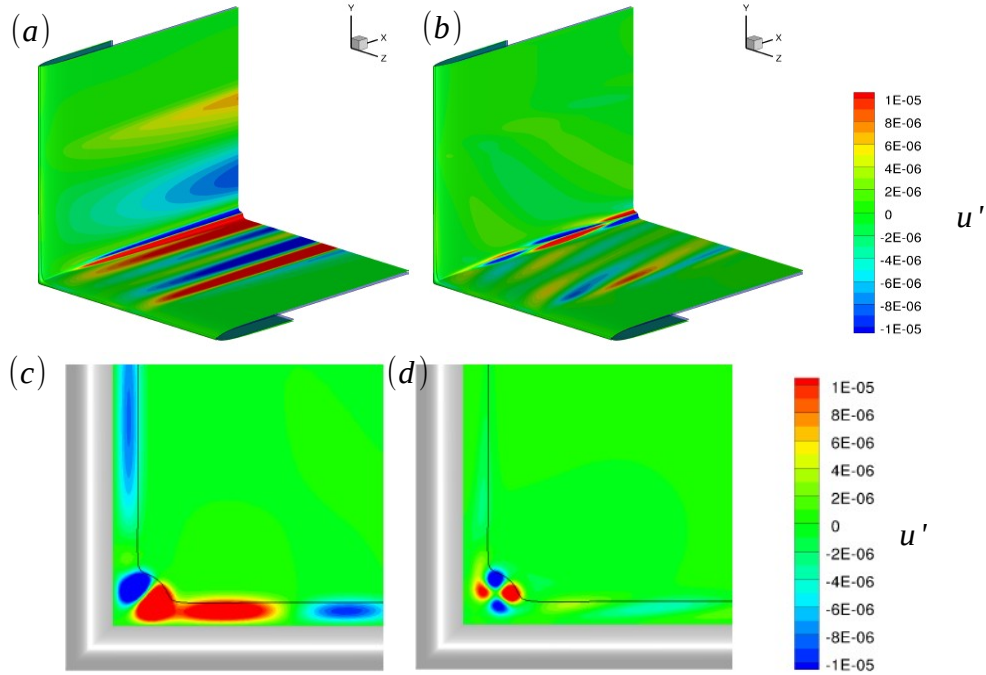


Figure 2: Response of the boundary layer to vortical disturbances in the y - z -plane: (a,c) $(k_y, k_z) = (0.2, 0.6)$ and $F=0$; (b,d) $(k_y, k_z) = (0.12, 0.36)$ and $F=256$. The streamwise perturbation velocity u' is shown upon the $u_0 = 0.6$ isosurface in (a,b), and in the transversal plane at $Re_x = 20000$ in (c,d), respectively. The boundary layer thickness δ_{99} is shown as black lines in (c,d).

Within the present work, a hierarchy of vortical disturbances are induced and quantitatively compared by means of their spatial amplification in the streamwise direction. It is demonstrated that the boundary layer-receptivity is highest in the near-corner-region, and that maximum amplification occurs for stationary ω'_x -modes.

In conclusion, this first fully three-dimensional numerical investigation of streamwise corner-flow including leading-edge effects offers a likely explanation for the discrepancy, and thereby presumably closes the long-lasting gap, between the results of numerical/theoretical linear stability studies and experimental evidence.

References

- [1] F. Hindenlang, G.J. Gassner, C. Altmann, A. Beck, M. Staudenmaier & C.-D. Munz: Explicit discontinuous Galerkin methods for unsteady problems. *Computers & Fluids*, 61, 86-93, **2012**.
- [2] M. Rotermund: Direkte numerische Simulation einer axialen Eckenumströmung mittels eines Discontinuous-Galerkin-Verfahrens. *Diplomarbeit*, University of Stuttgart, **2013**.
- [3] L. U. Schrader, L. Brandt, C. Mavriplis, D. S. Henningson: Receptivity to free-stream vorticity of flow past a flat plate with elliptic leading edge. *Journal of Fluid Mechanics*, Cambridge Univ Press, **2010**, 653, 245-271

An Improved Laminar-Turbulent Transition $\gamma-Re_{\theta t}$ -CF Model for Cross-Flow Instability Prediction

Manli She

German Aerospace Center(DLR)

Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Center of Computer Applications in Aerospace Science and Engineering

Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Tel.: +49 551 709-2617

e-mail: `manli.she@dlr.de`

June 30, 2014

1 Introduction

Turbulent models of the CFD softwares are widely used in various applications such as wind turbines, aircrafts, helicopters and turbomaschines. The laminar-turbulent transition is an important aspect of the turbulence models. The transition mechanism includes: flow instability (Tollmien-Schlichting waves and cross-flow instability), bypass transition and separation-induced transition. Due to the complexity of the transition mechanism, it is difficult for the turbulence solver to model all of them and be localized for complex geometry with unstructured grids.

Langtry and Menter [1] have provided a locally formulated transition $\gamma-Re_{\theta t}$ model, which addresses the Tollmien-Schlichting instability and bypass transition. Unlike the traditional turbulence model, the $\gamma-Re_{\theta t}$ model utilizes local terms and empirical correlation functions. This model solves several aforementioned problems and is compatible with other transition mechanisms. Seyfert and Krumbein [2] have extended this model to the $\gamma-Re_{\theta t}$ -CF model to solve the cross-flow instability induced transition using the C1 criterion [3]. However,

this criterion was determined by a streamwise shape factor $H_{12} = \frac{\delta}{\theta}$, where δ is the boundary layer thickness and θ is the momentum thickness. Those are integral terms derived from the Falkner-Skan-Cook (FSC) solutions in the flow field. Meanwhile, Coder [4] has discovered in his work a new pressure-gradient parameter $H_c = \frac{d\Omega}{U}$, where d is the wall distance, Ω is the vorticity magnitude and U is the boundary layer velocity. This parameter can be used to localize the C1 criterion in the original $\gamma-Re_{\theta t}$ -CF model. Since this model has already been proved to be useful in predicting transition on winglike profile, further improvement has been made on this model with a localized shape factor: $H_{12} = f(U, \Omega, d)$.

2 Result and Future Work

The new pressure-gradient parameter is implemented in the $\gamma-Re_{\theta t}$ -CF model. Fig.1 shows the first comparison of the original and improved $\gamma-Re_{\theta t}$ -CF model. The cross-flow instability induced transition occurred on the lower side of the profile, which can be observed when the friction coefficient C_f starts to increase. The result of the new model agrees well with the one of the original model. Since the original shape factor H_{12} is replaced by a function of the new pressure-gradient parameter, new calibration should be made. A comparison between the new, original $\gamma-Re_{\theta t}$ -CF models and experiment data will be conducted. and more complex geometries will be used for the validation.

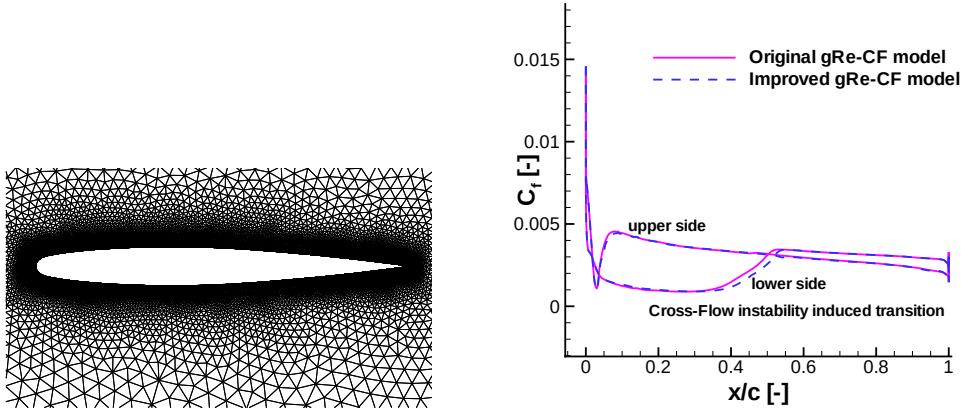


Figure 1: Friction coefficient as a function of the dimensionless streamwise position for Onera D airfoil with 60° sweep angle and 6° angle of attack. The freestream velocity is 60m/s and the turbulent intensity is 0.2%

References

- [1] R. B. Langtry and F. R. Menter, *Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes*, AIAA Journal. 2009
- [2] C. Seyfert and A. Krumbein, *Correlatoin-based Transition Transport Modeling for Three-dimensional Aerodynamic Configuration*, AIAA Aerospace Sciences Meeting, Nashville, TN, Jan. 2012
- [3] D. Arnal, M. Habiballah and E. Coustols, *Laminar Instability Theory and Transition Criteria in Two and Three-Dimensional Flow*, La Recherche Aerospatiale (English Edition) (ISSN 0379-380X), no. 2, 1984, p. 45-63 01/1984; 2:45-63.
- [4] J. Coder and M. Maughmer, *One-Equation Transition Closure for Eddy-Viscosity Turbulence Models in CFD*, Aerospace Sciences Meetings, 2012

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

IR Messungen zur Quantifizierung der Grenzschichtbeeinflussung mit DBD Plasma Aktuatoren

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

Ausgangssituation

DBD Plasma-Aktuatoren (PA) haben in Windkanal- und Flugversuchen bewiesen sowohl natürliche als auch künstlich angeregte TS-Wellen dominierte laminar-turbulente Transition verzögern zu können [1],[2]. Beide Ansätze, die Grenzschichtstabilisierung als auch die aktive Wellendämpfung, konnten in Flugversuchen erfolgreich eingesetzt werden. Der für den PA einzigartige hybride Betrieb kann beide Betriebsarten kombinieren und so den Effekt der Transitionsverzögerung verstärken. Bisherige oberflächengebundene Messverfahren mit eingelassenen Mikrofonen und Oberflächenheizdrähten konnten die Transitionsverzögerung qualitativ beweisen, eine Quantifizierung war aufgrund der punktuellen Messung jedoch nur bedingt möglich. Infrarot (IR) Messtechnik kann nun als bildgebendes Messverfahren erstmals die Transitionsverzögerung sowohl in Strömungs- als auch in Spannweitenrichtung hochaufgelöst auf dem Versuchsträger sichtbar machen.

Ziel

Der Plasma-Aktuator wurde bereits erfolgreich im Flug eingesetzt, um auch bei höheren Reynoldszahlen die Wirksamkeit der Strömungskontrolle erproben zu können. Die IR Messtechnik erlaubt es nun die Transitionsverzögerung genauer quantifizieren zu können. Durch den höheren Wärmeübergang in der turbulenten Grenzschicht kann mit einer beheizten Oberfläche die Transition im IR Bereich sichtbar gemacht werden. Für den Einsatz des Messverfahrens im Flug steht vor allem die Optimierung hinsichtlich der Dynamik Vordergrund. Dafür wurden vorbereitend Windkanalexperimente mit dem Flug-Setup durchgeführt, um Materialien und Heiztechniken für den Flugversuch zu optimieren. In diesem Abstract werden die Ergebnisse dieser Windkanalexperimente gezeigt, wobei das Experiment im Sommer 2014 nochmals bei höheren Reynoldszahlen im Flug durchgeführt wird.

Lösungsweg

Die Messungen im Flug werden durchgeführt, da der Turbulenzgrad einen großen Einfluss auf den Transitionsprozess hat und die niedrigen Werte im Windkanal nicht reproduziert werden können. Hierzu wird ein Natural Laminar Flow (NLF) Flügelhandschuh (Abb.1) am rechten Flügel eines Motorseglers vom Typ G109 angebracht. Dies ermöglicht die freie Instrumentierung des Versuchsaufbaus mit wandintegrierter Sensorik und Plasma-Aktuatoren. Ein bei 33% Flügeltiefe in die Oberfläche integrierter Plasma-Aktuator erzeugt ein Volumen-kraftfeld, welches eine charakteristische Beschleunigung der umgebenden Fluidmoleküle in tangentialer Richtung hervorruft und damit sowohl das mittlere Geschwindigkeitsfeld beeinflussen als auch künstlich Geschwindigkeitsfluktuationen durch lineare Superposition auslösen kann.

Die Kombination von hochdynamischen Sensoren in Form von Oberflächen-Hitzdraht Arrays sowie einer hochauflösenden kompakten Flir Tau 2 640 IR-Kamera erlaubt es, die Strömung und den Einfluss der Strömungskontrolle umfassend zu untersuchen.

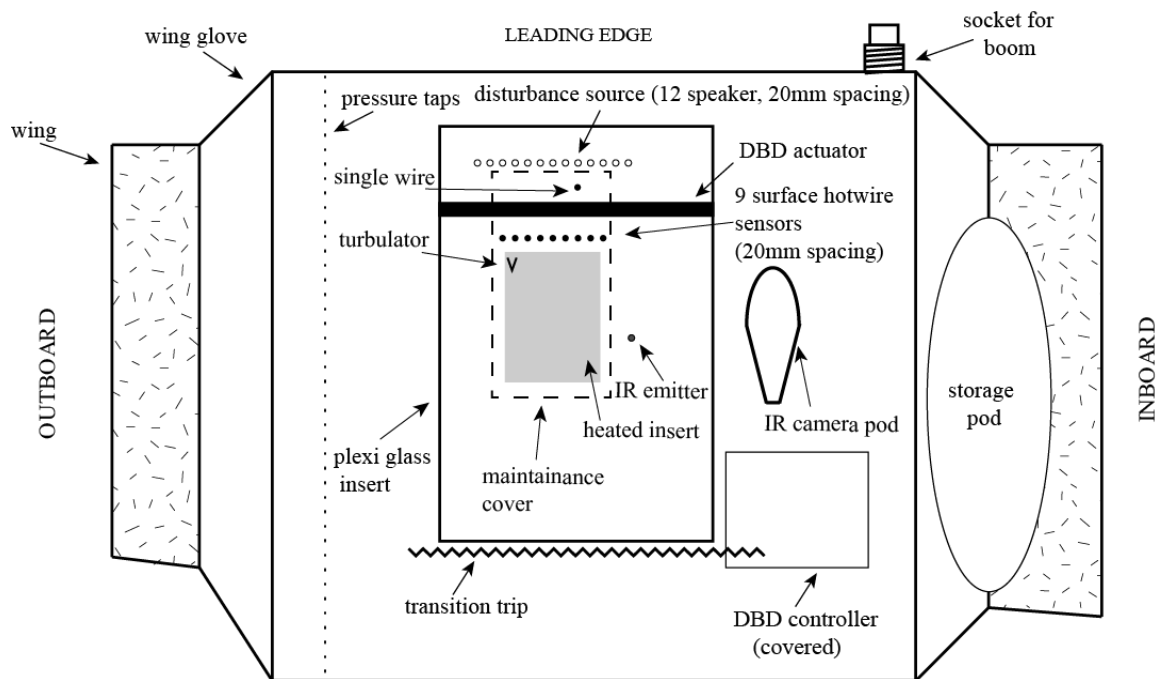


Abbildung 1: Skizze der Druckseite des Flügelhandschuhs mit Sensorik

Ergebnisse

Vorversuche mit dem Flügelhandschuh und IR-Messtechnik im Windkanal der TU Darmstadt stützen vergangene Messungen zur Strömungskontrolle mit dem PA. Abb. 2 zeigt unkalibrierte IR Strahlungsintensitäten mit und ohne Strömungskontrolle bei kontinuierlichem PA Betrieb zur Grenzschichtstabilisierung. Die Anströmung kommt von links, wobei die dunklen Bereiche wärmere Regionen kennzeichnen, welche mit laminarer Strömung verbunden sind. In den roten Bereichen ist der Wärmeübergang höher, daher kühlt sich das Material stärker ab. Zur Verdeutlichung der beiden Bereiche wurde am oberen Bildrand ein Turbulator aus Kupfer (heller Punkt) aufgeklebt, durch den ein Turbulenzkeil (grüne Linie) induziert wird. Die Grenzschichtstabilisierung ist deutlich am ausgeweiteten dunklen Bereich sichtbar, der um ca. 5% Profiltiefe länger geworden ist; die Strömung bleibt also länger laminar. Auffallend ist der rote Bereich stromauf des laminaren Bereichs, der aufgrund inhomogener Beheizung der Oberfläche kälter erscheint. Die homogene Beheizung sowie eine geringe wandparallele Wärmeleitung sind essentiell für die Genauigkeit des Messverfahrens. Heizleistung und Materialpaarungen wurden deshalb ausführlich in Parameterstudien getestet, um deren Auswirkung sowohl auf die Bildschärfe als auch auf die Dynamik bewerten zu können. Zukünftig bietet das Messverfahren auch die Möglichkeit die Transitionsverzögerung mit spannweitig verteilter Aktuatorik bewerten zu können, welche im Rahmen des DFG Projektes GR 3524/4-1 untersucht wird.

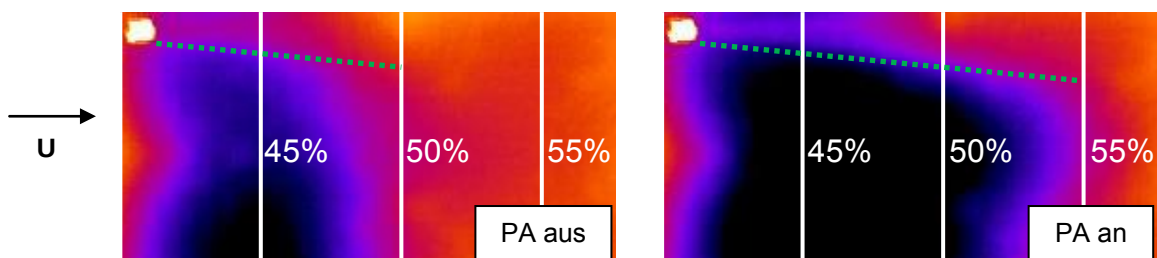


Abbildung 2: IR-Aufnahme der beheizten Flügelhandschuh-Oberfläche mit (rechts) und ohne (links) aktiver Strömungskontrolle

[1] Duchmann, Alexander, et al. "In-flight transition delay with DBD plasma actuators." 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas, USA. 2013.

[2] Kurz, A., et al. "Hybrid transition control approach for plasma actuators." *Experiments in fluids* 54.11 (2013): 1-4.

19. DGLR-Fach-Symposium der STAB, 4.-5. November 2014, München

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Titel: Absaugkammer Auslegung für HLFC Windkanalversuch im DNW-LLF

Autor: Hubert Stuke, Airbus Operations GmbH, Airbus Allee 1, 28199 Bremen

E-Mail: Hubert.Stuke@airbus.com

Im Rahmen der nationalen Forschungsförderung LuFo4 wurde das Verbundvorhaben **HIGHER^{LE}** (**HIGH**-lift **Enhanced Research – Leading Edge**) gestartet. Alle damit verbundenen Aktivitäten erfolgen dabei in enger Kooperation zwischen Airbus und dem Verbundpartner DLR in dem dazugehörigen Projekt **VER²SUS**.

Ziel des Projektes ist der Nachweis der Funktionstüchtigkeit eines HLFC Systems mit vereinfachter Bauweise. Dazu wurde ein Windkanalmodell entworfen, das in seinem Grundriss in etwa dem A320 Seitenleitwerk entspricht, wobei das aerodynamische Profil an die Randbedingungen des Niedergeschwindigkeitswindkanals angepasst wurde, um bei den kleineren Machzahlen ($M=0.3$) hinlängliche laminare Lauflängen zu ermöglichen. Die Durchführung des Tests in einem Hochgeschwindigkeitskanal (z.B. ONERA S1Ma) kam nicht in Frage, da infolge der zu hohen Reynoldszahl Anlegelinientransition (ALT) zu erwarten war.

Die Vergrößerung der laminaren Lauflängen wird durch Absaugung im Nasenkasten erreicht. Hauptaugenmerk wird dabei nicht auf die aerodynamische Optimierung des Systems gelegt, sondern auf die Funktionstüchtigkeit der Fertigungsmethodik der Absaugnase.

Es werden zwei unterschiedliche Bauweisen untersucht. Bei beiden Lösungen besteht die Absaugnase aus einer porösen Außenhaut mit darunterliegenden Absaugkammern. Diese wiederum sind durch eine mit Drosselbohrungen versehene Haut vom Innenraum der Nase getrennt, der als Sammelkammer (Duct) für die Absaugfunktion genutzt wird. In Profiltiefenrichtung sind infolge des variablen Außendrucks unterschiedliche Absaugmengen erforderlich. Dies wird durch Anpassung der Anzahl der Drosselbohrungen in der Innenhaut erreicht, da die Außenhaut im gesamten Absaugbereich mit einer homogenen Mikroperforation (Bohrungsdurchmesser ca. 60μ) ausgestattet ist.

Die erste Fertigungsmethode basiert auf Überlegungen, die auf das Anfang des letzten Jahrzehnts durchgeführte europäische Forschungsprojekt **ALTTA** (**A**pplication of Hybrid **L**aminar **F**low **T**echnology on **T**ransport **A**ircraft) zurückgehen. Alle Bauteile bestehen aus Metall. Die Stringer (Seitenwände der Absaugkammern) werden dabei mittels Laserschweißen mit dem Außenblech verbunden, während Innenblech und Stringer geklebt werden.

Bei der zweiten Bauweise (Splitterkonzept) besteht nur die poröse Außenhaut aus Metall; Stringer und Innenhaut werden aus CFK gefertigt, wobei die Stringer im Gegensatz zur ersten Fertigungsmethode auf die Außenhaut geklebt werden.

Als Basis für die Definition des Absaugsystems und zur Risikominimierung wurden entscheidende Einflussparameter auf die Auslegung der Absaugkammern und deren Auswirkungen auf die Versuchsergebnisse untersucht. Parallel zur Fertigung kleinerer Testbauteile wurden aerodynamische Analysen durchgeführt, um Abweichungen bei der Herstellung einschätzen bzw. nötigenfalls Gegenmaßnahmen einleiten zu können.

Generell wurden drei Strömungsbedingungen als Basis für die Auslegung verwendet, für die das Absaugsystem hinreichende laminare Lauflängen gewährleisten soll:

(1) $\beta=0^\circ$, $\delta_r=0^\circ$ (Basis Auslegungsfall)

(2) $\beta=1^\circ$, $\delta_r=-1^\circ$ (*off-design* Referenzfall für passives Absaugsystem)

(3) $\beta=2^\circ$, $\delta_r=-2^\circ$ (*off-design* Referenzfall für aktives Absaugsystem)

Bei dem passiven System ist im Gegensatz zum aktiven System kein Kompressor notwendig. Die benötigten Absaugmassenströme werden durch Anzapfen einer geeigneten Unterdruckstelle an der Außenkontur des Seitenleitwerks bereitgestellt.

Der Einfluss der Deformation der Außenkontur durch Luftlasten auf die Transition wurde im kritischsten unsymmetrischen Off-Designfall ($\beta = 2^\circ$, $\delta_r = -2^\circ$) bei maximaler Belastung untersucht. Beispielhaft werden die Ergebnisse für eine Kammerauslegung mit 17 Absaugkammern für das ALTTA Konzept vorgestellt für die Materialien Strahl und Titan mit jeweils 0.8mm & 0.6mm Dicke.

Generell wird durch den Unterdruck in den Absaugkammern die Außenkontur nach innen deformiert. Da die Druckdifferenzen auf der windzugewandten Seite des Profils am größten sind, ergibt sich dort auch die stärkste Verformung. Sie ist mit ca. 2mm bei dem 0.6mm dicken Titan am größten. Außer der globalen Deformation ergibt sich auch eine lokale Welligkeit, da die Außenhaut zwischen den Stringern mehr verformt wird. Diese beeinflusst allerdings die Transitionslage nicht, da sie im Absaugbereich liegt. Die globale Verformung führt allerdings zu einer lokalen Strömungsverzögerung am Ende der Absaugung, die sich auch auf einer gewissen Länge auf den nicht abgesaugten Bereich ausdehnt. Infolge der zunehmenden Tollmien-Schlichting Anfachung ergibt sich eine Transitionsverlagerung stromaufwärts. Diese bleibt allerdings auch für das 0.6mm dicke Titan in einer akzeptablen Größenordnung.

Eine zweite Problematik entsteht dadurch, dass die mikroskopisch kleinen Löcher der Außenhaut nicht exakt den Vorgaben entsprechend hergestellt werden können sondern immer mit einer gewissen Toleranzbandbreite davon abweichen. Anhand von mikroperforierten Testbauteilen (Ronden) wurde das realisierbare Durchflussverhalten mit dem „Laminar Flow Meter“ des DLR vermessen. Dabei ergab sich, dass der gemessene Durchfluss deutlich höher war als die Vorgabe. Es konnte allerdings gezeigt werden, dass dadurch zwar die Sägezahncharakteristik der Absaugverteilung verstärkt, das generelle Absaugniveau und die entsprechenden Massenströme jedoch nur mäßig ansteigen. Bei Seitenanströmung wird auf der Druckseite infolge der Verringerung der Druckverluste das Niveau der Querströmungsinstabilitäten bei gleichbleibenden Tollmien-Schlichting Anfachungen reduziert. Dadurch ergibt sich eine stromabwärts verschobene Transitionslage. Für Tollmien-Schlichting dominierte Fälle, wie für die Saugseite bei Seitenanströmung und den symmetrischen Fall mit $\beta=0^\circ$ ist der Effekt gering. Nichtsdestoweniger soll versucht werden, durch Verfeinerung der Lasereinstellparameter bei dem Laserbohrprozess eine Mikroperforation zu erhalten, die näher an der Vorgabe liegt.

Bei dem alternativen Fertigungskonzept (Splitter) kommt es durch die Klebung der Stringer auf der porösen Außenhaut zu einer Verblockung von ca. 3mm–5mm, die breiter ist als beim Anschweißen der Stringer. Daher wurde in einer weiteren Untersuchung gezeigt, dass diese größere Verblockung zulässig und kein „Showstopper“ für das Splitterkonzept ist.

Der einzige Parameter, mit dem die Absauggeschwindigkeiten bei dem hier realisierten vereinfachten Absaugsystem während der Versuchsdurchführung noch variiert werden können, ist der Druck in der Sammelkammer („duct pressure“). Nach oben wird dieser Druck durch die Ausströmrandbedingung begrenzt. Der Kammerinnendruck darf dabei nicht größer als der Außendruck auf der Oberfläche sein, da sich sonst die Strömungsrichtung durch die poröse Außenhaut umkehrt und statt abzusaugen ausgeblasen wird. Dies hätte einen unmittelbaren Umschlag der Strömung zur Folge. Ausströmung ist daher unbedingt zu vermeiden. Nach unten wird der Druck in der Sammelkammer durch die maximal zulässige Belastung der Struktur begrenzt.

In einer Parameterstudie wurde gezeigt, dass dieser Druck für die ALTTA-Bauweise im Bereich zwischen 100000Pa (Ausströmngrenze) und 95000Pa (Belastungsgrenze) liegt mit zugehörigen Massenströmen von 0.07kg/s und 0.25kg/s.

Diese Angaben sind auch für die Definition der Anforderungen an den Kompressor wichtig, der vom DNW für den Windkanaltest zur Verfügung gestellt werden muss.

Damit können Transitionslagenverschiebungen zwischen 35% und 55% Profiltiefe erreicht werden.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis Transition/ Numerische Verfahren/ Aerodynamik

Numerical investigation of laminar-turbulent boundary layer transition on blunt generic re-entry capsules

Alexander Theiß, Martin Lichtmes and Stefan Hein

DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Department of High Speed Configurations, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

alexander.theiss@dlr.de, martin.lichtmes@dlr.de, stefan.hein@dlr.de

Introduction :

The transition mechanism on blunt body configurations, which are the most common design of planetary re-entry vehicles [1], is still unknown and may be associated with the "blunt body paradox", where an early transition on nominally smooth blunt bodies has been observed, whereas a favorable pressure gradient and low wall temperatures would have been an indicator for laminar flow [2]. So far the transition onset location had been correlated to integral boundary layer values such as Reynolds number based on displacement or momentum thickness. Detailed data on the modal stability characteristics of the laminar boundary layer on blunt re-entry capsules are still missing.

In this work the influence of two different typical capsule forebody shapes on the linear instability characteristics of the laminar boundary are studied. The investigations are performed within the German research project HYPTRANS, which is funded by the DFG.

Numerical Setup :

The first considered configuration is an Apollo-like capsule model with a spherical forebody and a diameter of $d = 170$ mm. The second blunt capsule is a 70-deg sphere cone model of the Mars Science Laboratory entry vehicle (MSL) with $d = 152.4$ mm.

The laminar base flow over the two different blunt capsules is computed on various grids using the three-dimensional, finite-volume, compressible Navier-Stokes flow solvers TAU and FLOWer. For all simulations a second order AUSMDV upwind scheme is used for the flux discretization. The implicit Backward Euler scheme is chosen for the time discretization in the TAU simulations, whereas an explicit 5-stage Runge-Kutta time stepping scheme is applied in the FLOWer computations. The FLOWer code is limited to the use of block-structured meshes, while TAU is also capable of handling unstructured grids. The stability of the computed laminar base flow is analyzed using the spatial non-local stability code NOLOT [3]. In this work only the classical local linear approach is used.

Results :

A comparison between the two flow solvers (with freestream conditions of $Ma = 5.9$, $Re_\infty = 16E6/m$, $T_\infty = 59$ K und $\alpha = 0^\circ$) on the same axisymmetric block-structured computational grid for the Apollo capsule reveals an excellent agreement of the non-inflectional boundary layer profiles. Due to the strong bow shock, the boundary layer edge Mach number for both configurations is subsonic to transonic (see Fig. 1). Hence, there should not be any second-mode instability and the most unstable first-mode wave is supposed to be at wave angles close to zero.

So far, stability analyses on first and cross-flow modes have been performed for the Apollo capsule and revealed no amplified disturbances at investigated freestream conditions [4]. First-mode instabilities are highly damped, because of a strong favorable pressure gradient (see Fig. 1 and 2). Displacement thickness Reynolds numbers of more than one order of magnitude above the critical Reynolds number for an incompressible flow over a flat plate ($Re_{ind} = 520$) are necessary to find first amplified 1st-mode disturbances on the symmetry line at zero angle of attack (Fig. 3). First cross-flow instabilities were found for $Re_\infty = 120E6/m$ at a selected streamline and the most amplified disturbance belongs to a travelling cross-flow mode.

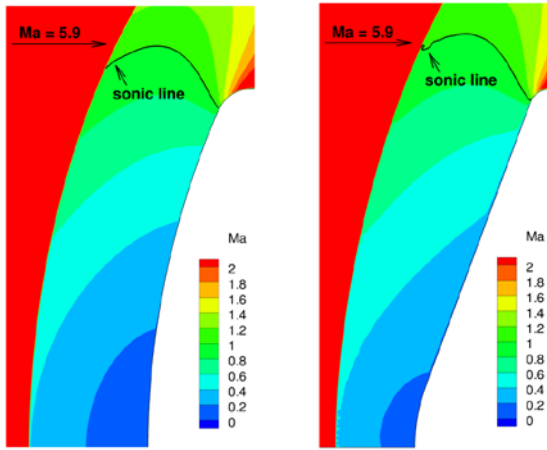


Figure 1. Mach number distribution in the symmetry plane for the Apollo capsule (left) and MSL capsule (right), AOA = 0°

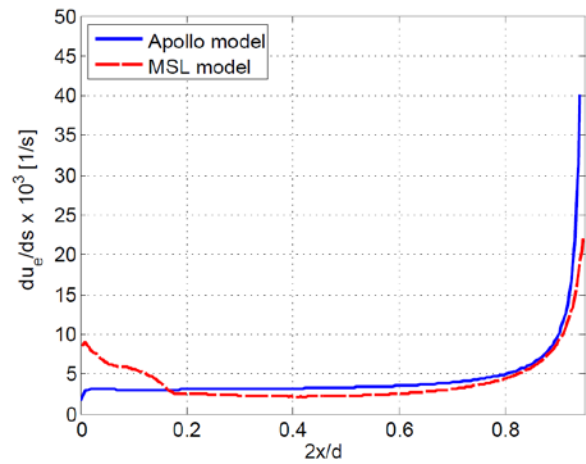


Figure 2. Velocity gradient in streamwise direction vs. non-dimensional surface length.

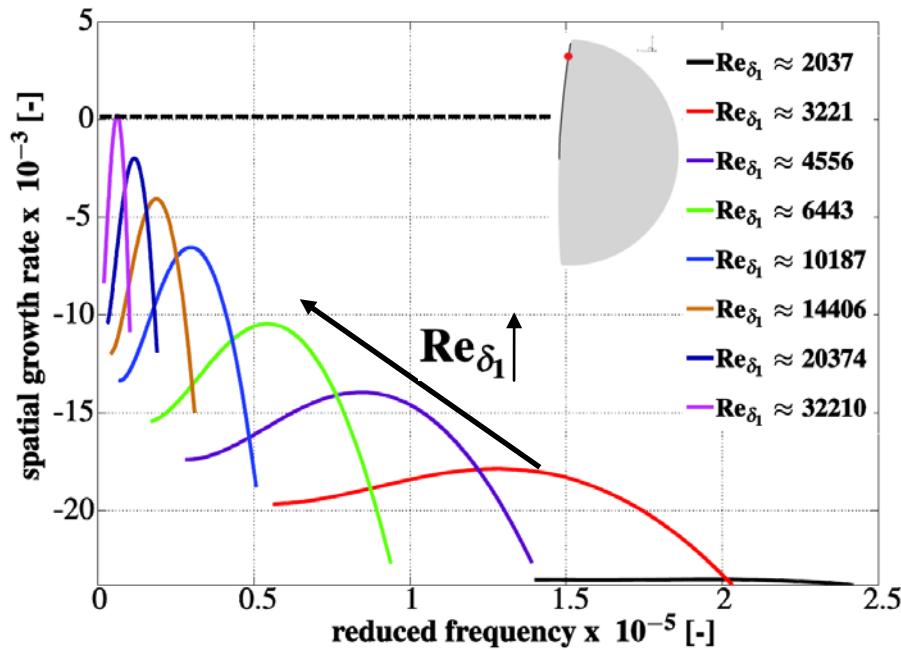


Figure 3. Non-dimensional spatial growth rate vs. reduced frequency at various Reynolds numbers for a position on the Apollo capsule marked by the red dot, AOA = 0° [4].

Outlook :

The instability analysis for the MSL configuration has to be performed and the obtained instability characteristics are expected to differ from the results for the Apollo capsule due to a different acceleration along the capsule surface (see Fig. 2). Spatial growth rates and N-factor distributions will be compared to data published in the literature, which are available only for the MSL configuration.

References :

- [1] S.A. Berry ; T.J. Horvath; R.P. Lillard ; B.S. Kirk and A.M. Cassady, *Aerothermal testing for project Orion crew exploration vehicle*, AIAA Paper 2009-3842, 2009.
- [2] Murphy, J. D.; Rubesin, M. W., *Re-Evaluation of Heat-Transfer Data Obtained in Flight Tests of Heat-Sink Shielded Re-Entry Vehicles*, Journal of Spacecraft, Vol. 3, No. 1, 1966, pp. 53-60.
- [3] Hein, S.; Bertolotti, F. P.; Simen, M.; Hanifi, A. and Henningson, D., *Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —*, DLR-IB 223-94 A56.
- [4] Theiss, A. ; Hein, S. ; Heitmann, D. ; Ali, S.R.C. ; Radespiel, R., *Numerical and experimental investigation of laminar-turbulent boundary layer transition on a blunt generic re-entry capsule*, 44th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA Paper 2014-2353, 2014.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Untersuchungen zur Numerischen Simulation
von Abgasstrahlen an Flugkörpern

Dr. Roland Höld
MBDA-Deutschland, Hagenauer Forst 27, 86529 Schrobenhausen,
roland.hoeld@mbda-systems.de

Überblick

Der Abgasstrahl von Flugkörpern ist sowohl aus aerodynamischer Sicht, als auch aus Systemsicht von großer Bedeutung. Zum einen beeinflusst ein Abgasstrahl das aerodynamische Verhalten des Flugkörpers, zum anderen kann aber auch die Ausdehnung des Abgasstrahls insbesondere unter Startbedingungen aus Systemsicht von großer Bedeutung sein, wenn zum Beispiel beim Start von Trägern oder beim Verschuss aus Mann getragenen Startgeräten Anforderungen hinsichtlich eines Abgasstrahls bestehen.

Unter diesem Aspekt werden im Beitrag numerische Untersuchungen zu Abgasstrahlen an einem Flugkörper vorgestellt. Die numerischen Analysen basieren dabei auf unterschiedlichen Modellierungen der Abgaszusammensetzung und der Auflösung des sich entwickelnden Abgases (mit und ohne Auflösung der Triebwerksdüsenströmung).

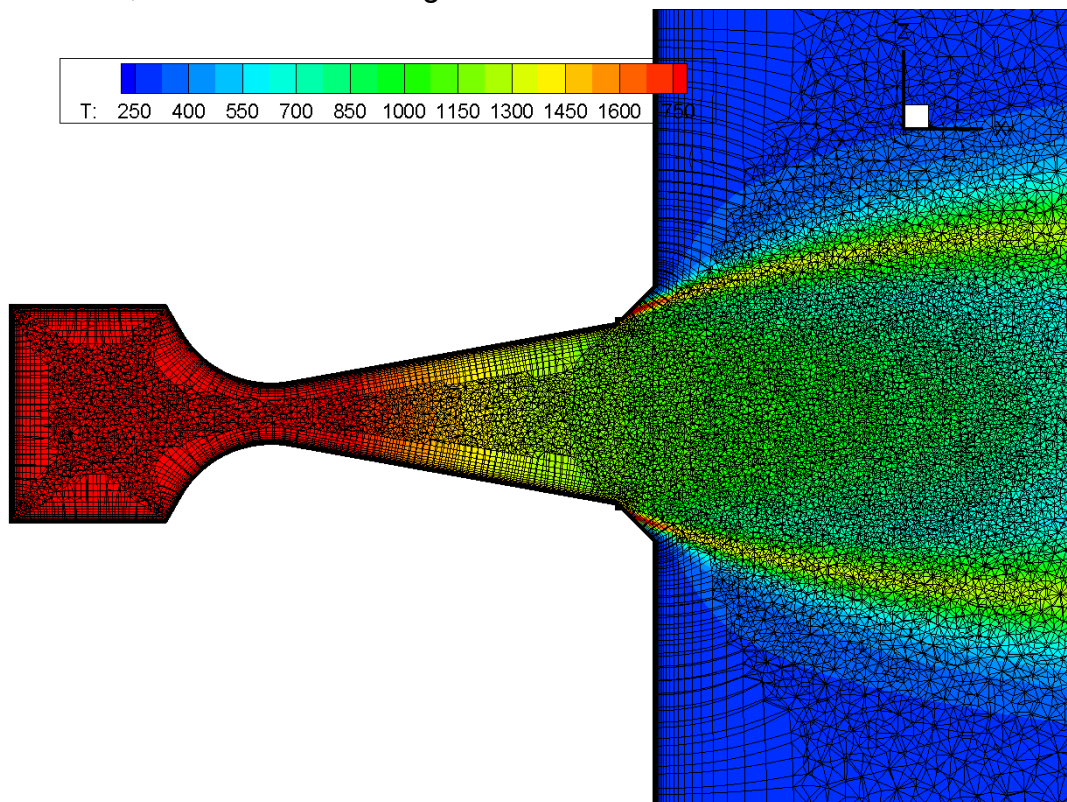
Inhalt

Die numerische Simulation unter realen Flugbedingungen spielt bei der Analyse und Bewertung von Abgasstrahlen an Flugkörpern eine wichtige Rolle. Experimentelle Versuche insbesondere unter Startbedingungen an fliegenden Trägern sind sehr aufwändig und schwierig, insbesondere wenn gleichzeitig hohe Sicherheitsanforderungen bestehen, die bereits für einen experimentellen Versuch im Vorfeld nachzuweisen sind. Als Beispiel kann hier die maximal erlaubte Störung der Triebwerkseinfuhrströmung an einem Träger durch den Abgasstrahl beim Start des Flugkörpers genannt werden.

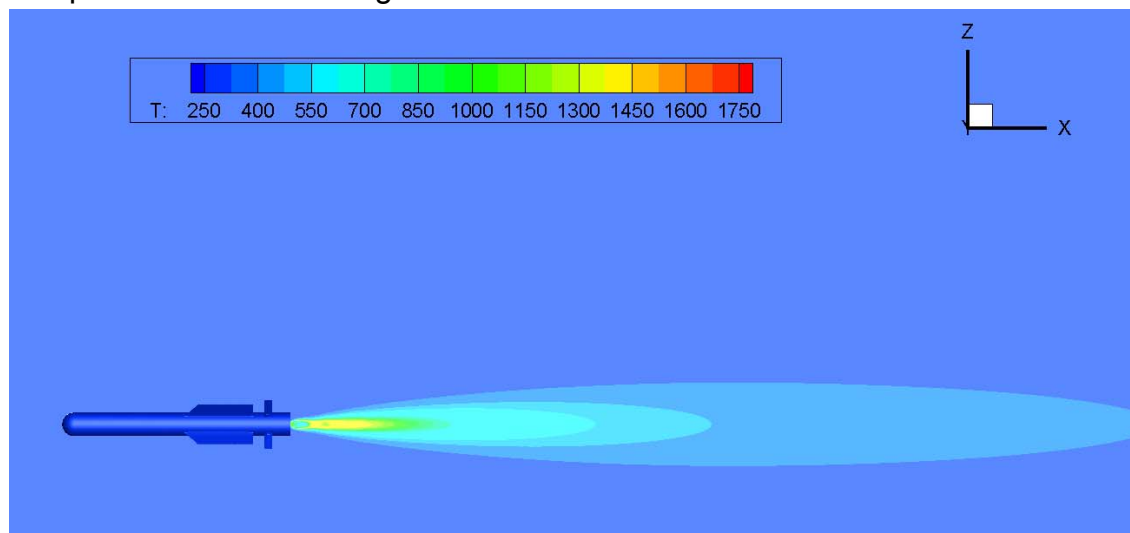
Im vorliegenden Beitrag werden numerische Untersuchungen zum Abgasstrahl an einem Flugkörper vorgestellt. Ziel der Untersuchungen war es zum einen Informationen über den Einfluss des Abgasstrahls auf den aerodynamischen Widerstand des Flugkörpers zu erhalten. Hierbei zeigt sich unter anderem, dass die Intensität des Abgasstrahls einen wesentlichen Einfluss auf den Widerstand der sich an der Basis des Flugkörpers einstellt, besitzt. Der Zustand des Triebwerks geht somit über die Brenndauer und das Abbrandverhalten (Bsp. mehrstufige Triebwerke) direkt in die Flugleistungen des Flugkörpers ein und ist damit ein wichtiger Faktor im aerodynamischen Modell für den Flugkörper.

Neben den aerodynamischen Beiwerten des Flugkörpers spielt aber auch die Ausdehnung des Abgasstrahls eine wichtige Rolle, um zum Beispiel Anforderungen für den Verschuss von einem Träger zu erhalten. Auch hier können numerische Untersuchungen wichtige Daten liefern.

Basierend auf verschiedenen Modellansätzen für die Beschreibung der Zusammensetzung des Abgasstrahls und der Modellierung der Düsenströmung, wurden numerische Untersuchungen durchgeführt, die im Beitrag vorgestellt und diskutiert werden. Die unterschiedlichen Modellansätze führen abhängig ausgehend von den zu betrachtenden Fragestellungen zum Teil zu unterschiedlichen Ergebnissen, weisen aber teilweise auch sehr ähnliche Ergebnisse auf. Da der Rechenzeitaufwand für die einzelnen Modellierungen sehr unterschiedlich ist, lässt sich anhand der numerischen Ergebnisse auch ableiten, welcher Aufwand für welche Fragestellung geleistet werden muss, um sinnvolle Aussagen erhalten zu können.



Temperaturverlauf des Abgasstrahls in der Triebwerksdüse und an der FK-Basis



Typischer Temperaturverlauf im Abgasstrahl hinter dem Flugkörper

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen / Experimentelle Aerodynamik

Dynamic Actuation for Delta Wing Post Stall Flow Control

Dipl.-Ing. Anja Kölzsch¹, Prof. Dr.-Ing. Christian Breitsamter²
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik (Technische Universität München)
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching bei München
Anja.Koelzsch@aer.mw.tum.de

The flow around wing configurations of high sweep and modest to small aspect ratios (delta wings) separates already at low angles of attack and leads to large-scale leading-edge vortices which come along with attached and separated, laminar and turbulent shear layers. These flow structures are of unsteady character over a broad range of scales and comprise non-linear interaction. The vortex-induced additional velocities result in a nonlinear increase in lift in comparison to attached flow and lead to high maximum angles of attack. At very high angles of attack, the shear layer detaching along the wing's leading edge is not rolling up anymore. Thus, the abolition of the leading edge vortices leads to a significant decrease of lift in the post-stall regime.

The manipulation of the characteristic vortex flow instabilities is of great interest, due to the possibility of increasing the performance of such configurations as well as the stability at the borders of the flight envelope, i.e. control of reattachment line and breakdown location [1]. This can be achieved by manipulating the instabilities in the shear layer which rolls up to form the leading-edge vortex on the one hand and the flow state which leads to vortex bursting on the other hand. This interference is realized by pulsed blowing using actuators integrated along the leading edge on the one hand, and periodic oscillations of sectional, active flap elements on the other hand. Investigations in the pre-stall regime showed that an actuation at the frequency of the helical mode instability leads to a downstream displacement of the vortex breakdown location.

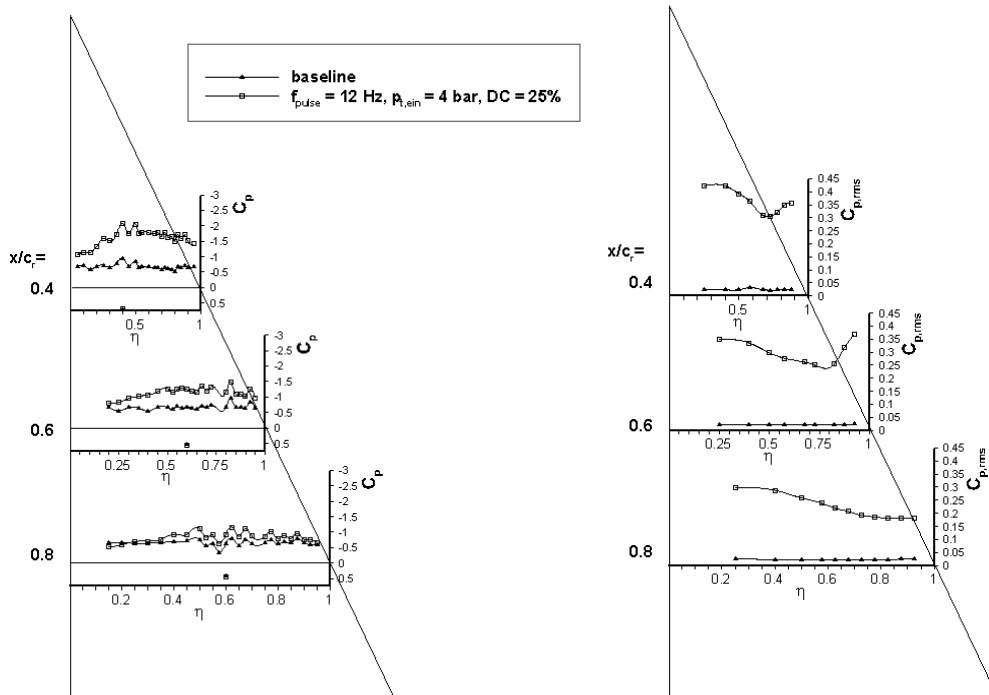


Fig. 1: Mean pressure and pressure fluctuation distribution for the non-actuated and actuated cases for $Re_{mac} \approx 0.5 \cdot 10^6$, and $M = 0.035$; pulsed blowing at $f_{pulse} = 12$ Hz, $U_{jet} \approx 60$ m/s.

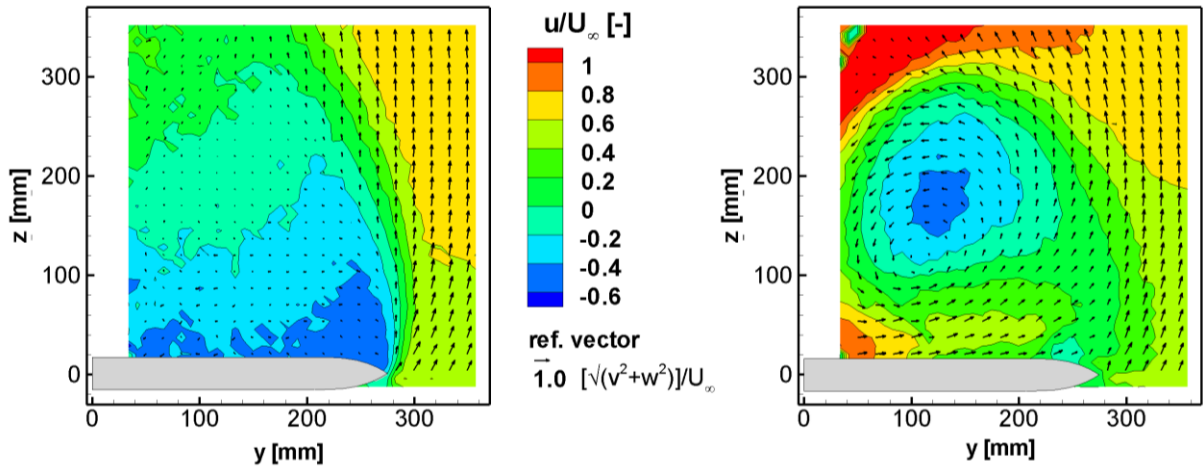


Fig. 2: Contour plot of the dimensionless mean axial velocity field for the actuated and non-actuated case at $\alpha = 45^\circ$, $x/c_r = 0.6$, $Re_{mac} \approx 0.5 \cdot 10^6$, and $M = 0.035$. Left graph: baseline w/o actuation, right graph: pulsed blowing at $f_{pulse} = 12$ Hz, $U_{jet} \approx 60$ m/s.

In this work, the influence of the active flow control devices in the post-stall regime is experimentally studied in the low speed wind tunnel facilities of the Institute of Aerodynamics and Fluid Mechanics of Technische Universität München (here: wind tunnel A; test section size of $1.8 \text{ m} \times 2.4 \text{ m} \times 4.8 \text{ m}$) at a free stream velocity of $U_\infty = 12 \text{ m/s}$ ($Re_{MAC} = 0.5 \cdot 10^6$). Two generic half delta wing models representing the geometry of the Vortex Flow Experiment 2 (VFE-2) configuration are used (semi wing span 0.457 m , wing sweep 65 deg , sharp leading edge). One wind tunnel model is equipped with a pneumatic system that allows for pulsed blowing through slantwise-arranged slot pairs on the upper side of the leading edge. The other model is equipped with two flap groups consisting of three miniature leading-edge flaps each, located at chord-wise positions of $x/c_r = 0.2 - 0.4$ and $x/c_r = 0.6 - 0.8$, respectively. Different actuation set-ups with varying active sections, frequencies and amplitudes are tested for both flow control devices.

For all cases, surface pressure and velocity field measurements applying 2D3C-PIV are carried out. The pressure results are gained from 49 static pressure measurement stations and 29 unsteady piezoresistive differential sensors of type XCQ-107-093-5 D. The 2D3C-PIV measurements allow to analyze the mean velocity field and turbulence intensities. In the post-stall regime, the pressure suction and the pressure fluctuations on the upper wing side are at a very low level (Fig. 1, left) for the baseline case. For the actuated case with pulsed blowing at a reduced frequency $F^+ = f_{pulse} \cdot c_r / U_\infty$ at the order of unity, both the suction pressure level and the pressure fluctuations are significantly increased in the case with active blowing. The reason for this behavior can be observed in the results of the velocity field measurements in Fig. 2: for the baseline flow field, they reveal a detached shear layer emanating from the wing's leading-edge, which - due to the high angle of attack - is not rolling up to form a leading-edge vortex. By pulsed blowing at all available sections and in the right frequency range, a massive flow transformation is evoked: the shear layer is excited, such that it is rolling up to form a three-dimensional burst vortex structure resulting in the notable increase in lift. The results demonstrate the inductive effect of the periodic actuation on the delta wing flow substantiating the shear layer's receptivity to synchronous forcing.

- 1) Graduate Research Assistant, Dipl.-Ing., DGLR Member
- 2) Chief Scientist, apl. Prof. Dr.-Ing., DGLR-Member

Literature

- [1] Gursul, I., Wang, I., and Vardaki, E., "Review of Flow Control Mechanisms of Leading-Edge Vortices", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, Nos7-8, 2007, pp. 246-270.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Numerische Studie zur Reduzierung des Phantom Yaw Effekts an manövrierenden Flugkörpern mittels Aerostrakes

Christian Schnepf und Erich Schüle

DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik.

Christian.Schnepf@dlr.de

Der Nachlauf eines schlanken Flugkörpers unter hohem Anstellwinkel ist gezeichnet von in Strömungsrichtung weisenden Wirbelpaaren. Die anfangs symmetrischen Wirbelpaare können ab einem gewissen Anstellwinkel durch kleinste Störungen im Nasenbereich eine asymmetrische Strömungstopologie aufweisen. Dieses strömungsmechanisch interessante Phänomen wird in der Fachliteratur oft als Phantom Yaw Effekt bezeichnet[1]. Einher mit der Wirbelasymmetrie geht eine ungewollte asymmetrische Druckverteilung am Flugkörper. Lokal begrenzte strömungssteuernde Maßnahmen zur Unterdrückung oder Steuerung der Wirbelasymmetrie besitzen im Bereich der Nase die größte Wirkung. Für feste Anstellwinkel gibt es zahlreiche numerische und experimentelle Untersuchungen zu diesem Thema, jedoch gibt es kaum Untersuchungen an nickenden Flugkörpern. Noch weniger erforscht sind der Phantom Yaw Effekt und die damit verbundenen Maßnahmen zur Wirbelbeeinflussung in für Flugkörper relevanten Machzahlbereichen und bei relevanten Nickraten. In dieser Arbeit werden sogenannte Aerostrakes[3], die der Unterdrückung der Wirbelasymmetrie dienen, an einem nickenden Flugkörper numerisch untersucht. Aerostrakes sind aus Schlitzdüsen ausgeblasene seitliche Luftstrahlen, die eine symmetrische Ablösung im Schulterbereich des Flugkörpers induzieren (siehe Abb. 1). Hierdurch soll der Einfluss von an der Nase eingebrachten Störungen reduziert werden. Der Einfluss der Aerostrakes auf die Wirbelbildung im Nachlauf wird an einem sinusförmig mit 5 Hz zwischen $\alpha = 0^\circ$ und $\alpha = 44^\circ$ nickenden Flugkörper untersucht. Neben der Simulation mit aktiven Aerostrakes (ON-Fall) findet auch eine Referenzsimulation mit ausgeschalteten Aerostrakes (OFF-Fall) statt. Für beide Simulationen dient eine Verformung der Nase und des damit verbundenen Rechengitters als Störquelle für die symmetrische Strömung und der Anregung des Phantom Yaw Effekts. Den Simulationen mit verformter Nase ging eine Simulation mit demselben, jedoch unverformten Gitter voraus, um eine symmetrische Referenzlösung zu erhalten. Erst anschließend wurde das Gitter verformt und die Rechnungen mit verformten Gitter auf die symmetrische Lösung aufgesetzt. Alle Simulationen wurden mit dem DLR-TAU Code durchgeführt. Die Schließung des Gleichungssystems erfolgte mit einem Zweigleichungsturbulenzmodell. Eine genauere Beschreibung des Aufbaus der numerischen Simulationen und des Rechengitters befindet sich in dem Beitrag[2]

In den Abbildungen 2 und 3 ist die Entwicklung des Seitenkraft- bzw. des Giermomentenbeiwerts mit zunehmendem bzw. abnehmendem Anstellwinkel für den ON-Fall und den OFF-Fall gezeigt. Mit Hilfe der Aerostrakes kann ein mit großen Amplituden verbundener Lastwechsel im Bereich des oberen Wendepunktes des Nickmanövers verhindert werden. Des Weiteren zeigt der ON-Fall insgesamt geringere Unterschiede in den Beiwerten zwischen dem Auf- und dem Abnicken für denselben Anstellwinkel.

In Abb. 4 ist für den OFF-Fall und den ON-Fall das Strömungsfeld für $\alpha = 42^\circ$ (Aufnicken) mittels Stromlinien visualisiert. Die Abbildung zeigt zusätzlich Druckkonturflächen in Querschnitten normal zur Rollachse. An der Position der Aerostrakeschlitze (weiße Linie Abb. 4b) entsteht aufgrund der

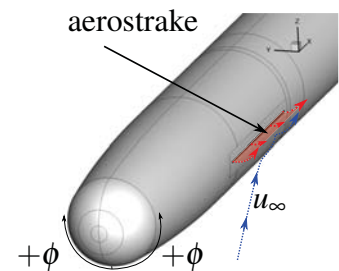


Abbildung 1: Skizze zur Lage und Funktion der Aerostrakes

erzwungenen Ablösung ein zusätzlicher Wirbel neben dem Wirbel bzw. Wirbelpaar das sich auf der Leeseite bildet. Die Wirbel auf der Back- bzw Steuerbordseite vereinigen sich weiter stromab zu einem Wirbel.

Mit Hilfe der Aerostrakes kann die Wirbelasymmetrie entlang des zylindrischen Teils des Flugkörpers vor den Flügeln verringert werden. Deutlich zeigt dies ein Vergleich des Querschnittes 4 zwischen dem OFF und ON-Fall. Dies wirkt sich positiv auf das Strömungsbild an den Flügeln aus, wo die größten Beiträge zum globalen Seiten- bzw- Giermomentenbeiwert entstehen[2].

In der endgültigen Fassung des Artikels werden folgende Punkte zusätzlich bzw. tiefer behandelt:

- Detailliertere Analyse des Strömungsfeldes
- Analyse des Effekts der Dynamik auf die Entwicklung der Wirbelasymmetrie (Vergleich zwischen Aufnicken und Abnicken und Vergleich mit Simulationen bei jeweils festem α)
- Einfluss der Aerostrakes auf andere aerodynamische Beiwerte

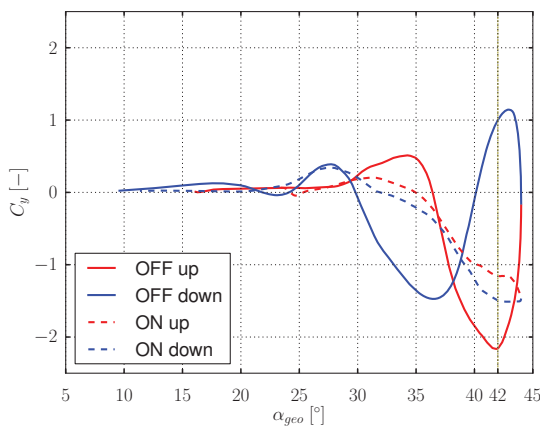


Abbildung 2: C_y vs α .

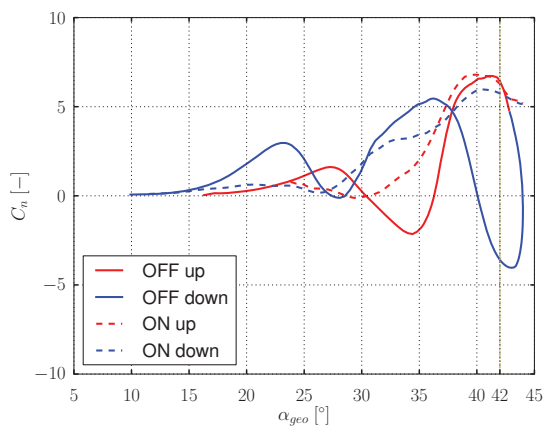


Abbildung 3: C_n vs α .

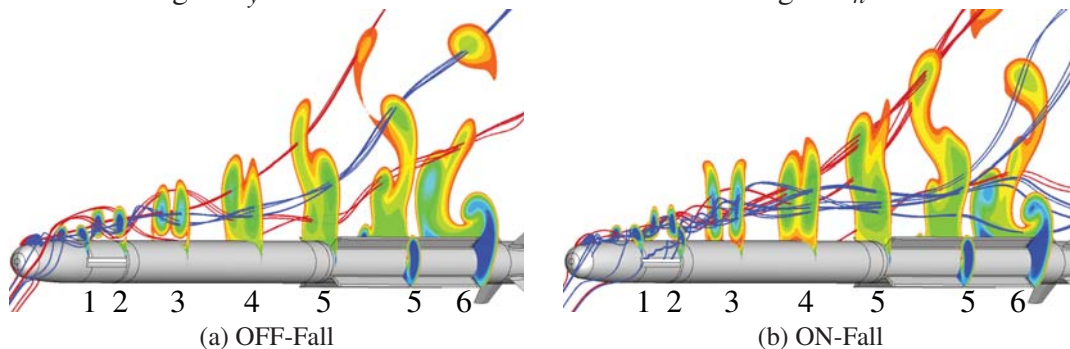


Abbildung 4: Strömungsfeldvisualisierung mittels Stromlinien und Druckkonturflächen für den OFF und ON Fall bei $\alpha = 40^\circ$ (Aufnicken).

Literatur

- [1] Bridges, D. H., *The Asymmetric Vortex Problem - Asking the Right Question*, AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA-2006-3553, 2006.
- [2] Schnepf, C, Wysocki, O, Schüle, E., *Numerical investigation on the development of the Phantom Yaw Effect on a maneuvering missile*, AIAA Aviation, AIAA-2014-3097, 2014.
- [3] Wysocki, O., Schüle, E., *Experimental Investigations on the Phantom Yaw Effect on a maneuvering slender body*, AIAA 2013-3033, 31st Applied Aerodynamics Conference, 2013.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler-aerodynamik

Transition determination on a periodic pitching airfoil using phase averaging of pressure data

A.D. Gardner¹, K. Richter²

Pitching airfoil experiments are a common method of investigating unsteady aerodynamics. A nominally 2D airfoil is dynamically pitched at constant Mach number to investigate flutter, buffet, dynamic stall and other unsteady phenomena. Helicopter rotor blades are often researched with this type of setup, since in forward flight the blade pitch is a sinusoidal function of the azimuthal angle [1, 2]. The transition point on pitching airfoils affects drag and separation, similarly as for static airfoils, but the dynamic measurement of transition position typically requires a large number of hot-film sensors, since standard infrared camera methods do not work for a dynamically changing flow. This paper will show a method of measuring the transition position for a periodically pitching airfoil using the unsteady pressure transducers which are required to measure the airfoil loads in the experiment.

A carbon fibre OA209 airfoil model with chord length $c=0.300$ m and breadth $b=0.997$ m was produced for the 1 m x 1 m adaptive wall test section of the DNW-TWG, as shown in Fig. 1. This was a very stiff model also used for flow control experiments, reported in [3]. The data was taken at 1024 points per period for 160 periods and phase averaged to get mean and standard-deviation data at each angle of attack.

Figure 2a shows an example of the hysteresis in lift derived from integrated surface pressures, for a measured point with dynamic pitching at $M=0.3$, $Re=1.15e6$ and a pitching frequency of $f=5.7$ Hz ($\omega^*=0.06$). In Fig. 2a the lift (C_L) curve is plotted against the angle of attack (α) for a pitching amplitudes $\alpha=9\pm4^\circ$, and the lift shows a slight nonlinear hysteresis, with a clockwise loop at high α and an anticlockwise loop at low α .

Two pressure distributions for attached flow on the airfoil upstroke are shown in Fig. 2b, and these are qualitatively similar to those seen for static flow cases. With increasing α , the suction peak C_P decreases. Unlike for some transonic airfoils with a relatively flat pressure distribution, the boundary layer transition is not clearly visible as a kink in the pressure distribution. The pressure distributions shown are phase-averaged over 160 pitching cycles, and the mean and standard deviation (σC_P) for each pressure sensor shown, with the σC_P multiplied by 20 to make differences visible. There is a peak in σC_P at $x/c=0.15$ for $\alpha=7.2^\circ$, which moves upstream to $x/c=0.07$ for $\alpha=9.3^\circ$.

Since the potential flow is only a function of angle of

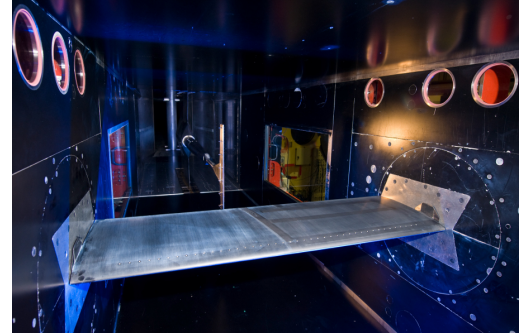


Figure 1: The OA209-FCF model installed in the adaptive-wall test section of the DNW-TWG.

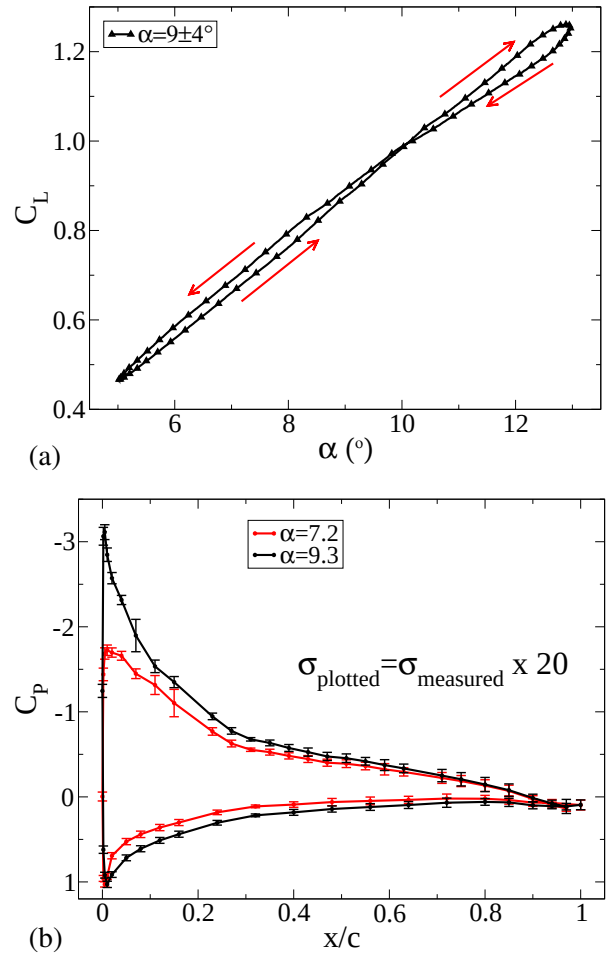


Figure 2: Phase-averaged data during stall at $M=0.3$, $Re=1.15e6$, $f=5.7$ Hz ($\omega^*=0.06$), $\alpha=9\pm4^\circ$: (a) C_L , (b) Pressure distribution with standard deviation x20

¹Corresponding Author. German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, Germany. tony.gardner@dlr.de

²DLR-Institute of Aerodynamics and Flow Technology

attack and pitching rate, and the model deformation is small, then the cycle-to-cycle differences must be an effect of turbulence. The variation in the pressure change due to boundary layer thickening due to transition is detected. The correlation of the peak σC_P with transition position was found in [4] and shown to correlate with transition position by comparing with hot film anemometers in [5].

Since the method measures the differences in the pressure field, pressure transducers with a frequency response far below the turbulence frequencies can be used. These sensors have frequency responses in the range 1-10 kHz, depending on the geometry of the mount, much lower than required for microphone or hot-film measurements. Figure 3a shows σC_P from the pressure sensor on the suction side at $x/c=0.15$ against α . The movement of the transition point over the sensor can be seen as two peaks at $\alpha=6.9^\circ$ on the upstroke and at $\alpha=6.2^\circ$ on the downstroke. When the flow over the sensor is laminar (at low α), then σC_P is small. There is a peak as the transition point passes over the sensor, and then a higher level of σC_P associated with turbulent flow over the sensor.

Finally, in Fig. 3b, a hysteresis loop for the transition point on the airfoil suction side can be extracted using the peak positions from different pressure sensors. The hysteresis in the transition position increases slightly with increasing amplitude, but is qualitatively similar between all the test cases examined.

In addition, the following points will be discussed in the paper:

- **Measurement accuracy and comparability with other techniques:** The accuracy and comparability of this method with other transition measurement methods will be shown by comparing the transition position from hot-film sensors.
- **Variation of amplitude and frequency:** The primary effect of increasing the pitching amplitude or frequency at constant mean angle and Mach number is to increase the hysteresis in the transition position.
- **Variation of Reynolds number and Mach number:** Reynolds number was varied by a factor of 2 for shockless flow at Mach 0.3 and for flow with shocks at Mach 0.5.

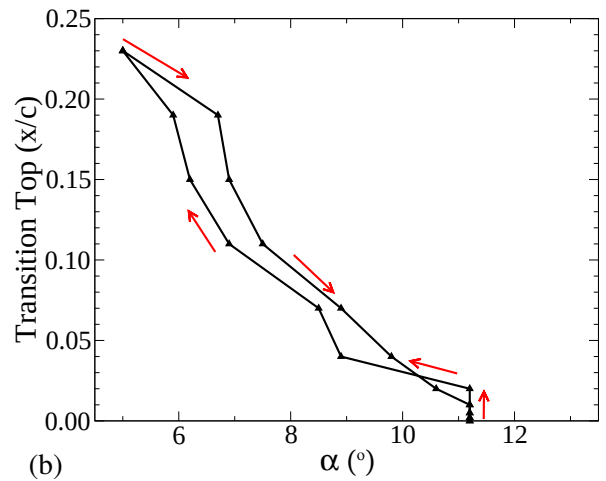
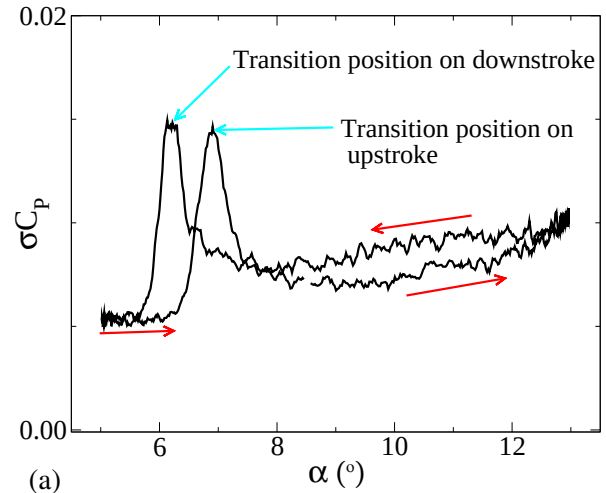


Figure 3: Phase-averaged data during stall at $M=0.3$, $Re=1.15e6$, $f=5.7$ Hz ($\omega^*=0.06$), $\alpha=9\pm4^\circ$: (a) σC_P for $x/c=0.15$ and $\alpha=9\pm4^\circ$, (b) Transition measurement from phase-averaged pressure data.

Two measurement campaigns in the DNW-TWG resulted in a large test matrix of experimental dynamic stall data, which will be analysed to permit comparison of transition position to numerical models.

References

- [1] McCloud, K. L., III, Hall, L. P., and Brady, J. A., "Full-scale wind tunnel tests of blowing boundary layer control applied to a helicopter rotor," NASA TN D-335, 1960.
- [2] Carr, L.W., "Progress in the analysis and prediction of dynamic stall," *J. Aircraft*, Vol. 25, (1), 1988, pp. 6–17.
- [3] Gardner, A.D., Richter K., Mai, H., and Neuhaus, D., "Experimental investigation of air jets for the control of compressible dynamic stall," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 58, (4), 2013.
- [4] Gardner, A.D., Richter, K., Mai, H., Altmikus, A.R.M., Klein, A., and Rohardt, C.-H., "Experimental investigation of dynamic stall performance for the EDI-M109 and EDI-M112 airfoils," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 58, (1), 2013.
- [5] Richter, K., Koch, S., and Gardner, A.D., "Influence of oscillation amplitude and Mach number on the unsteady transition on a pitching rotor blade airfoil", AHS 69th Forum, Phoenix, Arizona, May 21-23, 2013.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

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

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik,
Technische Universität München

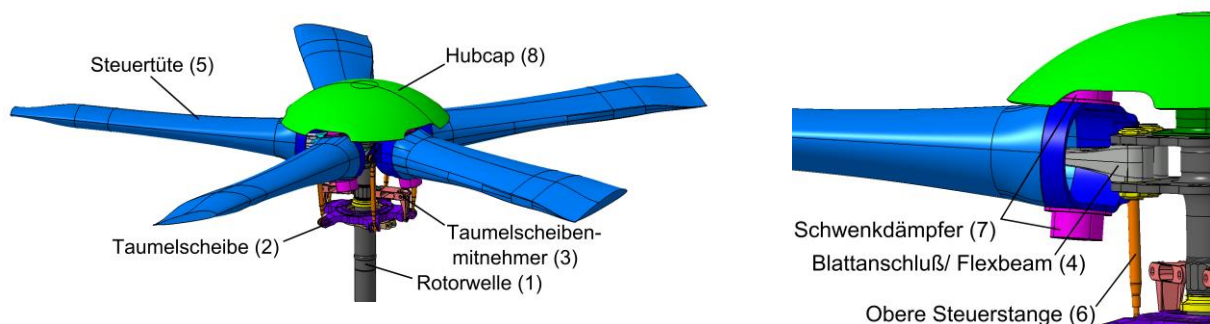
Adresse: Boltzmannstr. 15 Telefon: 089/28916394
85748 Garching b. München Telefax: 089/28916138
E-Mail : moritz.grawunder@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: Eurocopter Deutschland GmbH

Thema: Validierung der Numerischen Strömungssimulation eines 5-
Blatt-Rotorkopfes inklusive Helikopterzelle

Der Rotorkopf von Helikoptern in Haupt-/Heckrotor-Konfiguration trägt entscheidend zum Strömungswiderstand bei (20% - 30% des Gesamtwiderstands) und verursacht infolge der Umströmung der einzelnen Rotorkopfkomponenten charakteristische Nachlaufstrukturen. Die steigenden Anforderungen an die Energieeffizienz von Helikoptern erfordert eine deutliche Reduzierung des parasitären Widerstandes [1]. 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 [2]. 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 eines leichten Transporthubschraubers aufweist. Außerdem sollen die charakteristischen instationären Wirbelstrukturen des Nachlaufs identifiziert und einzelnen Rotorkopfkomponenten zugeordnet 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. Die in der Simulation betrachtete Helikopterzelle inklusive des Rotorkopf ist im Maßstab eines komplementären Windkanalmodells (1 : 5) skaliert, siehe Abbildung 2 (l).

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, siehe Abbildung 2 (r). Die Modellierung der zyklischen Blattwinkelverstellung wird durch Netzdeformierung im inneren Gebiet realisiert [3].

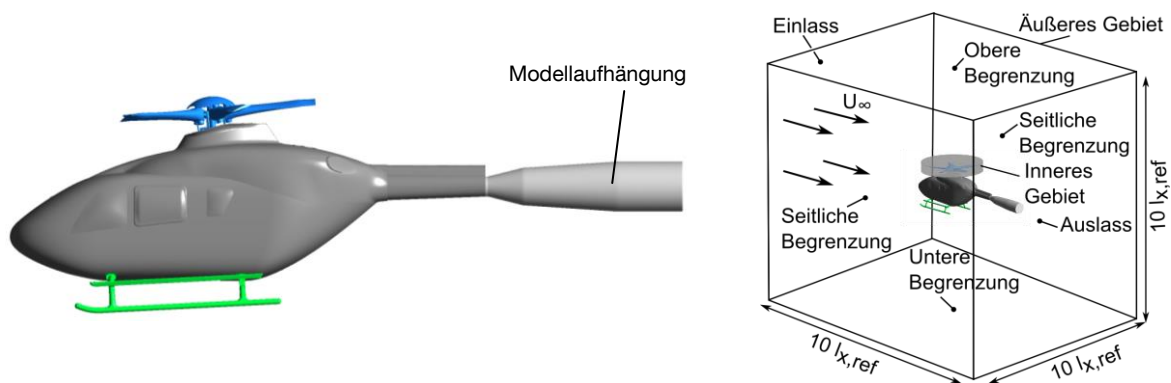


Abbildung 2: Modellgeometrie (l), Aufteilung und Grenzen des Rechengebiets (r).

Zur Strömungsberechnung wird ein URANS-Gleichungsmodell verwendet. Die Turbulenzmodellierung basiert auf dem Shear-Stress-Transport-Modell von Menter. Der verwendete physikalische Zeitschritt entspricht einem Fortschritt des Rotorkopfes von 1° Azimutwinkel bei der realisierten Drehzahl.

Anhand der vorliegenden Daten wird eine genaue Analyse der einzelnen Widerstands- und Auftriebsanteile der Rotorkopfkomponenten, unter Berücksichtigung von Interferenzeffekten mit der Zelle, vorgenommen. Außerdem werden die instationären Strukturen im Nachlauf des Rotorkopfes dargestellt und diskutiert. Desweiteren werden die Rechnungen anhand existierender lokaler und globaler Messdaten validiert. Ein Ausschnitt der Validierungsstudie ist in Abbildung 3 dargestellt. Hier werden die axialen Wirbelstärkeverteilungen in einer Ebene stromab des Rotorkopfes verglichen.

Der nächste Schritt dieser Arbeit ist die Geometrieoptimierung mit dem Ziel, den Widerstand zu reduzieren.

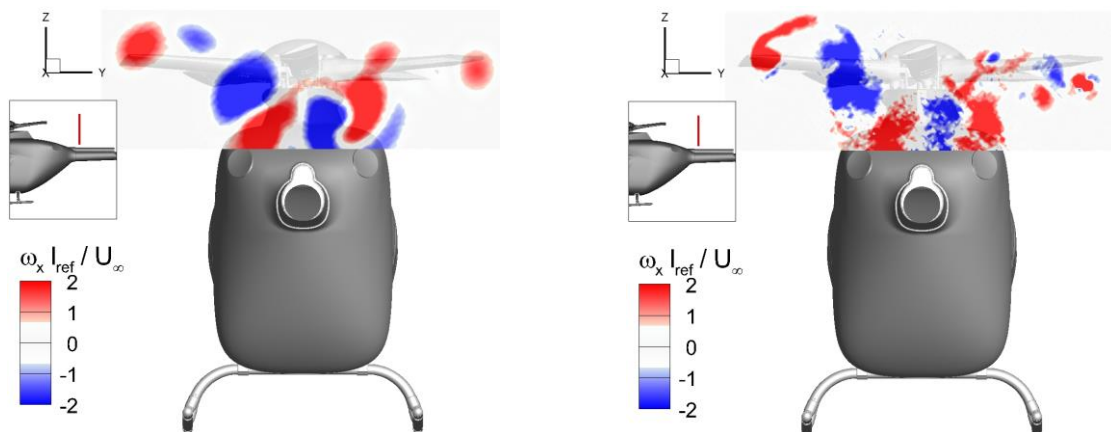


Abbildung 3: Wirbelstrukturen im Nachlauf des drehenden Rotorkopfes für Azimutwinkel $\Psi = 0^\circ$, ermittelt durch Simulation (l) und PIV-Messungen (r).

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] 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
- [2] T. Kneisch et al., Optimised rotor head design for an Economic Helicopter. *Proceedings of the 37th European Rotorcraft Forum*, Gallarate, Italy, 2011
- [3] Grawunder, M., Reiß, R., Stein, V., Breitsamter, C., Adams, N.A.: Flow-Simulation of a Five-Bladed Rotor Head. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Volume 124, pp. 235-243 (2014)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler-aerodynamik

Comparison between two-dimensional and three-dimensional dynamic stall

K. Kaufmann^{*}, A.D. Gardner[†], M. Costes[‡]

In forward flight conditions and during maneuvers the helicopter airfoil can dynamically stall leading to strong pitching moment peaks and thus to a limitation of the helicopter flight envelope. Traditionally, research into dynamic stall relies strongly on two-dimensional experiments where the wing spans the whole width of the wind tunnel and on two-dimensional numerical simulations. But as dynamic stall is a strongly three-dimensional phenomenon, it is necessary to understand how three-dimensional dynamic stall differs from two-dimensional dynamic stall, so that the value of existing two-dimensional dynamic stall data can be maximized. Therefore, a finite wing model (Figure 1) using an untwisted OA209 cross section with thickened root at $y/s=0$ and rounded tip at $y/s=1$ was numerically investigated using the DLR-TAU code and Onera's elsA code [1] under dynamic stall conditions ($Ma=0.16$, $Re=1 \times 10^6$, $\alpha=17^\circ \pm 5^\circ$, $k=\pi fc/U_\infty=0.1$). The geometry was selected to match the Onera finite wing experiment which was performed in the Onera F2 wind tunnel [2].

In this work, two-dimensional and three-dimensional computations using DLR-TAU are compared to investigate the differences and similarities between two-dimensional and three-dimensional dynamic stall effects. The three-dimensional DLR-TAU dynamic stall computations using the Menter SST turbulence model reveal the evolution of an Ω -shaped dynamic stall vortex at approximately $y/s=0.40$ of the OA209 finite wing (see Figure 1). Figure 2 shows the sectional lift coefficient at $y/s=0.36$ and $y/s=0.50$. The stall at $y/s=0.50$ is triggered by the arrival of the Ω -shaped dynamic stall vortex resulting in additional lift as the base point of the vortex passes the section, whereas $y/s=0.36$ stalls as a two-dimensional airfoil. Figure 3 compares the sectional lift coefficient of static two-dimensional computations with the lift coefficient of static three-dimensional simulations at $y/s=0.36$, approximately where the dynamic stall vortex starts to evolve. Due to three-dimensional effects the effective angle of attack at stall is reduced by $\Delta\alpha \approx 5^\circ$ compared to the two-dimensional case.

Figure 4 shows the comparison between three-dimensional dynamic stall computations at $y/s=0.36$ and two-dimensional dynamic stall computations where the mean angle of attack was reduced by $\Delta\alpha=5^\circ$ to obtain approximately the same effective angle of attack between the two cases. For clarity the three-dimensional data was shifted by $\Delta\alpha=-5^\circ$. A qualitatively similar behavior between two-dimensional and three-dimensional dynamic stall computations can be found at the section of the origin of the dynamic stall vortex as well for the lift (left) and for the pitching moment (right). For other sections of the three-dimensional case the results differ from the two-dimensional case, because stall is triggered by the formation of the dynamic stall vortex at $y/s=0.36$.

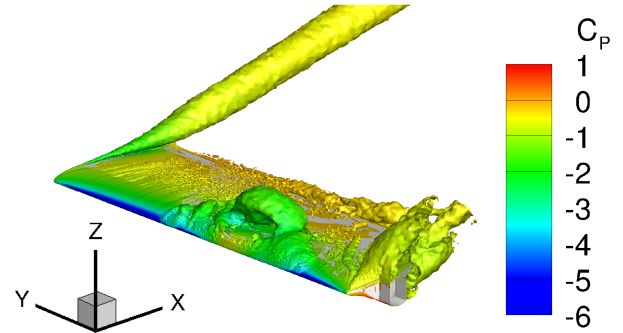


Figure 1: Three-dimensional dynamic stall behavior around the OA209 wing. Visualized by means of isosurfaces of the λ_2 criterion at $\alpha=20.6^\circ$.

^{*}Corresponding Author. German Aerospace Center (DLR), Aerodynamics and Flow Technology (AS), Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, Germany, *Kurt.Kaufmann@dlr.de*, Tel. 0551/709-2745

[†]DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology

[‡]ONERA Applied Aerodynamics Department

In addition to these points, the final article will include:

- An analysis of the similarities and differences between two-dimensional and three-dimensional stall.
- An analysis of the method required to estimate three-dimensional forces with two-dimensional computations including angle of attack effects.
- An analysis of blade tip and blade root effects.

Each of these examples will be illustrated with data from steady and unsteady two-dimensional and three-dimensional computations with DLR-TAU.

References

- [1] Kaufmann, K., Costes, M., Richez, F., Gardner, A.D. and Le Pape, A., “Numerical investigation of three-dimensional dynamic stall on an oscillating finite wing”, American Helicopter Society 70th Annual Forum, Montréal, Québec, May 20-22, 2014.
- [2] Le Pape, A., Pailhas, G., David, F., and Deluc, J.-M., “Extensive wind tunnel measurements of dynamic stall phenomenon for the OA209 airfoil including three-dimensional effects”, 33rd European Rotorcraft Forum, Kazan, Russia, September 11-13, 2007

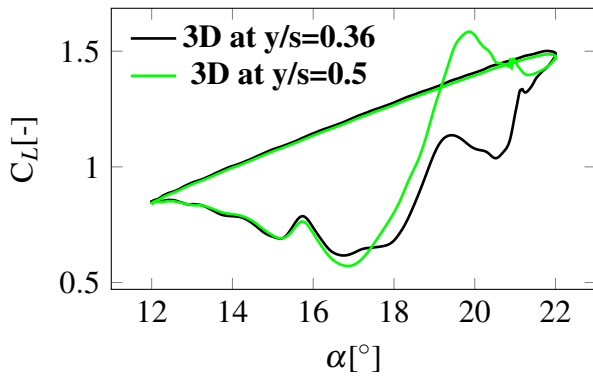


Figure 2: Comparison of lift for 3D dynamic DLR-TAU computations using Menter SST between $y/s=0.36$ and $y/s=0.5$.

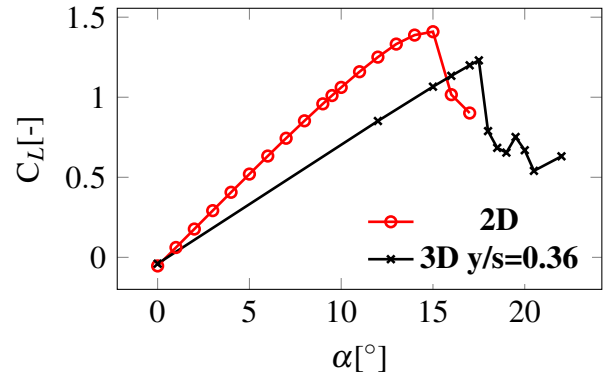


Figure 3: Comparison of lift for static DLR-TAU computations using Menter SST between 2D and 3D at $y/s=0.36$.

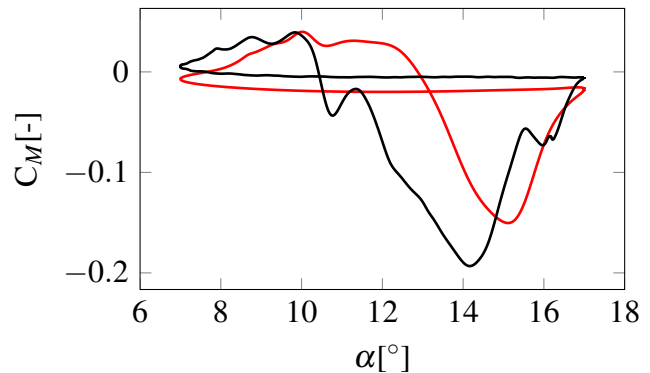
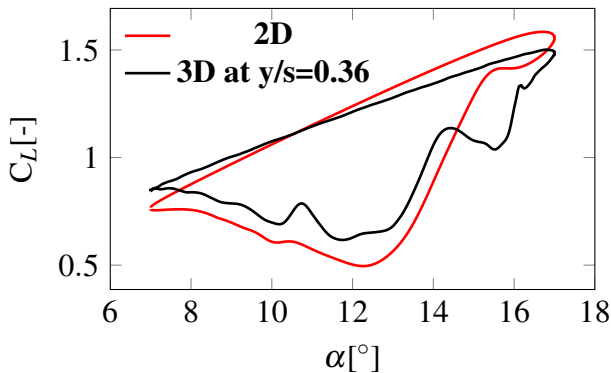


Figure 4: Comparison of dynamic stall DLR-TAU computations using Menter SST between 2D $\alpha^\circ=12^\circ\pm5^\circ$ and 3D $\alpha^\circ=17^\circ\pm5^\circ$ at $y/s=0.36$. Left: lift. Right: pitching moment.

CFD/CSD trim coupled simulation of the HART II rotor with higher harmonic control

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler-aerodynamik

Author: Annika Länger

Institute: DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Lilienthalplatz 7

Phone: 0531-295 2439

38108 Braunschweig

e-mail: annika.laenger@dlr.de

Helicopter blades experience different flow states during one rotor revolution. Additionally to the wide range of flow speeds, blades easily run into the wake of the preceding one as displayed in figure 1. In this case, blade vortex interaction (BVI), that leads to more vibrations, higher loadings and more noise occurs. Predicting BVI is therefore essential. The aim of this work is to demonstrate the capabilities of computing BVI under consideration of aeroelasticity of an isolated rotor by loosely coupling the CSD solver HOST and the unstructured flow solver TAU. The accuracy of results is evaluated by comparing TAU-HOST results to experimental data and literature if appropriate.

Due to the high aspect ratio of rotor blades combined with large aerodynamic forces, rotor blades can not be considered as rigid bodies but elastic deformation has to be taken into account. Moreover, the rotor's aeroelasticity makes an iterative computation of the trim necessary to reach the desired helicopter flight state. Thus, a coupling between a comprehensive rotor code (CSD) and a flow solver has to be used. The CSD solver HOST approximates any blade as a beam, composed by finite linear elements. HOST-internal aerodynamic, based on blade element theory, is used for an initial guess on the rotor trim and blade deformation. The information is submitted to TAU which performs an unsteady aerodynamic computation, using the chimera technique. After one revolution, the surface loads of the last quarter rotor revolution are composed to one single file which contains 3D aerodynamic forces from the flow solver. Differences between the initial guess and the 3D forces are used by HOST to adjust the blade deformation and rotor trim. By repeating the procedure, the HOST-internal aerodynamics are gradually replaced by the 3D aerodynamics of TAU until a converged trim state is reached. Trim control angles are applied only once per rotor revolution and define the flight condition of the rotor

$$\Theta = \Theta_0 + \Theta_{1c} * \cos \Psi + \Theta_{1s} \sin \Psi \quad (1)$$

wherein Θ_0 is the collective control, Θ_{1c} is called lateral control, and Θ_{1s} is the longitudinal control. Ψ is the rotor azimuth angle. To reduce BVI higher harmonic controls (HHC) of the form

$$\Theta_{HHC} = \Theta_2 * \cos(2 \cdot \Psi - \Delta\Psi_2) + \Theta_3 * \cos(3 \cdot \Psi - \Delta\Psi_3) + \dots \quad (2)$$

are added to the trim controls. Its major purpose is to move the blade such that it does not pass the preceding blade's wake.

The validation case is the second of the, so called, HHC Aeroacoustic rotor tests (HART) that were conducted in the German-dutch wind tunnel (DNW) in 1994 and 2001 [1]. During the test, a model of the Bo105 rotor in flight conditions with strong BVI was investigated. The baseline case (BL) describes the case without HHC. Its noise and vibration level were used as references. Then, two objective functions were applied one after the other. The first objective function was defined to find the minimum vibration (MV) level of the rotor. The second objective function aimed for the minimum noise (MN) level. The minimum levels were reached by adding HHC to the rotor trim. Both objective functions have an amplitude of $\Theta_3 = 0.8$ and a phase of $\Delta\Psi_3 = 180^\circ$ for the MV case and

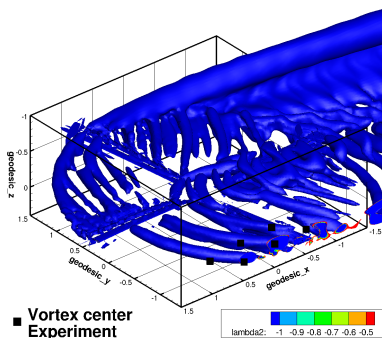


Figure 1: BVI of the BL case

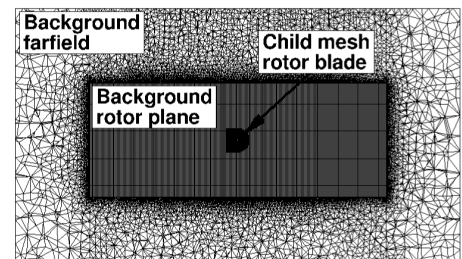


Figure 2: Coarse mesh setup

$\Psi_3 = 300^\circ$ for the MN case.

The chimera mesh setup is displayed in figure 2. A structured mesh was generated for the child mesh around the blades and for the background mesh in the rotor plane and wake region. The volume between rotor plane and boundaries is filled by an unstructured mesh. The physical time step size was $1^\circ/dt$.

All three test cases converged in 12 coupling cycles (see figure 3 for the BL case). By this time, the relative differences in the collective trim angle dropped to $\Delta\Theta_0 = 0.034\text{‰}$, while the cyclic controls differed about $\Delta\Theta_{1c} = 0.18\text{‰}$ and $\Delta\Theta_{1s} = 4.6\text{‰}$. The trim angles reached and the values expected from experiments are contained by table 1. While Θ_0 and Θ_{1c} match the experiment and reach the level of comparable studies in literature (e.g. [2]), the difference in Θ_{1s} is larger. Its origin is the matter of further investigations.

Table 1: Comparison of trim angles				
	Experiment	TAU-HOST BL	TAU-HOST MN	TAU-HOST MV
Θ_0	3.8	3.49	3.57	3.49
Θ_{1c}	1.92	1.68	1.76	1.65
Θ_{1s}	-1.34	-0.37	-0.16	-0.40

Evaluating the blade surface loads, extracted at $r = 0.87R$, the characteristics of the measurements from HART II were met reasonably (see figure 4 for the BL case). First of all, BVI locations at $\Psi = 50^\circ$ and $\Psi = 300^\circ$ become clearly visible. At the advancing side ($\Psi = 50^\circ$) forces are slightly overestimated which is due to the missing fuselage in the computation. At $\Psi = 300^\circ$, the computed forces fit approximately the minimum of the BVI-oscillations as seen in the experiment. Results, displayed lie in the range of computations seen published by other authors on comparable meshes. Besides the aerodynamic loads, the blade deformation was also evaluated. Generally, deformations lie in the range of experimental data. Figures of the HHC cases and deformations will be shown in the final paper.

After having evaluated blade loads and deformation, it became apparent that BVI is not resolved in detail. Therefore, two studies were performed to quantify the influence of time step size and element size. In the time step study, the physical time step was reduced to $0.5^\circ/dt$ and $0.1^\circ/dt$. In the mesh study, the element size of the background mesh in the rotor plane area was decreased about 0.5 in each axis direction. In both studies, the converged trim state of the larger time step is used as initial guess. It is then quantified how trim angles, blade loads and deformation change. Both computations have not been finished yet but will be done for the final paper.

After having conducted computation on three BVI cases, it is recorded, that the TAU-HOST coupling process is generally able to predict this phenomena. Anyhow, accuracy of predictions clearly depend on parameters as element size, mesh quality and physical time step size. Their influence will be quantified. Moreover two examples of HHC cases were computed satisfactory.

References

- [1] *The HART II test in the LLF of the DNW - a major step towards rotor wake understanding.* Wall,B.v.d.; Junker,B.;Burley,C.;Brooks,T.;Yu,Y.;Tung,C.;Raffel,M.;Richard,H.;Wagner,W.;Mercker,E.;Pengel,K.;Holthusen,H.;Beaumier,P.;Delrieux,Y., September 17-20, 2002.
- [2] *An Assessment of CFD/CSD prediction state-of-the-art using the HART II international workshop data.* Smith,M.; Lim,J.; Wall,B.v.d; Beader,J.; Biedron,R.; Boyd,D.Jr.; Jayaraman,B.; Jung,S.; Min,B., May 1-3,2012.

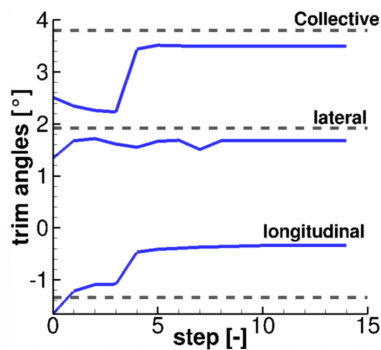


Figure 3: Convergence history of trim angles, BL case;
— TAU-HOST, — — — experiment

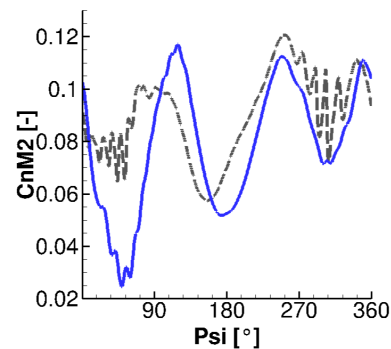


Figure 4: Aerodynamic loads at $0.87R$, BL case;
— TAU-HOST, — — — experiment

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Experimentelle Untersuchung des dynamischen Strömungsabrisses an einer schwingenden Rotorblattspitze

C.B. Merz*, C.C. Wolf, K. Richter, K. Kaufmann, M. Raffel

*DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, christoph.merz@dlr.de, Tel. 0551/709-2277

Ausgangssituation: Durch die während des Umlaufs variierenden Anstellwinkel und die wechselnde Anströmung am Hubschrauberhauptrotor im Vorwärts- und Manöverflug kommt es zu instationären Strömungsphänomenen. Eines dieser Phänomene ist der dynamische Strömungsabriss, der auf dem rücklaufenden Rotorblatt während hochbelasteter Manöverflüge und damit verbundenen hohen lokalen Blattanstellwinkeln auftritt. Die vereinfachte experimentelle Simulation des Phänomens erfolgte mit einem mit der Rotordrehfrequenz oder einer vergleichbaren reduzierten Frequenz schwingenden 2D-Profil [1]. Darauf basierend gab es seither zahlreiche Untersuchungen zum dynamischen Strömungsabriss am 2D-Modell. Drei verschiedene Flugzustände mit dynamischem Strömungsabriss, die im Rahmen des NASA UH-60 Airloads Program mit einem UH-60A „Black Hawk“ Hubschrauber durchgeführt wurden, haben gezeigt, dass die erste Ablösung häufig im mittleren Teil des Rotorblattes auftritt und die Strömung anschließend vor allem in Richtung Blattspitze großflächig abreisst [2]. Dreidimensionale Effekte spielen demnach eine wichtige Rolle und eine gegenseitige Beeinflussung des Blattspitzenwirbels und des dynamischen Strömungsabrisses ist zu erwarten. Für ein besseres Verständnis des dreidimensionalen dynamischen Strömungsabrisses sind weitere Windkanalversuche notwendig.

Ziel: Der dreidimensionale dynamische Strömungsabriss soll an einer schwingenden Blattspitze experimentell untersucht und das Abrissverhalten an verschiedenen spannweitigen Positionen verglichen werden.

Lösungsweg: Um eine dem Hubschrauberrotor ähnliche Geometrie zu erhalten, wurde das DSA-9A Profil und ein parabolischer Randbogen gewählt. Mit einer Profiltiefe von 270 mm und einer Spannweite von 1620 mm ergibt sich ein Streckungsverhältnis von 6. Zur Übertragung der aerodynamischen Lasten auf die Modelleinspannung wurde das Modell im Bereich von 100 mm an der Blattwurzel krümmungsstetig auf die doppelte Profildicke aufgeweitet. Es wurde eine lineare, positive Verwindung von der Blattwurzel ($s=0$ mm) zur Blattspitze ($s=1620$ mm) um $5,5^\circ$ gewählt. Im Modell befinden sich 100 instationäre Druckaufnehmer an insgesamt drei Profilschnitten und drei spannweitigen Schnitten auf der Saugseite. Aus den drei Profilschnitten lassen sich lokal Auftrieb, Druckwiderstand und Nickmoment bestimmen, während die spannweitigen Schnitte eine Untersuchung der Ausbreitung des Strömungsabrisses ermöglichen. Es wurden Windkanalversuche mit einer auf die Profiltiefe bezogenen Reynolds-Zahl von $9 \cdot 10^5$ und einer Mach-Zahl von 0,16 durchgeführt. Für die Strömungsfeldmessung stand ein Stereo-PIV System bestehend aus zwei pco.dimax-Kameras und einem Litron LDY304-Laser mit geeigneten Optiken zur Verfügung. Die Abtastrate für die Drucksensoren lag bei 20 kHz und die Aufnahmefrequenz für die PIV-Doppelbilder bei 1 kHz.

Ergebnis: In Abb. 1 sind exemplarisch die phasengemittelten Beiwerte für Auftrieb, Nickmoment und Druckwiderstand für eine Schwingung von $\alpha_{Wurzel}(t) = 9^\circ + 6^\circ \sin(2\pi ft)$ mit $f = 3,2$ Hz gegeben. Der Anstellwinkel ist dabei um die lokale Verwindung korrigiert. Das Auftreten von Deep Dynamic Stall am Modell ist in allen Beiwerten und an allen Profilschnitten zu erkennen, dennoch unterscheiden sich die Beiwertverläufe an den drei spannweitigen Positionen. Der Auftrieb in der Nähe des Randbogens ($s=1400$ mm) ist während des Aufnickens deutlich geringer als an den beiden anderen Positionen. Die Ablösung setzt verspätet ein und die Nickmomentenspitze sowie der maximale Widerstand sind deutlich reduziert. Während der Auftrieb an den beiden inneren

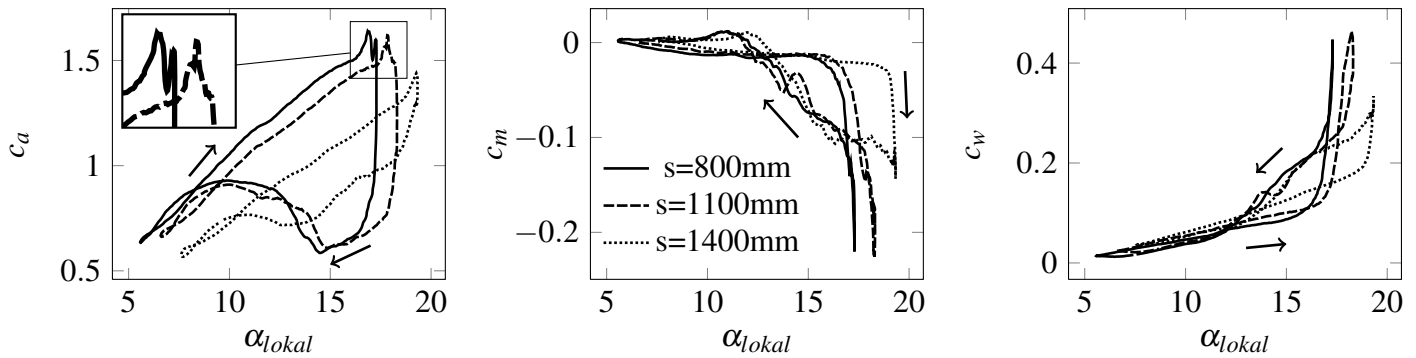


Abbildung 1: Beiwerte für Auftrieb, Nickmoment und Druckwiderstand an drei spannweiten Positionen.

Positionen sehr stark einbricht, fällt die Reduktion in der Nähe der Blattspitze geringer aus. Auch das Verhalten an den beiden inneren Druckschnitten ist unterschiedlich – insbesondere im Bereich des maximalen Auftriebs. Am mittleren Schnitt ($s=1100\text{ mm}$) ist eine einzelne Spitze im Auftrieb zu erkennen, anschließend bricht der Auftrieb deutlich ein. Dagegen sind am inneren Schnitt ($s=800\text{ mm}$) zwei Spitzen im Auftrieb zu erkennen. Bevor die zweite Spitze einen vergleichbaren Wert wie die erste Spitze erreicht, bricht der Auftrieb abrupt ein. Das Verhalten deutet auf unterschiedliche Mechanismen der Ablösung hin: Während am mittleren Schnitt der Auftrieb vor Erreichen des maximalen Anstellwinkels einbricht, wird der vollständige Strömungsabriss am inneren und äußeren Schnitt von der Bewegungsumkehr ausgelöst. Die Extrema des Auftriebs, des Nickmoments und des Widerstands sind vergleichbar für die beiden inneren Schnitte. Das unterschiedliche Verhalten ist auch in

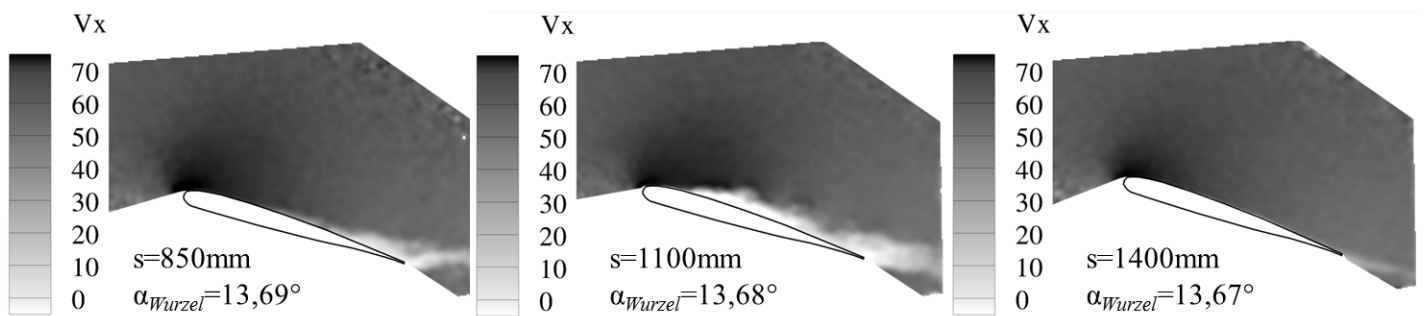


Abbildung 2: Strömungsfelder bei vergleichbarem Wurzelanstellwinkel an drei spannweiten Positionen.

den instantanen PIV-Ergebnissen in Abb. 2 zu erkennen. Es sind Strömungsfelder bei einem Wurzelanstellwinkel um $13,68^\circ$ während des Aufnicksens an drei spannweiten Schnitten zu sehen. Es ist deutlich zu erkennen, dass die Ablösung im mittleren Bild wesentlich weiter fortgeschritten ist. Bis auf einen kleinen Bereich an der Profilnase ist die Strömung auf der Saugseite abgelöst. Bei $s=850\text{ mm}$ zeigt sich hingegen erst eine beginnende Ablösung an der Hinterkante und bei $s=1400\text{ mm}$ liegt die Strömung noch über dem gesamten Profil an.

Weiteres Vorgehen: Weitere Schwingungsfälle und PIV-Messungen an zusätzlichen spannweiten Positionen werden analysiert und interpretiert. Die spannweite Ausbreitung der Ablösung wird untersucht und der Einfluss der Blattspitze auf die Entstehung und Ausbreitung des dynamischen Strömungsabrisses diskutiert.

Literatur:

- [1] McCroskey WJ, Fisher Jr RK (1971) *Detailed Aerodynamic Measurements on a Model Rotor in the Blade Stall Regime*. 27th Annual National Forum of the American Helicopter Society.
- [2] Bousman WG (1998) *A Qualitative Examination of Dynamic Stall from Flight Test Data*. Journal of the American Helicopter Society 43:279-295, doi 10.4050/JAHS.43.279

Influence of Periodically Varying Incident Velocity on the Application of Semi-Empirical Dynamic Stall Models

Dominik Schicker* and Manfred Hajek

Institute of Helicopter Technology, Technische Universität München

Projektgruppe: Drehflügler-aerodynamik

1 Introduction

The huge number of different flight states that need to be calculated during the design and certification process of a helicopter limits the methods for rotor airload computation, with only blade element methods available. Unsteady aerodynamics, particularly dynamic stall is taken into account using semi-empirical models which exist in a huge variety. The difficulty with all of these models is the determination of the empirical model coefficients, which strongly depend on the specific airfoil and case. Usually, these parameters are defined on the basis of wind tunnel experiments with an airfoil pitching about its quarter chord with steady inflow conditions and a varying incident angle - whereas in real-world conditions, a blade section of a helicopter rotor in forward flight, encounters a periodic variation of incidence angles and periodic varying incident velocity.

This study examines the influence of this simultaneous velocity change on the dynamic stall behavior. First, two different approximations for the velocity superposition are compared to a dynamic stall case with steady freestream velocity. This dynamic stall test case is further defined in Section 2. As there is only limited experimental data available, the considerations within this study are based on numerical results obtained by solving the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) equations using the DLR-TAU code. Numerical modeling details are presented in Section 3. The Application of the Leishman-Beddoes and the Gangwani dynamic stall model is briefly described in Section 4.

2 Test Case Definition

Within this study a blade element is examined that consists of the ONERA OA209 rotorcraft airfoil with a chord length of $c = 0.3$ m. The average Mach number of this blade section is $M_0 = 0.5$ and varies during the blade revolution by an amplitude of $\Delta M = 0.2$, while the angle of attack α changes with a phase shift of 180° around the average angle $\alpha_0 = 13^\circ$ by an amplitude of $\Delta\alpha = 7^\circ$. The local incident angle and the local Mach number at the blades azimuth positions Ψ are given by:

$$M(\Psi) = M_0 + \Delta M \cdot \sin(\Psi) \quad (1)$$

$$\alpha(\Psi) = \alpha_0 - \Delta\alpha \cdot \sin(\Psi) \quad (2)$$

The rotational frequency of the rotor is 7 Hz and the local Reynolds number of the blade section varies during one revolution from about $2.1 \cdot 10^6$ at the retreating blade to $4.8 \cdot 10^6$ at the advancing side.

*Corresponding author: Boltzmannstr. 15, 85748 Garching, Tel.: +49.89.289.16370,
E-mail: dominik.schicker@tum.de

3 Numerical Modeling

All URANS computations are carried out on a two-dimensional hybrid grid which is extended by one layer into the third dimension. The hybrid grid is composed of hexahedral cells in the boundary layer region with the height of the first layer adjusted to satisfy $y^+ \leq 1$ during the computation. The remaining part of the flow field between the boundary region and the circular farfield, with a radius of $r = 1000c$ is set up using prismatic cells. As demonstrated by Richter et al.[3], a high temporal and spatial resolution is required to resolve the vortical structures with reasonable quality in order to yield a sufficient approximation of the effective forces and moments - therefore grid resolution is based on the findings of this study. The Spalart-Allmaras turbulence model version by Edwards is used for the fully turbulent computations. Dual-time stepping is applied with 1500 time steps per period and the convergence criterion is set to reduce the density residual by 6 orders of magnitude compared to the initial value of the first time step.

As mentioned earlier, there are two different approaches to model the periodically varying incident velocity. The first approximation is a simultaneous lead-lag and pitching motion of the airfoil undergoing constant free stream velocity. Because of the harmonic lead-lag motion additional apparent mass forces are induced in the fluid which affect the forces and moments acting on the airfoil. The second method is to vary the farfield velocity at each time step of the computation which creates velocity waves at the farfield.

4 Semi-empirical Modeling

Semi-empirical dynamic stall models predict the lift, drag and moment coefficient based on a physics based formulation with an empirical correction for unsteady or even dynamic stall conditions with low expense. The quality of the predicted aerodynamic coefficients for a particular case, strongly depends on the selected parameters. Within this study the model parameters of the dynamic stall models formulated by Gangwani [1] and by Leishman and Beddoes [2] are adapted to match the numerical results of this test case. Usually, these parameters are determined in terms of a constant free stream velocity but for different Mach numbers. As the Mach number changes during a revolution different parameter sets are utilized within the rotor simulation. This classical approach using a tabulated set of parameters for different Mach numbers, is compared to a revolution based method which uses parameters determined by means of concurrent velocity and angle of attack variations.

5 Outlook

Results of the URANS computations of a pitching OA209 airfoil under dynamic stall conditions with different steady free stream velocities and two approximations for a simultaneous varying velocity will be presented. Different strategies for the empirical parameter representation are compared for two commonly used dynamic stall models.

References

- [1] Santu T. Gangwani. Prediction of dynamic stall and unsteady airloads for rotor blades. *Journal of the American Helicopter Society*, 27(4):57–64, 1982.
- [2] J. G. Leishman and T. S. Beddoes. A semi-empirical model for dynamic stall. *Journal of the American Helicopter Society*, 34(3):3–17, 1989.
- [3] K. Richter, A. Le Pape, T. Knopp, M. Costes, V. Gleize, and A.D. Gardner. Improved two-dimensional dynamic stall prediction with structured and hybrid numerical methods. *Journal of the American Helicopter Society*, 56(4), 2011.

Coupled fluid-structure simulations of a trimmed helicopter rotor in forward flight

S. Surrey
Institute of Aeroelasticity
DLR Goettingen
Stefan.Surrey@dlr.de

J.-H. Wendisch
Institute of Aerodynamics
and Flow Technology
DLR Braunschweig
Jan-Hendrik.Wendisch@dlr.de

F. Wienke
Institute of Aeroelasticity
DLR Goettingen
Felix.Wienke@dlr.de

Numerical simulation of trimmed helicopter rotors in forward flight is a challenging effort due to the complex balancing of forces at the rotor blade. During forward flight the flight condition can be adjusted by collective and cycle control inputs. The loads prediction of trimmed rotor blades by coupling tool chains requires accurate simulation of the aerodynamic and structural interaction.

This paper describes the simulation of the isolated 7AD helicopter rotor of the GOAHEAD campaign at DNW/LLF. The wind tunnel configuration as depicted in figure 1 consists of a fuselage comparable to a common transport helicopter, a BO105 tail rotor and the 7AD main rotor. Within the campaign multiple flight conditions were measured creating an experimental database for validation of CFD solvers for helicopter applications. For the validation of the coupling tool chains the cruise test case at $Ma=0.204$ was chosen. [2]

In total three different coupling tool chains are used. For verification all numerical data is provided by the well-tested CSD-Trim tool chain with the structured flow solver FLOWer of DLR. The newly developed tool chains use DLRs unstructured flow solver TAU for the prediction of the flow field. In case of FLOWer-HOST and TAU-HOST the structural deformation and the trim angles are provided by a loose coupling scheme with the comprehensive rotor code HOST of Airbus Helicopters. TAU-SIMPACT uses a tight coupling approach with the commercial multibody software SIMPACK. The data communication of the tight coupling is managed by the FlowSimulator software. [4]

The structural dynamics within the time-accurate coupling environment are described by the multibody software SIMPACK. Via the FlexModal interface a linear Euler-Bernoulli-beam is implemented [3]. Within the loose coupling environments the elastic blade model in HOST are based on an Euler-Bernoulli-beam as well.



Figure 1: GOAHEAD wind tunnel model [1]

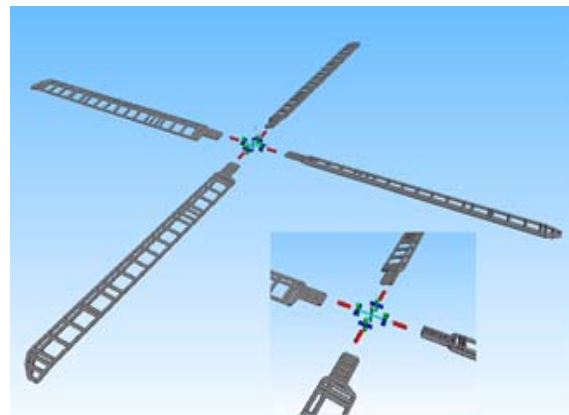


Figure 2: Isolated 7AD SIMPACK model rotor

In figure 2 the SIMPACK model of the isolated 7AD rotor with its fully articulated rotor head with the nonlinear flap, lag and pitch joints is shown.

An overview of the numerical results is given in the following. To ensure a flight conditions comparable to the experiment setup a three-degree-of-freedom trim was applied. All simulations perform a three-degree-of-freedom trim with the three control angles as free variables in order. While in the FLOWer-HOST and the TAU-HOST coupling the trim is directly provided by the comprehensive rotor code the TAU-Simpact coupling uses a 3x3 Jacobian matrix. The matrix is calculated by four additional simulations in order to

determine the sensitivity of the trim target to changing trim angles.

Exemplarily the computed pressure distributions near the blade tip at 82.5 % blade radius are shown in figure 5. Especially at 270° azimuth the experimental pressure distribution is well captured by all simulations. At 180° near the helicopter nose some deviations exist on the suction-side on the blade since the influence of the fuselage is neglected in the simulations.

Figure 3 shows the computed trim angles in comparison to the experiment. The experimental collective angle (Θ_0) and the cyclic cosine angle (Θ_c) are very well predicted by all coupling chains. With around 1.2 degree all chains showed the largest deviations in the cyclic sine (Θ_s) angle. Since only an isolated rotor without the fuselage, rotor head and tail rotor was simulated the deviations are likely related to the missing interference effects in the simulations. For TAU-SIMPACK only results of the 10th revolution are plotted.

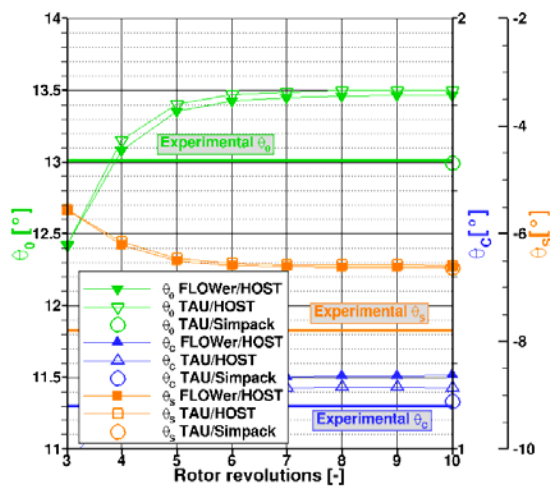


Figure 3: Computed and experimental trim angles

Figure 4 shows the blade tip displacements in flap direction of the rotor blade in comparison to experimental data. The figure includes the results of FLOWer, TAU and SIMPACK. Further the blade tip displacement by HOST stand-alone is plotted.

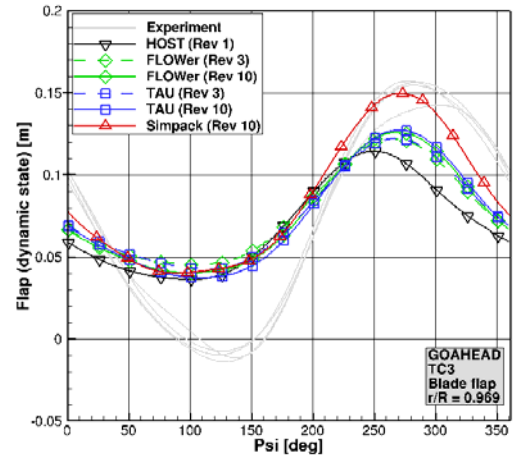


Figure 4: Blade tip displacement

The paper presents:

- Validation of tight and loosely coupled fluid-structure-trim for isolated rotors in forward flight.
- Comparison of sectional load distributions with experimental data at five radial positions
- Comparison of the blade tip movement with experimental results obtained by Stereo-Pattern-Recognition (SPR)

References

- [1] Biava, M. et al, CFD prediction of air flow past a full helicopter configuration, Aerospace Science and Technology, Elsevier Masson SAS, 2011
- [2] Schwarz, T., Pahlke, K., Generation of an advanced helicopter experimental aerodynamic data base for CFD validation, Aerospace Science and Technology, Elsevier Masson SAS, 2007
- [3] Waitz, S., From FEM to MBS: Stability analysis of the elastic H/C rotor, 36th European Rotorcraft Forum, 2010, Paris
- [4] Meinel, M.; Einarsson, G., The FlowSimulator framework for massively parallel CFD applications, State of the Art in Scientific and Parallel Computing, University of Iceland, Reykjavik, Para 2010

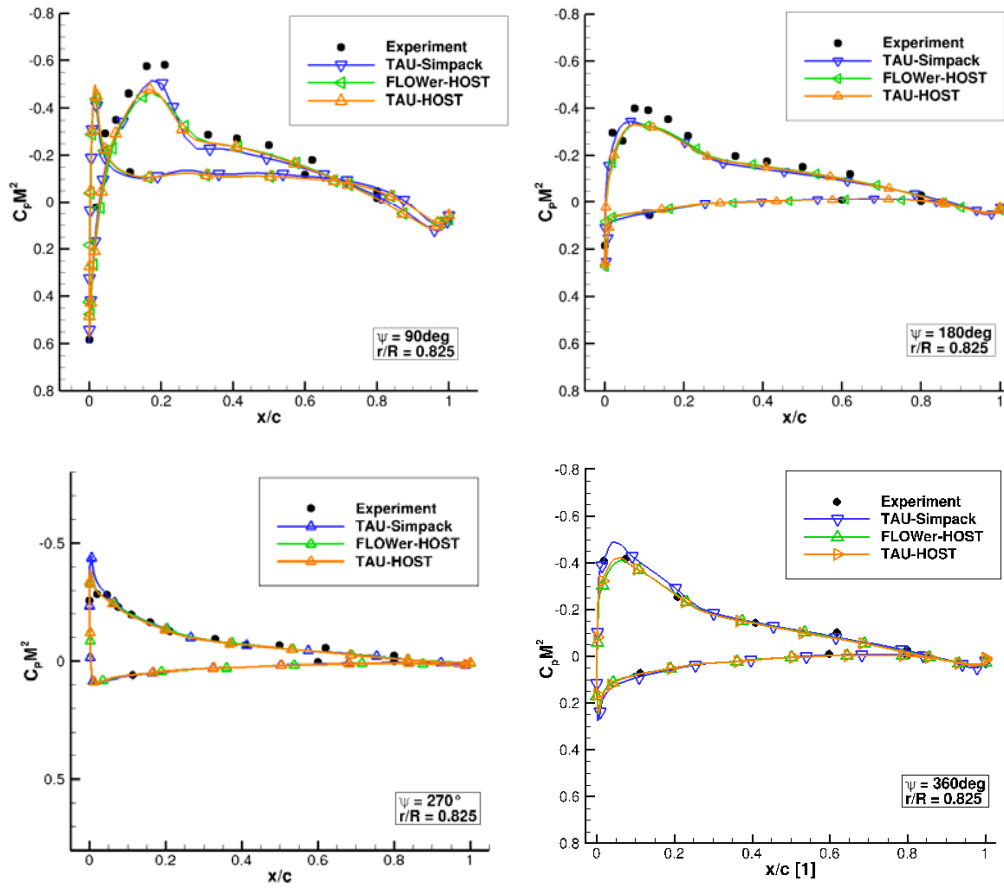


Figure 5: Pressure distribution at 82.5 % blade radius

Transient temperature fields of turbulent mixed convection in an aircraft cabin caused by a local heat source

T. Dehne*, J. Bosbach

German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamic and Flow Technology,
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

*Tobias.dehne@dlr.de

Abstract. The impact of a localized, transient head load on the temperature fields of aircraft cabin air flows has been investigated in the Do 728 test bed of the German Aerospace Center. Surface and fluid temperatures were analyzed using more than 300 local sensors as well as an infrared camera with polystyrene spheres. To simulate the impact of the real passengers, thermal passenger dummies were used. The spatial spreading of the released heat could be characterized for state of the art and novel ventilation systems.

Keywords: Mixing ventilation, displacement ventilation, aircraft cabin, temperature fields, indoor air flow, environmental control

During the last years, conventional and novel ventilation systems for aircraft cabins have been investigated to improve the thermal passenger comfort as well as the heat removal efficiency [1-6]. While the majority of the studies reported in the literature addresses the performance at stationary boundary conditions, little is known about the dynamic performance of the different ventilation concepts. We studied the impact of a local heat source on the temperature fields in the Do 728 test bed for mixing ventilation, ceiling based cabin displacement ventilation as well as hybrid ventilation, which is a combination of ceiling and floor based displacement ventilation [5].

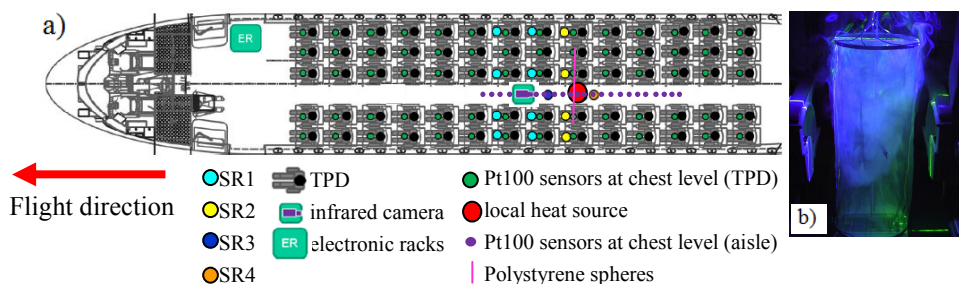


Fig. 1. a) Cabin layout and main components of the Do 728 test facility. Fluid temperatures were measured with sensor racks (SR) near the TPDs (SR1, SR2), in the aisle region (SR3, SR4) and at chest level. b) Flow around heat source at cabin displacement ventilation, visualized with 2-color laser light sheet and smoke.

adfa, p. 1, 2011.

© Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2011

To simulate the impact of the real passengers, 70 thermal passenger dummies (TPD) were placed at 14 seat rows. Pt100 sensors and an infrared camera with polystyrene spheres were used to observe the propagation of the heat, which was released by a specially developed, local heat source (Fig. 1).

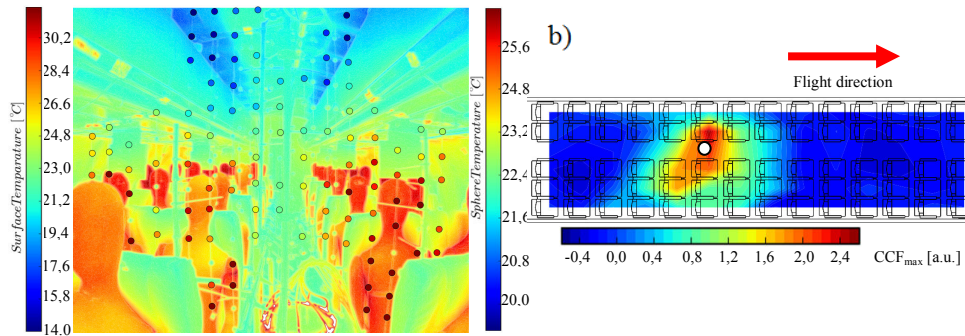


Fig. 2. a) Absolute surface and fluid temperatures with head load and b) correlation of local fluid temperatures at chest level (TPDs) with flux of the head source for mixing ventilation

The response of the cabin air flow has been monitored for periodical and static heat emission of the heat source (see Fig. 1.b)). Figure 2a) depicts an example of static surface temperatures of the cabin interior and fluid temperatures measured with the infrared camera using polystyrene spheres. Figure 2b) shows the correlation of local fluid temperatures at chest level of the TPDs with the flux of the used heat source. Our studies allow to determine the transfer functions from the local head load to the air temperatures. Further the spatial spreading and propagation dynamics of the released heat is characterized for different ventilation systems, allowing to score their dynamic performance.

Literature

1. Kühn M, Bosbach J, Wagner C. Experimental parametric study of forced and mixed convection in a passenger aircraft cabin mock-up, *Building and Environment* **44**: 961-970 (2009)
2. Müller D, Schmidt M, Müller B. Application of a Displacement Ventilation System for Air Distribution in Aircraft Cabins, AST 2011, March 31 – April 1, Hamurg, Germany, 2011
3. Zhang T, Chen Q. Novel air distribution systems for commercial aircraft cabins, *Building and Environment* **42**:1675-1684 (2007)
4. Yin S, Zhang T. A New Under-Aisle Displacement Air Distribution System for Wide-Body Aircraft Cabins, *Building Simulation 2009*, Glasgow, Scotland, pp 1030-1036, 2009
5. Bosbach J, Lange S, Dehne T, Lauenroth G, Hesselbach F, Allzeit M. Alternative Ventilation Concepts for Aircraft Cabins, *CEAS Aeronautical Journal* **4**:301-313 (2013)
6. Bosbach J, Heider A, Dehne T, Markwart M, Gores I, Bendfeldt P. Evaluation of cabin displacement ventilation under flight conditions, ICAS2012, paper 304, September 23-28, Brisbane, Australia, 2012

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Fahrzeugaerodynamik

Numerische Berechnung des thermischen Komforts in einem Modell der PKW-Kabine

Mikhail Konstantinov¹, Claus Wagner^{1,2}

¹Institut für Thermo- und Fluidodynamik TU Ilmenau,

²Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Göttingen

mikhail.konstantinov@dlr.de, claus.wagner@dlr.de

Der thermische Komfort von Passagieren gewinnt an Bedeutung in der Autoindustrie, besonders bei der Ausgestaltung des Interieurs von PKWs. Die Qualität des thermischen Komforts in der Fahrzeugkabine hängt stark von den vorhandenen Wärmequellen ab. Dabei tragen der Fahrer und die Passagiere selbst maßgeblich zu der gesamten Wärmelast in der Kabine bei. Für die Berechnung des thermischen Komforts steht das Finite-Elemente (FE) Programm THESEUS von P+Z Engineering GmbH zur Verfügung, das auf dem FIALA-Manikin-Modell [1] basiert. Am DLR Göttingen wurde in der Vergangenheit ein Interface entwickelt, mit dem das „Computational Fluid Dynamics (CFD)“ Programm OpenFOAM und der Programm THESEUS gekoppelt wurde. Auf diese Weise ist es gelungen den thermischen Komfort in numerischen Simulationen vorherzusagen [2,3]. Für die hier vorgestellte Studie wurde die Luftströmung und Komfortparameter in einem PKW Modell mit vier Insassen für vier verschiedene Ventilationstechniken berechnet. Bei der konventionellen Mischlüftung tritt die Luft von vorne aus den Luftausströmern in der Kabine ein. Bei Quellbelüftung erfolgt die Luftzufuhr dagegen, über zwei Luftsäcke, die unter dem vorderen und hinteren Sitzen installiert sind. Dabei wird die Luft über die ebenfalls vorhandenen Rieseldeckeauslässe wieder abgeführt. Als dritte Ventilationstechnik wurde die Rieseldeckenbelüftung realisiert, bei der die Luft von oben einströmt und aus seitlich installierten Schlitzen ausströmt. Die letzte Variante, die sogenannte Hybridbelüftung stellt eine Kombination zwischen Quell- und Rieseldeckungsbelüftung dar. Bei allen vier Varianten wird an den Inletsflächen der gleiche Volumenstrom von 28 l/s und die gleiche Temperatur von 13.6°C vorgegeben. Die Gegenüberstellung der Varianten erfolgt durch den Vergleich der berechneten Äquivalenttemperaturen, den Zhang Komfort Indizes und der Energieeffizienz der Ventilationstechniken.

Moderne Thermische-Komfort-Modelle berücksichtigen, dass der menschliche Körper aus verschiedenen Schichten besteht, indem die Wärme über den Blutkreislauf verteilt wird. Zusätzlich werden Bekleidung, Aktivität der Menschen und Luftfeuchtigkeit modelliert. Um die Wechselwirkung zwischen Kabinenströmung und dem Wärmetransport im Menschen berücksichtigen und Aussagen über den thermischen Komfort der Passagiere treffen zu können, wurde eine Prozesskette entwickelt, die auf der Kopplung zwischen dem Simulationsprogramm OpenFOAM mit dem FE-Programm THESEUS beruht. Im Einzelnen steht ein der Gesamtprozess zur Verfügung, mit dem eine mehrere Schritte iterativ durchlaufen werden: 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.

Von den vier untersuchten Belüftungsvarianten im Modell einer PKW-Kabine ist die Rieseldeckenbelüftung beispielhaft in Abb. 1 dargestellt. Dabei werden einerseits die Temperaturverteilung an den Oberflächen der Manikins und an den Sitzen und andererseits Stromlinien der mittleren Geschwindigkeit präsentiert. Die berechneten mittleren Temperaturen in der Kabine ergaben die folgenden Werte: Basis → T=24.4°C, Rieseldecke → T=21.7°C, Quell-

belüftung → $T=19.6^{\circ}\text{C}$ und Hybrid → $T=19.9^{\circ}\text{C}$. Während die Quellbelüftung eine deutlich höhere Energieeffizienz aufweist, zeigt die Verteilung der Äquivalenttemperaturen zwischen Körperteilen des Fahrers (Abb. 2), dass die Hybridbelüftung hinsichtlich des Komforts bessere Resultate liefert. In einem ebenfalls durchgeführten Vergleich der numerischen Vorhersagen mit Messdaten konnte eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse aus Simulation und Experiment erzielt werden..

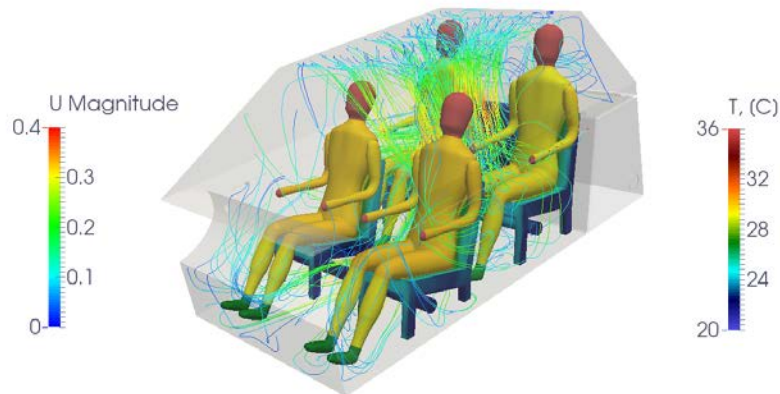


Abbildung 1: Rieseldeckenbelüftung – Temperatur- und Geschwindigkeitsverteilung.

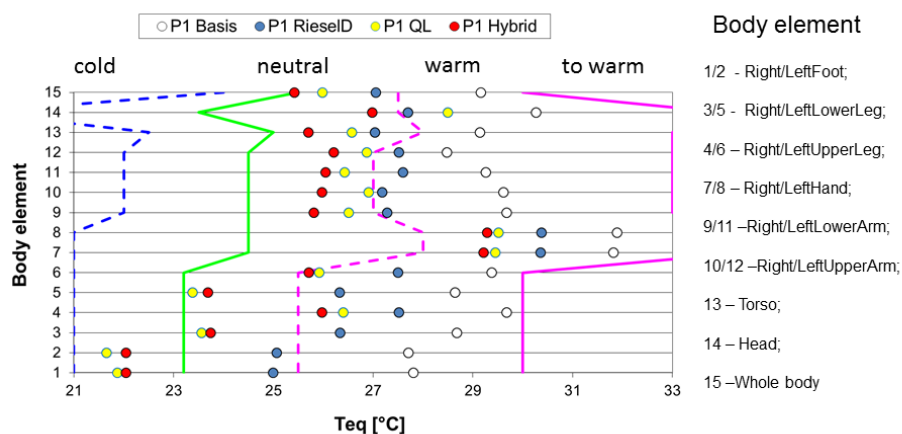


Abbildung 2: Gegenüberstellung der Äquivalenttemperaturen für Fahrer bei den unterschiedlichen Belüftungsszenarien.

Literatur:

1. D. Fiala, K. J. Lomes, M. Stohrer, *Computer prediction of human thermoregulatory and temperature responses to a wide range of environmental conditions*, Int. J. Biometereol. (2001) **45**: 43-159.
2. M. Konstantinov, W. Lautenschlager, A. Shishkin, C. Wagner, *Numerical simulation of the air flow and thermal comfort in aircraft cabins*, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX (STAB Symposium 2012), Springer Series: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, **124**, (2014): 293-301.
3. M. Konstantinov, C. Wagner, *Numerical simulation of the air flow and thermal comfort in a train cabin*, in *Proceedings of the Second International Conference on Railway Technology: Research, Development and Maintenance*, J. Pombo, (Editor), Civil-Comp Press, United Kingdom, paper 328, (2014). doi:10.4203/ccp.104.328.

Mitteilung

Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

A DLM Correction Method for Flutter Prediction Based on Experimental Pitch Derivatives

Anne Hebler and Reik Thormann
DLR Institute of Aeroelasticity
Bunsenstr. 10
37073 Göttingen
Anne.Hebler@dlr.de, Reik.Thormann@dlr.de

Keywords

Laminar Flow, Flutter, DLM, Forced Pitch Oscillations, Transonic Flow, Unsteady Transition

Initial Situation

In order to design environmental-friendly and energy-efficient aircraft laminar and hybrid flow technologies have become a matter of interest. The potential of drag reduction on the whole aircraft due to laminar flow on the wing is estimated at 11%. However, the influence on the aeroelastic behavior (flutter stability) is still a point of research. Flow characteristics may change significantly in comparison to modern supercritical airfoils. Therefore, an investigation on the flutter behavior of a laminar airfoil in the transonic flow regime is needed.

In a previous forced-motion wind-tunnel experiment pitch oscillations of a two-dimensional CAST-10 airfoil model were investigated. The measurements were carried out with the plain airfoil (free transition) and with transition tripping dots glued on the model at $x/c = 0.075$ (fixed transition). Nonlinearities in the steady-state behavior of the aerodynamic forces for transitional flow as well as significant differences in the motion-induced unsteady airloads between transitional and fully turbulent flow were observed [1]. Forced heave oscillations could not be measured due to technical limitations.

Aim

In preparation of a follow-up flutter experiment, this time with the heave and pitch degree of freedom allowed to respond freely, a flutter stability analysis has to be carried out for both transitional and fully turbulent flows. The stability analysis serves as a basis for the selection of the optimal measurement points and also minimizes damage risks during the experiment.

Approach

Many different methods exist to obtain the aerodynamic derivatives of heave and pitch as the input for flutter calculations. In the previous forced-motion experiment, the wing was only excited in pitch. Thus, the aerodynamic response to a heave motion is missing and has to be obtained from simulations. The doublet lattice method (DLM), a panel method working in the frequency domain, is used to carry out the unsteady calculations for forced heave and pitch oscillations. Since DLM cannot predict viscous effects and transonic phenomena such as recompression shocks, corrections have to be introduced. The DLM response to the pitch motion is therefore updated by the existing experimental data. Two different correction methods for heave mode adjustment are applied: A direct transfer of the pitch correction and the synthetic mode correction technique (SMC) [2,3]. The procedures are validated using experimental data of a 2D NLR7301 airfoil model [4], because both forced heave and pitch oscillations were measured for this airfoil. The flutter calculations are conducted with a p-k-method, with structural parameters of the model measured in a vibration test.

Results

The correction of the DLM leads to differences in the local pressure distribution between free and fixed transition. The effect of laminar-turbulent transition is captured in the pitch mode and transferred to the heave mode with both approaches. Additionally, the shock position is included in the corrections for transonic Mach numbers. The global results are shown in Figure 1 in terms of magnitude and phase of the complex-valued lift derivatives due to pitch and heave for a Mach number of $Ma = 0.5$. The effect of transition can be observed especially in the phase of the derivatives. While the response for fixed transition matches the DLM results for low reduced frequencies quite well, the phase difference grows with the reduced frequency. The influence on the amplitude is less pronounced. For free transition the pitching derivatives decrease for low reduced frequencies compared to fixed transition. The magnitude of the heave derivative is barely influenced by the transition at $Ma = 0.5$. However, at higher flow speeds an impact is observed also for this value. The two different approaches for the heave correction agree with each other, which supports the validity of the correction methods. In the present paper the influence of transition on the flutter boundary is discussed and the differences for transitional flow compared to fully turbulent flow are analyzed.

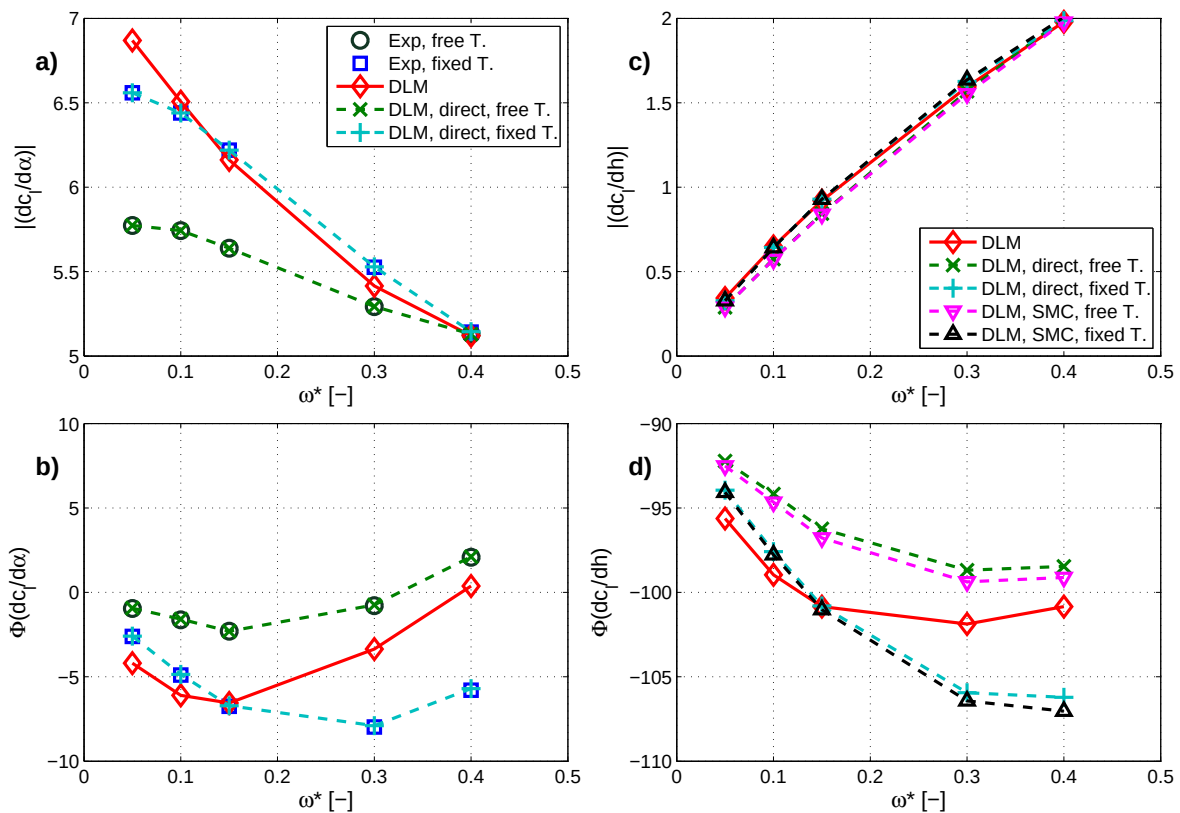


Figure 1: Measured and original/updated DLM lift derivatives due to pitch (a) amplitude, b) phase) and resulting original/updated DLM lift derivatives due to heave (c) amplitude, d) phase) for the CAST-10 airfoil.

Literature

- [1] Hebler, A., Schojda, L., Mai, H. (2013). *Experimental Investigation of the Aeroelastic Behaviour of a Laminar Airfoil in Transonic Flow*. In: Proceedings International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) 2013, Bristol.
- [2] Voß, R., Thormann, R. (2012). *Flutter Computations for a Generic Reference Aircraft Adopting CFD and Reduced Order Methods*. In: Proceedings AIAA 2012 - 53rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conferences (SDM) 2012, Honolulu/Hawaii.
- [3] Banavara, N. K., Dimitrov, D. (2012). *Prediction of Transonic Flutter Behavior of a Supercritical Airfoil using Reduced Order Methods*. 18. DGLR-Fach-Symposium der STAB 2012, Stuttgart.
- [4] Dietz, G., Schewe, G., Mai, H. (2004). *Experiments on heave/pitch limit-cycle oscillations of a supercritical airfoil close to the transonic dip*. Journal of Fluids and Structures 19 (2004) pp.1-16

Mitteilung

Fachkreis: Aeroelastik

Numerische Modellierung von Windkanalwänden zur Untersuchung instationärer Profilschwingungen

Christoph Kaiser, Jens Nitzsche

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

Ausgangssituation:

Profilströmungen in Windkanälen können näherungsweise als ebene Strömungen aufgefasst werden. Darüber hinaus erlaubt der Einsatz adaptiver, stromlinienangepasster Windkanalwände die Verwendung zweidimensionaler CFD-Modelle mit Fernfeld-Randbedingungen (Abb. 1). Dies gilt zunächst jedoch nur für stationäre und nicht für instationäre Strömungen, wie sie etwa von schwingenden Flügeln hervorgerufen werden. Bisherige Modellierungen basierend auf an stationäre Stromlinien angepassten Rändern ermöglichen die Simulation von instationären Profilschwingungen niedriger Frequenz. Diese zeigen eine Überhöhung der dynamischen Auftriebsantwort durch die Kanalwände im Vergleich zu Freiflugbedingungen. Des Weiteren wird die akustische Kanalresonanzfrequenz, wie sie aus der Literatur bekannt ist [Runyan, 1955; Voß, 1998], im Frequenzgang des Auftriebsbeiwerts wiedergegeben, siehe Abb. 2. Für Frequenzen oberhalb der Windkanalresonanzfrequenz ergeben sich im CFD-Modell jedoch Störungen, die höchstwahrscheinlich nicht physikalischen Ursprungs sind und nicht mit den potentialtheoretischen Überlegungen von Runyan et. al. [1955] übereinstimmen. Dies ist gut im Übertragungsverhalten der Druckverteilung entlang der Kanalwände zu erkennen (Abb.3). Deutlich erkennbar stellen sich stehende Wellen zwischen schwingendem Profil und Kanalaustrittsrand ein, die höchstwahrscheinlich auf eine ungeeignete Randbedingung (Druck konstant) zurückzuführen sind.

Ziel:

Ziel dieser Untersuchung ist die deutlich verbesserte numerisch Vorhersage von instationären Strömungsfeldern um schwingende Profile in Windkanälen auch oberhalb der ersten Kanalresonanz. Im Folgenden soll überprüft werden, wie der Ein- und Ausströmrand der Kanalgeometrie hinsichtlich einer physikalisch genaueren Simulation numerisch gestaltet werden muss.

Lösungsweg:

Zunächst wird zur Bewertung der instationären CFD-Lösung mit Windkanalwänden eine subsonische Referenzlösung mit Hilfe der Doublet-Lattice-Methode (DLM) erzeugt, wobei das DLM-Modell vorteilhafterweise keine spezielle Modellierung der Ein- und Ausströmränder benötigt.

Zur Analyse des Einflusses der Ein- und Ausströmränder wird die modellierte Windkanallänge, und somit der Abstand der Ränder zum untersuchten Profil, variiert. Da die Störungen durch den Rand mit zunehmendem Abstand abklingen, ist es möglich das Konvergenzverhalten der Lösung um das Profil hinsichtlich der Kanallänge zu bestimmen.

Des Weiteren wird der Einfluss der mathematischen Formulierung der Randbedingungen für den Ein- und Ausströmrand untersucht. Im Besonderen werden alternative, nicht-reflektierende Randbedingungen für die RANS- und Eulergleichungen erprobt und mit den derzeit im DLR-TAU-Code implementierten Fernfeld- bzw. Ausströmrandbedingungen verglichen.

Ergebnis:

Die Lösungen aus der Variation der modellierten Kanallänge zeigen ein Abklingen der Störungen im Verlauf der Übertragungsfunktion des Auftriebsbeiwerts, welches jedoch erst bei einem Abstand von mehr als 100 Profiltiefen vom Profil deutlich wird.

Der Einsatz einer alternativen nicht-reflektierenden Randbedingung für den Austrittsrand nach Hedstrom [1979] zeigt eine Abschwächung der Störungen bereits bei einem Abstand von zehn Profiltiefen. Allerdings betrifft diese Störungsreduktion bisher nur einen Frequenzbereich nahe der Windkanalresonanzfrequenz, was wahrscheinlich auf die eindimensionale Formulierung der Randbedingung zurückzuführen ist.

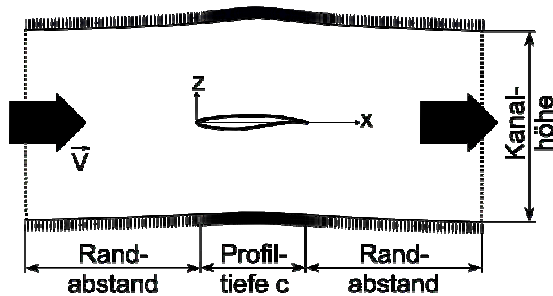


Abbildung 1: Prinzipskizze des modellierten Windkanals mit Profil, oberer und unterer Kanalwand, sowie dem Ein- und Auströmrund.

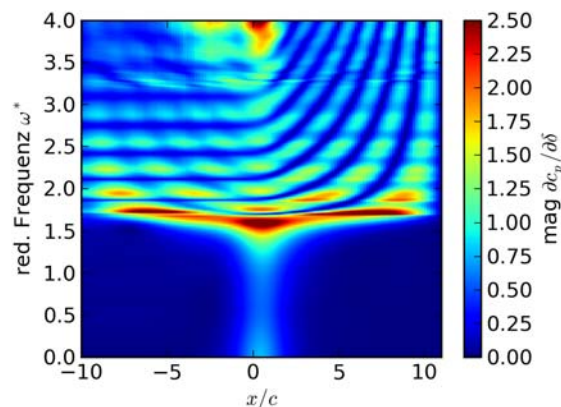


Abbildung 3: Betrag der Übertragungsfunktion des Druckbeiwerts $c_{p\delta}$ entlang der oberen Kanalwand für eine Ruderschwingung mit Kanalwänden bei $Ma=0,5$. Der Auströmrund ist rechts.

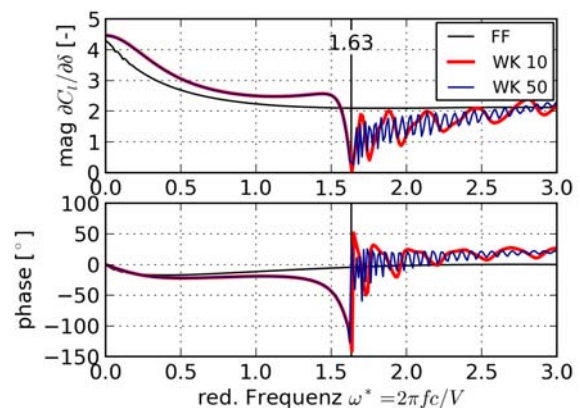


Abbildung 2: Vergleich der Übertragungsfunktionen des Auftriebsbeiwerts unter Freiflugbedingungen (FF) und mit Kanalwänden (WK, mit 10 und 50 Profiltiefen Randabstand) bei $Ma=0,5$ für eine Ruderschwingung mit der Amplitude δ . Die vertikale Linie gibt die Windkanalresonanzfrequenz nach Runyan et. al. [1955] an.

Literatur:

Hedstrom, G. (1979): "Nonreflecting boundary conditions for nonlinear hyperbolic systems", Journal of Computational Physics, Elsevier BV, Vol. 30, pp. 222-237

Runyan, H. L., Woolston, D. S., Rainey A. G. (1955): "Theoretical and Numerical Investigation of the Effect of Tunnel Walls on the Forces on a Oscillating Airfoil in Two-Dimensional Subsonic Compressible Flow", NACA Technical Note 3416, Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va.

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

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Entwicklung und Anwendung von adaptiven Modellen reduzierter Ordnung in der instationären aeroelastischen Analyse

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

Im multidisziplinären Design- und Analyseprozess von Luftfahrzeugen der nächsten Generation spielt die genaue Ermittlung der instationären Luftkräfte in Abhängigkeit von strukturellen Deformationen eine tragende Rolle, da aeroelastische Phänomene wie beispielsweise Flattern, Buffeting oder Brummen die Flugumhülle begrenzen. Die in der Vergangenheit im Kontext der Aeroelastik eingesetzten strömungsmechanischen Potenzialverfahren weisen allerdings Genauigkeitsdefizite auf, welche sich speziell in der Transsonik beziehungsweise bei größeren Anstellwinkeln zeigen. Das Ziel der Forschungsbestrebungen ist es daher, die Potenzialmethoden durch die modernen CFD-Verfahren zu substituieren. Da bei der Simulation der Fluid-Struktur-Interaktion viele Umgebungs- und Geometrieparameterkombinationen ausgewertet werden müssen, steigt der numerische Aufwand durch die CFD-Verfahren jedoch erheblich an, was die Einsatzmöglichkeiten derzeit stark limitiert.

Das Ziel der aktuellen Untersuchungen besteht darin, ein Berechnungsverfahren zu entwickeln, welches die Genauigkeit der CFD-Simulationen in die aeroelastische Prozesskette integriert, ohne den Rechenaufwand drastisch zu vergrößern. Methoden, welche diese Randbedingungen erfüllen, werden in der Literatur als Modelle *reduzierter Ordnung* (ROMs) bezeichnet [1]. Ein ROM stellt dabei eine mathematische Modellstruktur dar, welche anhand von ausgewählten, hochqualitativen CFD-Simulationsdaten konditioniert wird. Im Anschluss kann das generierte reduzierte Modell auf recheneffiziente Weise auch für weitere Flugzustände, für welche keine Konditionierung erfolgte, verlässliche Resultate liefern oder über geeignete Schnittstellen mit einem strukturdynamischen Modell gekoppelt werden.

Zur Realisierung des ROM-Ansatzes kommen im Rahmen dieser Arbeit Neuronale Netzwerke (NN) zur nichtlinearen Systemidentifikation zum Einsatz, sodass eine adaptive / problemabhängige Formulierung erzielt wird. Die Neuronalen Netze werden im Sinne der Aufgabenstellung basierend auf den Resultaten einiger CFD-Simulationen konditioniert/trainiert, sodass die relevanten dynamischen Strömungsphänomene erfasst werden („Lernprozess“). Anschließend kann das trainierte Neuronale Netzwerk dazu verwendet werden, Luftkraftantworten für neuartige Anregungen zu liefern und somit das Verhalten des aerodynamischen Systems simulieren („Generalisierungsphase“).

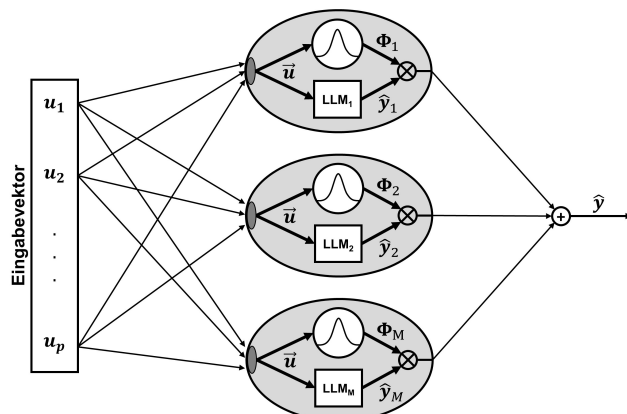


Abbildung 1: Schematische Darstellung eines lokalen linearen Neuro-Fuzzy Netzwerks

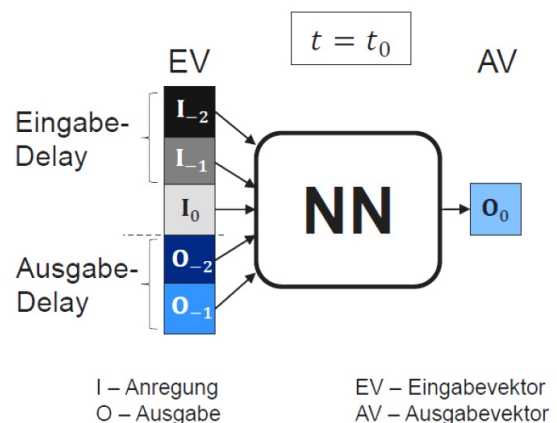


Abbildung 2: Grundprinzip der nichtlinearen Systemidentifikation basierend auf Neuronalen Netzwerken

Ausgehend von der bisher diskutierten allgemeinen Vorgehensweise wird zur Generierung des Trainingsdatensets zunächst eine instationäre CFD-Simulation mit erzwungener Strukturbewegung bei konstanten Anströmbedingungen durchgeführt, wobei die resultierenden zeitdiskreten Luftkräfte aufgezeichnet werden. Damit ein möglichst großes Spektrum an Amplituden und Frequenzen angeregt wird, werden zur Auslenkung der Struktur unterschiedliche amplitudenmodulierte Zufallssignale für jeden modalen Freiheitsgrad definiert, sodass sich eine zeitlich variierende Überlagerung der Eigenschwungsformen ergibt.

Für die nichtlineare Systemidentifikation wird ein sogenanntes lokales lineares Neuro-Fuzzy-Netzwerk eingesetzt, welches durch den „**Local Linear Model Tree**“-Algorithmus (LOLIMOT; vergleiche Nelles [1]) trainiert wird. Das Grundprinzip besteht darin, die linearen Modelle, welche jeweils in einem Teilbereich des Eingangsparameterfelds gültig sind, mithilfe von Zugehörigkeitsfunktionen geeignet zu überlagern, damit die nichtlinearen Abhängigkeiten (des dynamischen Systemverhaltens) möglichst genau approximiert werden können (siehe Abbildung 1). Der Eingabevektor für ein solches Netzwerk beinhaltet gemäß Abbildung 2 neben der aktuellen Strukturauslenkung auch eine benutzerdefinierte Anzahl zeitlich zurückliegender Eingabeelemente sowie unter Umständen auch eine bestimmte Reihe an zeitlich zurückliegenden Netzwerkausgaben (Rückkopplung), um die momentane Luftkraftantwort zu berechnen. Diese Aufbereitung der Trainingsdaten als Markov-Kette ist erforderlich, damit das zeitliche Verhalten des aerodynamischen Systems approximiert sowie Dämpfungsphänomene berücksichtigt werden können.

Zur Erprobung der vorgestellten Methode wurde das NLR 7301-Profil modelliert, welches eine in den Eigenmoden gekoppelte Nick-Schlag-Bewegung bei $Ma = 0.753$ ausführt. Zu Beginn des Anwendungstests wurde für die 2D-Geometrie eine CFD-Berechnung („*forced motion*“) basierend auf dem AER-Eu-Strömungslöser entsprechend des oben beschriebenen Anregungsschemas durchgeführt. Anhand der Ergebnisse wurden die Trainingsdaten für das dynamische Neuro-Fuzzy Netzwerk extrahiert. Nachdem das Netzwerk mit diesen Informationen entsprechend konditioniert worden ist, wurde die Generalisierung anhand einer angefachten, generischen Sinusschwingung (unterschiedliche Frequenzen für Nick- und Schlagbewegung) erprobt. Das Resultat dieser Betrachtungen im Vergleich zur „exakten“ Eulerlösung (AER-Eu) ist für die generalisierte Luftkraft (Mode 1) in Abbildung 3 visualisiert. Des Weiteren wurden die generalisierten Luftkräfte im Frequenzbereich für verschiedene reduzierte Frequenzen ausgewertet und mit nichtlinearen (AER-Eu) und zeitlinearisierten Resultaten (AER-SDEu, Annahme kleiner Störungen) verglichen. Das Ergebnis des Vergleichs ist in Abbildung 4 für den Eintrag [1,1] der generalisierten Luftkraftmatrix (GAF) dargestellt.

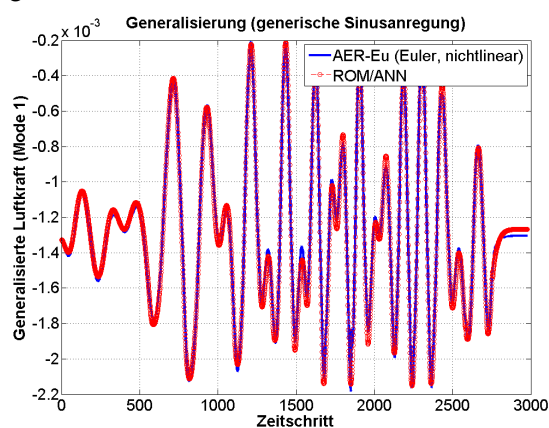


Abbildung 3: Vergleich der Netzwerksimulationsgenauigkeit anhand einer generischen Sinusanregung

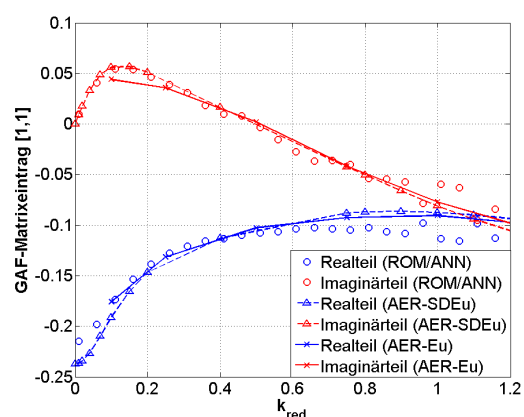


Abbildung 4: ROM-Simulation zur Generierung von GAF-Matrizen im Frequenzbereich (für die klassische Flutteranalyse)

Das zukünftige Arbeitsprogramm sieht eine Erweiterung der Methode auf variierende Anströmbedingungen (z.B. Machzahlvariationen) vor, sodass die Rechenzeiten weiter reduziert und das resultierende Aerodynamikmodell noch universeller eingesetzt werden kann.

Literatur

- [1] D. J. Lucia, P. S. Beran und W. A. Silva, „Reduced-Order Modeling: New Approaches for Computational Physics,“ *Progress in Aerospace Sciences* 40, pp. 51-117, 2004.
- [2] O. Nelles, *Nonlinear System Identification*, Berlin Heidelberg: Springer, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Numerische Simulation von Wirbelaufrollvorgängen an Tragflügeln mittels Reynolds-Spannungsmodellen

Sebastian Braun*, Rainer M. Buffo*, Bernhard Eisfeld⁺, Eike Stumpf*

*Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme, RWTH Aachen, Wüllnerstraße 7
52062 Aachen

⁺Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

braun@ilr.rwth-aachen.de

Wirbel entstehen als Konsequenz des erzeugten Auftriebs an Tragflügeln und bleiben mehrere hundert Spannweiten hinter dem Tragflügel bestehen. Solche Wirbelschleppen stellen vor allem während des Landeanflugs eine Gefahr für nachfolgende Flugzeuge dar und sind zurzeit der limitierende Faktor bei der Auslastung von Flughäfen. Während diese Wirbel im Fernfeld nahezu achsensymmetrisch sind, ist das Strömungsfeld während des Aufrollvorgangs dreidimensional, hochgradig turbulent sowie von großen Druck- und Geschwindigkeitsgradienten geprägt. Unter anderem bilden sich axiale Übergeschwindigkeiten im Wirbelkern aus, die die Stabilität der Wirbelschleppen im Fernfeld beeinflussen. Ein besseres Verständnis des Wirbelaufrollvorgangs ist daher notwendig, um beispielsweise Vorhersagen über den Zerfall von Wirbelschleppen treffen zu können.

Zwar lassen sich Wirbelaufrollvorgänge sowohl experimentell als auch mittels höherwertiger numerischer Verfahren wie Large Eddy Simulationen detailliert untersuchen, jedoch sind beide Methoden mit großem Zeitaufwand und Ressourcenbedarf verbunden und bleiben meist auf Bereiche kleiner Reynoldszahlen beschränkt. Im Gegensatz dazu ist der Ressourcenbedarf, der zur Lösung der reynoldsgemittelten Navier-Stokes Gleichungen notwendig ist, deutlich geringer und es lassen sich auch für reale Flugzustände relevante Reynoldszahlen simulieren. Allerdings sind die klassischen, auf der Boussinesq-Hypothese basierenden Wirbelviskositätsmodelle nur eingeschränkt in der Lage, die physikalischen Vorgänge während des Wirbelaufrollvorgangs korrekt wiederzugeben. Für eine korrekte Simulation müssen sowohl die durch stark gekrümmte Stromlinien verursachten Effekte als auch die anisotrope Verteilung der Reynoldsspannungen während des Aufrollvorgangs erfasst werden. Eine mögliche Lösung dieses Problems stellen Reynolds-Spannungsmodelle dar. In dem hier verwendeten Strömungslöser TAU ist unter anderem das SSG/LRR-Modell implementiert, das bereits bei einer Vielzahl komplexer aerodynamischer Problemstellungen erfolgreich eingesetzt wurde. Dieses kombiniert die Druck-Scher-Korrelation von Speziale-Sarkar-Gatski mit dem Launder-Reece-Rodi-Modell in Wandnähe.

Einen entscheidenden Faktor bei der Simulation von Wirbelaufrollvorgängen stellt das verwendete Gitternetz dar. Daher werden hier umfangreiche Studien bezüglich der Netzauflösung sowie der Netztopologie durchgeführt. Verwendet werden zur Netzgenerierung die Gittergeneratoren Centaur sowie Gridgen/Pointwise. Die Simulationen zeigen, dass bei Verwendung eines Tetraedernetzes sich der Wirbelkern bereits unmittelbar stromab der Flügelhinterkante aufweitet und die

Axialgeschwindigkeiten vorzeitig dissipieren. Diese vorzeitige Dissipation lässt sich durch das Einbringen eines strukturierten Hexaderblocks im Bereich des Wirbels minimieren. Hierbei kommen zwei unterschiedliche Methoden zur Anwendung: Zum einen wird ein Hexaderblock schon bei der Netzgenerierung hinter der Flügelhinterkante eingefügt. Der Aufrollvorgang unmittelbar über dem Flügel findet dabei sowohl im Prismennetz als auch in einem sehr fein aufgelösten Tetraedernetz statt (Abb 1a). Zum anderen wird ein Chimeranetz verwendet, bei dem sich oberhalb des Flügels und an der Hinterkante ein Hexaderblock mit dem Prismennetz überlappt. Zusätzlich zur Untersuchung des Einflusses der Netztopologie wird eine sukzessive Verfeinerung der Netze durchgeführt, wobei Gitter mit bis zu 75 Millionen Punkten verwendet werden.

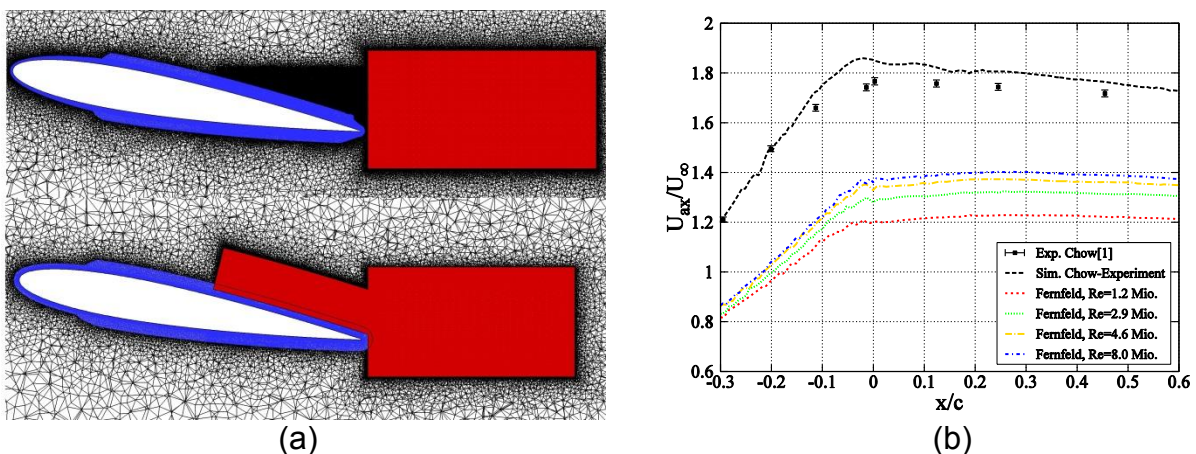


Abb. 1: (a) Verwendete Gittertopologien; (b) Vergleich zwischen numerischen und experimentellen Daten sowie Einfluss der Reynoldszahl auf die Axialgeschwindigkeit im Wirbelkern unter Freiflugbedingungen bei $\alpha = 10^\circ$, SSG/LRR-Modell

Ein Vergleich zwischen denen von Chow et. al. experimentell gewonnen Daten und den hier durchgeführten numerischen Simulationen zeigt, dass sowohl bei Verwendung des Turbulenzmodells von Spalart und Allmaras als auch der Simulation mittels des Menter-SST-Modells die axiale Übergeschwindigkeit im Wirbelkern bereits eine halbe Flügeltiefe hinter dem Modell vollständig abgebaut wird, während dort im Experiment eine 72-prozentige Übergeschwindigkeit gemessen wurde. Bei Verwendung des SSG/LRR-Modells hingegen liegen die Abweichungen zwischen Experiment und numerischer Simulation im niedrigen, einstelligen Prozentbereich (Abb. 1b). Zusätzlich zu Daten aus der Literatur werden zur Validierung der Simulationen auch eigene Experimente herangezogen. Hierzu werden hochauflösende, stereoskopische PIV-Messungen im Wassenumlaufkanal des Instituts für Luft- und Raumfahrtssysteme durchgeführt.

Sowohl die hier durchgeführten Experimente als auch der überwiegende Anteil der aus Literatur bekannten Experimente erfolgten bei Reynoldszahlen, die eine Größenordnung unter denen realer Anwendungsfälle liegen. Daher wird anhand von Parameterstudien numerisch untersucht, welchen Einfluss die Reynolds- sowie die Machzahl auf den Prozess des Wirbelaufrollens haben. Zusätzlich wird durch Variation der Randbedingungen der Simulationen überprüft, welchen Einfluss Kanalwände haben und inwieweit die experimentellen Daten auf reale Freiflugbedingungen übertragen werden können (Abb.1b).

NUMERICAL SIMULATION OF THE AERO-STRUCTURAL DYNAMICS OF AIRPLANE WINGS WITH A CFD-CSM COUPLING IN THE FLOWSIMULATOR ENVIRONMENT AND VALIDATION WITH EXPERIMENTAL DATA FROM THE TRANSFER PROJECT ASDMAD

M. BRÜDERLIN¹, B. STICKAN², B. SCHULZE² AND M. BEHR¹

¹Chair for Computational Analysis of Technical Systems, RWTH Aachen University

Schinkelstraße 2, 52056 Aachen, Germany

{bruederlin, behr}@cats.rwth-aachen.de

²Airbus Operations GmbH,

Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, Germany

{bernd.b.stickan, bernd.schulze}@airbus.com

Due to the increase in computer performance, numerical aeroelastic procedures known as Computational Aero-Structural Dynamics (CASD) tools are state of the art. Most procedures employ a partitioned approach in which separate solvers for fluid and structure are called in subsequent order controlled by a coupling module.

The FlowSimulator [1] is a platform for such multidisciplinary simulations on massively parallel cluster architectures. The development was initiated by Airbus, EADS Military Air Systems and several European research institutions.

The CASD FlowSimulator coupling module FSNastranInTheLoop, developed at Airbus, is used for steady and unsteady computations. This module is responsible for the temporal and spatial coupling of fluid and structure and controls the Computational Fluid Dynamics (CFD) and Computational Structural Mechanics (CSM) solver as well as the mesh deformation module.

The unstructured CFD solver TAU from the German Aerospace Center (DLR) is applied to solve the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations [2]. For the determination of structural deformations a modal approach is used. The commercial Nastran code from MSC Software is used in a pre-processing step to compute the modal model, e.g. the eigenfrequencies and eigenmodes and to compute the coupling matrix between fluid and structure. The FSDeformation module is used for the deformation of the aerodynamic mesh. FSDeformation employs the Radial Basis Function (RBF) approach combined with a nearest point correction to ensure an exact surface deformation.

The Aero-Structural Dynamics Methods for Airplane Design (ASDMAD) project is the follow-up project of the High Reynolds Number Aerostructural Dynamics (HIRENASD) initiated in 2004 to examine steady and unsteady aeroelastic phenomena in transonic flow at high Reynolds numbers and to create a database for validating CASD tools. It was a central part of the Collaborative Research Center 401 “Flow Modulation and Fluid-Structure Interaction at Airplane Wings” [3]. The wing planform is typical for a modern transport aircraft.

The HIRENASD configuration was also investigated in the Aeroelastic Prediction Workshop initiated by the National Aeronautics and Space Administration (NASA) [4].

Within the ASDMAD project the outer part of the HIRENASD wing was replaced with two different winglets whilst preserving the span. The ASDMAD 1 winglet is almost a 90° canted winglet and is investigated here. The ASDMAD 2 winglet is only 40° canted and equipped with an active control surface implemented in the winglet. Similar measurement campaigns as in the HIRENASD test were conducted in the European Transonic Windtunnel (ETW) in 2010 and 2011 with the modified HIRENASD wings.

The wing has an excitation mechanism integrated in the clamping, to apply an oscillating bending moment at the wing root.

Altogether five different measurement systems are integrated; a piezoelectric six-component balance, over 200 Kulite pressure sensors, accelerometers, strain gauges and a Surface Pattern Tracking Optical System (SPT) to measure wing deflections.

FSNastranInTheLoop is used for steady and unsteady computations of the ASDMAD 1 configuration [5].

The structural model consists of solid tetrahedral volume elements properly reflecting the real geometry. Beside the wing structure, the model also includes clamping, balance, excitation mechanism and ETW adapter. Solar from BAE Systems was used for generation of the CFD mesh.

First steady results achieved with the coupling chain are validated against experimental data from the ETW tests. The difference to a rigid (CFD only) configuration is also investigated.

During the test campaign, the wing was excited in the root region close to the resonance frequency of the first and second bending mode. Therefore the predominant response was in the first and second bending mode, respectively. This allowed a comparison of the experimental data with calculations, for which a forced motion in the corresponding mode was performed.

Moreover, unsteady CASD simulations were conducted, during which the wing was excited by force couples in the wing root region, like in the experiment. These simulations are compared to the forced motion results and to experimental data.

REFERENCES

- [1] M. MEINEL, G. O. EINARSSON. “The FlowSimulator framework for massively parallel CFD applications”. Para 2010 State of the art in Scientific and Parallel Computing extended abstract no. 44, 2010.
- [2] T. GERHOLD. “Overview of the Hybrid RANS Code TAU”. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 89:81–92, 2005.
- [3] J. BALLMANN, ET AL. “Aero-Structural Wind Tunnel Experiments with Elastic Wing Models at High Reynolds Numbers (HIRENASD-ASDMAD)”. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Orlando, Florida, January 4-7, 2010, AIAA-2011-882, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [4] J. HEEG, ET AL. “Overview of the Aeroelastic Prediction Workshop”. AIAA 783 (2013): 7-10.
- [5] M. BRÜDERLIN. “Numerical Simulation of the Aero-Structural Dynamics of Airplane Wings with a CFD-CSM Coupling in the FlowSimulator Environment and Validation with Experimental Data from the Transfer Project ASDMAD”. Diploma Thesis, RWTH Aachen University, 2012

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerical simulations, fluid dynamics

Large Eddy simulation of turbulent thermal convection using different subgrid scale models

Tomasz Czarnota, Tim Wetzel, Claus Wagner
DLR, Institut AS, Abteilung Fluidsysteme - Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
tomasz.czarnota@dlr.de

It is of great interest in many engineering applications to simulate highly turbulent convective flows. For high Rayleigh numbers (Ra), though, it is ineffective to use DNS, giving rise to the need for turbulence modelling. The research in large eddy simulations (LES) has yielded different modelling approaches for the approximation of the subgrid-scale (SGS) regime of the momentum equation. For flow simulations which account for fluid motion due to temperature gradients, turbulence models for the treatment of the heat flux vector in the filtered Navier-Stokes equations (NSE) have been proposed by [1,2]. These models have been compared against results of direct numerical simulations (DNS) and experimental data. However, to our knowledge, no comparison of these models against each other has been published. Thus, we are analysing their limits for moderately turbulent Rayleigh-Bénard convection (RBC) in a cuboidal enclosure.

The aim of our investigation is to benchmark various dynamic modelling approaches comparing results of LES and to analyse their prediction of the SGS stress tensor and heat flux vector.

We simulate Rayleigh-Bénard convection for $Ra=3.5 \times 10^7$ and Prandtl number $Pr=0.7$ in a cuboidal enclosure by utilizing the LES models for the SGS stress tensor from [3,4] and advancing them to model the SGS heat flux vector according to [1,2]. We compare the above models to the LES without any SGS modelling (coarse DNS) and to the reference solution obtained from a well resolved DNS that is being filtered to the same grid as the one used in the LES. It is known that the models we are using do not perform well in the wall near regions, thus the grid resolution follows the one of the DNS in this region. The grid in the bulk is four times coarser than the one we use for the DNS. The aspect ratio of the domain amounts to $\Gamma=W/H=1$, where W is the width and H is the height of the enclosure. In the lengthwise direction with length $L=5H$ we apply periodic boundary conditions. The widthwise walls are adiabatic, and the nondimensional temperatures of the top and bottom plate equal $\theta_t=-0.5$ and $\theta_b=0.5$, respectively. In order to calculate the model constants, we employ the dynamic process of [5] using a top-hat filtering with a filter width ratio of $\bar{\Delta}/\Delta=1.4$.

In our study, the comparison based on the results obtained in LES with the SGS models and in the DNS is conducted based on the Nusselt number (Nu), the turbulent heat flux (Q_u) and the three dimensional temperature and velocity field. Figure 1 shows that the Smagorinsky/Peng model is capable of predicting four convective rolls which are formed by the rising and falling flow structures represented by the positive and negative vertical velocities, respectively. This is consistent with the predictions observed in DNS studies in [6]. The mean flow quantities like the Nusselt number (Fig. 2 (a)) and the turbulent quantities, like the vertical component of the turbulent heat flux vector (Fig. 2 (b)) are better represented by the Smagorinsky eddy viscosity model. Moreover, we observe a small improvement of all

flow quantities considered in Figure 1, when modeling the heat flux vector according to [1]. Further analysis including additional models and alternative filters will be shown and discussed in detail at the conference and in the paper.

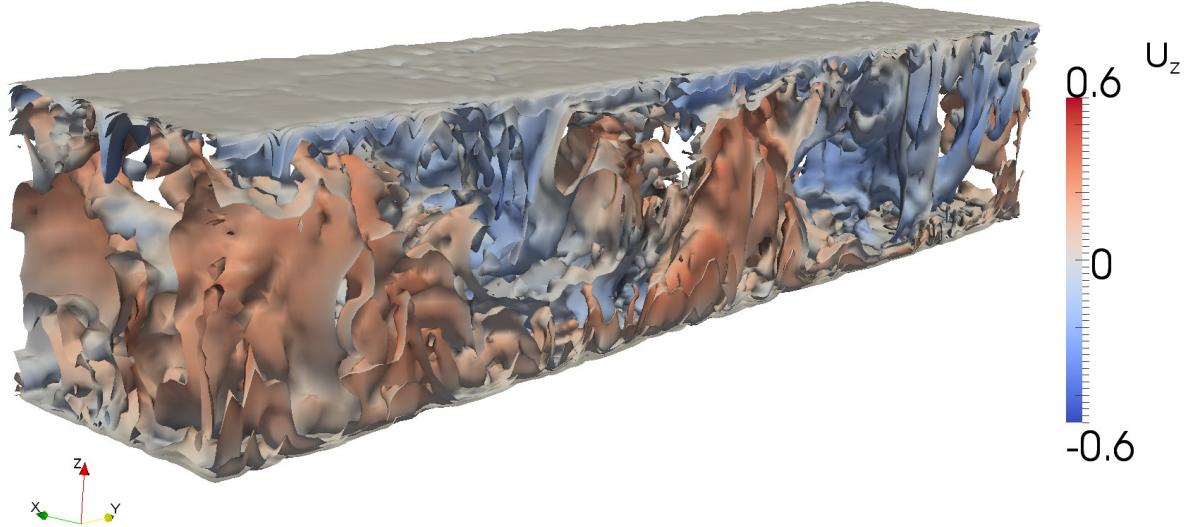


Figure 1: Isosurfaces of the temperature field colored by the vertical velocity component. Results obtained from LES with the Smagorinsky/Peng model.

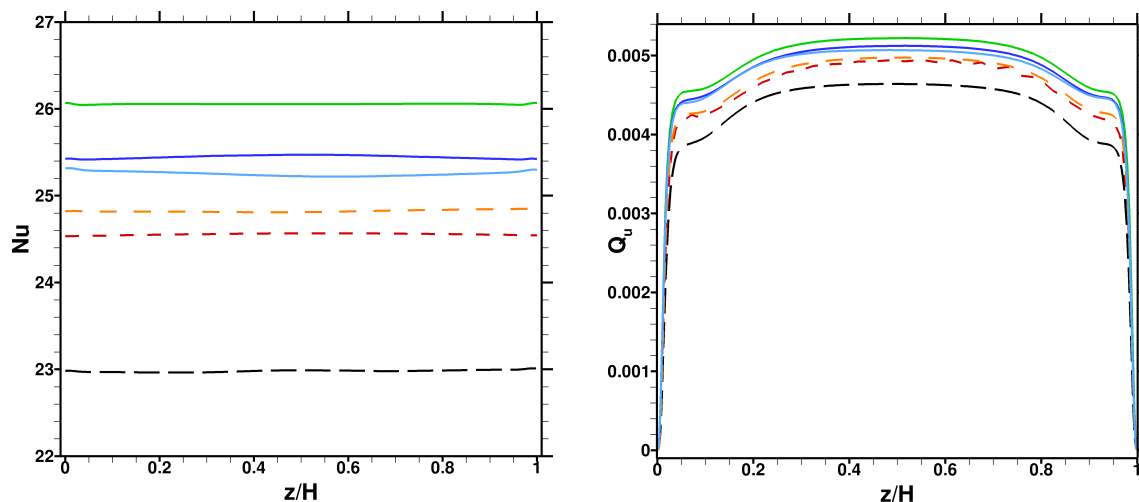


Figure 2: Time and area averaged profiles of the (a) Nusselt number, (b) vertical component of the turbulent heat flux vector. Well resolved DNS (---), coarse DNS (—), LES with Smagorinsky/Moin (---), Smagorinsky/Peng (---), Scale similarity/Moin (—), Scale similarity/Peng (—) models.

References:

- [1] Peng, S.H., Davidson L. *On a subgrid-scale model for large eddy simulation of turbulent thermal flow*, Int. J. Heat Mass Transfer 45 (2002), pp. 1393 – 1405
- [2] Moin, P., et al. *A dynamic subgrid-scale model for compressible turbulence and scalar transport*, Phys. Fluids A 3 11 (1991), pp. 2746 - 5757
- [3] Lilly, Phys. Fluids A4, 644 (1992)
- [4] Wagner, C., *A non-dissipative dynamic subgrid scale model*, Proceedings of TSFP-3 (2003)
- [5] Germano et al., *A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model*, Phys. Fluids A 3 (7), pp. 1760 – 1765 (1991)
- [6] Czarnota, T., Wagner, C., *Direct numerical simulations of the turbulent convection and thermal radiation in a Rayleigh-Bénard cell*, Proceedings of TSFP-7 (2007)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Multidisziplinäre Simulation des Wirbelschleppen-Durchfluges eines Flugzeuges 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 sind 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 Wirbelschlepe 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 hohen Fluggeschwindigkeiten (Kompressibilitätseffekte, Nicht-linearitäten) 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 Wirbelschleppen induzierten Lasten gegenüber oben angesprochenen einfachen Verfahren zu verbessern, soll im DLR RANS-Löser TAU die Möglichkeit geschaffen werden, Wirbelschleppen-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 atmosphärischen 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. Dieses Verfahren ist für Böen-Begegnungen auch im TAU-Code implementiert und erfolgreich eingesetzt worden [2]. Inzwischen ist es für Wirbelschleppenbegegnungen erweitert worden. Die durch die Wirbelschlepe induzierten Geschwindigkeiten werden wie in [3] durch Überlagerung zweier gegenläufiger „Burnham-Hallock“ Wirbel modelliert.

Als Beispiel für einen Wirbelschleppen-Durchflug wurde die Interaktion eines generischen Kampfflugzeuges mit einer Wirbelschlepe eines voraus fliegenden Flugzeuges simuliert. Wie in [4] werden Aerodynamik und Flugmechanik berücksichtigt, um die Reaktion des Flugzeuges in Folge der Wirbelschlepe und von Steuerbewegungen zu erfassen. Im Bild 1, links, ist die Ausgangssituation dargestellt. Das generische Flugzeug fliegt 20 m oberhalb des linken Wirbels des voreilenden Flugzeuges (im Uhrzeigersinn drehend). Das Flugzeug befindet sich dabei links vom Wirbelkern. Um zunächst horizontal zu fliegen, wurde das Flugzeug wie in [4] getrimmt. Daneben dargestellt ist die Historie der Einstellwinkel des Höhenruders (rot) und der Querruder (blau) relativ zum getrimmten Zustand. Durch Senken des Höhenruders für eine Sekunde entsteht ein kopflastiges Nickmoment und damit leitet der Pilot einen Sinkflug ein. Das Flugzeug nähert sich dem linken Wirbel. Wenn sich das Flugzeug etwa in Höhe des Wirbels befindet, siehe Bild 2, links, wird dieser am Ort des rechten Flügels einen Aufwind generieren, wodurch ein gegen den Uhrzeiger drehendes Rollmoment erzeugt wird. Das Flugzeug kippt nach links ab. Eine kurze Zeit später reagiert der Pilot durch Betätigung der Querruder, um dieser Bewegung entgegen zu wirken. Das Flugzeug bewegt sich weiterhin noch nach unten und kurze Zeit später fängt der Pilot das Flugzeug ab, um wieder an Höhe zu gewinnen. Im Bild 2, rechts, dargestellt ist die zeitliche Historie der z Koordinate (geodätisch, daher zeigt z nach unten) und des Rollwinkel Φ .

Weiteres Vorgehen:

Bisher wurden die Wirbelschleppenbegegnungen lediglich reibungsfrei betrachtet. Bis zur Tagung wird ein für turbulente Simulationen geeignetes Netz erstellt. Weiterhin werden auch verbesserte Techniken für die Modellierung beweglicher Steuerflächen Anwendung finden, bei denen auch die Spalten in Spannweitenrichtung aufgelöst werden (siehe Bild 4). Die Querruder werden dabei strukturiert vernetzt

und in ein unstrukturiertes Netz des Flügels mittels Chimera-Technik integriert. Im Spalt werden zwischen den Gitterblöcken Gleitränder genutzt. Die Bewegung der Steuerflächen wird über Netzdeformation realisiert.

Literatur:

- [1] 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
- [2] Heinrich, Ralf und Reimer, Lars: "Comparison of different approaches for gust modeling in the CFD Code TAU". International Forum on Aeroelasticity & Structural Dynamics 2013, June 2013, Bristol, UK.
- [3] Fischenberg: „Bestimmung der Wirbelschleppencharakteristik aus Flugmessdaten“. In: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002, Jahrbuch 2002. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 23.-26.9.2002. ISBN ISSN 0070-4083.
- [4] Heinrich, Ralf und Reimer, Lars und Michler, Andreas: "Multidisciplinary simulation of maneuvering aircraft interacting with atmospheric effects using the DLR TAU code". RTO AVT-189 Specialists' Meeting on Assessment of Stability and Control Prediction Methods for Air and Sea Vehicles, 12.-14. Oktober 2011, Portsmouth West, UK.

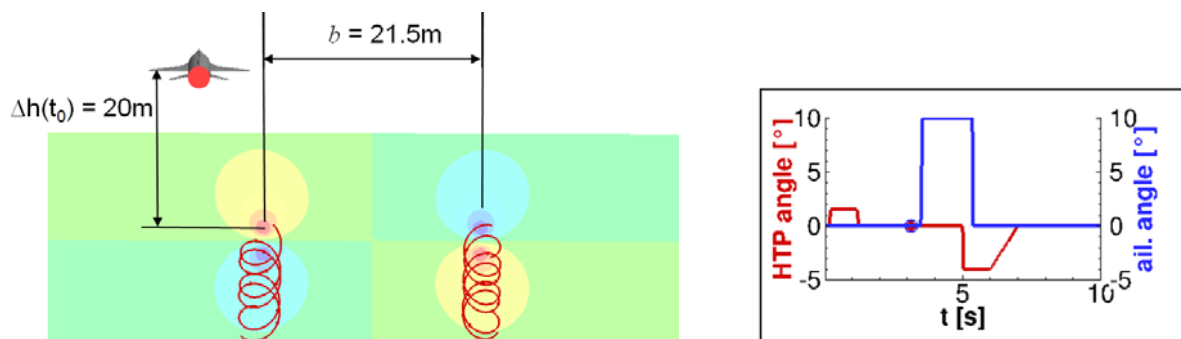


Bild 1 Links: Initiale Position der SDM-Konfiguration relativ zur Wirbelschleppe; Rechts: Historie der Winkel des Höhenruders (rot) und der Querruder (blau) relativ zu den Winkeln im getrimmten Zustand.

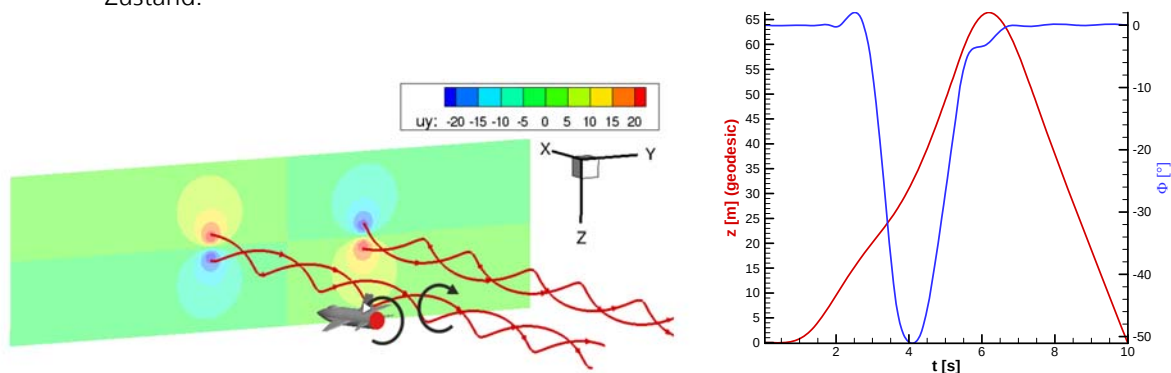


Bild 2 Links: Position der SDM-Konfiguration nach ca. 3 Sekunden. Rechts: Zeitliche Historie der Höhe (Achtung, z zeigt nach unten!) und des Rollwinkels Φ .

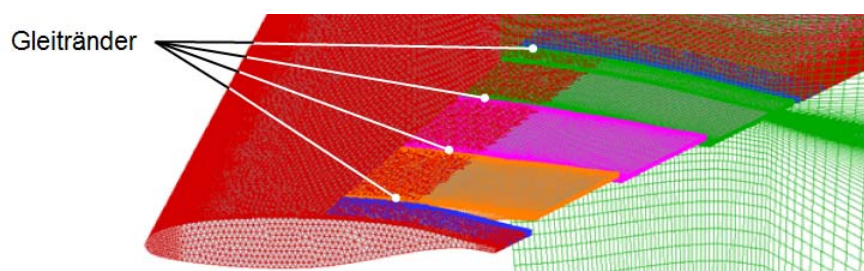


Bild 3 Modellierung beweglicher Steuerflächen mit Auflösung des spannweiten Spaltes.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerical Simulation

Highly Resolved Simulations of Turbulent Mixed Convection in a Vertical Plane Channel

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

Buoyancy driven turbulent flow is of huge importance to various areas of technology and the environment. This thermal-fluid phenomenon is mostly a combination or a mixture of natural and forced convection, which takes place in gas turbines, heat exchangers or electronic equipment. The research on mixed convection was initiated in the sixties of the last century, see for example *Metals et al. (1964)*. Since then, many experimental researches have been performed in vertically aligned pipes. These measurements have shown that in the upward flows along heated walls, both turbulence and heat transfer rate are decreased despite the increased mean flow velocity, while in the downward flows along cooled walls, the turbulence is enhanced with the decreased mean flow velocity. It is therefore obvious that the upward flow at heated walls is referred to as aiding flow and the downward flow at cooled walls as opposing flow, respectively. A comprehensive review of these studies, which were published until 1989, can be found in *Jackson et al. (1989)*.

With the increasing improvement of computer technology, the research methodology could be extended to numerical simulations, which were based on Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) methods, e.g. *Abdelmeguid et al. (1979)* and *Tanaka et al. (1987)*. However it is well known, that buoyancy driven turbulent flows are unsteady and feature fine scale flow structures. Therefore, in contrast to a RANS simulation, a time dependent and fine scale resolved computation based on direct numerical simulation (DNS) provides all details of the velocity and temperature fields. Consequently, first simulations were performed using the DNS method in the late nineties of the last century by *Kasagi et al. (1997)*. They provided a channel flow case with the objective to obtain detailed statistics of the turbulent mixed convection along vertical heated and cooled walls.

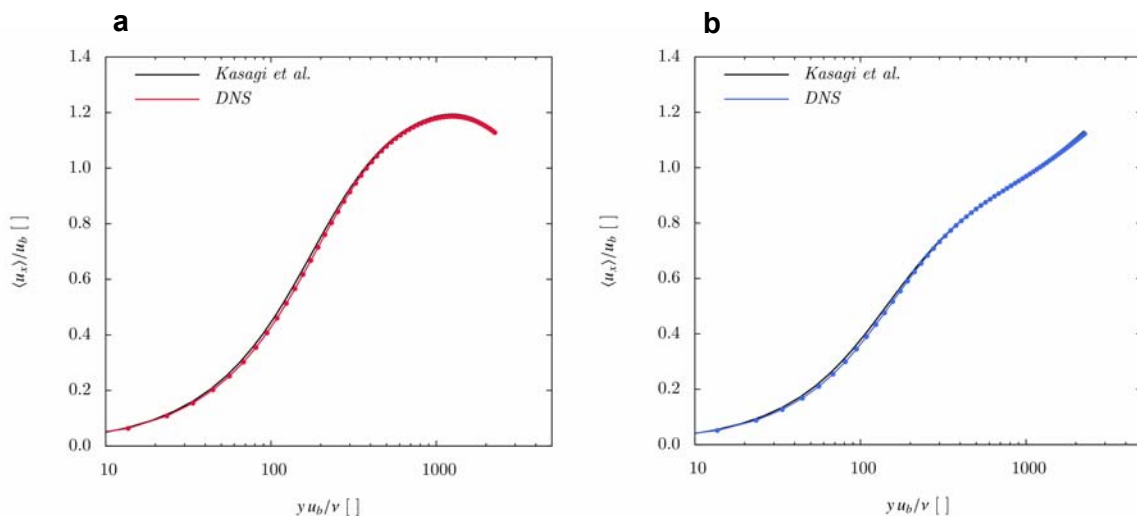


Fig. 1 **a** Mean velocity profiles of the aiding flow along heated wall. **b** Mean velocity profiles of the opposing flow along cooled wall

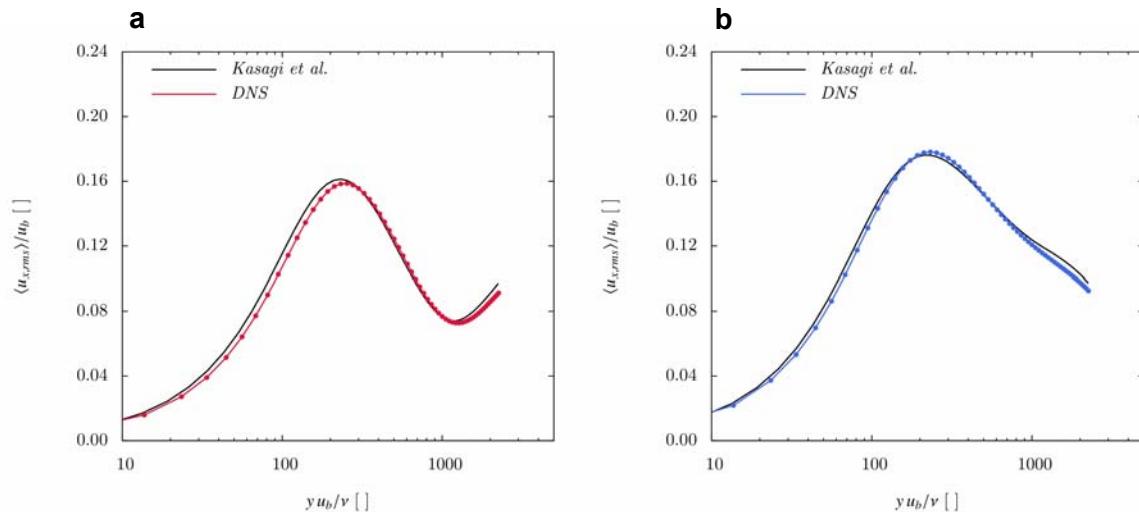


Fig. 2 a Root-mean-square (RMS) velocity fluctuation profiles of the aiding flow along heated wall. **b** RMS velocity fluctuation profiles of the opposing flow along cooled wall

Thus, our first objective is to predict turbulent mixed convective flow in the vertical plane channel conducting DNS and to analyse the effect of buoyancy on the turbulent transport mechanism in the vicinity of the wall. The governing equations are discretized using a second order accurate finite volume method, which solves the incompressible Navier-Stokes equations based on the Boussinesq approximation. By their nature, the DNS grid resolution is fine enough, in order to resolve the whole range of spatial and temporal scales of the turbulent flow. Consequently, we will compare our results obtained with the data provided by *Kasagi et al. (1997)* and validate the accuracy of our simulations. Thereby, first DNS results reproduce the mean velocity profiles (see *Fig. 1a-b*) and RMS velocity fluctuation profiles (see *Fig. 2a-b*) in very good agreement with validation data by *Kasagi et al. (1997)*. Additionally, our DNS-data will serve for improving turbulent heat flux models for large-eddy simulations (LES). Subsequently, our primary objective is to perform turbulent mixed convective flows with the LES approach. Afterwards, we discuss and compare the results obtained, which are performed with different subgrid scale (SGS) models. We will also consider latest models, which are based on a dynamic and non-linear form of the SGS heat flux models according to *Peng et al. (2002)*.

Literature:

Abdelmeguid, A.M.; Spalding, D.B.: Turbulent flow and heat transfer in pipes with buoyancy effects. *J. Fluid Mech.* **94** (1979) 383-400

Jackson, J.D.; Cotton, M.A.; Axcell, B.P.: Studies of mixed convection in vertical tubes. *Int. J. Heat Fluid Flow* **10** (1989) 2-15

Kasagi, N.; Nishimura, M.: Direct numerical simulation of combined forced and natural turbulent convection in a vertical plane channel. *Int. J. Heat Fluid Flow* **18** (1997) 88-99

Metais, B.; Eckert, E.R.G.: Forced, mixed and free convection regimes. *J. Heat Transfer* **86** (1964) 295-296

Tanaka, H.; Maruyama, S.; Hatano, S.: Combined forced and natural convection heat transfer for upward flow in a uniformly heated vertical pipe. *Int. J. Heat Mass Transfer* **30** (1987) 165-174

Peng, S.; Davidson, L.: On a subgrid-scale heat flux model for large eddy simulation of turbulent thermal flow. *Int. J. Heat Mass Transfer* **45** (2002) 1393-1405

Mitteilung

Projectgroup: Numerical simulation

Accurate Simulation of Atmosphere-Aircraft Interaction

Philip Kelleners, Ralf Heinrich

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

When applied to flow problems concerning accurate convection of coherent flow structures and interaction of these flow phenomena with complex aerospace configurations present day well established aerospace CFD-codes are quickly stressed beyond their economic application limits as soon as the problem size is increased to resolve more length scales of the flow structures within the flowfield, even when the scales within the boundary layers and wakes are handled by RANS models. Flowproblems relevant to the aerospace industry which can serve as example testcases are:

- airplane response to atmospheric gust or turbulence,
- trailing vortices or wakes from airplane wings and helicopter rotors,
- interaction of these vortices and wakes with tailplanes or trailing aircraft.

Reason that many current aerospace CFD-(RANS)codes are ill-suited for economic simulation of previous flow problems is that these codes are second order accurate in space and as such too dissipative for good feature resolution on meshes of practical density. On the other hand, methods of higher order accuracy require smooth flow, which will contradict with discontinuities, like shocks, possible in transonic flows around complex aircraft geometries. One solution is to apply a zonal approach illustrated in figure 1.

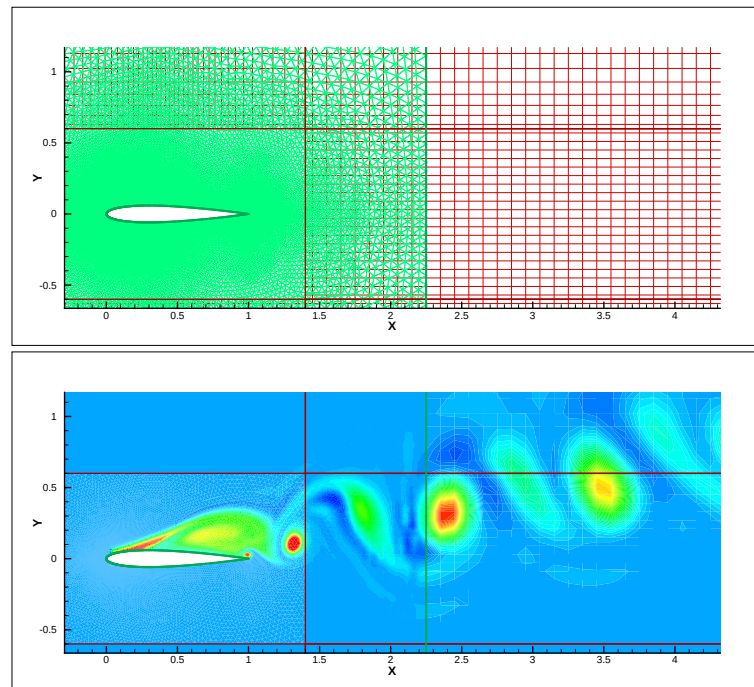


Figure 1: Zonal approach, above: the DLR compressible flow simulation code TAU-Grid in green matched to the FLOWer4 Cartesian grid (in red) in the background-farfield region around the airfoil. below: entropy-like colors depict large vortical structures in the wake of the airfoil at conditions comparable to stall.

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 here, the boundaries of the different grids overlap, and the developing flow state is coupled in a strong sense in these overlapping regions. Current development activity is part of the FOR1066 research project, Simulation of Wing and Nacelle Stall. Among other project objectives computation of solutions to the first example testcase is targeted: aerodynamic wing and aircraft response to non-uniform inflow.

2 CFD-method

The DLR TAU-code, a second order accurate method on unstructured hybrid grids, (see [Schwamborn]), is used for the regions of the flow close to the solid geometry. An improved version of the DLR FLOWer-code (see [Raddatz]), FLOWer4 [Enk], is used on the structured or Cartesian parts of the mesh, in figure 1 colored red. In FLOWer4, 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 popularized in [Lele], which, formally, can be up to tenth order accuracy in space when operating on Cartesian meshes. Similar as suggested by Lele, FLOWer4 implements the convective terms with 3 point implicit stencils, which reduces the computational complexity of the solver to solving tridiagonal matrix problems at the cost of being only fourth order accurate. 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 ([Chesshire]).

3 Current Research and Development Activity

Present development of FLOWer4 includes the introduction of the volumecoupling interface. For simulation of gusts new boundary conditions for inflow of standard $(1 - \cos())$ -gust models are implemented. Precomputed, highly resolved, LES-solutions of atmospheric turbulence by the PALM-method from the University of Hannover, [Raasch] are used to simulate the onflow of atmospheric turbulence. Results will be presented for accurate gust- 2D-airfoil interaction. These results are used to compare and validate results from previous lower fidelity gust-airfoil simulations. Finally, simulations of flow of the LES-data of atmospheric turbulence around a full three-dimensional aircraft will be presented.

References

- [Chesshire] G. CHESHIRE, 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.
- [Enk] ENK, STEPHAN Ein Verfahren höherer Ordnung in FLOWer für LES, *DLR IB 124-2007/8*, 2007
- [Lele] LELE, SANJIVA K. Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution, *Journal of Computational Physics*, Vol 103, 16-42, Academic Press Inc., 1992
- [Raasch] S. RAASCH, M. SCHRÖTER PALM-A large-eddy simulation model performing on massively parallel computers. *Meteorol Z 10:363-372*, 2001
- [Raddatz] JOCHEN RADDATZ, JENS K. FASSBENDER Block Structured Navier-Stokes Solver FLOWer, in: Norbert Kroll, Jens K. Fassbender (Eds.) MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Vol. 89, Springer Heidelberg 2005.
- [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, PHILIP KELLENERS Coupling of Flow Solvers with Variable Accuracy of Spatial Discretization, in: Dillman et al. (eds.), New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Vol. 124, Springer International Publishing Switzerland 2014.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Lattice Boltzmann Simulations of Vortex Generators

Benedikt König, Michael Wessels, Ehab Fares, Swen Nölting
Exa GmbH, Curierstrasse 4, 70563 Stuttgart
benedikt@exa.com

Vortex Generators (VGs) have been used for a long time on many different aircraft. Typically, they are applied on aerodynamic surfaces, like wings or tail planes, to control flow separation either at high-lift or high-speed (buffet) conditions. In all these cases, the fundamental idea is to create one or more trailing vortices that transfer momentum between the highly stressed inner regions of the boundary layer and the flow further away from the surface. Through this mixing, boundary layer separation can be successfully prevented or delayed. At the same time, however, these vortices may create excessive parasitic drag when operating at other flow conditions, like the cruise.

It is therefore of significant importance to carefully trade the expected benefits of VGs against their potential off-design penalties. Current design methods to do so very often rely on experimental test, either in the wind tunnel or even in flight test. Modeling VGs in CFD is, however, often still a challenge. Some research has been invested into modeling either some or all of the VG effects, either through volume-force models or by empirical approaches, respectively. Alternatively, one can resolve both the VG geometry and the resulting vortex in CFD but this can be a very demanding task in terms of grid generation for current RANS methods. Also, many RANS-type CFD methods are too dissipative to properly resolve the vertical structures, especially inside the boundary layer.

In this work the application of the commercial Lattice Boltzmann CFD solver PowerFLOW on several test cases for vane-type vortex generators is demonstrated. It is believed that this tool is uniquely suited to enable the fully resolved simulation of vortex generators and similar flow control devices due to some of its characteristic properties. Firstly, grid generation is fully automated and robust, even for highly complex models. Secondly, due to its very low numerical dissipation and the inherently unsteady nature of the simulations is PowerFLOW very well suited to simulate vortical flows.



Figure 1 conventional vortex generators

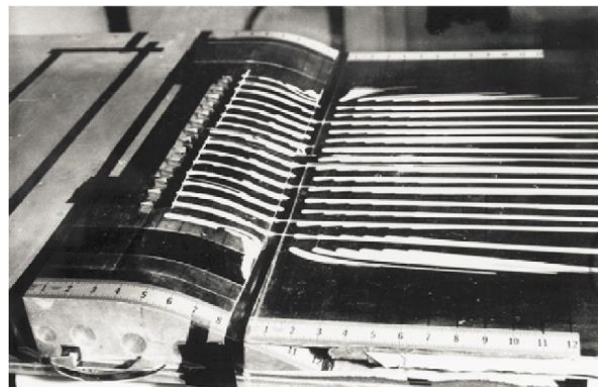


Figure 2 sub-boundary layer vortex generators

A first test case features an experiment where vortex generators are used to reduce a baseline separation on a backward facing smooth ramp [1], see Figure 1. The simulations were conducted both for conventional vortex generator with a height similar to the boundary layer thickness and also for sub-boundary layer vortex generators with a height of 20% of the boundary layer thickness.

The agreement with the experimental pressure distributions at a number of spanwise positions is good. An example for those distributions is given in Figure 3, showing the comparison for the baseline separation (light colors) and the case with VGs (bold colors). Further flow analysis, Figure 4, allows to gain a deeper understanding of the vortical structures created by the VGs and how they behave further downstream.

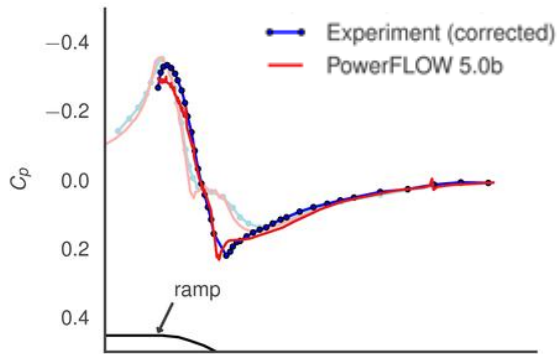


Figure 3 Comparison of pressure distributions

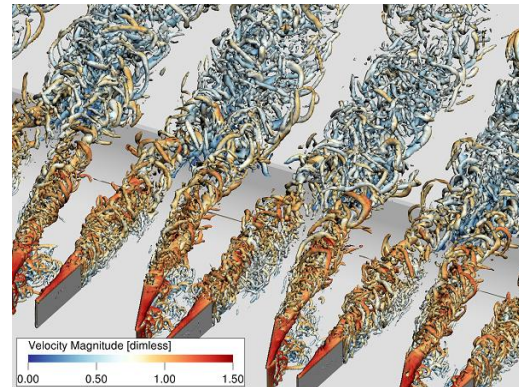


Figure 4 Flow Visualization λ_2

As a second test case, a diverging S-duct [1] was simulated that has a flow separation in the concave part of the second bend. Vortex generators were installed to reduce this separation and increase the total pressure recovery of the duct. An illustration of the bend itself with the VGs is shown in Figure 5. An exemplary pressure distribution is depicted in Figure 6.

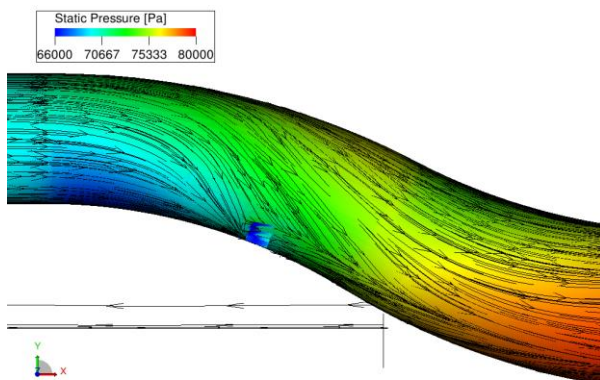


Figure 5 Diverging S-duct with VGs installed

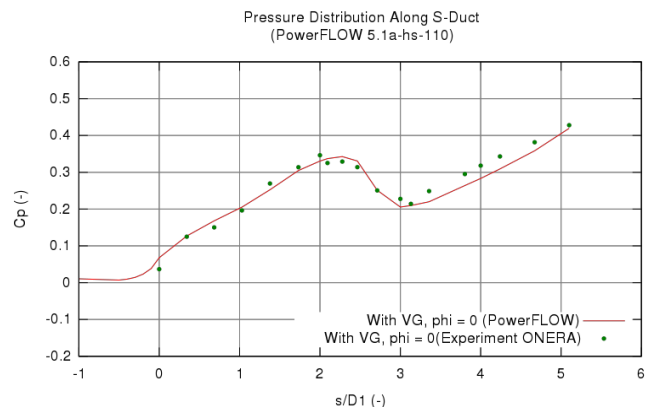


Figure 6 Pressure distribution S-duct with VGs

Additional tests are planned on a three-element high-lift airfoil section with vortex generators installed at the flap leading edge. Results for this case will be included in the final paper.

All validation cases tested so far indicate that the PowerFLOW tool employed here is very well suited to facilitate the numerical simulation of vortex generators even on very complex models. The simulation of, for example, complete high-lift aircraft configurations including these flow control devices seems possible.

- [1] J. C. Lin, „Control of Turbulent Boundary-Layer Separation using Micro-Vortex Generators,“ in *30th AIAA Fluid Dynamics Conference*, 1999.
- [2] B. H. Anderson und J. Gibb, „Vane Effector Installation Studies on Steady State and Dynamic Inlet Distortion,“ *AIAA 1996-3279*, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Thema / Titel des Beitrags

Computer aided analysis of preconditioned multistage Runge-Kutta methods applied to solve the compressible Reynolds averaged Navier-Stokes equations

Autor(en)

Stefan Langer

Institution, Adresse, e-mail

German Aerospace Center, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Stefan.langer@dlr.de

To approximate steady state solutions of the turbulent compressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equations multistage Runge-Kutta methods are established as smoothing techniques within a FAS multigrid method. It was shown [3, 4] that almost all established smoothers used in several flow solvers may be derived by diagonally implicit Runge-Kutta methods and (e.g. for a three stage scheme) take the form :

$$W^{(0)} = W^{(n)}$$

$$W^{(1)} = W^{(0)} - CFL \alpha_{21} \Delta t P^{-1} R(W^{(0)})$$

$$W^{(2)} = W^{(1)} - CFL \alpha_{32} \Delta t P^{-1} R(W^{(1)})$$

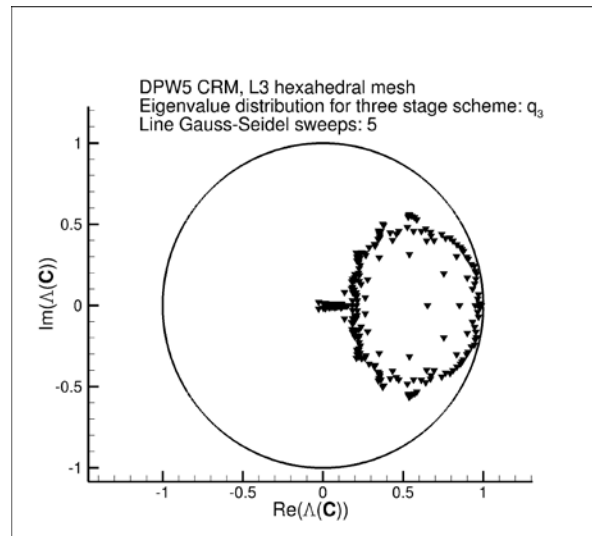
$$W^{(3)} = W^{(0)} - CFL \alpha_{43} \Delta t P^{-1} R(W^{(2)})$$

$$W^{(n+1)} = W^{(3)}$$

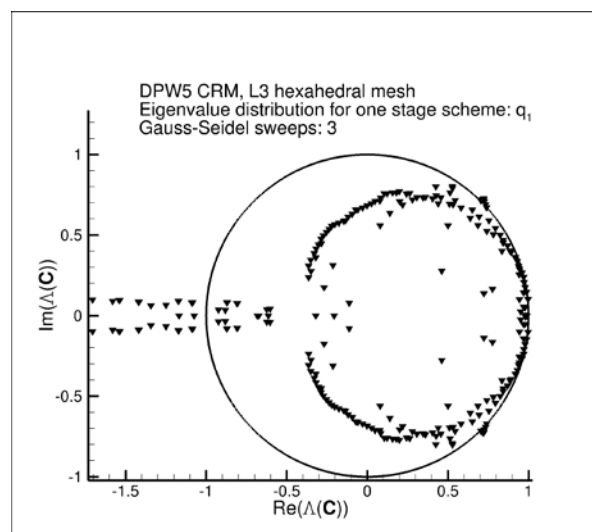
Here W , R and P denote the variables, the residual function and a preconditioner. The preconditioner is based on an approximation of the derivative of the residual function. Classical methods well known in the CFD literature such as explicit Runge-Kutta or LU-SGS differ in the number of stages and simplifications done in the derivative and linear solution methods, when P is not directly invertible but the corresponding linear system must be solved approximately. The impact of the choice of the simplifications in the derivative as well as the several iterative solution methods such as Jacobi, Gauss-Seidel and line Gauss-Seidel on the robustness and efficiency of the flow solver is often an open issue. To better understand the potential and deficiencies and the interplay of these components we perform an eigenvalue analysis of the different methods restricted to the linearized problem. Here we do not follow the classical way by Fourier analysis applied to a model problem, but we exploit the close connection of the Generalized Minimal Residual (GMRES) method and Arnoldi's method. By solving via GMRES the linearized problem spectral information of the low dimensional generated Hessenberg matrix approximates the eigenvalues of the preconditioned full derivative of the residual function R .

We show spectral data for an approximate solution of the nonlinear problem after the density residual has been reduced by 14 orders of magnitude. It is these eigenvalues which govern the asymptotic convergence. As possible preconditioners we investigate the so called point implicit [2] and line implicit [1] preconditioners as well as those based on a nearest neighbor stencil. The latter ones are combined with different iterative solvers. Here the influence of the iterative solution method is investigated. As multistage Runge-Kutta methods we consider

classical methods with one, three and five stages. Furthermore, with respect to an agglomerated multigrid we show the impact of different coarsening strategies on the eigenvalue distribution. The results in the pictures below are based on the Common Research model of the fifth AIAA drag prediction workshop with respect to the L3 hexahedral mesh.



Preconditioned eigenvalue distribution for a preconditioner based on a nearest neighbor stencil in combination with a three stage Runge method



Preconditioned eigenvalue distribution for a preconditioner based on a nearest neighbor stencil in combination with a one stage Runge method

- [1] Langer, Stefan: Application of a line implicit method to fully coupled system of equations for turbulent flow problems, *International Journal of CFD*, 27:3, 131-150, 2013.
- [2] Langer, Stefan: Point and Line Implicit Methods to Improve the Efficiency and Robustness of the DLR TAU Code, in *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII*, 121, 2013, 419-428
- [3] Langer, Schwöppe and Kroll: The DLR Flow Solver TAU – Status and Recent Algorithmic Developments, *In Proceedings of 52nd Aerospace Sciences Meeting, 11-17 January 2014, National Harbor, Maryland*
- [4] Langer, Stefan: Hierarchy of Preconditioning Techniques for the solution of the Navier-Stokes equations discretized by 2nd order unstructured finite volume methods, *ECCOMAS 2012 Conference, 2012*

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

The application of adjoint-based airfoil optimization with discretization error control to a benchmark problem

Ding Li, Ralf Hartmann

Institute of Aerodynamics and Flow Technology, DLR (German Aerospace Center)
Lilienthalplatz 7, 38108, Braunschweig, Germany

Ding.Li@dlr.de, Ralf.Hartmann@dlr.de

Over the past decades the aerodynamic shape optimization based on Computational Fluid Dynamics (CFD) has been playing an increasingly important role in aircraft design. Given that many flow computations are required within an optimization process it is important that efficient but still accurate numerical methods are used. Using adaptive mesh refinement accurate flow solutions can be obtained with significantly reduced computational cost. However, in order to "optimize physics instead of numerical errors", computations on solution-adapted meshes can be used in an optimization process only, if the numerical flow solutions are of comparable accuracy.

In addition to allowing high-order flow solutions on unstructured and locally refined meshes, Discontinuous Galerkin (DG) methods offer estimates of the discretization error in aerodynamic forces like the drag, lift or moment coefficients. In this work, we present a new airfoil shape optimization algorithm based on adaptive higher order DG methods with control of the discretization error [1]. In particular, each flow computation in the optimization process is computed on a sequence of adjoint-based refined meshes specifically tailored to the accurate and efficient approximation of the force coefficients, until the adjoint-based error estimate is below a prescribed error tolerance. In addition, we use high-order discretizations in smooth parts of the solution and low-order discretizations combined with local mesh refinement in non-smooth parts like near shocks [2]. This so-called hp-refinement is known to be significantly more efficient than pure mesh refinement (h-refinement) or computations on fixed computational meshes.

This optimization algorithm will be applied to a 2D benchmark problem proposed by the AIAA Design Optimization discussion group. The problem is to minimize the drag coefficient of a modified NACA0012 airfoil in a transonic inviscid flow at Mach number 0.85 and zero angle of attack with the constraint that the thickness of the optimized airfoil should not be smaller than that of the baseline shape. Based on the new optimization algorithm, each flow solution required in the optimization loop is computed on the h- or hp-refined meshes until a prescribed error tolerance of the error estimation is reached. 32 modified Bernstein polynomial functions are used to parameterize the airfoil. The optimization is driven by the Sequential Quadratic Programming (SQP) algorithm which can handle inequality constraints problems. Furthermore, the gradient of the objective function (drag) with respect to the design variables in the SQP algorithm is computed via the adjoint approach while all the flow computations, the adjoint computations, the mesh adaptation and error estimation are performed using the DLR DG solver PADGE [3].

In the following, we compare the optimization results obtained on a hierarchy of globally refined fixed meshes, on h-refined meshes and on hp-refined meshes. Figure 1(left) shows the resulting optimized airfoil shapes. Here, we see that the constraint on the thickness is satisfied. For each of the airfoil shapes we performed a grid refinement study (cf. the resulting h-refined meshes in Figure 2) and obtained grid converged drag coefficients and c_p -distributions (cf. Figure 1(right)). Here, we see that the shock located on the upper and lower side of the initial NACA0012 airfoil moves backwards to the trailing edge of the optimized airfoil shapes. Furthermore, like in other publications on this test case (cf. e.g. [4] based on the *elsA* code) the c_p -distribution in front of the shock on the optimized airfoil shows some waviness. Figure 3 shows the (grid converged) drag coefficients obtained in the optimizations performed on the fixed meshes, the h-refined meshes and the hp-refined meshes over the square root of the degrees of freedom and over the computational cost. Here we see that the quality of the airfoil shapes improves as the accuracy of the underlying flow solution increases. Furthermore, the largest gain (78.1% drag reduction) obtained on h-refined meshes is much more than that (73.6% drag reduction) obtained on globally refined

STAB

meshes while the largest gain (78.9% drag reduction) obtained on hp-refined meshes gives a further significant reduction in the optimized drag coefficient value, the number of degrees of freedom as well as the computational cost of the whole optimization process. Here, we see that hp-refinement offers the best drag reduction to cost ratio. In fact, the best aerodynamic performance has been obtained on the hp-refined meshes with a prescribed discretization error tolerance of $1e-4$ for which the resulting airfoil shape and c_p -distribution are shown in Figure 1.

- [1] Li D, Hartmann R. Adjoint-based airfoil optimization with discretization error control. *Int. J. Numer. Meth. Fluids*. In review.
[2] Leicht T, Hartmann R. Error estimation and hp-adaptive mesh refinement for discontinuous Galerkin methods. *Adaptive High- Order Methods in Computational Fluid Dynamics, Advances in Computational Fluid Dynamics*, vol. 2, Wang ZJ(ed). Chap. 3, World Science Books, 2011; 67-94.
[3] Hartmann R, Held J, Leicht T, Prill F. Discontinuous Galerkin methods for computational aerodynamics – 3D adaptive flow simulation with the DLR PADGE code. *Aerosp. Sci. Technol.* 2010; 14:512-519.
[4] Carrier G. et al. Gradient-based aerodynamic optimization with the elsA Software. 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting, SciTech, 2014, AIAA-2014-0568, Jan. 2014.

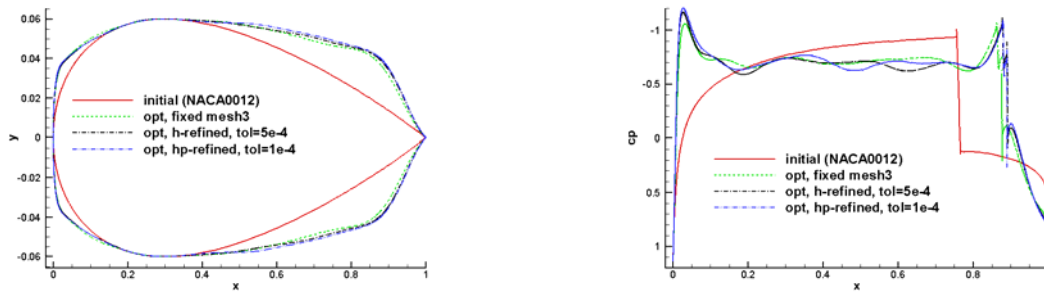


Figure 1. (Left) Comparison of the initial airfoil shape and the final optimized shape obtained on the finest fixed mesh, h-refined meshes with error tolerance $5e-4$ and hp-refined meshes with error tolerance $1e-4$, and (right) comparison of the corresponding recomputed c_p -distributions.

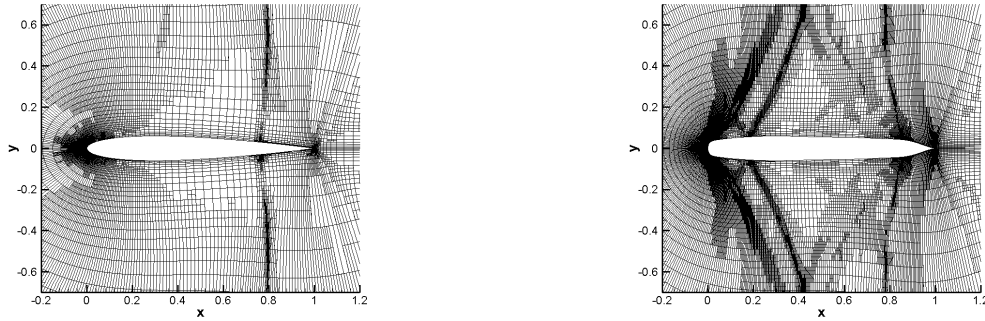


Figure 2. Adjoint-based refined meshes obtained in the grid convergence study for (left) the initial modified NACA0012 airfoil and (right) the best airfoil shape optimized on h-refined meshes.

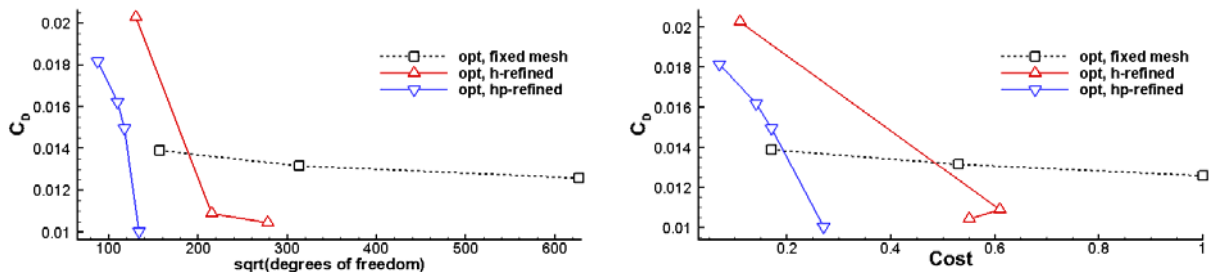


Figure 3. Optimized drag coefficient values obtained on three different fixed meshes, and on the h-refined and hp-refined meshes for different error tolerance over (left) the square root of the number of degrees of freedom, and (right) the computational cost of the whole optimization process.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Validierung numerischer CROR Berechnungen mit Daten instationärer Drucksensoren.

Matthias Lühmann
Rainer Alewelt
Airbus Operations GmbH
Airbus Allee 1, 28199 Bremen
Matthias.luehmann@airbus.com

Die industrielle Anwendung komplexer numerischer Daten erfordert einen Validierungs-Prozess um Qualitätsanforderungen im numerischen Produktionsprozess entsprechen zu können. Eine Validierung der numerischen Ergebnisse erlaubt erst einen gesicherten Einsatz der numerischen Rechenverfahren und gibt damit die Möglichkeit Rechenverfahren routinemäßig einzusetzen. Für die Validierung aerodynamischer Berechnungen sind experimentelle Daten aus Windkanaluntersuchungen wie auch Freifluguntersuchungen von Bedeutung. Bei experimentellen Untersuchungen liefern instationäre Druckaufnehmer zeitlich hochauflösende Daten, die mit Ergebnissen instationärer numerischer Simulationen verglichen werden können.

In diesem Zusammenhang macht die Verfügbarkeit entsprechender Daten Untersuchungen für die Counter-Rotating Open Rotor Konfiguration Z08 möglich. Diese Konfiguration wird im Rahmen neuer Antriebskonzepte basierend auf dem Open Rotor (CROR) Konzept untersucht. Für die Untersuchungen wird bereits zunehmend auf den Einsatz numerischer Rechenverfahren zurückgegriffen, Berechnungen erfolgen dabei unter Verwendung hybrider Rechennetze und der Chimera-Netz-Technik. Experimentelle Daten sind für diese Konfiguration an unterschiedlichen spannweiten Positionen der Rotorblätter verfügbar (Bild 1). Für jede dieser Positionen wurden zeitabhängige Absolutdrücke gemessen.

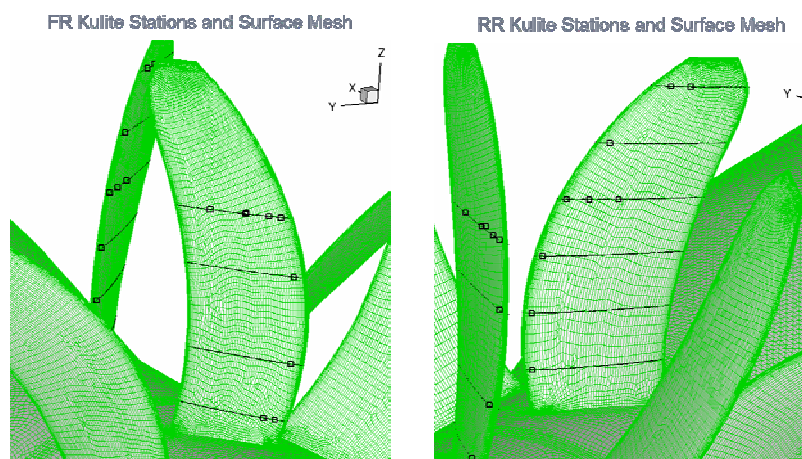


Bild 1.: Rechennetz mit Darstellung der experimentellen Kulite Positionen.

Erste Validierungen anhand von integralen experimentellen Daten wurden bereits durchgeführt. Damit ergibt sich für diese Konfiguration die Möglichkeit eine Validierung auf instationäre Daten auszudehnen.

Das Windkanal Modell ist eine isolierte CROR Pusher Konfiguration, welche ein CROR Antriebssystem repräsentiert. Der vordere Rotor ist mit 11 und der hintere Rotor mit 9 Blättern ausgestattet. Das Windkanalmodell besteht aus der Triebwerks-gondel, den beiden Rotoren, dem Pylon und einer Stielaufhängung.

Die CFD Berechnungen erfolgten mit dem Strömungslöser Tau [1], Rechenetze sind mit den Netzgeneratoren Centaur [2] und Solar [3] erzeugt.

Die Messung der instationären Druckaufnehmer erstreckt sich über einen Zeitraum von ca. 5 Minuten.

Filterprozesse sind erforderlich um experimentelle Daten derart aufzubereiten, dass Störungen während der Datenaufnahme beseitigt werden. Als Hilfsmittel zur Datenaufbereitung und zum Vergleich experimenteller und numerischer Daten werden FFT Analysen eingesetzt. Der direkte Vergleich von Druckbeiwerten zeigt für verschiedene Drucksensorpositionen gute Übereinstimmungen mit experimentellen Daten, allerdings können an einigen Positionen auch Abweichungen festgestellt werden (Bild 2).

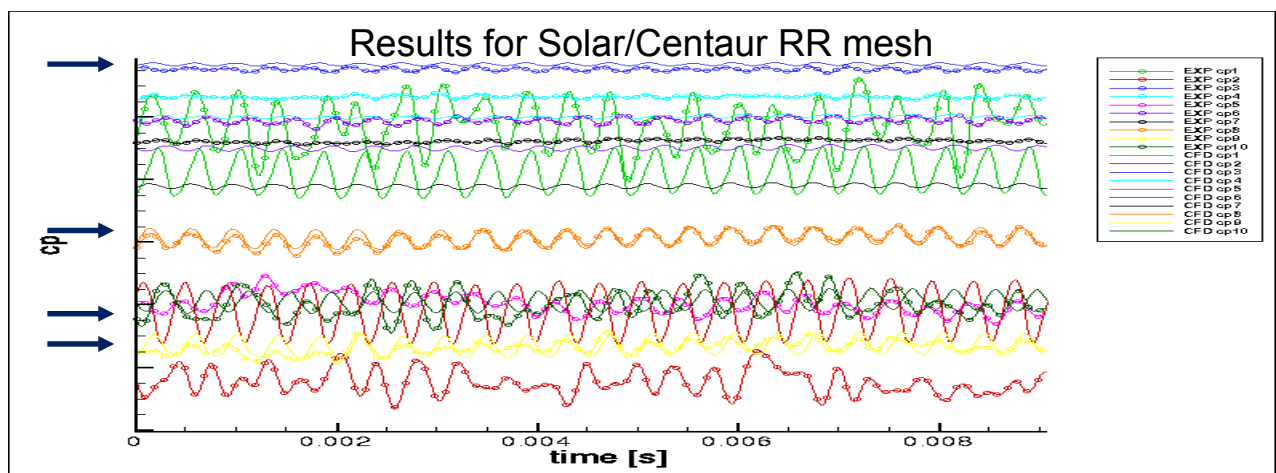


Bild 2.: Vergleich experimenteller und numerischer Ergebnisse.

Schwerpunkt der Untersuchungen ist der Vergleich instationärer Ergebnisse von numerischen Simulationen mit experimentellen Daten. Abweichungen werden dabei untersucht und als Möglichkeit gesehen um Qualitätsanforderungen an den numerischen Prozess festzulegen. Ziel ist es zugleich instationäre experimentelle Ergebnisse in einen numerischen Validierungsprozess einzuschließen.

[1] A. Beckert, T. Gerhold, G. Günther, D. Schwamborn, K. Weinman, "Application of the DLR-TAU Code to Fluid-Structure Interaction on Hybrid Grids", Proceedings of ECCOMAS 2000, Barcelona, 11.-14. September 2000

[2] Daten verfügbar unter CentaurSoft, "CENTAUR", www.centaursoft.com

[3] M Leatham, S Stokes, J A Shaw, J Cooper, J Appa, T A Blayloc. Automatic Mesh Generation for Rapid-Response Navier-Stokes Calculations, AIAA Paper 2000-2247, 2000.

Abstract for STAB 2014

Subject: Introduction to Modelling of an electric arc discharge generating a plasma in interaction with a gas flow

Institution: Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis (ISL)

Authors: PhD Student Alexander Nekris (ISL), Dr. HDR Patrick Gnemmi (ISL), Prof. Dr.-Ing. Christian Mundt (Universität der Bundeswehr München), Prof. Dr.-Ing. Jochen Schein (Universität der Bundeswehr München),

Address: Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis
5 rue du General Cassagnou – BP70034
68301 SAINT-LOUIS Cedex – France

e-mail: alexander.nekris@isl.eu

The course correction of a high-speed vehicle or a projectile can be done by unbalancing the pressures exerted on its body surface during the flight. When the vehicle flies without any angle of attack, the pressures distributed on its surface, balance one another out. The generation of asymmetries in the pressure distribution leads to a deviation of the high-speed vehicle from its original trajectory and thus can be used for steering it.

Various techniques have been developed for steering supersonic vehicles and projectiles. Examples of such are: surface spreading techniques like pin based actuators or pyrotechnical mechanisms. One steering concept for a supersonic projectile proposed by ISL consists in producing the asymmetry of the flow variables around it by electric discharges generating plasma on its surface. For this purpose a DC plasma actuator has been developed at ISL. The actuator induces arc discharges by using a low-voltage generator, capable of delivering a power controlled electric discharge between the electrodes installed flush with the projectile surface. The absence of mobile parts and the repetitive action of discharges are the main advantages of this technique. Since 2005, series of experiments in a wind tunnel and in a shock tunnel dealing with the guidance of a supersonic projectile by using a plasma actuator have been performed. The experiments demonstrate that a plasma actuator is capable to produce a sufficient angular deviation of a fin-stabilized projectile and thus can be used for improving the accuracy of ammunitions. [1], [2]

Although many experiments have been carried out in the vicinity of the plasma discharge, there is still a lack of comprehension of the detailed physics of an electric arc discharge in interaction with a supersonic flow. Further theoretical investigations involving numerical simulations could certainly help to increase the knowledge in this subject. For this purpose, the research project presented here was initiated. The objective of the work is to develop a numerical model, capable to simulate an electric arc discharge generating plasma in interaction with a gas flow.

The use of a numerical method requires the definition of a detailed mathematical model of the system under investigation. The definition of the mathematical model is the current status of the work briefly presented in this paper. This process includes a specification of a suitable plasma model for an arc discharge, released at atmospheric pressure. Such arc discharges operate close to thermodynamic equilibrium and are usually described using models of local thermodynamic equilibrium (LTE). However, in many cases the assumption of a local

equilibrium is violated with the result, that the electron temperature and heavy particle temperature are different. In order to have a more detailed physical model of an electric arc discharge an assumption of a thermodynamic non-equilibrium (NLTE) is reasonable. An NLTE-assumption allows different temperatures between electrons and heavy particles to be considered, which means that the plasma is characterized by two or more species of different temperatures. This fact is taken into account in the mathematical model, to be used in this project. The basic structure of the mathematical model under investigation consists of two sets of differential equations: the conservation equations of fluid dynamics and the set of electromagnetic equations. Both sets of equations are coupled by production terms, such as the Lorentz force. A species conservation equation is included in the set of equations in order to model two species: electrons and heavy particles. Since different temperatures between the electrons and heavy particles are allowed, two energy conservation equations are included in the mathematical model, one for each species. Additional source terms are incorporated into the conservation equations in order to model plasma-specific effects like energy losses due to ionization, joule heating or electron-heavy-particle energy exchange. The completed mathematical model will be implemented in a URANS approach with turbulence modeling for the numerical simulation of the interaction of the electric arc discharge with the cross flow of a projectile. [3], [4], [5]

The next steps of the ongoing work are to choose a suitable CFD code, to modify and complete it as needed, and to conduct first simulations. CFD codes under consideration are OpenFOAM and the DLR TAU code. The validation of the CFD model will be carried out by comparing the numerical results with the experiments. For this purpose several test cases have been defined and experimentally investigated. These are experiments conducted on a flat plate (Figures 1 and 2) and on a projectile in subsonic and supersonic flow regimes, at different angles of attack, with and without a plasma discharge. If required, further experiments will be conducted to obtain additional data for validating the numerical model.

Figures 1 and 2 present pictures of differential interferometry of an electric discharge interacting with the subsonic cross flow over a flat plate. The recording is shown twice on each picture, because a large separation Wollaston angle is used in order to increase the sensitivity of the setup on the density gradient.

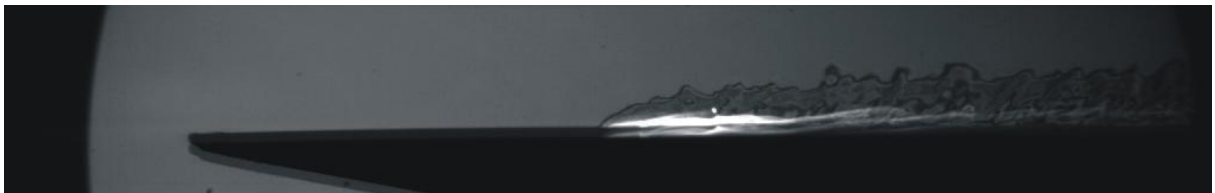


Figure 1: Electric discharge generated on a flat plate; $U_\infty=40$ m/s, $\alpha_0=0^\circ$, stored electric energy 96 J, current limitation 10 A.



Figure 2: Electric discharge generated on a flat plate; $U_\infty=40$ m/s, $\alpha_0=-5^\circ$, stored electric energy 96 J, current limitation 10 A.

- [1] P. Gnemmi, C. Rey, A. Eichhorn, M. Bastide, J.L Striby
Pressure, Temperature and Free-Flight Projectile-Displacement Measurements during a Plasma Discharge Generated on a Supersonic Projectile
International Journal of Aerodynamics, 2013 Inderscience Enterprise Ltd., Vol. 3, Nos. 1/2/3, 2013
- [2] P. Gnemmi, C. Rey, P. Wey
Supersonic Projectile Behaviour under Electric Discharges Generating a Plasma
48th International Symposium of Applied Aerodynamics, Saint-Louis, France, March 25-27, 2013
- [3] A. Friedman, L.A. Kennedy
Plasma Physics and Engineering
Taylor & Francis, New York, United States of America, 2004
- [4] A.A. Ovsyannikov, M.F. Zhukov
Plasma diagnostics
Cambridge International Science Publishing, Cambridge, UK, 2005
- [5] J. P. Trelles, C. Chazelas, A. Vardelle and J. V. R. Heberlein
Arc Plasma Torch Modeling, University of Massachusetts Lowell
Journal of Thermal Spray Technology (2009) Vol. 18, No. 5/6, pp. 728-752.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Einfluss der Seitenleitwerksrumpfverkleidung auf die Seitenleitwerksumströmung bei großen Schiebewinkeln

Arno Ronzheimer

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Transportflugzeuge
DLR Braunschweig, Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig/Germany
Arno.Ronzheimer@dlr.de

Bei großen Schiebewinkeln tritt das Problem auf, dass Strömung am Seitenleitwerk von Transportflugzeugen mit konventioneller Leitwerksgeometrie sehr komplex wird und teilweise ablöst. Bei einigen Flugzeugmustern ist daher zwischen Rumpf und Seitenleitwerk eine Verkleidung angebracht, die derart gestaltet ist, dass bei großen Anstellwinkeln ein Wirbel provoziert wird, der ähnlich wie beim sogenannten Strake-Effekt beim Tragflügel die Strömung positiv beeinflusst. Zur Klärung dieser Problematik werden CFD Rechnungen für ein isoliertes generisches Seitenleitwerk mit bezüglich der Größe unterschiedlich ausgeführten Seitenleitwerksrumpfverkleidungen (Dorsal Fin) durchgeführt.

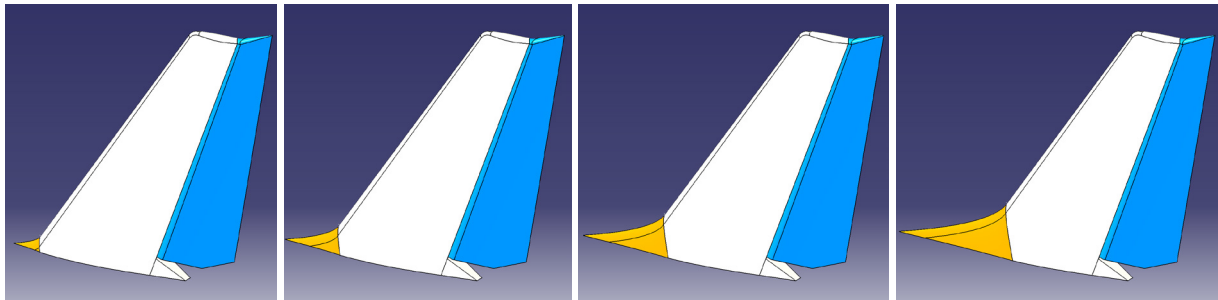


Bild 1: Parametrisch generierte CAD-Modelle eines generischen Seitenleitwerks mit verschiedenen Dorsal Fins

Neben der Untersuchung der Strömungseffekte, liegt ein Hauptaugenmerk auf der Erstellung einer stabilen und weitgehend automatisch ablaufenden Simulationskette, beginnend bei der Geometriegenerierung mit CATIA, bis zur Analyse der Simulations-Ergebnisse. Zur Generierung der Netze, die entsprechend den zu erwartenden komplexen Strömungsvorgängen, sehr fein sein müssen, wird der hybride Netzgenerator von CENTAURSoft verwendet. Um ausserdem eine konstant Qualität der Netze zu gewährleisten, wird der zu vernetzende Raum um das Leitwerk in Module aufgeteilt, die unabhängig voneinander vernetzt werden. Bei Geometrievariationen wird nur in dem Modul ein neues Netz generiert, welches von der Änderung der Geometrie betroffen ist.

Sämtliche Strömungsberechnungen wurden mit dem DLR RANS-Verfahren TAU für $Ma_\infty = 0.2$ in einem Schiebewinkelbereich von 9° bis 17° durchgeführt. Der Seitenruderausschlag beträgt in allen Fällen 30° . Die untersuchten Geometrien, insgesamt 5, unterscheiden sich in der Lage des Schnittpunkts des Dorsal Fin mit der Nase des Seitenleitwerks.

Die Auswertung der CFD-Rechnungen zeigt, dass bei 9° Schiebewinkel bereits abgelöste Strömung vorliegt und die Seitenkraft bis 11° abfällt. Darüber hinaus ist aber eine signifikante Zunahme der Seitenkraft bei größer werdendem Dorsal Fin zu verzeichnen.

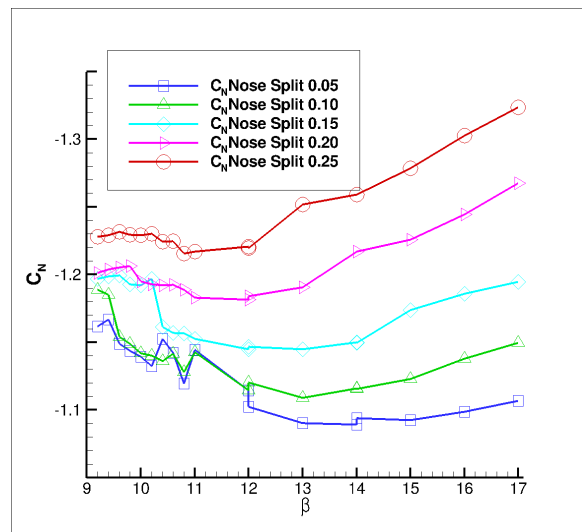


Bild 2: Seitenkraftbeiwert über Schiebewinkel für verschiedene Dorsal Fin Geometrien

Entsprechend spiegelt sich dieses Ergebnis in der Darstellung der Volumenstromlinien wieder, wobei bei der Geometrie mit dem größten Dorsal Fin ein starker Wirbel angerissen wird, der nahezu das gesamte Strömungsfeld positiv

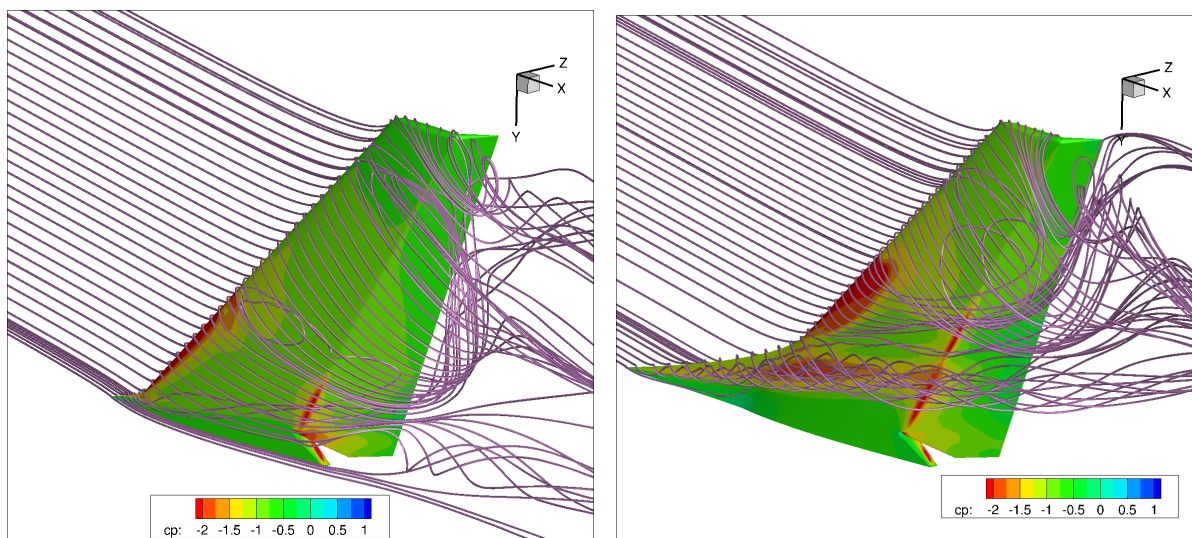


Bild 3: Stromliniendarstellung bei 15° Schiebewinkel für Nose Split 0.05 und Nose Split 0.25

beeinflusst.

Gegenwärtig ist die beschriebene Simulationskette bis auf die Nachführung von Quellen im Schritt Netzgenerierung automatisiert. Sobald dieser Punkt gelöst ist sollen weitere geometrische Parametervariationen durchgeführt werden. Entsprechende Parameter, die Grundriss und Querschnittsform des Dorsal Fin definieren sind bereits im parametrischen CATIA-Modell vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ramifications of Implicit Runge-Kutta Time Integration Schemes

Cord-Christian Rossow

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
38107 Braunschweig, cord.rossow@dlr.de

Problem Statement:

Robust and fast time integration is a key ingredient for numerical flow simulation, and multi-grid represents one of the most powerful algorithms. Efficient multigrid requires a good smoother on the different grid levels, and Implicit Runge-Kutta (IRK) time integration methods were proposed as suitable smoothers [1,2,3,4]. Employing Symmetric Gauss-Seidel (SGS) sweeps as preconditioning procedure in the Runge-Kutta (RK) scheme, superior convergence rates were achieved with respect to standard solution techniques [1,2,3,4]. However, IRK methods also have some intrinsic drawbacks:

First, due to the sequential, recursive SGS sweeps, efficiency depends on the sweeping path through the domain, and the explicit nature of RK schemes is lost. Parallelization and vectorization of such algorithms may be problematic, and non-recursion and explicitness will be a necessity for exploiting future massively parallel high performance computing hardware with SIMD (Single Instruction, Multiple Data) architectures.

Second, for good damping properties, the Jacobian on the left hand side (LHS) of the IRK scheme should resemble the right hand side (RHS) spatial discretization as closely as possible, and usually the exact Jacobian of a first order discretization is used. The implicit scheme then depends on the specific discretization of the RHS, and a change in RHS discretization may also require a change in the LHS operator. Thus, an LHS operator being at least formally independent of the RHS discretization scheme may be advantageous.

Third, the convergence properties depend substantially on the number of SGS subiterations for solving the linear system in the implicit preconditioning step. However, increasing the number of subiterations also increases total CPU time, and finding the appropriate compromise between the number of subiterations and total CPU time is not straightforward. Thus, it would be advantageous if the number of subiterations can be increased without a steep increase in total CPU time.

Objective:

The sequential sweeping procedure of the SGS scheme in the IRK method of Ref. [1,2] shall be made amenable to parallelization and vectorization. The LHS-operator shall be reformulated to be formally independent of the actual spatial discretization. The effort required for subiterations shall be reduced to gain flexibility in defining the number of subiterations. For all intended modifications, the influence on convergence properties and required CPU time shall be assessed using the test case used in Ref. [1,2] (RAE2822, Case9, 320x64 C-grid).

Strategy:

First, to make the IRK scheme amenable to parallelization and vectorization, the lexicographic SGS sweeping is replaced by a red/black Gauss-Seidel (RB-GS) iteration procedure. RB-GS is well known [5], and it is easily applicable in the context of structured meshes as used in this study. The absence of recursion in RB-GS allows straightforward parallelization and/or vectorization.

Second, the LHS operator will be simplified. In Ref. [1,2,3,4], the Jacobian of the LHS operator is based on an exact 1st order representation of the RHS spatial Roe-type discretization, which was found crucial for performance. To make the IRK scheme formally independent of the RHS-discretization, in the 1st order Jacobian the off-diagonal entries of viscous terms and terms related to artificial dissipation are dropped, and on the diagonal the corresponding spectral radii are employed.

Third, to reduce the amount of CPU time spent for additional subiterations, after 2 subiterations with RB-GS, additional subiterations are only performed on a set of points selected by the magnitude of the RHS residuals. The point selection criterion requires the corresponding RHS residual to be above 1/100 of the maximum residual at the particular RK-stage.

Results:

Results are obtained on the basis of the 3-stage IRK-scheme and 2nd order Roe-upwind dissipation of Ref. [1,3]. For the conventional IRK scheme with SGS preconditioning, Table 1 summarizes performance as a function of the number of subiterations per stage of the RK-scheme. Table 2 shows the performance of IRK when using RB-GS. Note when comparing these results that 1 SGS sweep covers the whole domain, whereas one RB-GS sweep only involves half of the number of points. Consequently, 2 subiterations of SGS may be regarded as being equivalent to 4 subiterations of RB-GS, which is confirmed by the similar number of multigrid cycles and CPU time required. Note for both methods the substantial increase in CPU time when increasing the number of subiterations.

# Subiterations	2	4	6	8	12
# MG-Cycles	92	83	80	79	78
CPU time [s]	63	91	121	152	224

Table 1: Performance with SGS (exact 1st order Jacobian)

# Subiterations	2	4	6	8	12
# MG-Cycles	-	87	81	78	78
CPU time [s]	-	69	86	104	148

Table 2: Performance with RB-GS (exact 1st order Jacobian)

Tables 3 and 4 show the performance of the scheme with simplified Jacobian for SGS and RB-GS sweeping, respectively. The number of MG-cycles is substantially increased by about a factor of 2.5, however due to the lower computational effort CPU time only increases by about 30% on average. Note that the failure of RB-GS with 2 subiterations would correspond to applying conventional SGS with only 1 subiteration.

# Subiterations	2	4	6	8	12
# MG-Cycles	208	195	193	192	191
CPU time [s]	84	108	136	168	226

Table 3: Performance with SGS (simplified 1st order Jacobian)

# Subiterations	2	4	6	8	12
# MG-Cycles	-	220	217	216	217
CPU time [s]	-	106	133	160	215

Table 4: Performance with RB-GS (simplified 1st order Jacobian)

In Table 5, the performance of RB-GS with simplified Jacobian and 2 global subiterations, and additional subiterations on a domain adapted to the size of the residuals is displayed. The gradient of CPU time increase is substantially lower as in Tables 1 - 4. Note that despite there is no inherent connectivity in the local set of selected points, the scheme is now stable with only 2 global subiterations, and CFL numbers could remain at 10⁴. The benefit of increasing the number of local subiterations beyond 6 is small, however due to the low CPU time a large flexibility in defining a suitable number is established.

# Local Subiterations	2	4	6	8	12
# MG-Cycles	326	223	222	221	221
CPU time [s]	125	96	102	112	123

Table 5: Performance with RB-GS, 2 subiterations in full domain (simplified 1st order Jacobian)

Future Work:

In addition, the performance of standard Jacobi iteration will be compared to the schemes shown above. Studies will be performed for all methods to investigate the influence of mesh density by using a 640x128 mesh. To show the applicability to a larger range of problems, the methods will be applied to different airfoil cases with incompressible and laminar flow.

Literature:

¹Rossow, C.-C.: "Convergence Acceleration for Solving the Compressible Navier-Stokes Equations", AIAA J., Vol.44, 2006, pp. 345-352.

²Swanson, R.C., Turkel, E., Rossow, C.-C.: "Convergence Acceleration of Runge-Kutta Schemes for Solving the Navier-Stokes Equations", J. Comput. Phys., Vol. 224, No. 1, 2007, pp.365-388.

³Rossow, C.-C.: "Efficient Computation of Compressible and Incompressible Flows", J. Comput. Phys., Vol. 220, No. 2, 2007, pp. 879-899.

⁴Swanson, R.C., Rossow, C.-C.: "An Efficient Solver for the RANS Equations and a One Equation Turbulence Model", Computers & Fluids, 2011, pp. 13-25.

⁵Hildebrand, F.B.: "Introduction to Numerical Analysis", McGraw-Hill, 1974.

Hybrid LES–URANS methodology for wall–bounded flows with synthetic turbulent inflow conditions

Stephan Schmidt and Michael Breuer

Department of Fluid Mechanics, Helmut–Schmidt–University
Holstenhofweg 85, 22043 Hamburg, Germany
{schmidt, breuer}@hsu-hh.de
<http://www.hsu-hh.de/pfs>

Projektgruppe / Fachkreis: Q2.1 Numerische Aerodynamik

In the last years the combination of large–eddy simulations (LES) and unsteady Reynolds–averaged Navier–Stokes (URANS) to hybrid models has become popular to predict complex flows with reasonable computational effort and high accuracy [1]. For wall–bounded flows the basic concept of the present hybrid LES–URANS approach is to resolve the large unsteady vortical structures such as separation, reattachment or vortex shedding, whereas URANS is performed in the near–wall region. Due to the enormous computational costs to resolve the immediate vicinity of the wall within the LES mode, the URANS formulation plays a dominant role to reduce the costs and to guarantee appropriate results. In order to take the strong anisotropy of the Reynolds stresses into account, an explicit algebraic Reynolds stress model by Wallin and Johansson [8] is used in the URANS domain of the hybrid approach. The non–closed terms of the URANS mode, i.e., the production, the diffusion and the dissipation term are adequately modeled (see Jaffrézic and Breuer [2] and Schmidt and Breuer [5, 6]). Owing to the description of the near–wall region by URANS, the modeling approach of the LES mode is less sophisticated since a large part of the energy spectrum in the core of the flow is resolved. Following the one–equation concept of the URANS mode, a one–equation subgrid–scale model is applied for the LES mode. The location of the interface is determined based on instantaneous flow quantities, which facilitates the automatic selection of the appropriate method (URANS or LES) based on the current flow properties. Thus, the correct switching behavior between both modes is ensured. The interface definition was already validated for internal as well as external flows [2, 5, 6].

Since the development of many flows strongly depends on the inflow conditions, the formulation of feasible conditions is a crucial research topic. A procedure such as the precursor simulation is able to deliver appropriate inflow conditions, but this method is limited to simple inflow geometries. A similar conclusion can be drawn for the application of periodic boundary conditions in streamwise direction circumventing the inflow challenge. The synthetic generation of spatially–developing inflow data is a proper way to take the turbulent inflow behavior at high Reynolds numbers into account. Several concepts were developed and the recent review by Tabor and Baba–Ahmadi [7] offers an overview of different synthetic methods as well as precursor simulations.

Methods to generate synthetic turbulent inflow data provide a high potential for the application within complex geometries or topologies which do not offer a homogeneous flow direction. Klein et al. [3] proposed a method for generating turbulent inflow data based on a digital filter which depends on statistical properties. These spatial and temporal correlations and the resulting length and time scales allow a simple adjustment on the flow situation of the particular test case. The realization of appropriate two–point correlations (in space) and autocorrelations (in time) is achieved by a series of random numbers r_m with zero mean and unity variance and the definition of $u_m = \sum_{n=-N}^N b_n r_{m+n}$, where b_n are the filter coefficients and N describes the support of the filter. At this stage the velocity u_m is a spatially non–correlated velocity signal at the inlet with a defined autocorrelation. In order to use this procedure for a time–dependent two–dimensional inflow plane of a three–dimensional flow prediction, the one–dimensional filter coefficients b_n must be rewritten as the three–dimensional filter coefficients $b_{ijk} = b_i \cdot b_j \cdot b_k$. To link all three velocity components by cross–correlations and thus to guarantee a realistic inflow behavior, the method by Lund et al. [4] is used.

The evaluations in the full paper will start with the fully developed plane channel flow. First, a detailed evaluation of the length and time scales of the flow data at different Reynolds numbers predicted with the help of periodic boundary conditions is carried out based on two-point correlations. These scales are used to generate appropriate synthetic inflow data which can be directly compared with inflow data from the precursor simulation (see Fig. 1).

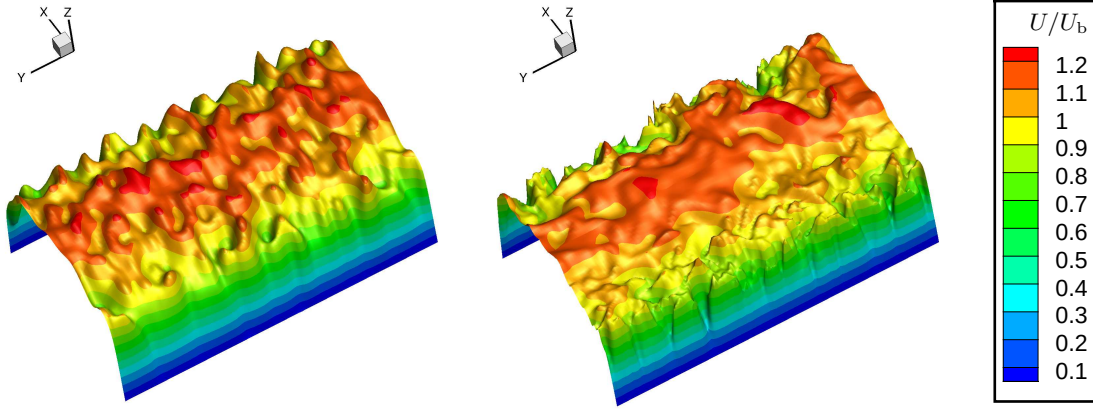


Fig. 1. Instantaneous snapshot of the streamwise velocity at the inflow plane of the fully developed plane channel flow generated by the inflow generator (left) and predicted by LES (cross-section) with periodic streamwise boundary conditions (right).

The second objective is the application of the described inflow generator to the flow past the SD7003 airfoil at a Reynolds number of $Re_c = 6 \times 10^4$ and an angle of attack of $\alpha = 4^\circ$ applying various turbulence intensities. As earlier investigations [5, 6] of the airfoil flow without inflow turbulence have shown, the turbulence level has a strong impact on the flow field along the airfoil and makes the comparison between experimental findings and numerical results difficult. Hence, the focus for this demanding test case is the analysis of the influence of the turbulence level and the resulting impact on the laminar separation bubble and the transition onset. In contrast to other applications of the inflow generator by Klein et al. [3] the fully developed plane channel flow as well as the SD7003 airfoil flow are predicted based on the hybrid LES–URANS method described above.

References

1. Fröhlich, J., von Terzi, D.: Hybrid LES/RANS methods for the simulation of turbulent flows. Progress in Aerospace Sciences 44, 349–377, (2008).
2. Jaffrézic, B., Breuer, M.: Application of an Explicit Algebraic Reynolds Stress Model within an Hybrid LES–RANS Method. J. Flow, Turb. Combust. 81, 415–448, (2008).
3. Klein, M., Sadiki, A., Janicka, J.: A digital filter based generation of inflow data for spatially-developing direct numerical or large-eddy simulations. J. Comput. Phys. 186, 652–665, (2003).
4. Lund, T., Wu, X., Squires, D.: Generation of turbulent inflow data for spatially-developing boundary layer simulations. J. Comp. Phys. 140, 233–258, (1998).
5. Schmidt, S., Breuer, M.: Hybrid LES–URANS Method for External Flows with Laminar Separation Bubbles, 16. STAB Workshop, Nov. 12–13, 2013, DLR, Göttingen, (2013).
6. Schmidt, S., Breuer, M.: Hybrid LES–URANS methodology for the prediction of non-equilibrium wall-bounded internal and external flows. Computers & Fluids 96, 226–252, (2014).
7. Tabor, G.R., Bab–Ahmadi, M.H.: Inlet conditions for large-eddy simulation: A review. Computers & Fluids 39, 553–567, (2010).
8. Wallin, S., Johansson, A.V.: An explicit algebraic Reynolds stress model for incompressible and compressible turbulent flows. J. Fluid Mech. 403, 89–132, (2000).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Eine netzfreie parallele Moving-Least-Squares-basierte Interpolationsmethode zur Anwendung in aeroelastischen Simulationen mit dem FlowSimulator

Andreas Schuster^x, Lars Reimer^x, Jens Neumann^o

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

Andreas.Schuster@dlr.de, Lars.Reimer@dlr.de

^o Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Aeroelastik, Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Jens.Neumann@dlr.de

Im Rahmen aeroelastischer Simulationen mittels partitionierter Verfahren, wie sie in der Industrie vordergründig zum Einsatz kommen, ist die korrekte räumliche Interpolation von aerodynamischen Kräften und strukturdynamischen Verschiebungen zwischen den an der Mediengrenze unterschiedlich diskretisierten Strömungs- und Strukturnetzen nach wie vor ein bedeutsames Problem – insbesondere, da die im industriellen Kontext verwendeten Strömungs- und Strukturnetze durch die Berücksichtigung immer weiterer Geometriedetails fortlaufend komplexer werden.

In der Literatur seit langem veröffentlichte konventionelle Ansätze zur Lösung des räumlichen Kopplungsproblems auf der Basis von Punkt-zu-Punkt- oder Punkt-zu-Element-Zuordnungen, wie z.B. [1], erweisen sich jedoch in aeroelastischen Simulationen, ungeachtet anderer Nachteile¹, je nach Grad der Diskretisierungsunterschiede zwar als effiziente, aber oft nicht hinreichend robuste Methoden. Alternative netzfreie Ansätze basierend auf einer Least-Squares-Formulierung mit globalem Ansatzpolynom, wie vorgestellt von Wendland *et al.* in [2], bieten oftmals Abhilfe, sind aber in Bezug auf Speicher- und Rechenzeitbedarf² vielfach zu aufwendig, zumindest ohne Nutzung des Partition-of-Unity-Konzepts [3,4]. Infolgedessen muss bei industrierelevanten Konfigurationen der hohe Ressourcenbedarf oft durch eine Reduktion der Interpolationsgenauigkeit gemindert werden. Ein zu [2-4] alternativer, weit ressourcen-schonenderer, netzfreier Ansatz wurde von Quaranta *et al.* [5] vorgestellt. Er basiert auf einer mit radialen Basisfunktionen (mit kompakten Träger) gewichteten Moving-Least-Squares-Formulierung mit lokalem Ansatzpolynom. Im Gegensatz zum Ansatz aus [2] müssen dabei zwar viele, allerdings nur sehr kleine Gleichungssysteme³ zur Berechnung der Kopplungsmatrix gelöst werden. Dies mindert die mit dem Ansatz erzielte Interpolationsqualität allerdings in keiner Weise [6]. Sie ist mindestens gleichwertig zum Ansatz aus [2], wenn nicht sogar in manchen Fällen besser [6].

In [5,6] wird die Interpolationsmethode von Quaranta *et al.* in der sequentiellen Version vorgestellt. Dieser Beitrag behandelt die grundlegenden Eigenschaften der Methode von Quaranta *et al.* im Vergleich zum Ansatz von Wendland *et al.* [2-4], sowie insbesondere die Parallelisierung der Methode im Rahmen der FlowSimulator-Simulationsumgebung. FlowSimulator ist eine von DLR, Airbus und weiteren Beteiligten entwickelte Softwareschnittstelle zur massiv parallelen Simulation, speziell von multidisziplinären Problemen. Wesentliche Schwierigkeit bei der Parallelisierung des Ansatzes von Quaranta *et al.* ist die Suche nach den für die Interpolation relevanten Stützstellen innerhalb eines jeweiligen kompakten Trägers in den mittels Gebietszerlegungsverfahren zerteilten Kopplungsnetzen. Das in diesem Zusammenhang verfolgte Parallelisierungskonzept, das die Unabhängigkeit des Ansatzes von der zu Grunde liegenden Gebietszerlegung gewährleistet, wird in seinen Bestandteilen

¹Benötigt Netzkonnektivitätsinformationen

²Die Methode bedingt die Invertierung einer $(N+Q) \times (N+Q)$ -Matrix und anschließender Multiplikation der Inversen mit einer $M \times (N+Q)$ -Matrix mit M als Anzahl der Oberflächenpunkte des Strömungsnetzes, N als entsprechende Anzahl auf Strukturnetzseite und Q als Anzahl der Monome des Ansatzpolynoms.

³Die Systemmatrix des zu lösenden Gleichungssystems hat jeweils die Größe $n \times Q$ mit Q als Anzahl der Monome des Ansatzpolynoms und n als Anzahl lokal verwendeter Stützstellen

vom Beitrag dargelegt. Die prinzipielle Funktionsfähigkeit des parallelen Algorithmus, sowie dessen parallele Performance werden anhand von ausgewählten Testfällen mit aufsteigender Komplexität nachgewiesen (siehe Testfallbeispiele in Abb. 1 und 2).

Die Interpolationsmethode von Quaranta *et al.* wurde darüber hinaus in ein Verfahren zur bauteil-basierten Kopplung eingebettet, welches einen physikalisch korrekten Transfer aeroelastischer Kopplungsgrößen bei Mehrkomponentenkonfigurationen gewährleistet. Der Beitrag zeigt die Verifikation des resultierenden Gesamtalgorithmus in Anwendung auf eine Hochauftriebskonfiguration.

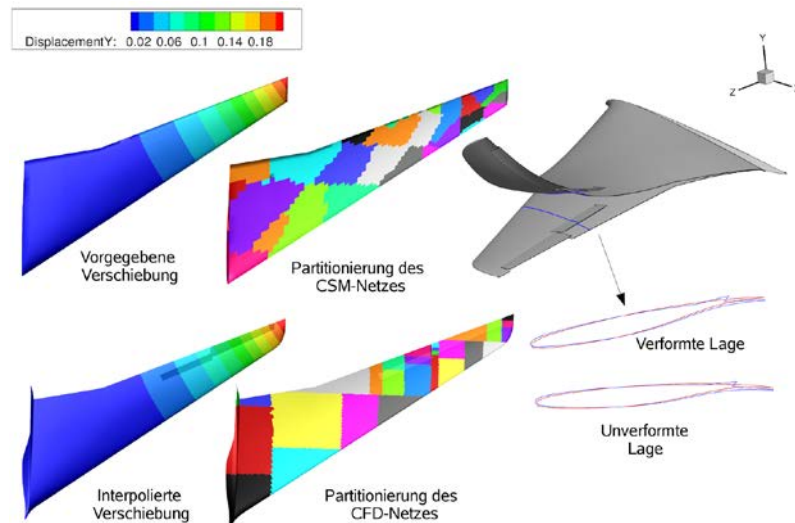


Abb. 1: Anwendung der parallelisierten Interpolationsmethode von Quaranta *et al.* [5,6] auf ein Flügelmodell in Lastabminderungskonfiguration (kombinierter Querruder- und Spoilerausschlag)

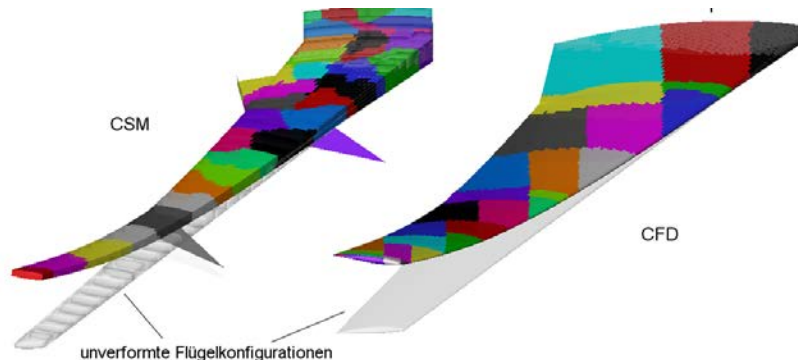


Abb. 2: Anwendung der parallelisierten Interpolationsmethode von Quaranta *et al.* [5,6] auf ein generisches Flügelkastenmodell

Literatur:

- [1] Beckert, A. (2000): "Coupled fluid (CFD) and structural (FE) models using finite interpolation elements". *Aerospace Science and Technology*, **4**(1): 13-22
- [2] Beckert, A., Wendland, H. (2001): "Multivariate interpolation for fluid-interaction problems using radial basis functions". *Aerospace Science and Technology*, **5**(2): 125-134
- [3] Ahrem, R., Beckert, A., Wendland, H. (2006): "A meshless spatial coupling scheme for large-scale fluid-structure-interaction problems". *Comp. Modeling in Engineering & Sciences*, **12**:121-136
- [4] Neumann, J., Krüger, W. (2013): "Coupling Strategies for Large Industrial Models". In: Kroll, N. *et al.* (Eds.): "Computational Flight Testing". *Notes on Numer. Fluid Mech. and Multidisc. Design*, **123**:207-222
- [5] Quaranta, G., Masarati, P., Mantegazza, P. (2005): "A Conservative Mesh-free Approach for Fluid-Structure Interface Problems". In proc.: *Intl. Conf. on Computational Methods of Coupled Problems in Science and Engineering*
- [6] Wellmer, G., Reimer, L., Flister, H., Behr, M., Ballmann, J. (2013): "A Comparison of Fluid/Structure Coupling Methods for Reduced Structural Models". In: Eisfeld, B. *et al.* (Eds.): "Management and Minimisation of Uncertainties and Errors in Numerical Aerodynamics". *Notes on Numer. Fluid Mech. and Multidisc. Design*, **122**:181-218

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Analysis of numerical wall functions for applications with pressure gradient and separation

Fabian Spallek

Volkswagen AG, Postfach 011/16973, 38436 Wolfsburg, Fabian.Spallek@volkswagen.de

Tobias Knopp

DLR AS, Abt. CAS, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Tobias.Knopp@dlr.de

We present an improved numerical wall function method for RANS simulations using the Spalart-Allmaras model for isothermal aerodynamic flows with separation and reattachment. We consider flows where separation is induced by an adverse pressure gradient on a smooth surface or caused by a corner in the geometry.

Low-Re turbulence models like the Spalart-Allmaras model (SA-model) in Reynolds-averaged-Navier-Stokes (RANS) computations require so called low-Re grids in which the mesh requires a first node located at $Y^+[1] = 1$ to resolve the near-wall behavior. Here $Y^+ = Y u_\tau / \nu$ with normal distance to the wall Y , friction velocity u_τ and kinematic viscosity ν .

Fluid dynamical problems in industrial applications consist of complex geometries and are in need for high level automation of the computational processes. In this context it is often not possible to use appropriate low-Re meshes due to time-constraints and to properties of automatic mesh generators. Furthermore low-Re meshes increase the numerical stiffness in the RANS equations and therefore worsen the convergence behavior resulting in high computational costs.

On meshes which do not resolve the viscous sub layer near the wall i.e. cells next to the wall with $Y^+[1] > 1$, it is still often possible to get sufficiently accurate results using wall functions. They allow for a significant reduction of the mesh points for boundary layers and reduce the stiffness of the flow problem. But often standard and hybrid universal wall functions give for complex flow phenomena like pressure induced separation or non-isothermal effects prominent in industrial applications not the needed accuracy.

We consider a numerical approach to improved wall function modelling based on [2] implemented in the open source C++ library OpenFOAM. The numerical wall function model solves one-dimensional simplified boundary layer equations in wall-normal direction which include the pressure gradient and the effect of the mean inertial terms.

The two dimensional boundary layer equation is simplified and integrated on embedded one-dimensional subgrids from the boundary surface wall node to the wall adjacent cell node. We treat the pressure gradient term as constant near the wall and develop and compare different approximations for the convection terms. To account for effects in the turbulent viscosity the momentum boundary layer equation for the tangential velocity is coupled with a boundary layer equation for the turbulence field within the Spalart-Allmaras turbulence model. The wall functions couple to the global SIMPLE based flow solver via dirichlet boundary conditions (fig.1). Different blending strategies are investigated to enhance robustness and convergence behavior. The numerical wall functions use only local data thus allowing for efficient massive parallelization on unstructured meshes (compare [1]).

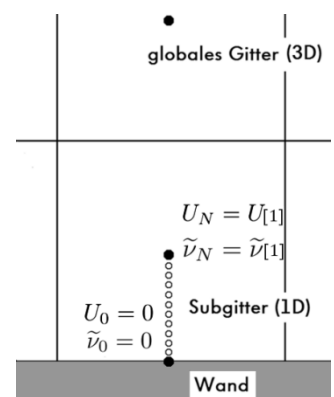
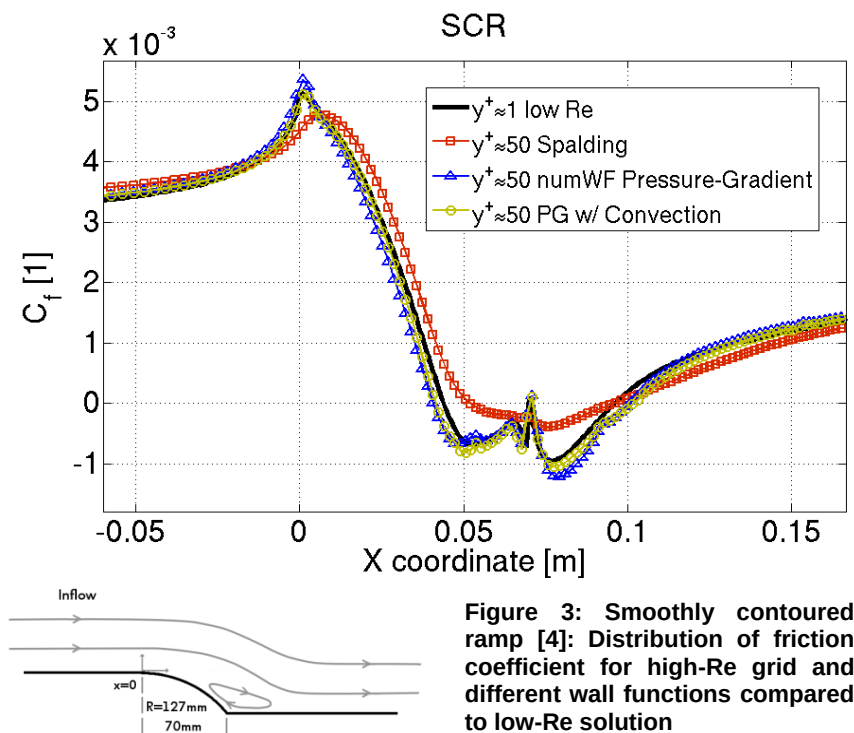
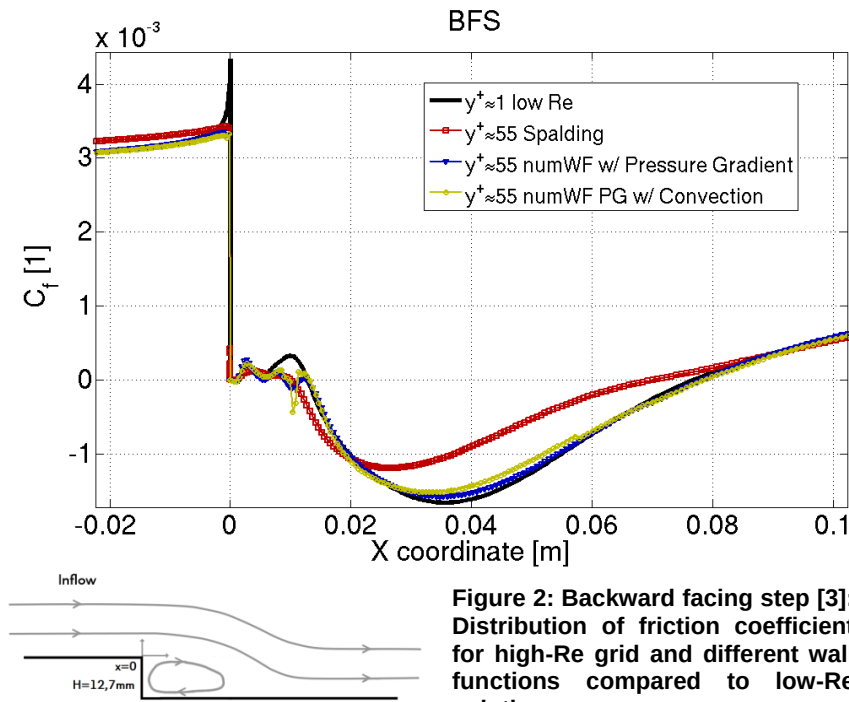


Figure 1: Sketch of the one-dimensional subgrid embedded wall adjacent cells with boundary conditions for the coupled one dimensional boundary layer equations



We apply these new numerical wall functions to different turbulent stationary flows and geometries and compare them to standard treatment like Spalding's wall function and with solutions on low-Reynold meshes. The results show significant improvements for the prediction of the friction coefficient at local flow acceleration and separation due to an adverse pressure gradient for the flow over a smoothly contoured ramp (fig.3) [4] and the NACA 4412 airfoil as well as in the recirculation and reattachment zone of a backward facing step (fig.2) [3].

The improved wall function will be analysed in the calculation of the three dimensional turbulent flow around the Ahmed body and will be applied to complex cases relevant for automobile industry. It is planned to extend the method to non-isothermal flow problems and different kinds of turbulence modelling.

References:

- [1] Craft T.J., Gant S.E., Iacovides H., Launder B.E. "A new wall function strategy for complex turbulent flows", Numer. Heat Transfer, Part B, **45**:301-318, 2004
- [2] Knopp, T. "Improved Wall Functions Based on the 1D Boundary Layer Equations for Flows with Significant Pressure Gradient", NNFM 112, p.51, Springer, 2010
- [3] Driver D.M., Seegmiller H.L. "Features of a reattaching turbulent shear layer in divergent channel flow", AIAA J., Vol. 23, p 163, 1985
- [4] Song S., DeGraaff D.B., Eaton J.K. "Experimental study of a separating, reattaching, and redeveloping flow over a smoothly contoured ramp", Int J Heat Fluid Flow **21**:512-519, 2000

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Frank Spiering

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295-3620

E-Mail: frank.spiering@dlr.de

Thema: Entwicklung eines Verfahrens zum vollautomatischen Lochschneiden in TAU

Ausgangssituation: In numerischen Strömungssimulationen kann die Technik überlappenden Netze (auch Chimären-Technik genannt) genutzt werden, um beispielsweise die Netzgenerierung bei komplexen Konfigurationen zu vereinfachen oder Relativbewegungen von Körpern zu realisieren. Damit Punkte eines Netzblocks von der Strömungsberechnung ausgeschlossen werden, wenn sie sich im Inneren eines Körpers eines anderen Netzblocks befinden, wird zusätzlich ein sogenanntes Lochschneide-Verfahren benötigt. Im DLR-TAU-Code [1] ist hierzu ein halbautomatisches Lochschneide-Verfahren implementiert, welches in der Lage ist, die auszuschließenden Netzbereiche anhand von vorab generierten Lochdefinitionsgeometrien zu ermitteln. In Abbildung 1 sind die daraus resultierenden Interpolationsränder an einer beispielhaften Flügel-Klappen-Konfiguration dargestellt. Die Lochdefinitionsgeometrien müssen jedoch durch den Nutzer passend zum Netz erstellt werden, was insbesondere bei komplexen Konfigurationen wie vollständigen Hubschraubern einen nicht zu vernachlässigenden Aufwand darstellt.

Ziel: Um das Aufsetzen von Strömungssimulationen mit Verwendung der Chimären-Technik zu vereinfachen, wird ein Verfahren zum vollautomatischen Lochschneiden im DLR-TAU-Code implementiert. Dabei sollen alle Punkte der Netzblöcke, die sich in den jeweils anderen Blöcken innerhalb eines Körpers befinden, von der Strömungssimulation ausgeschlossen werden. Außerdem soll eine automatische Anpassung des Überlappungsbereichs der Netzblöcke implementiert werden, um den Bereich von doppeldeutigen Lösungen zu verkleinern und eine Interpolation in der unmittelbaren Nähe von Körperoberflächen zu vermeiden.

Lösungsweg: Das Lochschneide-Verfahren ist an die Direct-Cut-Methode nach Noack (siehe [2]) angelehnt und wird in separate Teilaufgaben gegliedert. Zunächst werden alle Zellkanten eines jeden Blocks mit den Oberflächenelementen von Körpern in den jeweiligen anderen Blöcken verschnitten, sodass anschließend für die Knoten der geschnittenen Kanten ermittelt werden kann, ob sie innerhalb oder außerhalb eines Körpers liegen. Befindet sich ein Punkt im Inneren eines Körpers, so ist er ungültig für die Strömungsberechnung. Anschließend werden auch alle weiteren Punkte im Inneren eines Körpers durch ein Füll-Verfahren als ungültig für die Strömungsberechnung markiert. Hieraus ergibt sich bereits ein gültiger Überlappungsbereich für die Interpolation, bei dem sich die Interpolationsränder jedoch in direkter Körperrnähe des jeweiligen anderen Netzblocks befinden, was aufgrund großer Gradienten im Strömungsfeld nachteilig für die Interpolationsgenauigkeit sein kann. Daher wird zusätzlich eine Anpassung des Überlappungsbereichs durch Vergleich der Abstände der sich überlappenden Zellen von ihrem jeweiligen Interpolationsrand vorgenommen.

Ergebnis: Das Verfahren zum vollautomatischen Lochschneiden erzeugt im Überlappungsbereich der Netzblöcke gültige Interpolationsränder (siehe Abbildung 2). Es ermöglicht somit die Verwendung des Chimären-Verfahrens ohne vorab generierter Lochdefinitionsgeometrien, wodurch sich die Nutzerfreundlichkeit deutlich erhöht. Durch die Anpassung des Überlappungsbereichs (siehe Abbildung 3) werden die jeweiligen Interpolationsränder zur Mitte des ursprünglichen Überlappungsbereichs verschoben, sodass keine Interpolation in unmittelbarer Nähe der Körperoberflächen stattfindet und der Bereich einer doppeldeutigen Lösung reduziert ist. Abbildung 4 zeigt die Konvergenzverläufe des Dichteresiduums und der

Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte bei der Simulation einer reibungsfreien Strömung am Testfall der Flügel-Klappen-Konfiguration bei einer Machzahl $Ma = 0,3$ und einem Anstellwinkel $\alpha = 5^\circ$. Die Simulation mit vollautomatischem Lochschneiden (gestrichelte Linien) zeigt im Vergleich zur Referenzsimulation mit der Nutzung von vordefinierten Lochdefinitionsgeometrien (durchgezogene Linien) ein sehr ähnliches Konvergenzverhalten und nahezu identische Beiwerte.

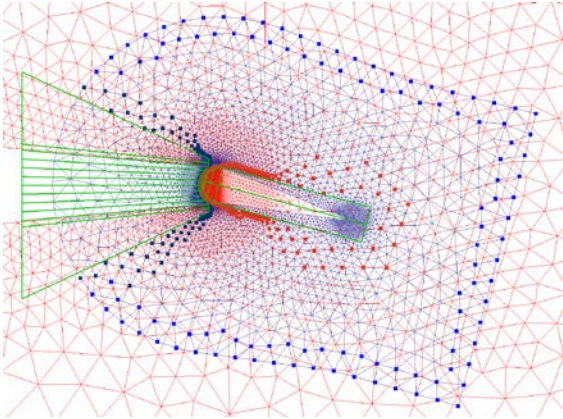


Abbildung 1: Interpolationspunkte am Rand des Klappenblocks (blau) und resultierende Interpolationspunkte (Flügelblock rot, Klappenblock dunkelblau) durch klassisches Lochschneiden mittels Lochdefinitionsgeometrien (grün)

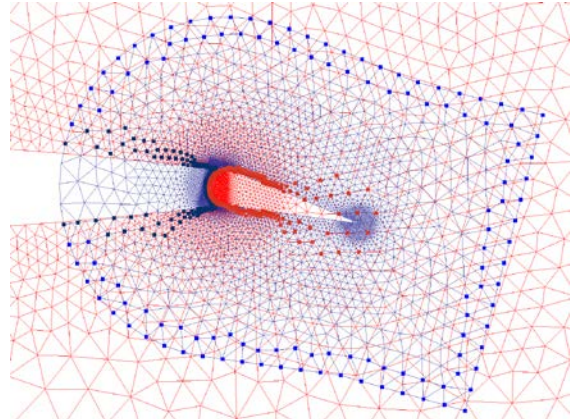


Abbildung 2: Interpolationspunkte am Rand des Klappenblocks (blau) und resultierende Interpolationspunkte (Flügelblock rot, Klappenblock dunkelblau) durch automatisches Lochschneiden

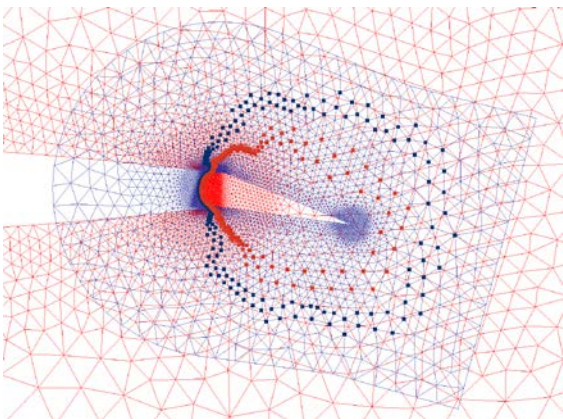


Abbildung 3: Resultierende Interpolationspunkte (Flügelblock rot, Klappenblock dunkelblau) durch automatisches Lochschneiden und Anpassung des Überlappungsbereichs

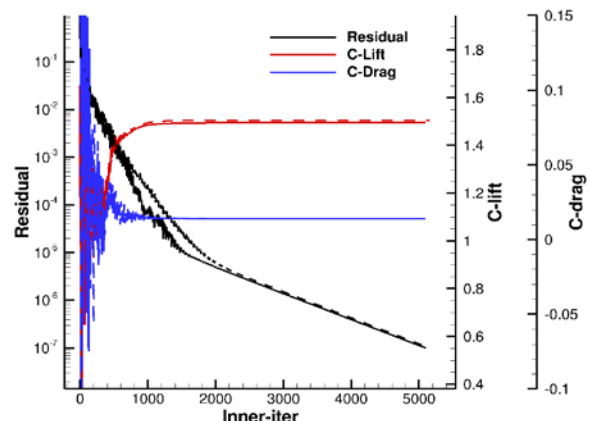


Abbildung 4: Konvergenzverläufe des Dichteresiduums und der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte der Flügel-Klappen-Konfiguration

Literatur:

- [1] 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)
- [2] Noack, R. W., A Direct Cut Approach for Overset Hole Cutting, 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, June 25-28 2007, Miami, FL

Weiteres Vorgehen: Bis zum Termin des STAB-Symposiums 2014 ist geplant, das vollautomatische Lochschneiden anhand weiterer Simulationen zu validieren. Außerdem soll mit der Erweiterung des Verfahrens für die Nutzung bei Konfigurationen mit überlappenden Körperoberflächen begonnen werden.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Flugsimulation des getrimmten Flugzeugs bei aktivem Triebwerk

Arthur Stück, Ralf Heinrich

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

arthur.stueck@dlr.de, ralf.heinrich@dlr.de

Ausgangssituation: Die Umströmung des selbstangetriebenen, fliegenden Flugzeugs wird lokal durch die Triebwerkswirkung bestimmt, die in umgekehrter Weise die integralen Kraft- und Momentenbilanzen maßgebend beeinflusst. Numerisch müssen die Triebwerksflächen als Durchflussränder berücksichtigt werden und der Triebwerksstrahl aufgelöst werden. Sollen Kraft- und Momentengleichgewichte eines Flugzeugs für die gewünschte stationäre Fluglage bestimmt werden, müssen neben der „herkömmlichen“ CFD-Bewertung des nackten Flugzeugs weitere Effekte numerische Berücksichtigung finden, z.B. die Beeinflussung der Steuergrößen wie Klappenstellung oder Triebwerksstrahl. Für die Triebwerkswirkung gelten daher oft integrale Zusatzbedingungen – etwa ein angestrebter Impulsfluss (Schub), ein vorgegebener Massenstrom oder das Bilanzgleichgewicht von ein- und abgehenden Massenflüssen je Triebwerk.

Ziel: Es soll eine stationäre Simulation des selbstangetriebenen Fluges durchgeführt werden, bei der Gleichgewicht der Kraft- und Momentenzielgrößen herrscht und die zugehörigen Werte von Nickwinkel, Höhenleitwerkswinkel und Triebwerkstotaldruckverhältnis über ein Newton-Verfahren gefunden werden. Einige Anforderungen an und Herausforderungen für die entwickelte Triebwerksflussrandbedingung sind: (a) Berücksichtigung ein- und ausgehender Charakteristiken des Flusses, (b) Arbitrary-Euler-Lagrange-Simulation (ALE) auf bewegten Koordinatensystemen, (c) Fluss-Präkonditionierung für kleine Machzahlen, (d) flusskonsistente Ausgaben für die Bilanzierung von Kraft- und Momenten-Gleichgewichten sowie (e) Zu- und Ablauf turbulenter Grenzschichten.

Lösungsweg: Der Strömungslöser TAU wurde um eine vereinheitlichte Flussrandbedingung erweitert, die für Triebwerkseinfluss-, -abfluss- sowie Fernfeldränder genutzt werden kann. Das approximative Riemann-Verfahren nach Roe trennt ein- und ausgehende Charakteristiken des Randflusses über Flussdifferenzen-Teilung. Es ist konsistent mit der Matrixdissipativen Diskretisierung erster Ordnung der gebietsinneren Flüsse. Entsprechend wird die Stromauf-Interpolation im Fall der Präkonditionierung für kleine Machzahlen auf der Basis des präkonditionierten Flusses durchgeführt. Diskrete Summation der negativen Randflüsse ergibt eine konsistente Kraft- und Momentenberechnung.

Es wird ein Newton-Verfahren verwendet, um die Werte der Kontrollgrößen (Höhenleitwerkswinkel η_{HTP} , Nickwinkel θ und Triebwerksauslass-Totaldruckverhältnis r_p) für das stationäre Gleichgewicht der Zielgrößen (Kraft- und Momentengleichgewichte, C_D, C_L, C_M) zu finden.

Ergebnis: Die Triebwerksrandflussbehandlung wurde zunächst auf einen stark reduzierten 2D-Testfall angewendet, der aus einem Triebwerk, einem Flügel und einem Höhenleitwerk besteht. Das Rechengitter ist in Bild 2 (links) dargestellt. Die Flügel-Reynoldszahl ist 7×10^6 , die Machzahl beträgt 0,3. Der Zielauftriebsbeiwert des „Flugzeugs“ bezogen auf die Referenzfläche und den Referenzzustand beträgt 1,095 mit dem Massenschwerpunkt auf der Flügelhinterkante. Die TAU-Simulation wurde mit dem matrixdissipativen zentralen Konvektionsschema, der negativen Erweiterung des Spalart-Allmaras-Turbulenzmodells (SA-NEG) und LU-SGS-geglättetem Mehrgitter auf bewegten Koordinatensystemen durchgeführt. Es wurde ein Newton-Verfahren verwendet, um das Ungleichgewicht der Zielgrößen $\Delta C_D, \Delta C_L, \Delta C_M$ für den stationären Flug auszugleichen. Die Kontrollparameter waren

η_{HTP} (über Gitterdeformation), θ , sowie r_p . Die Jacobi-Matrix wurde initial mit Hilfe finiter Differenzen ermittelt und anschließend eingefroren. Bild 1 (links) zeigt die Konvergenz für Massen- und SA-Residuum des TAU-Lösers sowie den Beiwert des Nickmomentenungleichgewichts ΔC_M . Außerdem sind die Konvergenzhistorien der Zielgrößenabweichungen (mittig) und der Steuerparameter (rechts) des Newton-Trim-Processes abgebildet. Der Prozess konvergiert sehr schnell, da das Flugzeug im aerodynamisch linearen Bereich fliegt.

Weiteres Vorgehen: Im nächsten Schritt ist die Anwendung auf einen komplexeren Flugzeugtestfall vorgesehen (Bild 2, rechts). Außerdem ist geplant, integrale Zwangsbedingungen für die implementierte Flussrandbedingung innerhalb und außerhalb der verwendeten Newton-Iteration zu untersuchen. Die Ableitungen der Randfluss-Jacobi-Matrix lassen sich systematisch für (punkt-)implizite Lösungsverfahren und in der adjungierten Sensitivitätsanalyse nutzen.

Literatur

Rudnik, R. (1991). Erweiterung eines dreidimensionalen Euler-Verfahrens zur Berechnung des Strömungsfeldes um Nebenstromtriebwerke mit Fan- und Kernstrahl. DLR-Bericht DLR-FB 91-13.

Carlson, J.-R. (2011). Inflow/Outflow Boundary Conditions with Application to FUN3D. NASA-Forschungsbericht NASA/TM-2011-217181.

Heinrich, R., Reimer, L. und Michler, A. (2011). Multidisciplinary simulation of maneuvering aircraft interacting with atmospheric effects using the DLR TAU code. RTO AVT-189 Meeting, 12.-14. Oktober 2011, Portsmouth West, UK.

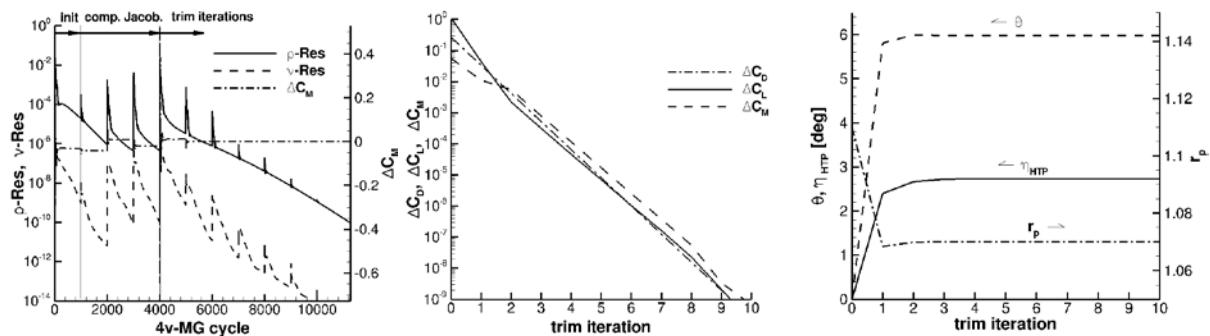


Bild 1. Links: Konvergenz von Massen- und SA-Residuum sowie Nickmomenten-Ungleichgewicht. Mitte/rechts: Konvergenz von Ziel- und Steuergrößen.

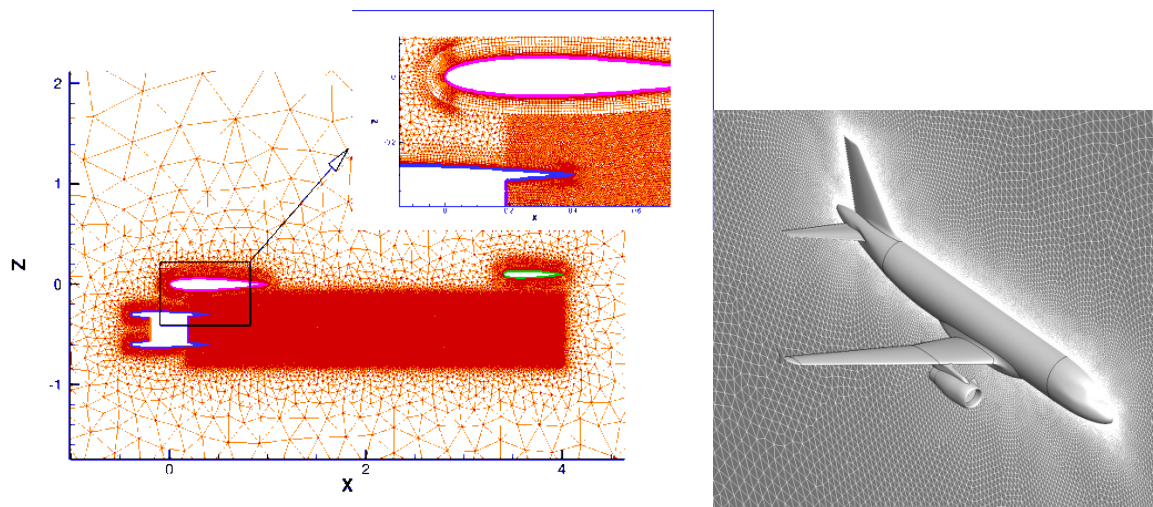


Bild 2. Links: Details des Rechengitters im Bereich des „Flugzeugs“: Triebwerksgondel (blau), Tragflügel und Höhenleitwerk (grün). Rechts: Rechengitter für eine Halbkonfiguration eines Transportflugzeugs.

Mitteilung

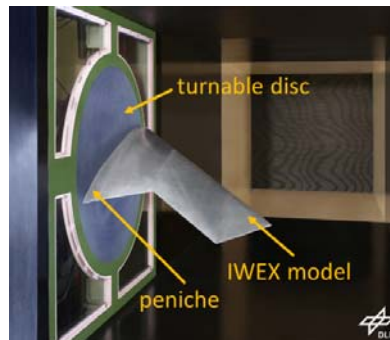
Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Numerische Simulation instationärer wirbeldominierter Strömungen

Guido Voß, Stefan Wiggen
Deutsches Zentrum fuer Luft- und Raumfahrt e.V.
Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen
guido.voss@dlr.de, stefan.wiggen@dlr.de

Ausgangssituation:

Im Rahmen der DLR-Projekte FaUSST und Mephisto wird u.a. die instationäre, wirbeldominierte Umströmung einer Nickschwingungen ausführenden Lambdaflügelkonfiguration (IWEX) bei hohen mittleren Anstellwinkeln untersucht. Diese basiert auf der DLR-F17/SACCON-Geometrie [1,2], zeichnet sich jedoch statt einer scharfen Vorderkante durch eine durchgehend runde Vorderkante aus. Aus den ersten beiden von vier bisher geplanten Messkampagnen im DNW-TWG liegen bereits stationäre Messungen vor [3].



Ziel:

Zunächst ist ein geeignetes numerisches CFD-Modell zu entwickeln und anhand erster stationärer Messergebnisse zu validieren. Anschließend sollen mit diesem Modell instationäre Drehschwingungen simuliert werden. Die instationären CFD-Ergebnisse dienen primär der Versuchsplanung. Sie sind außerdem mit schnellen potentialtheoretischen Modellen (DLM) zu vergleichen, um zum einen den Gültigkeitsbereich der industriell für die Stabilitäts- und Lastenanalyse weit verbreiteten DLM-Modelle abzugrenzen und zum anderen Eingang in geeignete Korrekturverfahren für erweiterte DLM-Modelle zu finden [4].

Lösungsweg:

Die stationären und instationären CFD-Simulationen basieren auf einem hybriden Rechenetz, welches mit dem Netzgenerierungstool ICEM-CFD erzeugt wurde. Um eine gute Wiedergabe der Wirbeltopologie im Bereich des Flügels zu erreichen, wurde besonderes Augenmerk auf die strukturierten Bereiche des Netzes gelegt. Die CFD-Rechnungen wurden mit dem RANS-Strömungslöser TAU in Verbindung mit dem Spalart-Allmaras Turbulenzmodell durchgeführt. Bei der Simulation des Experiments wurde die Windkanalumgebung mit Vorkammer, Düse und Messstrecke mitmodelliert, da der Einfluss der Wände auf die instationären Luftlasten nicht vernachlässigbar ist. Die Anstellwinkelschwingungen des IWEX-Flügels werden durch Deformation des Netzes realisiert. Mit Hilfe der Pulsmethode werden instationär zunächst zeitlinearierte Übertragungsfunktionen für die Nickschwingungsderivativa im Sinne kleiner Störungen erzeugt und anschließend mit harmonischen Drehschwingungen konstanter Frequenz und großer Amplitude verglichen.

Ergebnis:

Abb. 1 und 2 zeigen stationäre CFD-Ergebnisse im Vergleich zur Windkanalmessung bei $Ma=0.50$ und $\alpha=15^\circ$. Insbesondere am Modellschnitt 1 zeigt sich trotz der komplizierten Ablösetopologie bereits eine gute Übereinstimmung. Abb. 3 zeigt exemplarisch erste Er-

gebnisse für die komplexwertigen Druckderivativa aus instationären Pulsrechnungen, die mit den demnächst zur Verfügung stehenden Messungen verglichen werden sollen.

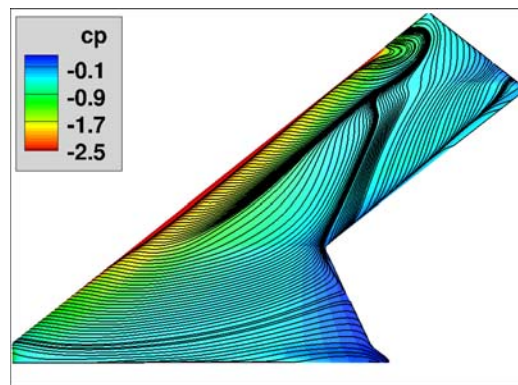


Abb. 1: Druckverteilung und Wandschubspannungslinien auf der Oberseite der IWEX-Geometrie bei $Ma = 0.5$ und $\alpha = 15^\circ$.

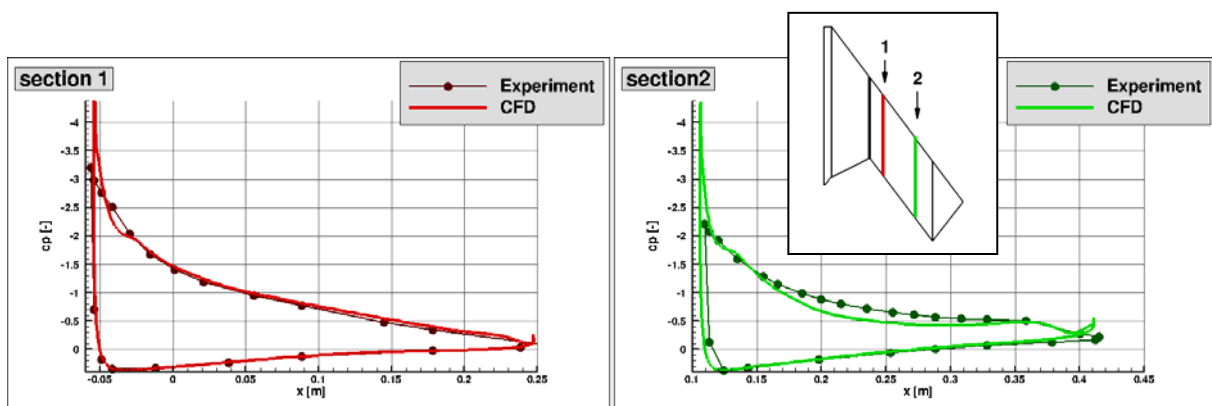


Abb. 2: Stationäre Druckverteilung an Modellschnitt 1 (links) und Modellschnitt 2 (rechts)

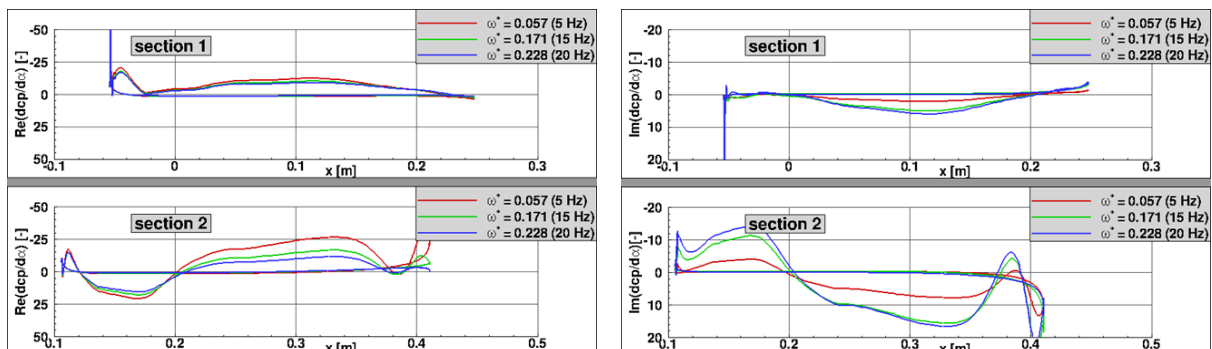


Abb. 3: Druckderivativa für eine Nickschwingung des Flügels aus instationären Pulsrechnungen

Literatur :

- [1] Schütte, A., Hummel, D., Hitzel, S., Numerical and experimental analyses of the vortical flow around the SACCON configuration, AIAA Applied Aerodynamics conference, Chicago, 2010
- [2] Voss, G, Cumnuantip, S, Neumann J., A Steady Aeroelastic Analysis of an Unmanned Combat Aircraft Vehicle Conceptual Design, AIAA Applied Aerodynamics conference, Honolulu, 2011
- [3] Wiggen S., Experimental results for vortex dominated flow at a Lambda-wing with a round leading edge in steady flow, AIAA SciTech, 2014
- [4] Thormann, R., Dimitrov, D., Correction of aerodynamic influence matrices for transonic flow, CEAS Aeronautical Journal, 2014

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Wall modeled large eddy simulation of a delta wing with round leading edge

C. Zwerger, S. Hickel, C. Breitsamter, N. Adams

Technische Universität München, Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Boltzmannstr. 15, D – 85748 Garching, christian.zwerger@tum.de

Delta wing configurations are commonly employed for high agility supersonic aircraft, which motivated extensive investigations of the flow field around delta wings over the past decades. The international vortex flow experiments (VFE) one and two constitute major collaborative efforts regarding these flows and provide a large data base of experimental and computational investigations [1,2]. The present study considers the VFE-2 delta wing with medium radius round leading edge (MRLE). This configuration is computationally more challenging than the sharp leading edge (SLE), since flow separation is not geometrically fixed at the leading edge but occurs closely behind the leading edge [3]. The correct prediction of the separation location is essential for the further development of the flow field.

We will analyze numerical results for three angles of attack α leading to different overall flow characteristics. For $\alpha = 13^\circ$, the flow is partly attached and the development of the primary vortex starts approximately at one third chord length. For $\alpha = 18^\circ$, there is a fully developed leading edge vortex, and for $\alpha = 23^\circ$, vortex breakdown occurs above the wing.

RANS, URANS, hybrid RANS/LES or DES models necessitate an a priori assumption regarding laminar-turbulent transition, which can have a significant impact on the results [4,5,6]. Therefore, the present study uses wall modeled implicit large eddy simulation (WMLES) [7,8], which inherently deals with transition and circumvents the prohibitively high grid resolution required for fully wall resolved LES. The wing geometry is mapped onto the Cartesian grid via a conservative immersed-interface method (CIIM) [9], see Figure 1. The computational domain is a cubic box. Effects of wind tunnel walls are not simulated.

The numerical results are compared with experimental data available from measurements conducted at Technische Universität München [10]. Qualitatively, the numerical simulations correctly predict the flow phenomena for all angles of attack considered, see Figure 2. Quantitatively, the results show reasonable agreement with the experimental measurements of steady and unsteady surface pressures, velocity distributions, and vortex breakdown position and frequency.

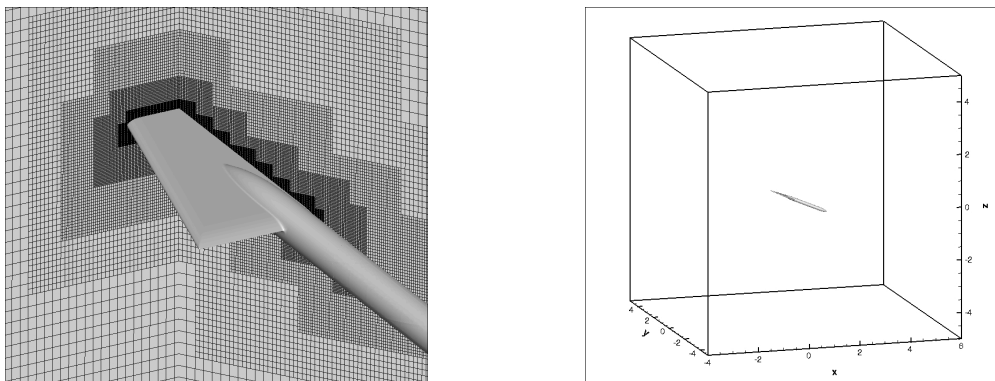


Figure 1 : Exemplary grid (left) and sketch of computational domain with delta wing (right).

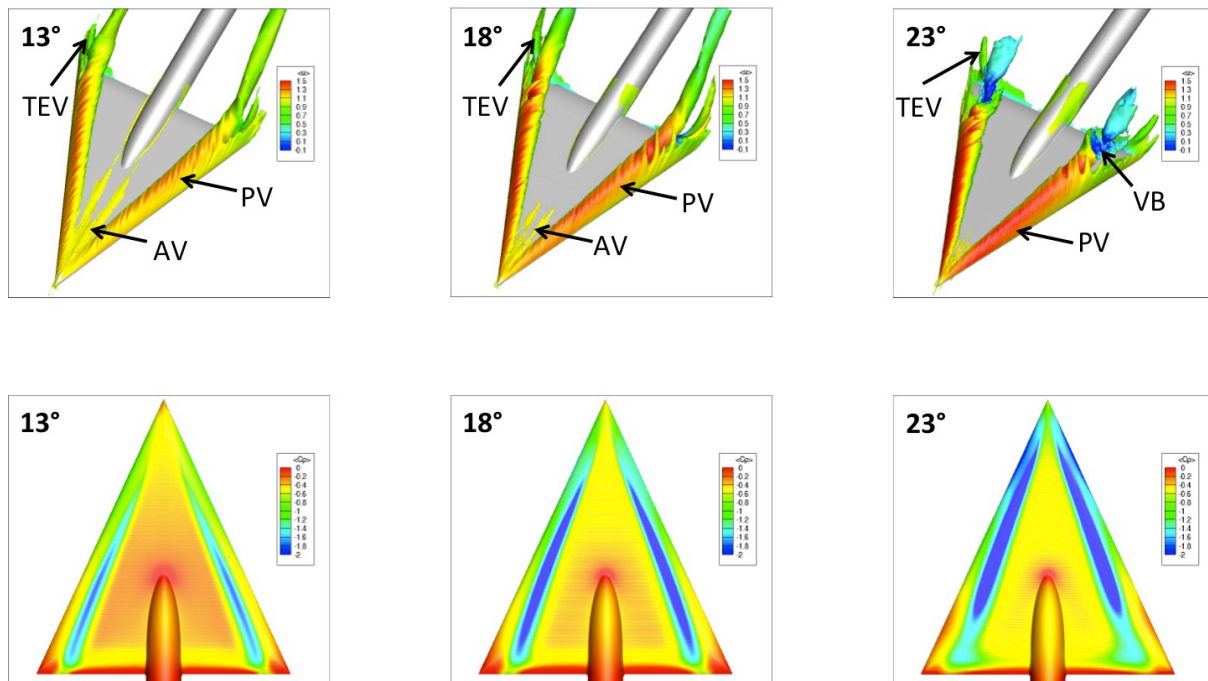


Figure 2 : Main flow characteristics at different angles of attack. AV – apex vortex, PV – primary vortex, TEV – trailing edge vortex, VB – vortex breakdown. Top row shows isosurfaces of streamwise vorticity colored by streamwise velocity. Bottom row shows pressure coefficient distribution on upper wing surface.

References :

- [1] Drougge, G. 1988, The International Vortex Flow Experiment for Computer Code Validation, ICAS Proceedings, Jerusalem
- [2] Hummel, D. 2009, The International Vortex Flow Experiment 2 (VFE-2) : Objectives and Overview, NATO STO, Summary Report of Task Group AVT-113, Chapter 17
- [3] Luckring, J.M. 2009, Initial Experiments and Analysis of Blunt-Edge Vortex Flows, NATO STO, Summary Report of Task Group AVT-113, Chapter 18
- [4] Crivellini, A., D'Alessandro, V., Bassi, F. 2013, High-order discontinuous Galerkin RANS solutions of the incompressible flow over a delta wing, *Computers & Fluids* 88 : 663-677
- [5] Hummel, D. 2004, Effects of Boundary Layer Formation on the Vortical Flow above Slender Delta Wings, RTO Symposium on Enhancement of NATO Military Flight Vehicle Performance, Prague, Czech Republic
- [6] Tangermann, E. & Furman, A. 2012, Detached Eddy Simulation compared with Wind Tunnel Results of a Delta Wing with Sharp Leading Edge and Vortex Breakdown, AIAA 2012-3329 1-11
- [7] Hickel, S. & Larsson, J. 2008, An adaptive local deconvolution model for compressible turbulence, Proceedings of the 2008 Summer Program, CTR, Stanford University
- [8] Chen, Z.L. et al. 2014, Wall modeling for implicit large-eddy simulation and immersed interface methods, *Theoretical and Computational Fluid Dynamics* 28 :1-21
- [9] Grilli et al. 2009, Conservative immersed boundary method for compressible viscous flows, Annual Report 2009 of the TRR40, Technische Universität München
- [10] Furman, A. & Breitsamter, C. 2009, Experimental Investigations on the VFE-2 Configuration at TU Munich, Germany, NATO STO, Summary Report of Task Group AVT-113, Chapter 21

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Thema: Propellerdeformationsmessung mittels einer rotierenden Kamera im Flugversuch

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: Avia Propellers (CZ), Evektor (CZ), HARDsoft Microprocessor Systems (PL)

Das Verhalten von Propeller- oder Rotorblättern während des Betriebes ist ausschlaggebend für deren Leistungsparameter und die Betriebssicherheit. Speziell die Durchbiegung der Blätter und deren Verwindung unter Last, welche direkt in den lokalen Anstellwinkel und somit in die Leistungsfähigkeit des Propellers / Rotors eingeht, sind von großem Interesse. Bisher sind Messungen dieser Parameter nur lokal mit Dehnungsmessstreifen möglich gewesen. Die erforderliche Verkabelung limitiert hierbei u.a. die Anzahl der möglichen Messpositionen im rotierenden System und verhindert damit eine flächige Messung. Weiterhin kann die Applikation der Sensoren auf dem Propellerblatt dessen mechanische und aerodynamische Eigenschaften negativ beeinflussen. Eine direkte Messung der Form und Lage des Blattes ist mit diesen Methoden ebenfalls nicht realisierbar.

Die vorgestellte optische Messtechnik IPCT („Image Pattern Correlation Technique“) unter der Anwendung der neu entworfenen rotierenden Kamera bietet hierbei weltweit erstmals die Möglichkeit die Form und Lage, sowie die Deformation von Propeller- oder Rotorblättern im Flugversuch berührungslos experimentell mit hoher Genauigkeit zu messen.

Die IPCT ist eine optische Messmethode, welche auf digitale Bildkorrelation basiert. Das zu untersuchende Objekt wird mit zwei Kameras aus leicht verschiedenen Blickwinkeln, d.h. einer stereoskopischen Anordnung, aufgenommen. Ein Korrelationsalgorithmus identifiziert in beiden Kameras kleine Bildbereiche in Pixelkoordinaten, welche exakt den gleichen Ausschnitt des Objektes beinhalten. Ein auf das Objekt aufgebrachtes stochastisches Punktemuster unterstützt hierbei diese Bildkorrelation. Mit Kenntnis der Position und Lage beider Kameras im Raum (Ergebnis der Kamerakalibrierung) lassen sich anschließend die korrespondierenden Pixelbereiche virtuell in den Raum zurückprojizieren (bzw. triangulieren) und es ergibt sich die 3D Position des entsprechenden Punktes auf dem Untersuchungsobjekt. Wird der Algorithmus nun auf das gesamte

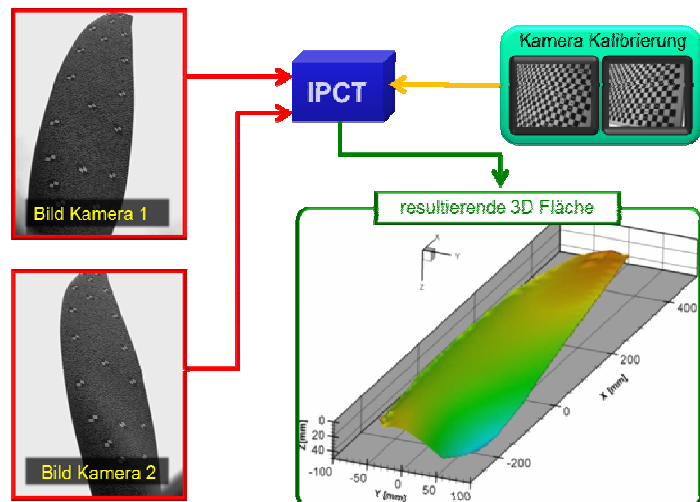


Abbildung 1: Prinzip der IPCT

Bild angewandt, ergibt sich schließlich die gemessene 3D Oberfläche und deren Lage im Raum. Der schematische Ablauf einer IPCT Auswertung von Stereobildern, wie oben beschrieben, ist in Abbildung 1 dargestellt. Ein Vergleich der somit ermittelten 3D Oberflächen für verschiedene Lastfälle (z.B. Leerlauf und voller Schub) ergibt letztlich die Deformation des untersuchten Objektes.

Zum Beobachten des Propellerblattes über den gesamten Umlauf wurde im Rahmen des EU-Projektes AIM² (EU-Contract No. 266107) ein autarkes mit dem Propeller mitrotierendes Stereokamerasystem entwickelt und im Flugversuch erfolgreich erprobt. Die Stereokamera des Systems ist auf ein Blatt des Propellers ausgerichtet. Dieses Blatt ist, wie oben beschrieben mit einem stochastischen Muster versehen. Abbildung 2 zeigt das Messsystem im Einsatz beim Flugversuch an der EVEKTOR VUT-100 COBRA,



Abbildung 2: EVEKTOR VUT-100 COBRA mit montierter rotierender Kamera (vergrößertes Detail)

welcher in Kunovice (CZ) zusammen mit EVEKTOR und AVIA Propeller durchgeführt wurde. Bei der Flugversuchskampagne erfolgten insgesamt vier Flüge mit verschiedene Manövern, unterschiedlichen Propellereinstellungen und unterschiedlichen Aufnahmeeinstellungen. Einige Beispielaufnahmen sind in Abbildung 3 zu sehen. Die Auswertung der aufgezeichneten Stereobildpaare erfolgte nach Abschluss der Messungen. In Abbildung 4 sind beispielhaft zwei der gemessenen 3D Oberflächen des Propellerblattes zu sehen – eine Bodenreferenzfläche (transparent mit roten Punkten) vom ruhenden Propellerblatt und eine Fläche von einem Flugmesspunkt (mit farbkodierter z-Koordinate zur besseren Visualisierung der 3D Form). Sowohl die Durchbiegung, welche an der Blattspitze am höchsten ist, als auch die Änderung des Blattanstellwinkels sind deutlich zu sehen und lassen sich aus den gemessenen Flächen extrahieren.

Im Rahmen des Vortrages und der schriftlichen Veröffentlichung wird ausgehend von vorangegangenen Arbeiten auf die Entwicklung der rotierenden Kamera, sowie die durchgeführten Flugversuche und Messungen detailliert eingegangen. Im zweiten Teil des Artikels werden die Messergebnisse präsentiert und weiterführende Auswertungen diskutiert. Eine abschließende Genauigkeitsabschätzung der Messung, sowie eine Zusammenfassung und ein Ausblick auf zukünftige Aktivitäten runden den Artikel ab.

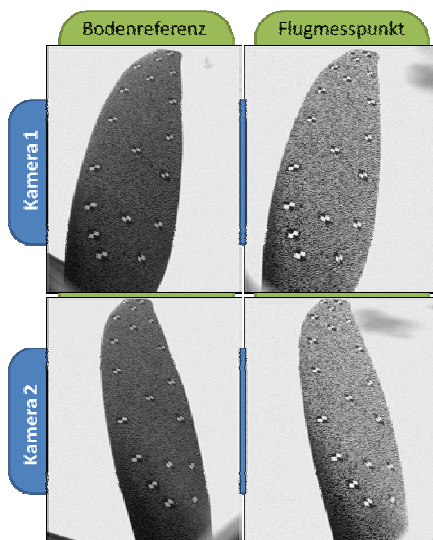


Abbildung 4: Beispielaufnahmen

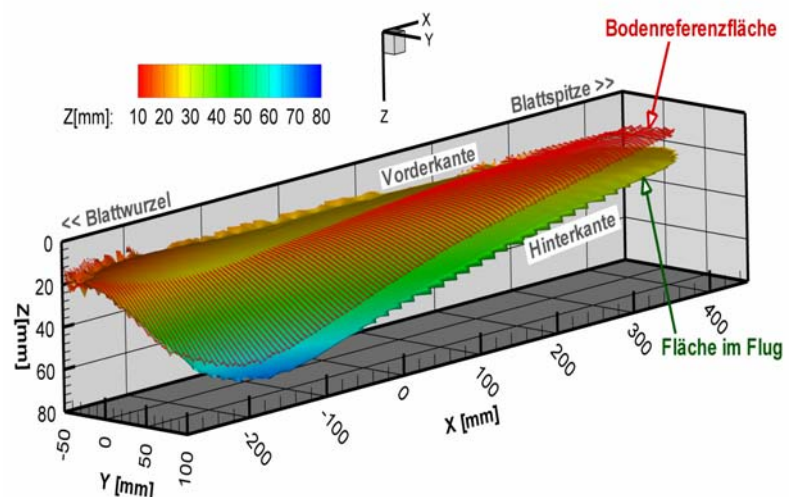


Abbildung 3: Beispiele ermittelter 3D-Flächen (Bodenreferenz und Flugmesspunkt)

gemessen wurden (Baum et al. 2014). Die Unterschiede zwischen den experimentellen Randbedingung beider Untersuchungen wurden ausführlich diskutiert (Freudenhammer et al. 2014). Die normierten Geschwindigkeitsverteilungen beider Experimente wurden verglichen. Dabei zeigte sich eine exzellente Übereinstimmung der MRV- und PIV-Messdaten in Ventilenähe sowie im oberen Bereich des Zylinderraumes.

Anhand der MRV-Ergebnisse konnten Rezirkulationszonen identifiziert werden, die sich innerhalb des Einlasskanals sowie in unmittelbarer Umgebung des Ventilspaltes (Abb. 2) befinden.

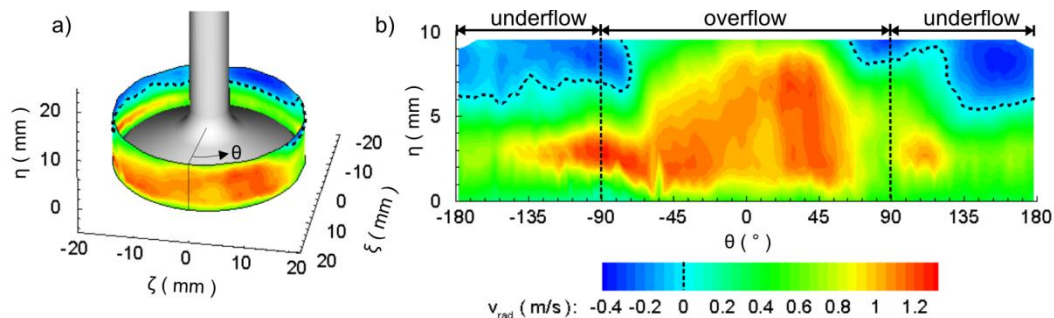


Abb. 2 a) 2D Konturplot um den Ventilspace des MRV-Modells. Dargestellt werden radiale Geschwindigkeiten. b) abgerollter Zustand. (Grafik : Freudenhammer et al 2014)

Diese Rezirkulationszonen verringern den effektiven Strömungsquerschnitt und können zu Verlusten der Motoreffizienz führen. In Abbildung 2 ist die radiale Geschwindigkeitsverteilung über den Ventilspace dargestellt. Diese konnte bislang nicht mit vertretbarem Aufwand vermessen oder visualisiert werden. Die ungleichmäßige Verteilung der radialen Strömungsgeschwindigkeiten über den Umfang des Ventilspaltes ist deutlich zu erkennen. Negative Strömungsgeschwindigkeiten in diesem Bereich stellen Massenstrom dar, welcher aus dem Zylinderraum in den Ventilspace zurückfließt. Mit solchen Daten lassen sich Parametersstudien zu Geometrieänderungen unkompliziert durchführen.

Ausblick

Das in Abbildung 1 dargestellte MRV-Modell bietet die Möglichkeit, den Ventilhub stufenlos zu verstellen. Hydraulische Aktoren wurden entwickelt, die für den Einsatz in Hochmagnetfeldern geeignet sind. Die Aktoren realisieren den Ventilhub, auf diese Weise kann der Ansaugtakt phasengemittelt zeitlich aufgelöst untersucht werden. Entsprechende 4D MRV-Sequenzen wurden bereits erfolgreich angewandt (Wassermann et al. 2012).

Literatur

- Hill PG, Zhang D (1994) The effects of swirl and tumble on combustion in spark-ignition engines. *Progress in Energy and Combustion Science* 20(5):373–429
- Baum E, Peterson B, Böhm B, Dreizler A (2014) On the validation of LES applied to internal combustion engine flows: part 1: comprehensive experimental database. *Flow, Turbulence and Combustion* 92:269-299
- Freudenhammer D, Baum E, Peterson B, Böhm B, Jung B, Grundmann S (2014) Volumetric intake flow measurements of an IC engine using Magnetic Resonance Velocimetry. *Experiments in Fluids* 55(5):1724
- Grundmann S, Wassermann F, Lorenz R, Jung B, Tropea C (2012) Experimental Investigation of Helical Structures in Swirling Flows. *International Journal for Heat and Fluid Flow* 37(1):51–63
- Haacke M, Brown R, Thompson M, Venkatesan R (1999) *Magnetic Resonance Imaging*. Wiley-Liss, New York
- Wassermann F, Hecker D, Jung B, Markl M, Seifer A, Grundmann S (2012) Phase-Locked 3D3C Measurements in a Bistable Fluidic Oscillator *Experiments in Fluids* 54(3):1– 15

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Messtechnik

Deformationsmessung an den Fanschaufeln eines Triebwerks des Airbus A320 DLR-ATRA im Standversuch mittels IPCT mit aufprojiziertem Muster

Tania Kirmse*, Sandra Maring*, Paul-Benjamin Ebel**, Andreas Schröder*

*DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, tania.kirmse@dlr.de

**DLR Stuttgart, Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie

Die Image Pattern Correlation Technique (IPCT) ist ein bildgebendes Verfahren zur Messung von 3D-Oberflächen und Deformationen [1]. Dazu wird ein korrelationsfähiges Muster auf die zu vermessende Oberfläche aufgebracht und mit einem kalibrierten Stereo-Kamerasystem beobachtet. Mittels der aus der PIV-Auswertung bekannten Kreuzkorrelationsalgorithmen [2] werden korrespondierende Bereiche in den Stereoaufnahmen iterativ ermittelt. Die Triangulation der Punktkorrespondenzen [3] liefert eine 3D-Oberfläche als Ergebnis. Ist das Korrelationsmuster fest auf der Oberfläche aufgebracht, kann im Weiteren die 3D-Deformation direkt durch Korrelation der Aufnahmen eines Referenzzustandes mit dem Zustand unter Last ermittelt werden. Alternativ ist es möglich ein aufprojiziertes Muster zu nutzen [4]. In diesem Fall können Deformationen nur aus der Differenz zwischen der Referenz- und der Messfläche abgeleitet werden.

Im Rahmen des DLR-Projektes SAMURAI wurde an dem Airbus A320 – ATRA des DLR in der Lärmschutzhalle von Lufthansa Technik in Hamburg erstmals eine Fanschaufel bei laufendem Triebwerk in einem Standversuch mittels IPCT vermessen. Der Messaufbau unterlag dabei starken Restriktionen, um eine Gefährdung des Triebwerkes und des Flugzeuges zu vermeiden. Für einen optischen Zugang zum Fan muss der Messaufbau vor dem Triebwerk platziert werden. Die IPCT- Aufbauten wurde so bodennah wie möglich und außerhalb des Gefahrenbereiches des Triebwerkes platziert (Abb. 1). Aus der Verwindung der Schaufelblätter ergab sich ein Beobachtungsbereich auf der 1-2 Uhr Position des Fans.

Die Aufbringung eines festen Musters auf die Schaufel war zulassungsbedingt nicht möglich. Daher wurde ein Zufallspunktemuster auf die Schaufeln projiziert. Als Lichtquelle diente ein CFR 200 Laser, um genügend Lichtstärke für die benötigten kurzen Belichtungszeiten zu erreichen. Die Qualität des aufprojizierten Musters wird durch die stark richtungsabhängigen Reflexionseigenschaften der metallischen Oberfläche und Laser Speckle noch herabgesetzt. Mit speziellen zugelassenen «Aircraft markern» wurden im Wurzelbereich von 2 Schaufeln feste Marker aufgebracht, die durch einen zweiten Laser beleuchtet wurden. Diese dienten als feste Bezugspunkte, um die Referenzflächen und die bei laufendem Triebwerk gemessenen Oberflächen übereinander legen zu können.



Abb. 1 IPCT Aufbau vor dem Triebwerk des Airbus A320 DLR-ATRA (a) und Fan mit projiziertem Muster (b)

Gemessen wurde bei «Maximum Continuous Thrust» (MCT). Dies entspricht einer Drehzahl von ca. 4650 U/min. Das Triebwerk bewegt sich dabei bezüglich der Referenzposition bei ausgeschaltetem Triebwerk um ca. 10 cm nach vorn.

Die IPCT- Auswertung der Kamerabilder und die weitere Aufbereitung der Ergebnisse für den Vergleich mit numerischen Simulationen erforderte eine Weiterentwicklung der Auswertprogramme. Zur Ermittlung der Punktkorrespondenzen mittels Kreuzkorrelation werden Startwerte benötigt, die möglichst gleichmäßig über dem Messvolumen verteilt sein sollten. Die Marker im Wurzelbereich sind dafür nicht ausreichend und die Bewegungen der Schaufelposition zwischen Einzelaufnahmen einer Messreihe sind so groß, dass das Ergebnis der vorigen Aufnahme nicht direkt als Startwert genutzt werden kann. So wurde mit Hilfe der Marker die mit manuellen Startwerten bestimmte Referenzfläche mittels Starrkörpertransformation auf die Position des Messpunktes geschoben und anhand der Kalibrierdaten der Kameras die entsprechenden Pixelpositionen in den Kamerarichten als neue Startwerte bestimmt.

Für einen Vergleich mit den numerischen Daten müssen die Ergebnisse im selben Koordinatensystem vorliegen und die Deformation gleich definiert sein. Dazu wurden die Koordinaten sichtbarer Eckpunkte sowohl aus den Messbildern als auch aus dem CAD-Modell manuell bestimmt, um das Kamerakoordinatensystem grob auf das numerische Koordinatensystem transformieren zu können. Mittels eines Optimierungsverfahrens wurde dann die Koordinatentransformation weiter verfeinert durch eine Minimierung des Abstandes zwischen den numerisch und der experimentell ermittelten Oberflächen. Das Verfahren kam sowohl für die Referenzfläche als auch für die deformierten Flächen zum Einsatz. Die Deformation wurde dann aus dem Abstand der Schaufeloberfläche bei MCT und der Referenzfläche sowohl für die numerischen Daten als auch für die experimentellen Daten abgeleitet. Die in Abb. 2 dargestellten Deformationsergebnisse zeigen eine gute Übereinstimmung.

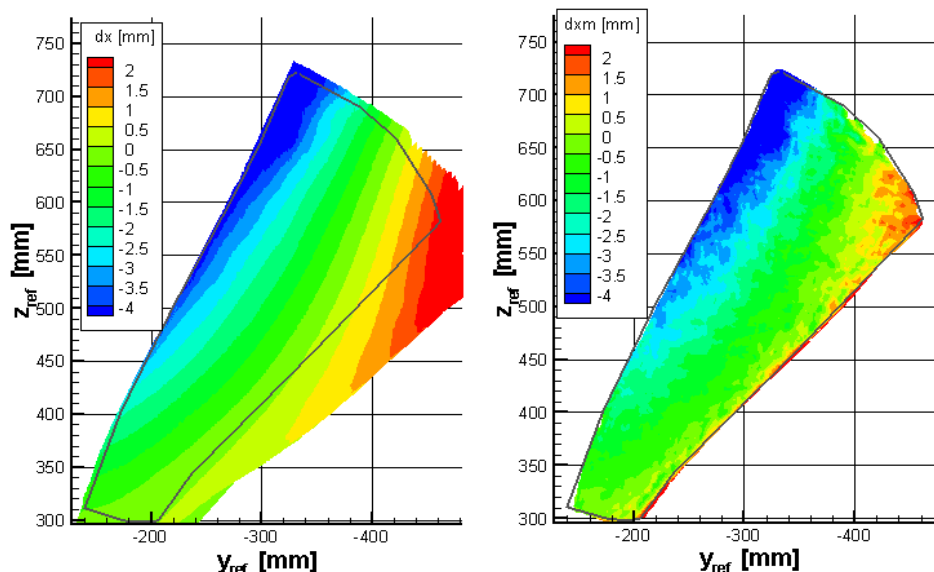


Abb. 2 Deformation in Richtung der Triebwerksachse abgeleitet aus dem Flächenabstand der numerischen Ergebnissen (links) und der IPCT- Ergebnissen (rechts)

Literatur:

- [1] F. Boden (ed.), *Handbook of Advanced In-flight measurement techniques*, AIM² Advanced flight testing workshop, Books on Demand, Norderstedt, 978-3-7322-3740-1, 2013.
- [2] M. Raffel, C. Willert, S.T. Wereley, J. Kompenhans : *Particle Image Velocimetry – A Practical Guide*, Springer, Berlin, 2007.
- [3] Karl Kraus, *Photogrammetrie*, Band 1, Walter de Gruyter, Berlin New York, 2004.
- [4] T. Wolf, T. Kirmse, R. Konrath, T. Erlingshagen: *Measuring shape of bird wings during flight using an optical correlation based method*, Conference proceedings, ISFV14, Daegu Korea, 2010.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control / Exp. Strömungsmechanik

Thema / Titel des Beitrags: Experimentelle Untersuchungen von Ringwirbeln in einer Querströmung und deren Interaktion mit einer ebenen Prallplatte

Autor: Dipl.-Ing. Henning Kroll

Institution: Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
FG Aerodynamik

Adresse: Marchstraße 12
D-10587 Berlin

e-mail: h.kroll@tu-berlin.de

Im Rahmen von neuartigen Prallkühlungskonzepten, die für die interne Kühlung von Turbinschaufeln entwickelt werden, wird Kühlfluid über periodisch generierte Ringwirbelsysteme an die zu kühlende Oberfläche transportiert. Im Vergleich zu herkömmlichen Prallstrahlen kann so eine deutliche Steigerung der Kühleffizienz um bis zu 35% erreicht werden (*Janetzke [1]*). In Hinblick auf die Optimierung von derartigen Konfigurationen ist die zentrale Fragestellung der vorliegenden Arbeit, inwiefern periodisch erzeugte Ringwirbel, denen quer zu ihrer Bewegungsrichtung eine Strömung überlagert ist, in der Lage sind, möglichst viel Wirbelstärke an eine Prallplattenoberfläche zu transportieren. Hierfür spielen bei gegebenen Geschwindigkeitsverhältnis ($VR = u_{jet}/u_\infty$) vordergründig die Generierungsparameter Frequenz ($Sr = f \cdot D/u_{jet}$), Hubverhältnis (L/D) und Duty Cycle ($DC = t/T$) eine wesentliche Rolle. Um ein Optimum zu finden, müssen die Effekte die von den einzelnen Parametern ausgehen separat voneinander untersucht werden und anschließend geeignete Kombinationen ausgewählt werden. Das in der Studie verwendete Time-Resolved PIV-System bietet hierfür eine einzigartige Möglichkeit auf experimentellem Wege zeitabhängige transiente Strömungsstrukturen zu analysieren. Abb. 1 zeigt den Versuchsaufbau (a) und einen instantanen Schnapschuß des Geschwindigkeitsfeldes, wobei die Wirbelstärke farblich als Kontur hinterlegt ist, bei konstantem Geschwindigkeitsverhältnis $VR = 4.3$ (b).

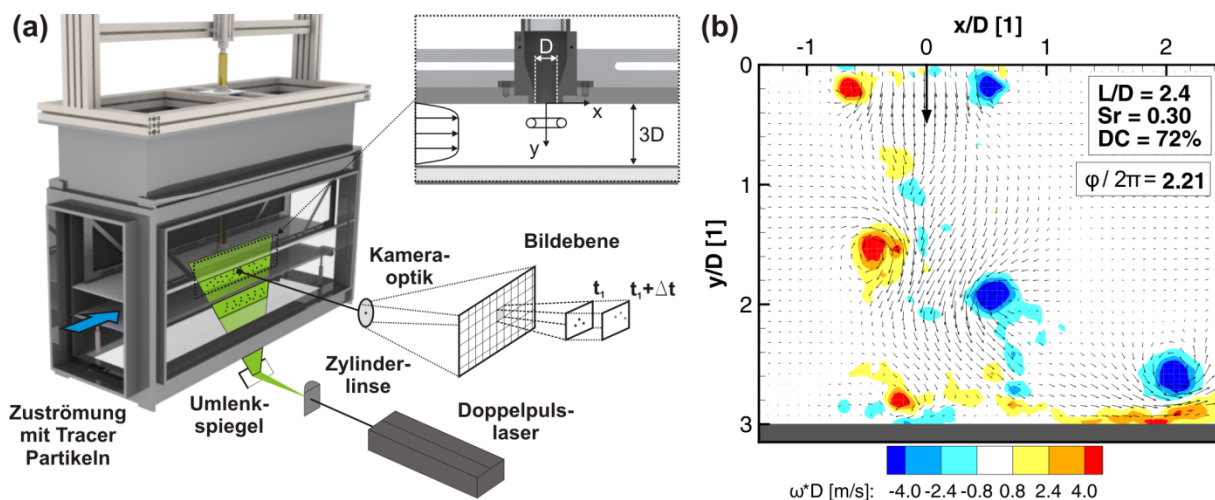


Abbildung 1: (a): Versuchsaufbau (b): Instantanes Geschwindigkeits- und Wirbelstärkefeld zur Phase $\phi/2\pi = 2.21$ bei $VR = 4.3$; $L/D = 2.4$; $Sr = 0.30$ und $DC = 72\%$

Zu jedem Messpunkt werden drei aufeinander folgende Ringwirbel mit den entsprechenden Generierungsparametern generiert, wobei diese über die Gleichung

$$DC = L/D * Sr$$

miteinander gekoppelt sind (Sau & Mahesh [2]). Als Zielgröße und für die Quantifizierung der Kühlwirkung, die von den Wirbeln an der Prallplattenoberfläche ausgeübt wird, dient die im wandnächsten Bereich senkrecht zur Platte gemittelte Wirbelstärke $|\omega|_y \cdot D$. In Abb. 2 sind die Aufprallereignisse (Fußabdrücke) der drei Ringwirbel an der Prallplattenoberfläche für zwei verschiedene Generierungsfrequenzen dargestellt.

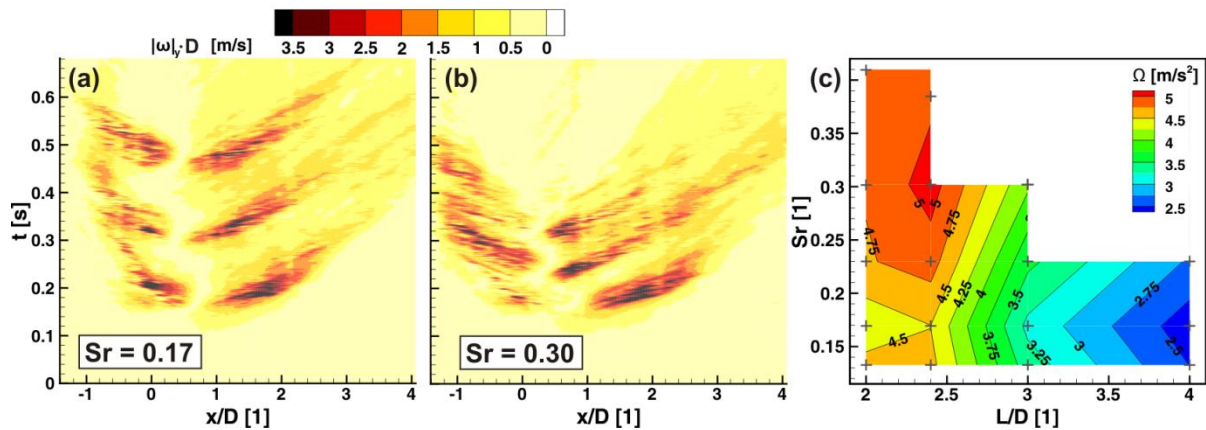


Abbildung 2: Fußabdrücke der Ringwirbel an der Prallplattenoberfläche bei $L/D = 2.4$, $VR = 4.3$ und $Sr = 0.17$ (a) bzw. $Sr = 0.30$ (b). Auf den Massenstrom bzw. auf den Duty Cycle bezogene Kühlleistung Ω im vermessenen Parameterraum bei $VR = 4.3$ (c).

Es ist ersichtlich, dass mit zunehmender Frequenz der Abstand der einzelnen Kopfwirbel zueinander und damit auch die zeitlichen Aufprallereignisse näher zusammenrücken. Dabei wird auch der Einflussbereich der Wirbel an der Platte in x-Richtung sowie das aus der Interaktion der Wirbel untereinander resultierende Neigungsverhalten der Strukturen maßgeblich beeinflusst. Um die Kühlleistung der verschiedenen Fälle sinnvoll miteinander vergleichen zu können, wird eine globale Größe (Ω) definiert, in welcher sowohl der verwendete Kühlmassenstrom ($\dot{m} \sim DC$) als auch das für die Kühlleistung maßgebliche Zeitintervall berücksichtigt wird. Hierfür wird die in Abb. 2 als Kontur dargestellte lokale zeitabhängige Größe über die Plattenlänge und über einen Zeitraum von drei Perioden gemittelt und anschliessend auf den Duty Cycle bezogen:

$$\Omega := \frac{1}{DC \cdot \Delta t} \int_{t_0}^{t_0+3T} \langle |\omega|_y \cdot D \rangle_x dt$$

t_0 bezeichnet hierbei denjenigen Zeitpunkt, zu dem sich der erste Ringwirbel genau einen Düsendurchmesser von der Platte entfernt befindet. In Abb. 3 ist Ω in dem vermessenen Parameterraum als Kontur dargestellt. Es zeigt sich ein Optimum der Kühlwirkung bei $L/D = 2.4$ und $Sr = 0.3$. Damit liegt das Hubverhältnis in dem von Sau & Mahesh in [3] ermittelten Bereich des *Trasition-Stroke-Ratios* (TSR), welches den strukturellen Übergang der Ringwirbel (mit und ohne Ausbildung eines Nachlaufs), sowie dem damit einhergehenden Wechsel ihres Neigungsverhaltens in der Querströmung kennzeichnet. Die Untersuchung der Strömungstopologie bei größeren Hubverhältnissen ergibt, dass sich der ausbildende Nachlauf zwischen Kopfwirbel und Platte schiebt und dadurch die Kühlwirkung der einzelnen Wirbelsegmente abgeschwächt wird. Ringwirbel die bei kleineren L/D generiert werden, weisen ein ungesättigtes Zirkulationsniveau auf und bringen somit weniger Wirbelstärke an die Plattenoberfläche.

Literatur:

[1]: Janetzke, T.: Experimentelle Untersuchungen zur Effizienzsteigerung von Prallstrahlkonfigurationen durch dynamische Ringwirbel hoher Amplitude, Technische Universität Berlin, Dissertation, 2010

[2]: Sau, S. ; Mahesh, K.: Optimization of pulsed jets in crossflow. In: Journal of Fluid Mechanics 653 (2010), S. 365–390

[3]: Sau, R. ; Mahesh, K.: Dynamics and mixing of vortex rings in crossflow. In: Journal of Fluid Mechanics 604 (2008), S. 389–409

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken Bestimmung dynamischer Beiwerte im Windkanal mittels Parameteridentifikation

Thomas Loeser

DNW-NWB, Lilienthalplatz 7, Braunschweig, Thomas.Loeser@dnw.aero

Detlef Rohlf

DLR-FT, Lilienthalplatz 7, Braunschweig, Detlef.Rohlf@dlr.de

Die experimentelle Bestimmung aerodynamischer Beiwerte zur Beschreibung des dynamischen Verhaltens erfolgt im Windkanal üblicherweise mit Hilfe erzwungener sinusoidaler Einheitsfreiheitsgradschwingungen.

Auch im Niedergeschwindigkeits-Windkanal Braunschweig (DNW-NWB) werden seit langer Zeit Messungen dieses Typs erfolgreich durchgeführt [1], [2], [3]. Die Auswertung der so gewonnenen Kräfte und Momente erfolgt mit einem linearen flugmechanischen Modell zum Beispiel per Fourier-Transformation [4].

Eine weitere Möglichkeit zur Gewinnung flugmechanischer Beiwerte aus erzwungenen Schwingungen besteht in der Parameteridentifikation, wie sie normalerweise auf aus Flugversuchen gewonnenen Daten angewendet wird [5], [6].

Als Modellsupport wird am DNW-NWB seit 2005 der Model Positioning Mechanism (MPM) eingesetzt. Der MPM ist eine Parallelkinematik mit 6 Freiheitsgraden, welche oberhalb der Messstrecke installiert ist; siehe Abbildung 1.



Abbildung 1: Modell der X-31 am MPM im DNW-NWB

Der MPM ermöglicht neben hochgenauer statischer Positionierung auch sinusoidale Schwingungen in den Bewegungsformen Nicken, Giern, Rollen, Hub- und Seitenschlag mit Frequenzen bis zu $f = 3$ Hz. Ein auf der Stewart-Plattform installierter zusätzlicher Elektromotor ermöglicht - in Verbindung mit angepassten Waagenaufnahmen - per Schubstange höhere Amplituden und/oder Frequenzen in den Bewegungsformen Nicken und Rollen.

Ferner ist der MPM in der Lage, beliebige (im Rahmen seines Arbeitsraumes) vorgegebene Bewegungsprofile zeit- und positionsgenau abzufahren.

Diese Möglichkeit kann genutzt werden, um speziell für die Parameteridentifikation geeignete Trajektorien („Manöver“) so zu optimieren, dass die Derivative bei deutlicher Reduktion der Messzeit in einem weitaus größeren Anstellwinkel- und/oder Frequenzbereich ermittelt werden können.

Auch kann eine nichtlineare aerodynamische Antwort des Windkanalmodells (zum Beispiel aufgrund wirbeldominierter Strömung oder im Bereich der Strömungsablösung) simuliert werden, nachdem die entsprechenden Parameter durch Verwendung eines geeigneten Modells in der Parameteridentifizierung ermittelt worden sind.

Für eine solche Parameteridentifizierung geeignete Manöver bestehen beispielsweise aus einer langsamen Anstellwinkelschwingung, welche mit einer höherfrequenten Nick-, Roll- oder Gierschwingung geringerer Amplitude überlagert wird. Abbildungen 2a und 2b zeigen Beispiele solcher Manöver.

Manöver wie die in Abbildung 2 gezeigten dauern zwischen 10 s und 30 s. Ebenso wie Sinusschwingungen bei konstantem mittleren Anstellwinkel, konstanter Frequenz und Amplitude werden die Manöver sowohl mit Anströmung als auch bei ausgeschaltetem Windkanal durchgeführt, um Massen- und Trägheitskräfte von den aerodynamischen Kräften und Momenten trennen zu können. Diese werden weiter zu Beiwerten verrechnet und stehen dann für Parameteridentifizierung zur Verfügung.

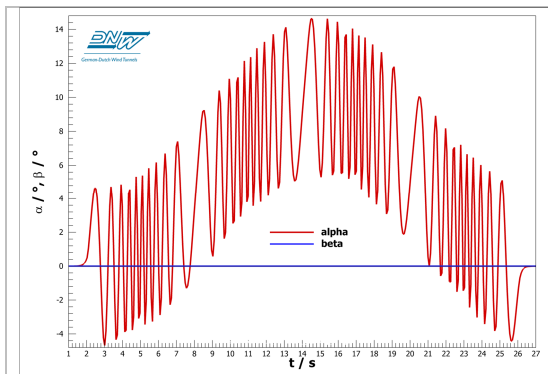


Abbildung 2a: Überlagerte Anstellwinkelschwingung

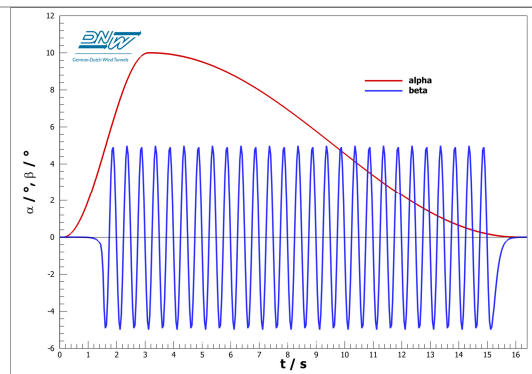


Abbildung 2b: mit höherfrequenter Gierschwingung überlagerte α -Schwingung

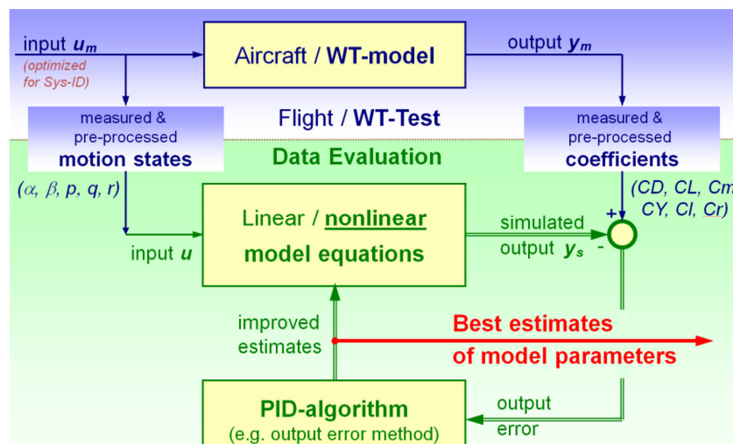


Abbildung 3: Systemidentifizierung aus Windkanalmessungen (DLR-SysID)

In Abbildung 4 sind gemessene und simulierte Zeitverläufe der Längsbewegungsbeiwerte von zwei Manövern dargestellt, zunächst ein Manöver mit relativ langsam zu- und abnehmendem Anstellwinkel über den maximalen Verstellbereich, und dann ein Manöver mit langsamer Änderung der Anstellwinkel (vgl. Manöver 1) jetzt jedoch überlagert mit höherfrequenten Anstellwinkeländerungen zwischen $f = 0.3$ Hz bis 3 Hz. Die Beiwerte aus Windkanal (blau) und Modell (rot) zeigen sehr gute

Übereinstimmung.

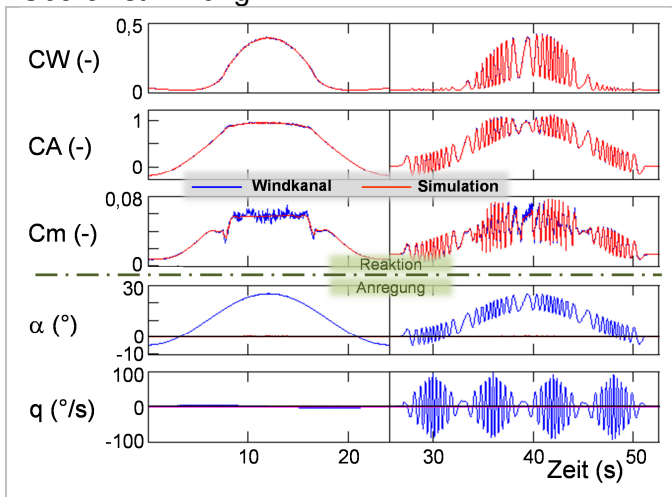


Abbildung 4: Gemessene und aus Systemidentifizierung gewonnene instationäre Verläufe von C_D , C_L und C_m

Mit wenigen überlagerten Manövern kann der gesamte Arbeitsraum der MPM abgedeckt werden, wobei sich - bezogen auf „klassische“ Messungen - zur Bestimmung dynamischer Derivative eine Ersparnis der reinen Messzeit in der Größenordnung von 80% ergibt.

- [1] Dietrich Hummel, Thomas Loeser : Low Speed Wind Tunnel Experiments on a Delta Wing Oscillating in Pitch; ICAS 98-393 (1998)
- [2] Thomas Loeser, Andreas Bergmann: Development of the Dynamic Wind Tunnel Testing Capabilities at DNW-NWB ; AIAA-2003-453
- [3] Dan Vicroy, Thomas Loeser, Andreas Schuette: SACCON Dynamic

Wind Tunnel Tests at DNW-NWB and 14'x22' NASA LaRC ; AIAA-2010-4394

- [4] T. Loeser :Experimental Research of Dynamic Derivatives of Unsteady Moved Aircraft In "Experimental determination of dynamic stability parameters", VKI LS 2008-02, The von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-St-Genève, Belgium
- [5] Ravindra V. Jategaonkar : Flight Vehicle System Identification ; Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 216 (2006), AIAA, ISBN 1-56347-836-6
- [6] Detlef Rohlf, Stefan Schmidt, and Jonathan Irving : Stability and Control Analyses for an Unmanned Aircraft Configuration Using System-Identification Techniques, Journal of Aircraft, Vol. 49, No. 6, Nov.-Dec. 2012, pp.1597-1609

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Entwicklung eines Rotorversuchsstandes zur Untersuchung von Dynamic Stall

T. Schwermer*, K. Richter, M. Raffel

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

* till.schwermer@dlr.de, Tel. 0551/709-2575

Einleitung: Dynamic Stall verursacht im schnellen Vorwärts- und Manöverflug des Hubschraubers starke Vibrationen sowie hohe Steuerstangenkräfte. Ein besseres Verständnis ist für den Designprozess zukünftiger Rotoren von großem Interesse. Bisher fanden viele Untersuchungen dieses Phänomens an nickenden, nicht-rotierenden, zweidimensionalen Geometrien statt. Allerdings sind die strömungsphysikalischen Phänomene bei einer rotierenden, dreidimensionalen Betrachtung weitaus komplexer und unterscheiden sich signifikant von denen bei einer zweidimensionalen Betrachtung (Gardner und Richter, 2012). Um ein besseres Verständnis der Aerodynamik – insbesondere des Dynamic Stall – an Hubschrauberrotoren zu erlangen und diese optimieren zu können sind deswegen Untersuchungen im rotierenden System notwendig. Diese sollen experimentell am neuen Rotorversuchsstand (RTG) erfolgen.

Der Rotorversuchsstand (RTG): Der RTG soll Experimente an Rotoren mit bis zu vier Modellrotorblättern bei realistischen reduzierten Frequenzen und Blattspitzenmachzahlen ermöglichen. Er wird in einer bestehenden modifizierten Versuchsanlage betrieben. Dadurch ist der Durchmesser des Modellrotors auf $D = 1,3\text{ m}$ begrenzt, so dass eine maximale Drehfrequenz von $f_{rot} = 50\text{ Hz}$ erreicht werden soll. Wie in Abb. 1 zu erkennen, wird der Rotor von einem Eiffel-Windkanal mit einer quadratischen Düse ($b = h = 1,6\text{ m}$) angeströmt. Die Abströmung erfolgt hinter dem Rotor ins Freie. Dies sorgt für eine definierte Zuströmung, ein Abschwimmen des am Rotor entstehenden Wirbelsystems und verhindert eine Rezirkulationsströmung um den Rotor. Da der Rotor nicht relativ zur Anströmung gekippt werden kann, wird das Auftreten von Dynamic Stall durch die Vorgabe eines zyklischen Anstellwinkels oder durch die teilweise Versperrung der Abströmung ausgelöst (Yang et al., 2006).

Entwurf: Aufgrund des begrenzten Rotordurchmessers muss das, in Abb. 3 dargestellte, Design des Rotorkopfes möglichst kompakt sein, dabei aber Zentripetalkräfte von $F_z \approx 10\text{ kN}$ übertragen. Die Schlag- und Schwenkbewegung des Rotorblattes werden mittels eines anpassbaren Elastomerelements gedämpft. Der Rotorkopf beinhaltet eine Taumelscheibe welche sowohl eine Einstellung des kollektiven als auch des zyklischen Anstellwinkels erlaubt. Weiterhin wird ein 30-Kanal Telemetriesystem aufgenommen.

Die Geometrie der Rotorblätter berücksichtigt neben den durch den RTG gegebenen Randbedingungen und der Forderung einer industrierelevanten Geometrie auch die Einbaumöglichkeit von Sensoren. Über die gesamte Spannweite kommt die DSA-9A Profilgeometrie zum Einsatz. Die aus CFK gefertigten Rotorblätter sind mit einem parabolischen Randbogen versehen und besitzen eine lineare geometrische Verwindung von $\Delta\alpha_{geom} = -10^\circ$. Die Profiltiefe beträgt $c = 72\text{ mm}$ bei einem Rotorradius von $R = 0,65\text{ m}$. Ein Rotorblatt ist mit je zehn instationären Drucksensoren an zwei spannweiten Schnitten instrumentiert.

Die Berechnung der Lasten an den Rotorblättern und auf den Rotorkopf erfolgte bei einer Nenndrehfrequenz von $f_{rot} = 50\text{ Hz}$. Es wurde folgende Nickschwingung definiert: $\alpha_{Wurzel}(t) = 16,5^\circ + 10^\circ \sin(2\pi f_{rot} t)$. Der mittlere Wurzelanstellwinkel von $\alpha_{Wurzel,mean} = 16,5^\circ$ entspricht dabei dem statischen Stallwinkel des Rotorblattes. Die Anstellwinkelamplitude ist so groß gewählt, dass Deep Dynamic Stall auftritt.

Zweidimensionale, instationäre numerischen Strömungssimulationen wurden an fünf Schnitten entlang des Rotorblattes durchgeführt und lieferten die Lastannahmen für die nachfolgende Festigkeitsberechnung mittels der Finite-Elemente-Methode (FEM). Die vollturbulenten Strömungssimulationen erfolgten mit dem DLR TAU Code (Turbulenzmodell: Spalart-Allmaras). Abb. 2 zeigt den Verlauf des durch den Auftrieb hervorgerufenen Biegemoments sowie des Nickmoments über dem Wurzelanstellwinkel für eine Schwin-

gungsperiode. Die Daten ergeben sich durch lineare Interpolation zwischen den Schnittpositionen entlang des Rotorblattes. Der Verlauf des Biegemoments zeigt einen für Deep Dynamic Stall typischen Verlauf. Auf das maximale Biegemoment von $M_{x,max} = 184 \text{ Nm}$ beim Stallwinkel mit einem anschließenden starken Einbruch folgt ein ausgeprägtes Hystereseverhalten im Abschwung. Der Verlauf des Nickmomentes weist ebenfalls einen für Dynamic Stall typischen starken Abfall sowie ein Minimum im Bereich des Stallwinkels auf. Auch hier ist im Abschwung eine ausgeprägte Hysterese zu beobachten.

Mit diesem und weiteren Lastfällen als Eingabe wurden stationäre, geometrisch nichtlineare FEM Rechnungen mit dem Tool ANSYS (Vernetzer: HyperMesh) durchgeführt. Damit wurden das Design des Rotorkopfes sowie der Lagenaufbau der Rotorblätter hinsichtlich Festigkeit und Fatigueverhalten überprüft und optimiert. So hat sich für den in Abb. 2 dargestellten Lastfall gezeigt, dass das Zusammenspiel des maximalen Biegemoments sowie des entsprechend geringen Biegemoments am gegenüber liegenden Rotorblatt maßgeblich für das Fatigueverhalten der Rotorblätter ist und den Betriebsbereich des RTG begrenzt.

Ausblick: Im Manuskript werden die Anforderungen, die getroffenen Annahmen sowie der Entwurfsprozess mit seinen Herausforderungen im Detail dargestellt und diskutiert. Weiterhin erfolgt eine ausführliche Beschreibung des Aufbaus des RTG sowie des Rotorkopfes und der Rotorblätter der notwendig ist, um den Anforderungen gerecht zu werden.

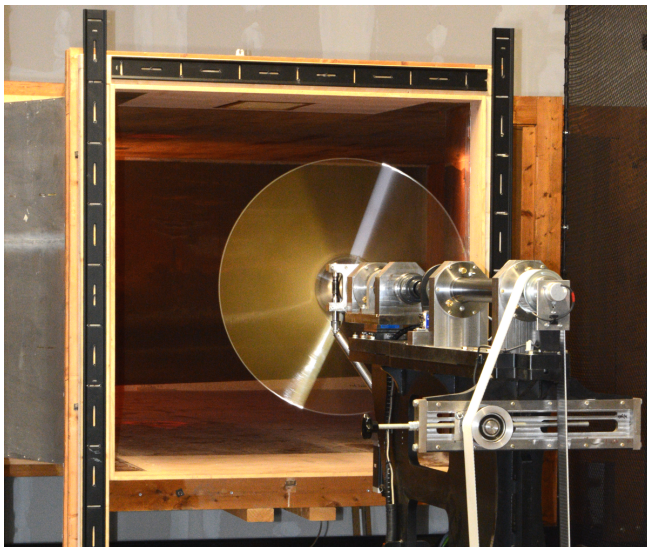


Abb. 1: Der Rotorversuchsstand am DLR in Göttingen mit Blick auf die Düse.

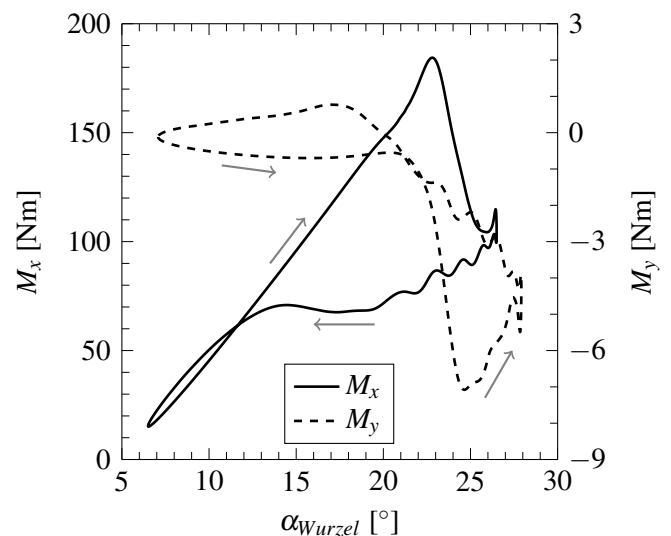


Abb. 2: Biegemomentenverlauf (M_x) und Nickmomentenverlauf (M_y) über dem Wurzelanstellwinkel.

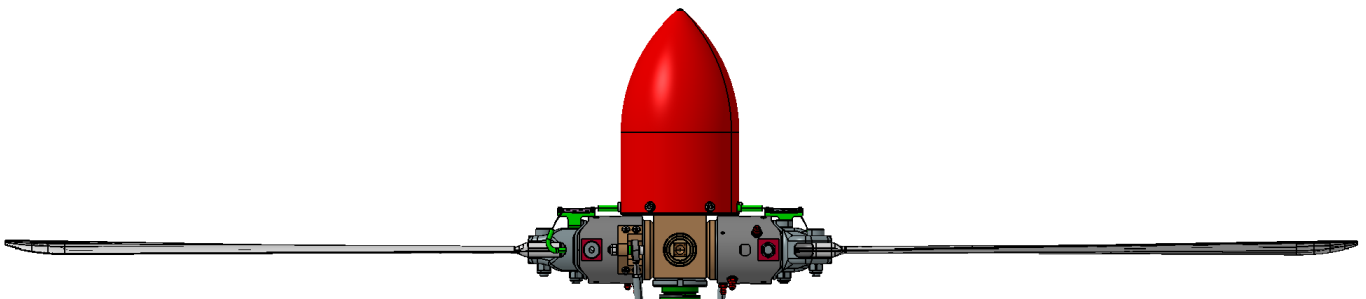


Abb. 3: Finales Design des Rotorkopfes mit Rotorblättern sowie Telemetriesystem.

Literatur

Gardner AD, Richter K (2012) Influence of rotation on dynamic stall. Journal of the American Helicopter Society. doi: 10.4050/JAHS.58.032001

Yang J, Ganesh B, Komerath N (2006) Radial Flow Measurements Downstream of Forced Dynamic Separation on a Rotor Blade. Paper AIAA 2006-3377, 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. doi: 10.2514/6.2006-3377

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Auf Scherschichtparametern basierte Skalierung von Vorderkantenwirbeln

Alexander Widmann, Cameron Tropea

Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, Technische Universität Darmstadt,
Flughafenstrasse 19 – 64347 Griesheim,
widmann@sla.tu-darmstadt.de

Ziele

Das Ziel des hier vorgestellten Forschungsvorhabens ist es zu zeigen, dass die bisher üblichen dimensionslosen Kennzahlen für bewegte aerodynamische Profile in Hub- und Nickbewegung nicht ausreichen, um das Verhalten von Vorderkantenwirbeln zu beschreiben. Üblicherweise werden die verwendeten Kennzahlen auf globale Parameter wie die Sehnenlänge des Profils oder seinen Hub bezogen, viskositätsbedingte Effekte werden nicht berücksichtigt. Daher soll gezeigt werden, dass die Sehnenlänge nicht zwangsläufig geeignet dafür ist, Vorderkantenwirbel zu normieren. Stattdessen wird eine Normierung vorgeschlagen, die auf den Scherschichtparametern basiert und den das Wirbelwachstum begrenzenden Mechanismus berücksichtigt.

Einleitung

Die Bildung von Vorderkantenwirbeln hat großen Einfluss auf die Aerodynamik von Windkraftanlagen, Hubschraubern oder Micro Air Vehicles. (MAVs). Laut [McCroskey 1982] weisen oszillierende Flügel starke Hystereseeffekte bezüglich der c_l - α -Kurve auf, die zu weit höheren Werten als in der stationären Aerodynamik führen. Die üblicherweise hier verwendeten dimensionslosen Kennzahlen sind die Reynolds-Zahl Re , die Strouhal-Zahl St und die reduzierte Frequenz k . Während Insekten als Vorbilder für moderne MAVs dienen, um diese Wirbel zu nutzen, und effizient zu fliegen, können die gleichen Effekte Probleme bei Hubschraubern oder Windkraftanlagen hervorrufen. Um eine technische Nutzbarkeit der Wirbel umsetzen zu können oder deren negative Auswirkungen kontrollieren zu können, ist eine präzise Kenntnis der Mechanismen nötig, die das Wachstum der Wirbel und die Limitierung ihrer Größe bestimmen.

Für die Auslegung der Rotorblättern von Hubschraubern hinsichtlich ihrer aerodynamischen Last existieren zwar eine Vielzahl empirischer oder semi-empirischer Modelle, diese basieren aber meist auf Daten, die aus stationären Messungen gewonnen wurden. Die zugrundeliegenden physikalischen Vorgänge der Wirbelbildung spielen dabei keine Rolle.

Das bekannteste Konzept, um das Wachstum von Wirbelringen vorherzusagen basiert auf den Experimenten von [Gharib et al 1998]. [Dabiri 2009] erweitert dieses Konzept auf die Wirbelbildung im instationären Schlagflug. Die Zirkulation Γ der Wirbel wird mit der Anströmgeschwindigkeit U und der Sehnenlänge der Flügel c normiert. Interessanterweise erreicht die normierte Zirkulation sowohl bei [Gharib et al 1998] als auch bei [Dabiri 2009] für verschiedene experimentelle Parameter einen maximalen Wert von 4. Es wird daher impliziert, dass die Sehnenlänge charakteristisch für die maximal erreichbare Zirkulation ist. Demgegenüber stehen numerische und experimentelle Untersuchungen von [Pedrizzetti 2010], oder [DeVoria und Ringuette 2012], die dem Konzept von [Gharib et al 1998] widersprechen.

Wird die Sehnenlänge bis auf eine unendliche Länge erhöht, kann sie nicht mehr problembestimmend sein und andere Mechanismen müssen zur Wirbelablösung führen. [Doligalski 1994] führt das Ablösen eines Wirbels auf die viskose/inviskose Interaktion eines Wirbels mit einer festen Wand zurück, [Sattari et al 2012] zeigen, dass das Ablöseverhalten von Wirbeln auf seine Scherschichtparameter zurückgeführt werden kann. Von Interesse bezüglich der wirksamen Mechanismen ist nun, wie sich ein Vorderkantenwirbel an einer instationär bewegten Platte verhält, deren Sehnenlänge sukzessive von Experiment zu Experiment erhöht wird, deren dimensionslose Kennzahlen Re , St und k aber unverändert bleiben. Ist die Sehnenlänge weiterhin der Problembestimmende Parameter?

Vorarbeiten und Diskussion

Particle Image Velocimetry (PIV) Messungen wurden durchgeführt, um die Strömungsfelder um ebene Platten verschiedener Sehnenlängen ($c=[9\ 12\ 15\ 18]$ cm) aber gleichen dimensionslosen Kennzahlen ($Re=10\ 000$, $St=0.2$, $k=0.5$) zu untersuchen. Abbildung 1 zeigt die Strömungsfelder um die vier Platten zu verschiedenen Zeitpunkten im Schlagzyklus. Die Zirkulation der Vorderkantenwirbel und die Lage des hinteren Wiederanlegepunkts des Wirbels wurden gemessen. Die Lage des hinteren Wiederanlegepunkts zeigt, ab wann Rückströmung

um die Hinterkante auftreten kann und damit den Einfluss der Sehnenlänge als limitierenden Parameter. Die Zirkulationsverläufe erreichen für kurze Sehnenlängen ihre Maxima erst nach der Hinterkantenumströmung, für kurze Sehnenlängen bereits da-

vor. Dieser Umstand spricht dafür, dass nur kurze Sehnenlängen problembestimmend sind. Bei großen Sehnenlängen wird die von [Doligalski 1994] beschriebene viskos/inviskose Interaktion in Form einer Grenzschichteruption sichtbar, sie ist in diesen Fällen limitierend für das Wirbelwachstum. Eine auf der Sehnenlänge basierte Normierung der Zirkulationen weist starke Abweichungen auf. Wird mit der Falkner-Skan Gleichung die Scherschichtdicke in der Nähe des Staupunkts bestimmt und diese als Längenmaß für die Zirkulationsnormierung genutzt kollabieren hingegen diejenigen Zirkulationen, bei denen die Wirbelablösung unabhängig von der Hinterkantenumströmung erfolgt. Damit sind die üblichen Dimensionslosen Kennzahlen nicht geeignet Ähnlichkeit sicher zu stellen, die Sehnenlänge ist nach überschreiten eines kritischen Werts nicht mehr problembestimmend.

Referenzen

- [McCroskey 1982] W.J. McCroskey. Unsteady airfoils. Annu. Rev. Fluid Mech., Vol 14, 1982, pp. 285-311
- [Gharib et al 1998] M. Gharib, E. Rambod, K. Shariff. A universal time scale for vortex ring formation. J. Fluid Mech., Vol 360, 198, pp. 121-140
- [Dabiri 2009] J. Dabiri. Optimal vortex formation as a unifying principle in biological propulsion. Annu. Rev. Fluid Mech., Vol 41, 2009, pp. 17-33
- [Pedrizzetti 2010] G. Pedrizzetti. Vortex formation out of two-dimensional orifices. J. Fluid Mech., Vol. 655, 2010, pp. 198-216
- [DeVoria und Ringuette 2012] A. C. DeVoria, M. J. Ringuette. Vortex formation and saturation for low-aspect-ratio rotating flat-plate fins, Exp. In Fluids, Vol. 52, 2012, pp. 441-462
- [Doligalski 1994] T. L. Doligalski, C. R. Smith, J. D. A. Walker. Vortex interactions with walls. Annu. Rev. Fluid Mech., Vol. 26, 1994, pp. 573-616
- [Sattari et al 2012] P. Sattari, D. E. Rival, R. J. Martinuzzi, C. Tropea. Growth and separation of a start-up vortex from a two-dimensional shear layer, Physics of Fluids, Vol. 24, 2012

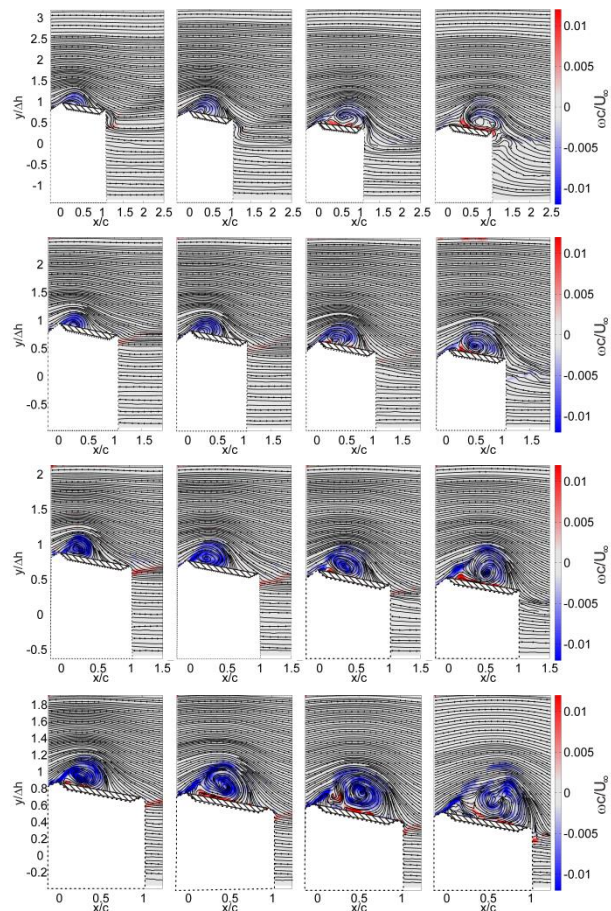


Abbildung 1

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Towards an Immission-Based Noise Reduction Method
for Conceptual Aircraft Design

Jason Blinstrub

DLR, Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen: jason.blinstrub@dlr.de

Introduction

A typical approach towards the reduction of aircraft exterior noise is to optimize an isolated aircraft component that can be a dominant contribution to the overall aircraft noise, see e.g. [1]. This individual component is optimized based on its noise emission as measured in a wind tunnel or as simulated with high-fidelity tools. Feasible modifications to the component are identified based on this emission data but the change in the overall ground noise immission if installed and operated on-board of the aircraft is yet unknown. The noise immission differs significantly from the noise emission due to propagation effects. It is as late as within a post-processed simulation or experiment that shows if the modifications really have the pursued effect on the overall noise immission. However, further modifications to the component are no longer possible at this point or would require another run through the whole process, i.e. modification of the component, additional wind tunnel measurement and another post-processed noise immission analysis.

To consider the component's effect on the overall noise immission on the ground earlier in the optimization process, a new methodology is required. This methodology shall enable the designer to identify the components that have a dominant contribution to the overall noise immission under specific operating conditions. Following that, necessary modifications to each individual component are derived to decrease the overall noise immission. The methodology shall therefore prevent additional and costly re-runs in a wind tunnel or simulation.

The conceptual method introduced in this paper consists of deriving a so-called "emission threshold" that is based on the overall ground noise immission. If the overall noise emission can be reduced below that emission threshold (which considers directivity and frequency spectrum), a reduction in overall ground noise immission is achieved. Ultimately, noise requirements for each individual component can be derived based on the emission threshold.

The calculation of the emission threshold is implemented in DLR's parametric aircraft noise prediction tool PANAM [2]. The Parametric Aircraft Noise Analysis Module can predict the overall sound pressure levels and spectra of modeled aircraft noise sources based on parameters that are already available during the conceptual design phase.

Deriving an Emission Threshold

The aim is to decrease the overall aircraft noise immission, expressed by the sound exposure level (SEL, see formula in Fig. 1a), by a user-specified value. For this purpose an emission threshold for a specific operating condition can be derived. The first step is to simulate a horizontal flight over a single observer on the ground. This yields an A-weighted level-time history and an immission spectrum for each simulated time step. Each time step represents exactly one emission angle of the aircraft. The simplest way to deduce a new level-time history that yields the specified SEL reduction is to shift the original level-time history curve (Fig. 1a). This new level-time history is referred to as the "directional immission threshold" (DIT).

Following that, the required reduction in the A-weighted overall sound pressure level (OASPL-A) for each emission angle is obtained. The reduction in OASPL-A corresponds to a level reduction of the spectrum. Again, the simplest way is to shift the original immission spectrum by a constant value, which results in the "spectral immission threshold" (SIT, Fig. 1b). Adding the A-weighting and propagation effects to the SIT, the "spectral emission threshold" (SET, Fig. 1c) is obtained. If the overall aircraft noise emission can be reduced below the SET for every emission angle, the pursued reduction in SEL is reached. An ad-

vantage of the tool PANAM is that the noise emission of each individual component is known already. Requirements for each component can be derived by combining the information of the SET and the contribution of each component (Fig. 1d).

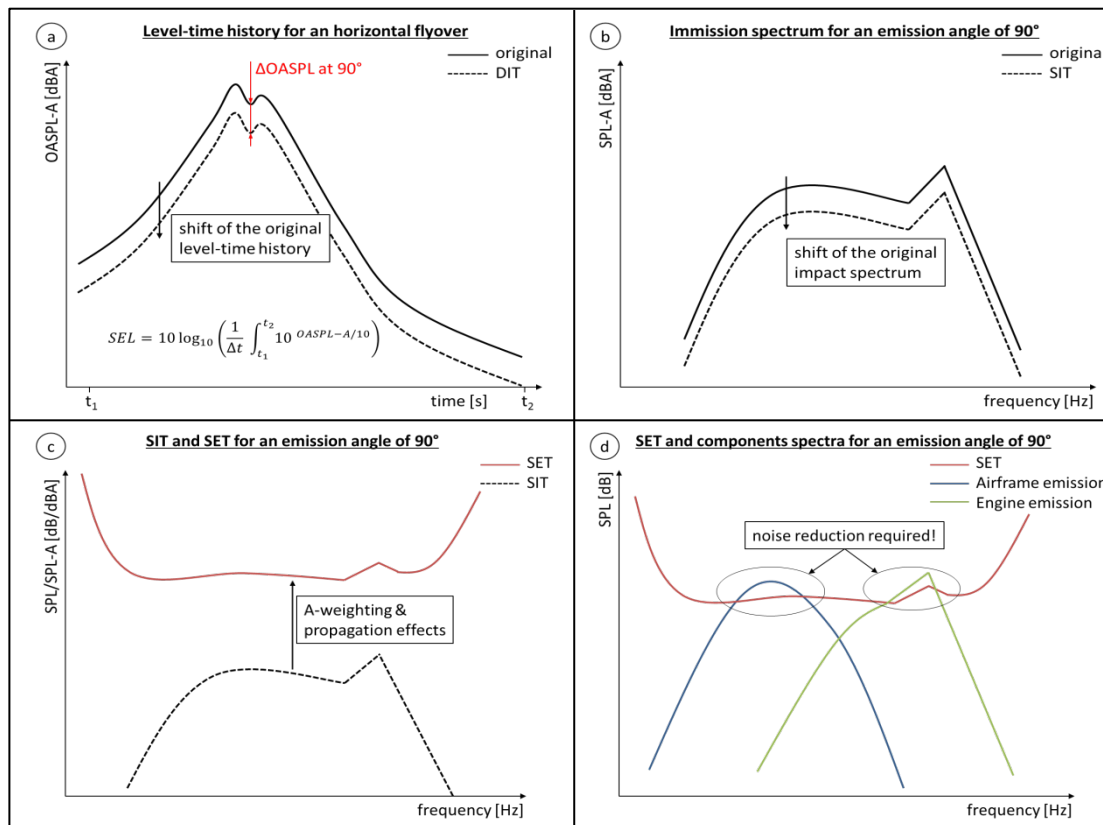


Figure 1: Schematic process of deriving an emission threshold

Application and Further Development

The realization of the conceptual method presented here is a first step towards a new immission-based noise reduction. To demonstrate the potentials of the new method, it is applied to an existing reference aircraft. The results are analyzed and discussed in the final paper. Future applications of this method are also discussed. For instance, the new approach could enable a noise-to-design process for existing and modeled noise sources. Componential noise emission thresholds can then directly be associated with operational or geometrical constraints for each noise source. For example, a maximum allowable landing gear length could be provided in order to meet the selected noise goals, i.e. staying below a predefined immission threshold for the overall vehicle.

To finalize the method, further developments are necessary. For example, it has to be discussed how the information of several flight conditions during a specific flight trajectory, e.g. an approach, can be processed.

Conclusion

A conceptual method is introduced that provides an emission threshold for the overall aircraft noise based on a user-specified level reduction in ground noise immission. If the overall noise emission can be reduced below this threshold, the specified reduction is reached. Based on the emission threshold, requirements for each component can be derived. Finally, the method is applied to an existing reference aircraft. Future applications and further developments are discussed in detail. Ultimately, the method could enable a noise-to-design process for conceptual aircraft design.

References

- [1] W. Dobrzynski: *Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve?*, J. Aircr., vol. 47, no. 2, pp. 353–367, Mar. 2010.
- [2] L. Bertsch: *Noise Prediction within Conceptual Aircraft Design*, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Braunschweig, 2013.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroakustik

Towards Overset LES with Application to Turbulent Channel Flows

N. Buchmann, R.A.D. Akkermans

TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, Braunschweig,

Email: *n.buchmann@tu-bs.de*

J. Dierke, R. Ewert

German Aerospace Center, Department of Technical Acoustics, Braunschweig

The PIANO code of DLR is a block-structured high-order, low dispersive and dissipative Computational Aeroacoustics (CAA) code used for the simulation of aeroacoustic noise and its propagation [1]. As a CAA-code, PIANO solves perturbation equations over a time-averaged background flow. Augmented with fluctuating viscous terms it represents the full non-linear Navier-Stokes equations in perturbation form and is as such applicable to simulate directly laminar or turbulent sound generation in the framework of Direct Numerical Simulations (DNS) [2]. In this simulation approach, PIANO is usable as a Zonal LES tool. As such, it constitutes a hybrid RANS/LES approach similar to what Terracol [3] proposed, albeit formulated in primitive variables. In this contribution, we present shortly the implementation and the progress made with PIANO towards a CFD DNS-tool for turbulent flow problems.

Homogeneous isotropic turbulence has been simulated to validate the three-dimensional implementation of the viscous terms. For this reason, Taylor-Green Vortices have been initialised in a three-dimensional periodically domain at a Reynolds number of 1600, see figure 1 (left). These vortices breakup into smaller and smaller scales with time, eventually leading to homogeneous isotropic turbulence. Figure 2 shows Iso-Surface of vorticity magnitude at simulation time $t=20t_c$. The frequency spectrum of this decay is in good agreement with the theoretical expectation (see figure 3), i.e., a $-5/3$ scaling of the inertial range. The late deviation from this theoretical decay illustrates the low dissipative characteristic of the numerical method used.

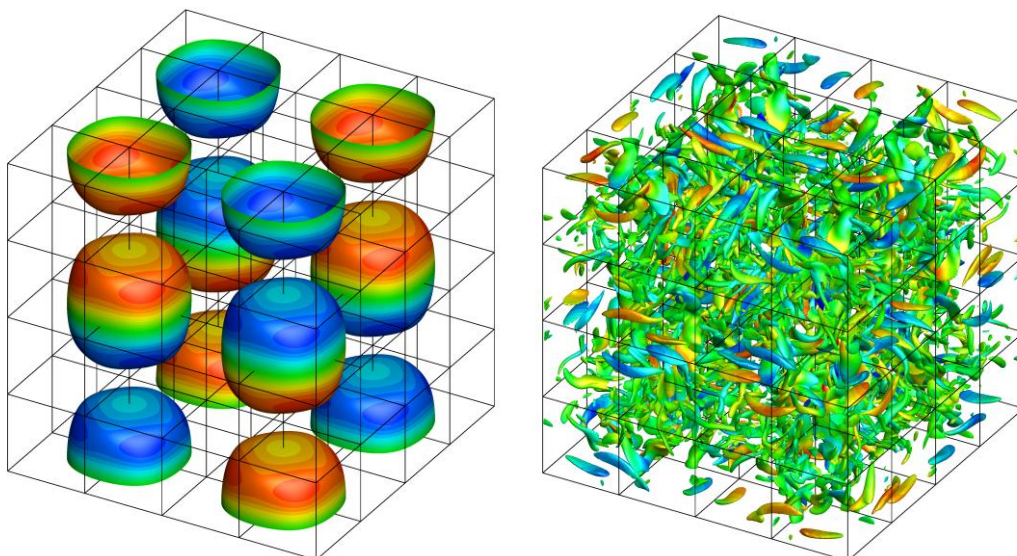


Fig. 1: Initialised Taylor-Green Vortices (left) and at $t=20t_c$ (right). Iso-Surface of vorticity magnitude coloured by helicity.

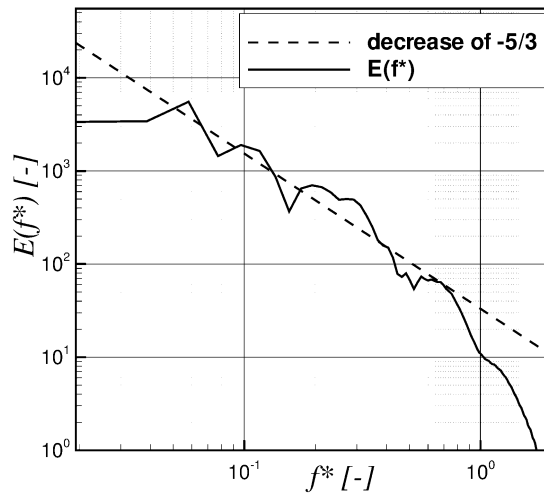


Fig. 2: Frequency spectrum of vortex decay and theoretical decrease in proportion to $f^{-5/3}$.

A simulation of a three-dimensional channel flow with stream- and spanwise periodic boundary conditions at $Re=6600$ and $Ma=0.15$ has been conducted in order to test the ability of PIANO to predict bounded turbulent flows. A turbulent background flow obtained with a RANS solver provides the mean flow as well as mean turbulent quantities. In this case a Reynolds-Stress-Model (RSM) has been used in the RANS simulation to attain a start solution of the turbulent quantities. The Reynolds-stresses thus obtained describe the boundary condition (or start solution) for the viscous walls in the following simulation with the PIANO code. Figure 3 shows an Iso-Surface of Q-criterion of the three-dimensional channel flow at $t=110t_c$. The development of directional independent turbulent structures can be appreciated. Should the abstract be accepted, we will also present a study regarding the near-wall resolution in association with the Overset LES approach.

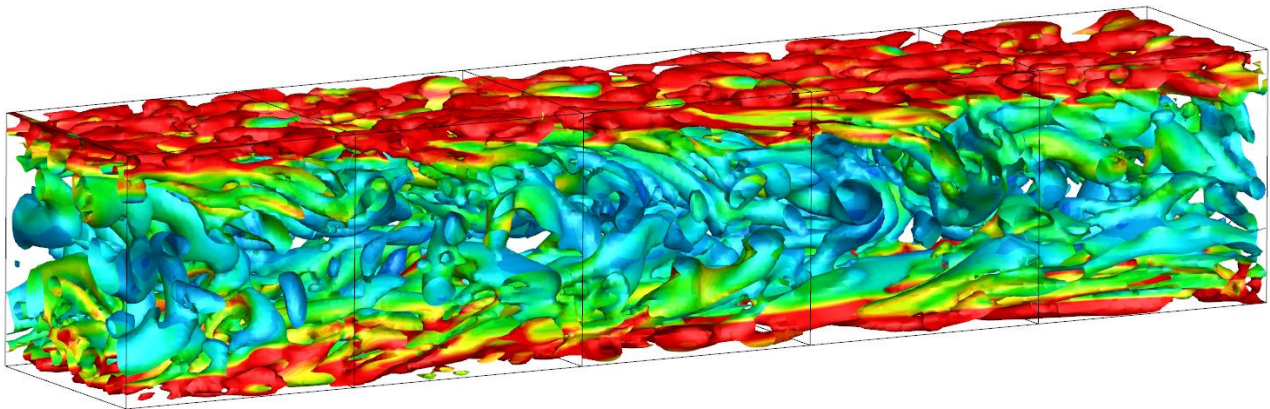


Fig. 3: Iso-Surface of Q-Criterion of a 3D turbulent Channel Flow at $Re=6600$.

Literature:

- [1] Delfs, J.W., Bauer, M., Ewert, R., Frogger, H.A., Lummer, M., lauke, T.G.W., "Numerical Simulations of Aerodynamic Noise with DLR's aeroacoustic code PIANO", Vol. handbook version 5.2, 2008.
- [2] Ewert, R., Bauer, M., Lummer, M., "A review of state-of-the-art aeroacoustic prediction approaches", In: Aircraft Noise, von Karman Institute for Fluid Dynamics, Brussels, ISBN-13 978-2-8756-029-4, 2012
- [3] Terracol, M., "A Zonal RANS/LES Approach for Noise Sources Prediction", Flow Turbulence Combustion, Vol. 77, pp. 161-184, 2006.

Mitteilung

Aerodynamik und Aeroakustik:

Direct numerical simulations of tonal noise in sub- and transonic airfoil flow

Manuel A. Gageik, Igor Kliutchnikov and Herbert Olivier

RWTH Aachen University, Shock Wave Laboratory, Templergraben 55, 52062 Aachen,
gageik@swl.rwth-aachen.de

The tone noise phenomena is studied via direct numerical simulations (DNS) of the sub- and transonic flow around the symmetric NACA 0012 airfoil. A fifth-order Weighted Essentially Non-Oscillatory and a sixth-order central finite difference scheme are used for the spatial discretizations of the inviscid and viscous fluxes of the compressible, three-dimensional Navier-Stokes equations, respectively. An fourth-order explicit Runge-Kutta scheme is utilized for the time integration.

At the trailing-edge (TE) pressure waves are generated by various mechanisms depending on the flow conditions. The broadband-noise is the result of two turbulent boundary layers that converge. No single dominant but a wide range of frequencies are emitted. Applying an incidence to the airfoil flow, the flow becomes asymmetric and shows a turbulent and a transitional boundary layer at the TE. The laminar boundary layer contains Tollmien-Schlichting waves (TS waves) that have the same frequency as the pressure waves that are generated at the TE. Then the pressure waves propagate upstream and induce disturbances into the boundary layer at the leading-edge (LE) via the mechanism of receptivity. Completing the loop, these disturbances develop into TS waves while moving downstream. In this case, the generated pressure waves are characterized by a single dominant frequency.

In literature this phenomena is described experimentally [1] and numerically [2]. In contrast to most of the existing investigations, the present study utilizes time- and computationally intensive DNS of the three-dimensional flow and focuses on the influence of compressibility. Additionally, the used Reynolds numbers are moderate ($Re=500,000-800,000$).

A preliminary investigation of the subsonic flow ($M=0.18$) is performed and compared with experimental results [3]. Next, the influence of compressibility is studied by an increased Mach number of $M=0.65$. The first part is also used to validate the numerical method and mesh. Due to the absence of any turbulence modelling, in DNS the mesh has a critical influence on the results. Although, in recent simulations it is impossible to resolve the smallest scales for the whole grid in an airfoil flow with a moderate Reynolds numbers ($Re=800,000$), it is shown, that these smallest scales are not essential for the studied phenomena. This is confirmed by further results from a mesh study.

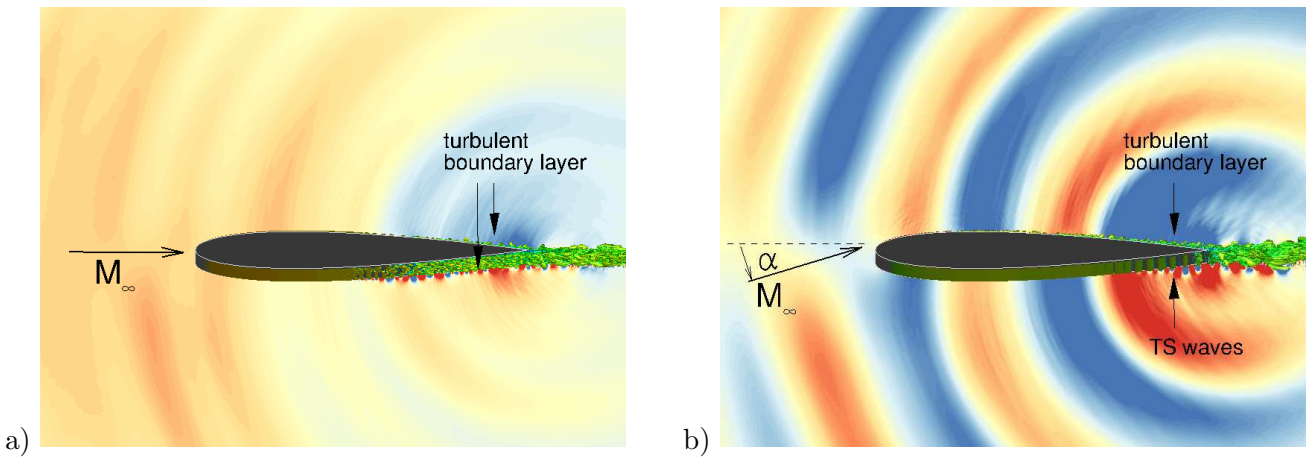


Fig. 1: Instantaneous pressure fluctuations (contours between $\Delta p/p_\infty = \pm 8 \cdot 10^{-5}$) in subsonic flow ($Ma=0.18$, $Re=0.8$ mio): a) broadband noise ($\alpha=0^\circ$), b) tonal noise ($\alpha=4^\circ$)

In figure 1 the main flow features of the subsonic flow for conditions with and without tonal noise are illustrated. The instantaneous pressure fluctuations ($\Delta p/p_\infty$) clearly show a dominant pressure wave

frequency for Fig. 1 b) whereas in Fig. 1 a) these waves are missing. The most obvious difference of both conditions in the main flow features is the type of boundary layers at the TE. Figures 1 a) and b) illustrate turbulent-turbulent and turbulent-transitional boundary layer interaction at the TE, respectively. A further study of the pressure histories, shown in Fig. 2, confirms the presence of a dominant frequency, a tonal noise. Figure 2 shows two Fast Fourier Transformations (FFTs) of pressure histories at the LE. The upper (turbulent-turbulent) illustrates no tonal noise and the lower (turbulent-transitional) has a strong peak at $f=2845$ Hz ($L_{ref} = 0.2$ m, $T_{ref} = 300$ K), which agrees well with experimental studies [3]. These results demonstrate the capability of the method and mesh (2048x256x128 mesh points) to investigate this phenomena also for higher Mach numbers. Figure 3 shows results of the second presented part, the influence of compressibility. The dominant frequency is still detectable but its value is slightly increased. The transonic airfoil flow has a significant influence on the propagation of the waves. Since supersonic regions prevent the acoustic waves from a further upstream movement, acoustic waves merge and create shock waves (pressure wave steepening) that can travel faster than the speed of sound. Further analysis of the compressibility's influence on the generation mechanism and on the propagation (pressure wave merging) are shown in the paper.

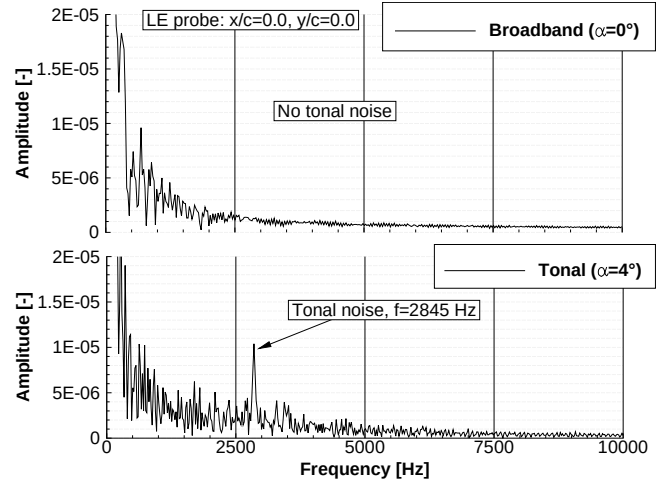


Fig. 2: FFT from pressure histories at LE: a) broadband noise, b) tonal noise

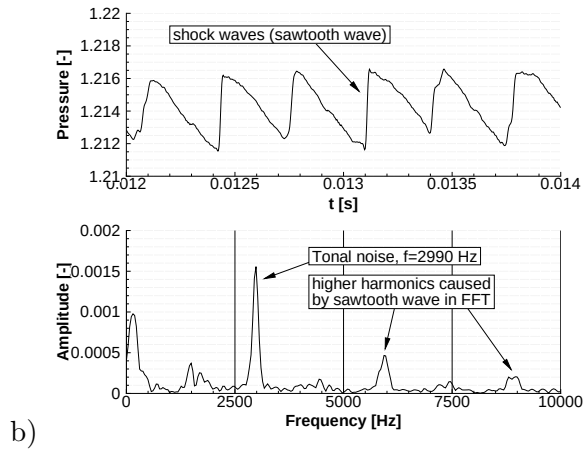
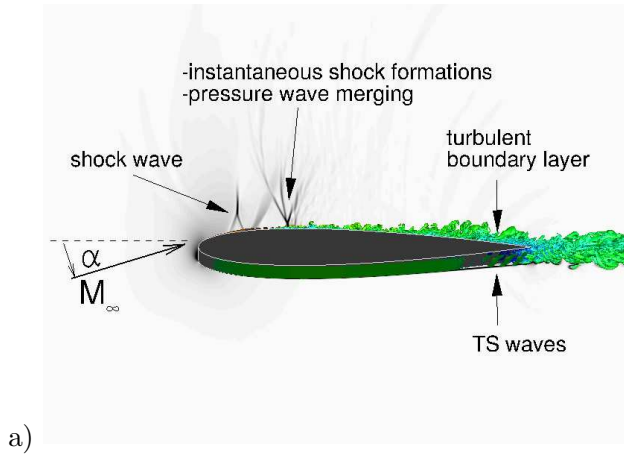


Fig. 3: Transonic flow ($Ma=0.65$, $Re=0.5$ mio, $\alpha=4^\circ$): a) numerical Schlieren, b) FFT from pressure histories at LE

Literatur

- [1] T. F. Brooks, D. S. Pope, and M. A. Marcolini, "Airfoil self-noise and prediction," *NASA Reference Publication*, vol. 1218, 1989.
- [2] R. Sandberg, L. Jones, N. Sandham, and P. Joseph, "Direct numerical simulations of tonal noise generated by laminar flow past airfoils," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 320, no. 4–5, pp. 838–858, 2009.
- [3] A. Herrig, *Validation and Application of a Hot-Wire based Method for Trailing-Edge Noise Measurements on Airfoils*. PhD thesis, Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, University of Stuttgart, 2012.

Mitteilung

Themenbereich: Numerische Simulation aeroakustischer Phänomene in der Verbrennungsmotorenentwicklung des Automobilbaus

Numerische Simulation turbulenzinduzierter Strömungsakustik an generischen Fahrzeugabgasanlagen unter Verwendung skalenauflösender Turbulenzmodelle

J. Hillenbrand, T. Sailer, Dr.-Ing. M. Wetzel, Dr.-Ing. O. Hausner
BMW AG, Hufelandstrasse 4, 80788 München, Deutschland
E-Mail Autor: Jan.Hillenbrand@bmw.de

Prof. Dr.-Ing. habil. S. Becker
Friedrich-Alexander Universität Erlangen-Nürnberg, Lehrstuhl für Prozessmaschinen und
Anlagentechnik (iPAT), Cauerstrasse 4, 91058 Erlangen, Deutschland

Das vom Verbrennungsmotor emittierte Abgasgeräusch ist eine der Hauptquellen des gesetzlich reglementierten Außengeräusches von Fahrzeugen. Die funktionale Auslegung von Fahrzeugabgasanlagen stellt daher einen wichtigen Aspekt im Bereich der Verbrennungsmotorenentwicklung dar. Hierbei muss stets der Zielkonflikt zwischen der notwendigen akustischen Dämpfung und der Forderung nach geringen Druckverlusten zur Darstellung der geforderten Motorleistung gelöst werden. Durch das Downsizing hat sich dieser Zielkonflikt in den letzten Jahren verschärft. Dabei führen die hohen spezifischen Drehmomente und die damit einhergehenden höheren Druckpulsationen zu stärkeren akustischen Anregungen über den gesamten Motordrehzahlbereich. Diese Gegebenheiten machen es erforderlich bereits in frühen Phasen der Motorenentwicklung Aussagen über das akustische sowie strömungsmechanische Verhalten von Abgasanlagenkonzepten treffen zu können. Numerische Methoden spielen hierbei eine immer größere Rolle. Die Entwicklung und Etablierung numerischer Ansätze zur Vorhersage des akustischen Verhaltens stellt einen wichtigen Schritt in der Abgasanlagenentwicklung dar.

In dieser Arbeit werden numerische Methoden zur Analyse aeroakustischer Phänomene in Abgasanlagen untersucht. Das Ziel ist die Vorhersage des Mündungsgeräusches, welches auf die turbulente Strömung in der Abgasanlage respektive im Freistrahle hinter der Mündung zurückzuführen ist. Für die Entwicklung einer grundlegenden Methode und zur Analyse der verschiedenen Quellmechanismen wurde die Komplexität gängiger Fahrzeugabgasanlagen mittels generischer Modelle abstrahiert. Das in dieser Arbeit behandelte gerade Rohr stellt das einfachste Modell dar. Bei konstantem Massenstrom reduzieren sich die dominanten akustischen Quellmechanismen auf den subsonischen Freistrahle hinter der Rohrmündung. Die skalenauflösende Simulation dieses Freistrahls mit verschiedenen Turbulenzmodellen und die Berechnung der akustischen Quellen sowie der Fernfeldakustik mithilfe einer akustischen Analogie sind Schwerpunkte dieser Arbeit. Zur Validierung der Simulationsergebnisse hinsichtlich des Strömungsfeldes sowie des resultierenden akustischen Fernfeldes wurden experimentelle Untersuchungen durchgeführt.

Für die Simulation der Freistrahlakustik wurde ein hybrider Ansatz gewählt. Bei diesem werden das turbulente Strömungsfeld und die resultierende Akustik getrennt voneinander berechnet. Die skalenauflösenden Strömungssimulationen wurden dabei mit dem kommerziellen Strömungslöser ANSYS CFX 15.0 durchgeführt. Die Berechnung der akustischen Quellen und der Fernfeldakustik wurde auf Basis einer akustischen Analogie nach Ffowcs-Williams und Hawkins (FW-H) durchgeführt. Die hierfür verwendete Software ist der universitätseigene FW-H Code SPySI (sound prediction by surface integration) der Universität Erlangen-Nürnberg.

Zur Analyse der Funktionalität unterschiedlicher Turbulenzmodelle hinsichtlich der Berechnung turbulenzinduzierter Strömungsakustik wurden sowohl das SAS-Modell (scale-adaptive simulation) als auch das DES-Modell (detached-eddy simulation) untersucht. Das auf den RANS-Gleichungen (Reynolds-averaged Navier-Stokes) basierende SAS-Modell weist ohne weitere Maßnahmen aufgrund der zu schwachen Strömungsinstabilitäten im Freistrahle ein stationäres Ergebnis auf, ohne turbulente Strukturen aufzulösen. Daher ist bei diesem Modell die Aufprägung synthetischer Turbulenz notwendig, welche als Trigger dient und die SAS zur skalenauflösenden Simulation befähigt.

Da die Basis der akustischen Berechnung eine qualitativ hochwertige Simulation der turbulenten Strömung ist, wurden die resultierenden Strömungsfelder anhand geeigneter Strömungsgrößen analysiert und gegenübergestellt. Hierdurch konnten Unterschiede zwischen den Lösungen beider Turbulenzmodelle detektiert und hinsichtlich möglicher Auswirkungen auf das Akustikergebnis analysiert werden. Für die Validierung des mittleren als auch des instationären turbulenten Geschwindigkeitsfeldes wurden Messungen mittels Hitzdrahtanemometrie durchgeführt und mit den Simulationsergebnissen verglichen.

Neben der Güte der Strömungssimulation ist die Kopplung zwischen Strömungslösung und Akustikcode ein weiterer Einflussparameter auf das Akustikergebnis. Bei der verwendeten Integrationsoberflächenmethode nach FW-H findet diese über frei wählbare Auswerteflächen statt. Auf diesen werden die transienten Strömungsdaten zur Quelltermberechnung exportiert. Um die Sensitivität des Akustikergebnisses bezüglich der Art und Weise dieser Kopplung zu untersuchen, wurden verschiedene Varianten der Auswertefläche analysiert und hinsichtlich der akustischen Einflüsse bewertet. Zur Validierung der Akustikergebnisse wurden experimentelle Untersuchungen an einem Akustikprüfstand durchgeführt. Hierbei wurden mehrere Mikrofonpositionen auf einen Halbkreis um den Freistrahle gewählt, um die räumliche Abstrahlcharakteristik messen und mit den Simulationsergebnissen vergleichen zu können.

Die akustische Auswertung der SAS-Ergebnisse ergibt im Vergleich mit den experimentellen Daten qualitativ gute Resultate. Dies spiegelt sich in der Abstrahlcharakteristik wider. Der Verlauf der Schalldruckpegel über die verschiedenen Abstrahlwinkel stimmt mit der experimentellen Verlaufsform gut überein. Allerdings sind hinsichtlich der quantitativen Bewertung noch große Abweichungen bei den Absolutwerten der Schalldruckpegel zu erkennen. Eine Ursache hierfür könnte in der Verwendung synthetischer Turbulenz liegen. Durch die stetige Aufprägung turbulenter Schwankungen können auch Druckschwankungen initiiert werden. Diese stellen künstliche Geräuschquellen dar und können die akustische Berechnung verfälschen. Es besteht somit die Möglichkeit eines „akustischen Fußabdruckes“ durch den Turbulenzgenerator. Der Vergleich mit den DES-Ergebnissen soll diese These verifizieren, da hier keine Aufprägung synthetischer Turbulenz notwendig ist. Die Umschaltung vom RANS-Modus in den skalenauflösenden Bereich wird hierbei explizit über das numerische Gitter gesteuert.

Die Analyse beider Strömungsfelder zeigt auf, dass mit dem DES-Modell vor allem am Ende und stromabwärts des Strahlkerns feinere Strukturen aufgelöst werden können. Hinsichtlich der synthetischen Turbulenz lässt sich hauptsächlich im initialen Freistrahlebereich ein Einfluss auf das Strömungsbild erkennen. Durch die stromaufwärts aufgeprägten turbulenten Fluktuationen weisen die SAS-Ergebnisse eine höhere Turbulenz im Strahlkern sowie eine andere Ausprägung der am Strahlkernrand angrenzenden Scherschichten auf. Diese Betrachtungen des Strömungsfeldes verdeutlichen Unterschiede zwischen der SAS- und DES-Lösung, welche hinsichtlich der akustischen Auswirkung analysiert werden.

Nach der Validierung der Ergebnisse an einem geraden Rohr erfolgt der Methodiktransfer über mehrere Stufen des Komplexitätsgrades bis hin zu aktuellen Fahrzeugabgasanlagen. Dabei werden die Simulationsergebnisse stets mittels experimenteller Untersuchungen validiert. Das nächste generische Modell ist ein Rohr mit zwischengeschalteter konzentrischer Expansionskammer. Erste experimentelle Untersuchungen verdeutlichen, dass bei diesem Modell auch die turbulente Innenströmung einen wesentlichen Einfluss auf das resultierende Mündungsgeräusch hat.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aerodynamik und Aeroakustik

Flap Side-Edge Noise Prediction within Conceptual Aircraft Design

Raihan Ramdjanbeg^{*/**} / Lothar Bertsch^{*/**} / Karl-Stéphane Rossignol^{*} / Dick Simons^{**}

^{*}Institute of Aerodynamics and Flow Technology, DLR Göttingen, Bunsenstraße 10, D-37073 Göttingen: raihan.ramdjanbeg@dlr.de / ^{**}Aircraft Noise and Climate effects, Delft University of Technology, Kluyverweg 1, 2629HS Delft (NL)

Introduction

In this research project the contribution of the flap side-edge (FSE) to the overall aircraft noise is investigated. For this purpose the capabilities of a parametric and componential noise prediction module embedded within a conceptual aircraft design framework is extended with the implementation of a FSE prediction model.

Throughout the past decades FSE noise has been recognized as a potential dominating noise source, as identified in dedicated wind-tunnel experiments. The key question remains whether the FSE contribution to the overall aircraft noise along typical approach procedures is of significance. The emphasis of this research is pointed towards answering this question. Furthermore, the effect of flap design alteration on the noise generation is investigated.

Flap Side Edge Noise Prediction model

The prediction model is selected according to the fulfilment of the requirements for the purpose of this research project. The key requirement has been to implement a physics-based prediction model which accounts for simulation on-board of an aircraft and allows parameter variation for conceptual design. The selected model¹ is based on a comprehensive acoustic and aerodynamic experimental database and has incorporated the cross-flow velocity as main characterizing parameter for the noise generation mechanism. Furthermore, the free-stream velocity, flap deflection angle and flap chord length are also identified as additional characterizing parameters. The formulation of the model consists of two parts. The first part of the formulation calculates the normalized FSE noise spectra using a 3rd order polynomial fit for the lower frequency range while a 6th order polynomial fit serves for the high frequency range. The FSE noise directivity is also accounted for by the prediction model.

Flap Side Edge Noise Prediction within Conceptual Aircraft Design

The implementation of the FSE noise prediction model within the noise prediction tool PANAM² and the conceptual design framework PrADO³ is structured as shown in figure 1.

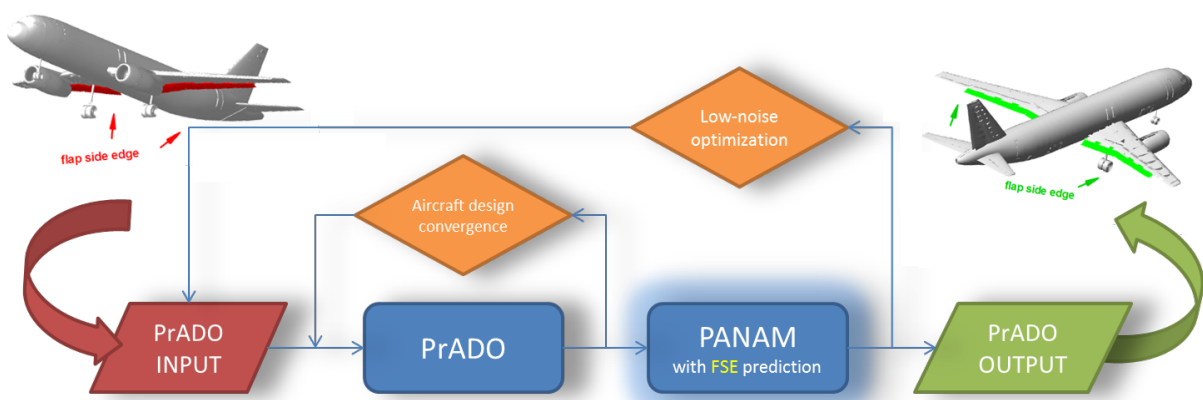


Figure 1: FSE Noise Prediction embedded within Conceptual Design Framework

For the design optimization routine the input data is created by PrADO according to its own initial input commands. The noise prediction input consists of the aircraft design data, engine design and performance data, flight trajectory and observer locations. The noise prediction accounts for sound propagation effects in order to convert noise emission levels towards noise immission levels for the provided observer locations. The prediction provides, according to the user's specifications, 1/3-octave band noise spectra and level-time history for the corresponding observers and directivity of the noise emission. For the current research project the above mentioned setup provides the possibility to analyze the contribution of the FSE to the overall aircraft noise and study flap design effects under simulated flight conditions. Figure 2 shows a schematic representation of the implementation of the FSE noise prediction model within PANAM.

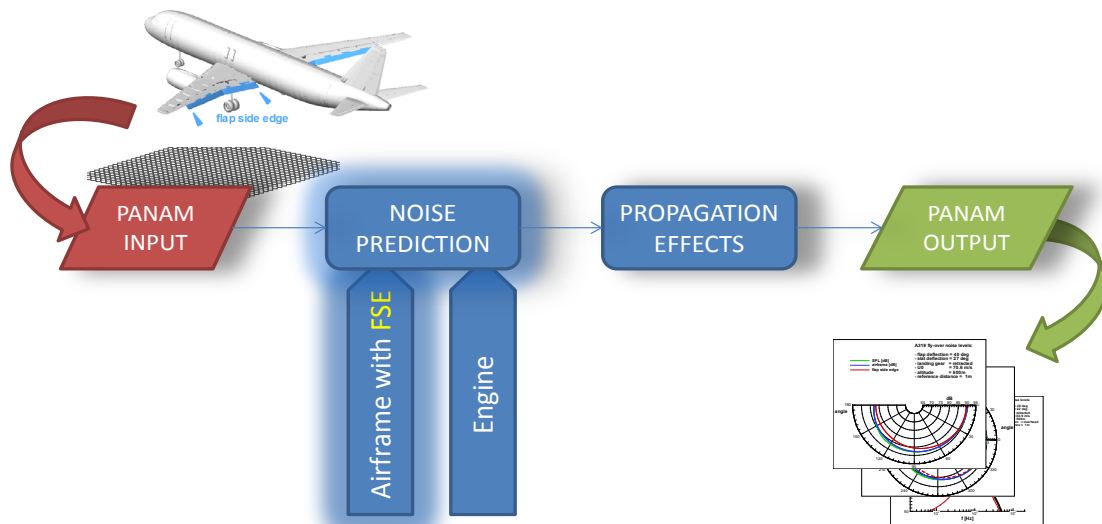


Figure 2: Implementation of FSE Noise Prediction within Noise Prediction Tool

Result analysis

The resulting outcome for the current research project consists of the following items. A comparison on the overall sound pressure levels for flight simulations with and without the FSE contribution will be included. Furthermore, available fly-over measurements will be compared with their corresponding predictions. Finally, an assessment will be performed of flap design alteration effects on the noise emission. For this purpose several aircraft design concepts will be analyzed whereby parameters such as wing chord and sweep angle are varied.

Conclusions

The implementation of the chosen flap side edge noise prediction model within the mentioned framework will be used for a thorough result analysis. Hereby the acoustical interpretation will have a high priority in order to verify and validate the FSE noise contribution with respect to theory and practice. Detailed specifications on the implementation and outcome of this research project will be provided in the final paper. The research project will be finalized with answering the question on the significance of the FSE noise contribution according to the implemented and existing source models.

References

- [1] K.-S. Rossignol: *Empirical Prediction of Airfoil Tip Noise*, AIAA-2011-273, 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 6-8 June 2011, Portland, Oregon, USA
- [2] L. Bertsch: *Noise Prediction within Conceptual Aircraft Design*, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, 2013, Braunschweig, Germany
- [3] W. Heinze, C.M. Oesterheld, P. Horst: *Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsverfahren PrADO – Programmierung und Anwendung im Rahmen von Flugzeugkonzeptstudien*, DLRK 2001-194, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2001, September 2001, Bonn, Germany

A hybrid discontinuous Galerkin-finite volume method for computational aeroacoustics

Michael Schlottke¹, Matthias Meinke¹, Wolfgang Schröder¹

¹Chair of Fluid Dynamics and Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University, Wüllnerstraße 5a, 52062 Aachen, m.schlottke@aia.rwth-aachen.de

Abstract. Noise reduction is one of the major tasks of today's aircraft development, and together with an increase in fuel efficiency one of the key goals in European industrial policy. The perceived noise levels of flying aircraft are to be reduced until 2050 by 65% compared to 2000. In order to achieve these goals, efficient algorithms that parallelize well to large scales are needed to predict the far-field noise of jet engines and complete aircrafts.

For the problem of large-scale aeroacoustics simulations, a hybrid LES-CAA approach is developed. While the LES solver is based on a finite volume method for the prediction of the flow field, the CAA approach is based on a high-order discontinuous Galerkin (DG) solver for the acoustic pressure field. The flow solver has already been thoroughly tested and validated (cf. [1], [2]). In Fig. 1 the solution for a turbulent jet is presented in comparison to other reference solutions. For the acoustic field, the acoustic perturbation equations (APE) [3] are solved using a nodal discontinuous Galerkin spectral element method (DGSEM) [4]. The physical domain is divided into square/cube elements on the hierarchical grid. Within each element, the exact solution is approximated by a polynomial. On the element boundaries, the solutions of neighboring elements are generally discontinuous, and thus a numerical flux formulation (in this case the local Lax-Friedrichs flux) is used to obtain a unique flux across the faces. For the nodal representation, Lagrange basis functions are used, with nodes at the Legendre-Gauss quadrature points [5]. The discontinuous Galerkin operator returns an approximation to the time derivative, which is integrated using a fourth-order low-storage explicit Runge-Kutta method [6]. Due to the collocation of integration and interpolation nodes the DGSEM is efficient, while the compact formulation is beneficial for distributed memory parallelization.

The acoustic solver has been validated using benchmark problems from [7]. Fig. 2 shows the reflection of an acoustic pulse off a wall in the presence of uniform flow. Furthermore, a monopole source in a sheared mean flow was simulated and compared to reference solutions in Fig. 3. All results demonstrate the capability of the implemented DG solver and of the DGSEM to correctly solve the APE.

For a coupled LES-CAA solution, first a fully developed flow field has to be obtained with the LES solver. The flow variables are then time-averaged to provide mean and perturbed quantities for density, pressure, and velocity field. The fluctuating Lamb vector is then computed at each time step of the LES solver and passed to the CAA subdomain. The new feature of the hybrid method presented in this paper is that both the LES and CAA solver are components of the same simulation framework, in which a hierarchical Cartesian grid is the basis for the discretization. Both solvers use a joint Cartesian mesh, in which the individual leaves of the hierarchical grid can be colored to be either pure LES or pure CAA cells or both. A space-filling curve, which operates on the joint mesh, is used to split the domain into subdomains using different weights for the CAA and LES cells. In this way, subdomains are created for the parallel execution, for which the coupling between the LES and CAA domains only requires memory transfer operations and no additional communication between subdomains. This feature allows a coupling of the two solvers that is especially efficient for massively parallel computing systems. In the full paper, all details of the parallelization strategy will be included, and a coupled LES-CAA solution will be presented for a turbulent jet.

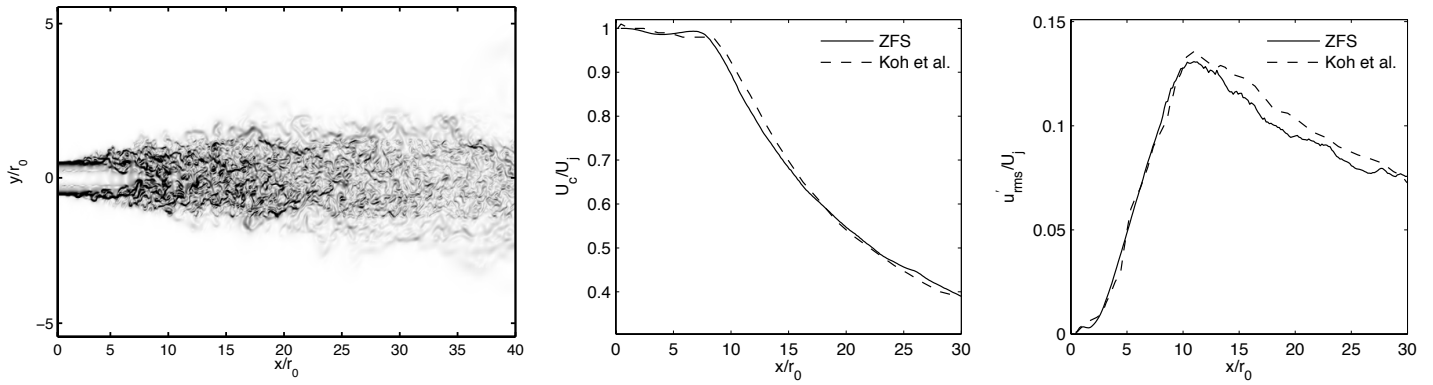


Fig. 1: Coaxial forced hot jet at $Re=4 \cdot 10^5$, $M=0.9$ (streamwise velocity gradient, streamwise centerline velocity, RMS of fluctuating streamwise velocity)

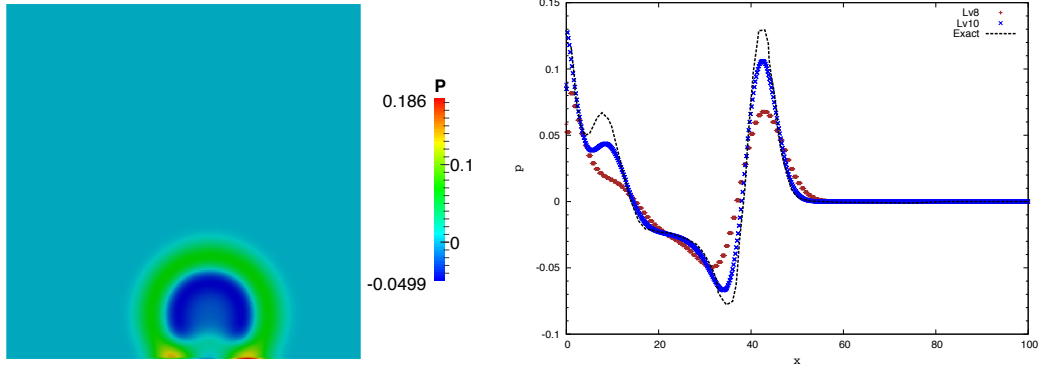


Fig. 2: Reflection of an acoustic pulse at a solid wall at $T = 30$ (pressure field, pressure at $x = y$)

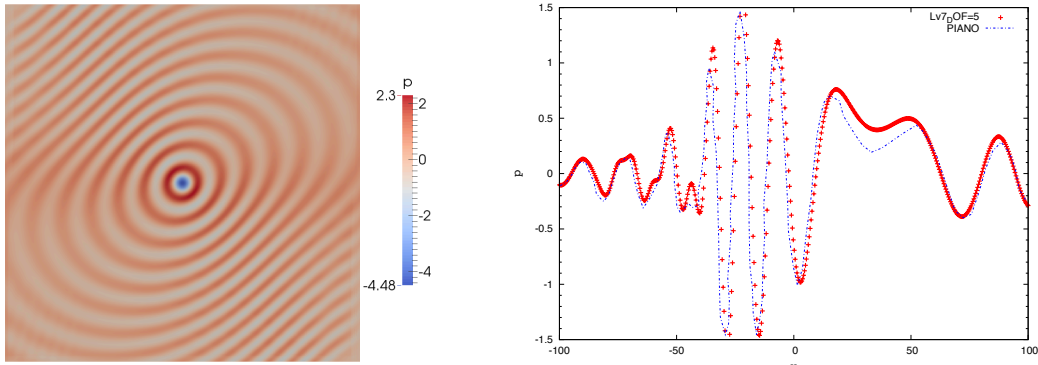


Fig. 3: Acoustic monopole in sheared flow at $T = 180$ (pressure field, pressure at $y = 70$)

References

- [1] Hartmann, D., Meinke, M., Schröder, W. A Cartesian Cut-Cell Solver for Compressible Flows. *Computational Sci. & High Performance Computing IV*, NNFM, Vol. 115, 2011, pp. 363-376.
- [2] 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*. Vol. 200, No. 9-12, 2011, pp. 1038-1052.
- [3] Ewert, R., Schröder, W. Acoustic Perturbation Equations Based on Flow Decomposition via Source Filtering. *Journal of Computational Physics*, Vol. 188, No. 2, 2003, pp. 365-398.
- [4] Kopriva, D. A. Implementing Spectral Methods for Partial Differential Equations: Algorithms for Scientists and Engineers. Springer, 2009.
- [5] Kopriva D. A., Woodruff S. L., Hussaini M. Y. Discontinuous spectral element approximation of Maxwell's Equations. In *Proceedings of the International Symposium on Discontinuous Galerkin Methods*, Springer, 2000.
- [6] Hesthaven, J. S., Warburton, T., *Nodal Discontinuous Galerkin Methods*. Springer, 2008.
- [7] Hardin, J. C., Ristorcelli, J. R., Tam, C. K. W. ICASE/LaRC Workshop on Benchmark Problems in Computational Aeroacoustics. *NASA Conference Publication 3300*, 1995.

Identification of sound sources in internal non-reactive turbulent flows: a LES-SI-DMD approach

Project group: Aerodynamics and Aeroacoustics

Theme: Turbulent Noise, Identification, Modal analysis

Institute: Lehrstuhl für Thermodynamik, TU München

Address: Boltzmannstr. 15, D-85748 Garching, Germany

Authors: Carlo Sovardi, Wolfgang Polifke

Contact: sovardi@td.mw.tum.de

Project Description

The present project deals with the identification of noise sources in ducted systems. The analysis concerns mainly pipe system configurations like valves, orifices, diaphragms, in which the noise generation related to the turbulent field plays an important role.

Different techniques for sound sources prediction and identification are already present in the literature. Lighthill analogy has been extensively used to predict the far field sound intensity of an aerodynamic source. Vortex sound theory gives a good estimation of a vortex-related sound generation and Ffowks-Williams theory lets to estimate the sound generation of a moving source. All these techniques let to get a good estimation of sound generation mechanisms for an open domains but still present several problems in the computation of noise sources in confined flows (ducts, valves). A possible approach to the latter problem has been proposed by Boden¹. Here, the acoustic behavior of in confined flows is described in terms of discrete acoustic elements, which can be represented mathematically by the so called acoustic scattering matrix. The scattering matrix is an acoustic passive element which contains reflection, transmission and dissipation coefficients of propagating plane acoustic waves. The latter coefficients may be obtained analytically, numerically or experimentally. Analytical methods are restricted to very simple configurations and most of them do not take into account possible coupling between turbulence and acoustic fluctuations. To consider this coupling, experimental analysis are generally considered; nevertheless typical experimental set-up are too expensive, especially for preliminary analysis. Numerical investigations, on the contrary, are suitable to study systems with the aforementioned interaction with affordable costs. All these numerical methods are based on the numerical solution of the Navier-Stokes Equations with different levels of approximation. Methods based on Linearized-Euler equations LEEs or Linearized-Navier-Stokes equations LNSEs let us compute the acoustic scattering matrix that takes into account the interaction between the mean turbulent flow field and the noise propagation. Anyway these methods are based on a linearization around an arbitrary mean flow and do not consider the effect of hydrodynamic modes, which may modify the mean flow field and the scattering of sound into turbulence (also called backscattering). Moreover nonlinear acoustic regimes can not be taken in consideration.

In order to overcome these problems, within this work we aim to use the so called LES-SI method, developed by Polifke and co-workers². Here, by performing a sufficiently resolved LES we may be able to capture correctly the most significative interactions between acoustic and flow field. The LES-SI method is based on two step analysis. First, a LES simulation with external broadband acoustic excitation is carried out. Subsequently time series of acoustic data extracted from the computed flow field are analysed through system identification methodologies in order to determine the acoustic scattering matrix of the system and the noise source. The LES-SI has been successfully applied to estimate the acoustic propagation in different ducted configurations such area jump, orifice or T-junction. Although the acoustic scattering is correctly predicted it is not possible, by means of the scattering matrix, to have a sufficient understanding of the physics responsible of possible sound generation or dissipation. Moreover the previous technique has been applied extensively to estimate the acoustic scattering, whereas a

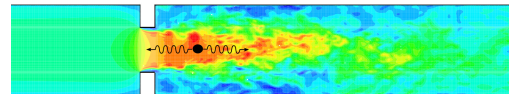


Figure 1: Configuration under analysis

¹H.Boden and M. Abom. Modeling of fluid machines as sources of sound in duct and pipe systems. *Acta Acustica* 1995

²S. Föller, R. Kaess and W.Polifke. Determination of acoustic scattering coefficients via large eddy simulation and system identification. *High performance Computing in Science and Engineering*. 2010

proper assessment of the turbulent noise sources and their interaction with an imposed acoustic field is still missing.

In this work the domain under analysis is an orifice configuration (see Fig. (1)). The LES is carried on the aforementioned configuration out by means of the solver AVBP, developed by CERFACS and IFP-EN³. The orifice is acoustically excited at the inlet and at the outlet by means of a wavelet type broadband signal. The acoustic response is thereafter post-processed by means of a Parametric System Identification. Thereby the acoustic propagation and the noise sources are modeled through the so-called Box-Jenkins model⁴. This model structure can be seen as an extension of the common correlation analysis approach present in the literature. Here both the acoustic scattering matrix and the turbulent-noise dynamics are modeled. In order to assess possible non linearities in the acoustic scattering or in the noise sources, LES with different level of excitations are carried out. The noise models identified for different excitation levels are compared in Fig. (2) with the noise spectra of an acoustically not excited LES. Results show that the noise spectra strictly depend on the amplitude of the excitation imposed. The lower the excitation, the higher is the agreement with a non excited LES. The reason of the noise dependence on the acoustic external excitation is not yet completely understood. Classical linear acoustic theory does not take into account this interaction. Thereby the noise sources are considered independent and uncorrelated with a given input perturbation. A possible explanation of this phenomena may be related with the acoustic-flow field interaction. An external acoustic perturbation may indeed interact with the shear layers developed at the orifice modifying either the acoustic scattering or the noise generation mechanism.

Therefore within the present project we aim to combine the LES-SI method with the so called Dynamic Mode Decomposition (DMD)⁵ to have a better insight to the acoustic-fluid dynamic interaction. Thereby it is possible to extract dynamic information from turbulent flow fields decomposing the latter in spatial modes, their relative frequencies and growth rates. Different fluid dynamics variables may undergo to DMD, (see for example Fig. (3)).

Here we aim to assess a proper fluid dynamic variable that let us to observe a possible interaction between the acoustic source term and an external acoustic excitation. According to the vortex sound analogy a proper choice may be the Coriolis force

$$\mathbf{f}_c = \rho_0(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v})$$

where, ρ_0 is stagnation density, $\boldsymbol{\omega}$ is the vorticity and $\mathbf{v}$ is the velocity of a given fluid particle. Indeed within the vortex sound theory the Coriolis force acts as an external force to the acoustic field such that:

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{D_0^2 B'}{Dt^2} - \nabla^2 B' = \nabla \cdot (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v})$$

where B' represents the acoustic enthalpy fluctuation.

The work we aim to present at the STAB-Symposium may therefore contribute in a better understanding of the acoustic propagation in confined flows and its interaction with turbulence eddies that may lead to noise enhancement or attenuation. This study is carried out in the framework of the European project ITN, FlowAirs.

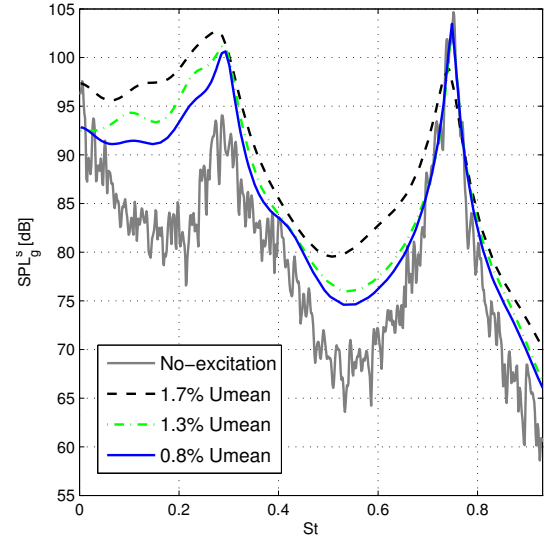


Figure 2: Noise Spectra identified

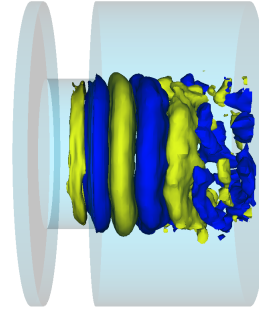


Figure 3: DMD of radial velocity, $St = 0.73$

³www.cerfacs.fr/4-26334-The-AVBP-code.php

⁴L.Ljung. System identification -Theory for user. *Prentice Hall*. 1999

⁵P. J. Schmid. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data. *J. Fluid Mech.* 2010

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroakustik

Flow-Induced Noise of a Forward–Backward Facing Step

Matthias Springer, Stefan Becker

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

Introduction: Flow-induced noise plays an important role in many technical applications. Considering transport vehicles such as cars or planes, as well as cooling devices like fans, noise generated by turbulent flow fields generally has a negative impact. In order to influence the acoustic behaviour of technical devices, the usage of numerical simulation software during the design process is a valuable measure.

The present work deals with the aeroacoustic sound radiated by a forward–backward facing step. Previous numerical and experimental investigations for such a case can be found in [1]. In the actual work, a numerical flow computation with coupled aeroacoustic simulation was carried out and complementary aeroacoustic measurements in an acoustic wind tunnel were performed. The sound radiation is dominated by broadband noise.

Numerical Setup: The three-dimensional flow field generated by a forward–backward facing step [Figure 1] was computed by means of large eddy simulation (LES). The step height H as well as the step length was 20mm. The height of the computational domain was $20H$. A symmetry boundary condition was used at the top boundary of the domain. The spanwise extent of the geometry was $5H$. In spanwise direction, periodic boundary conditions were applied. At the inflow boundary, a laminar boundary layer profile was set. The velocity at the boundary layer edge was 20 m/s. This yields a Reynolds number of 26.000, based on inflow velocity and step height H . The grid size was chosen to get a wall normal resolution of $y^+ < 1$. The streamwise and spanwise resolution in the wake region of the step was $x^+ < 20$ and $z^+ < 40$, respectively. The overall number of control volumes was 91.6 Millions. The flow computation was carried out using the software FASTEST-3D [2]. This code solves the transient incompressible Navier – Stokes equations. The equations are discretised using the finite volume method (FVM). The influence of the unresolved flow scales was modelled with a smagorinsky subgrid scale model.

Acoustic source terms were computed within FASTEST-3D based on the flow solution. The present work considers the source term of Lighthill's acoustic analogy. The computation of the source term for the acoustic perturbation equation (APE) is implemented as well.

The radiation of sound was computed with the software CFS++ based on the acoustic source terms. This solver uses the finite – element method (FEM). The height of the acoustic domain is 1.4m. It is surrounded by a perfectly matched layer (PML) to prevent reflections of the sound waves at the boundaries of the domain.

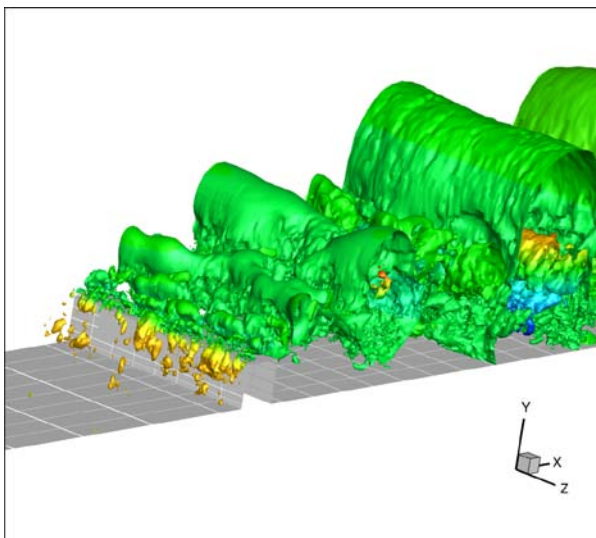


Figure 1: Iso – surfaces of pressure fluctuations



Figure 2: Experimental setup

Experimental Setup: The acoustic measurements were performed in the acoustic wind tunnel of the University of Erlangen-Nuremberg, which is equipped with sound absorbers (an-echoic chamber conditions). The step geometry was mounted on a flat plate. Its length and height were equal to the dimensions used in the simulation. 5 Microphones were located with a distance of 1m from the step [Figure 2]. One microphone was installed directly above the step, the others were arranged on a circle line 45° and 25° before, respectively after the connecting line between the above microphone and the step.

From the results of the simulations, one can see that the laminar boundary layer of the inflow became rapidly turbulent, so a boundary layer tripping was installed right after the wind tunnel's nozzle exit to ensure comparable boundary conditions between measurement and simulation.

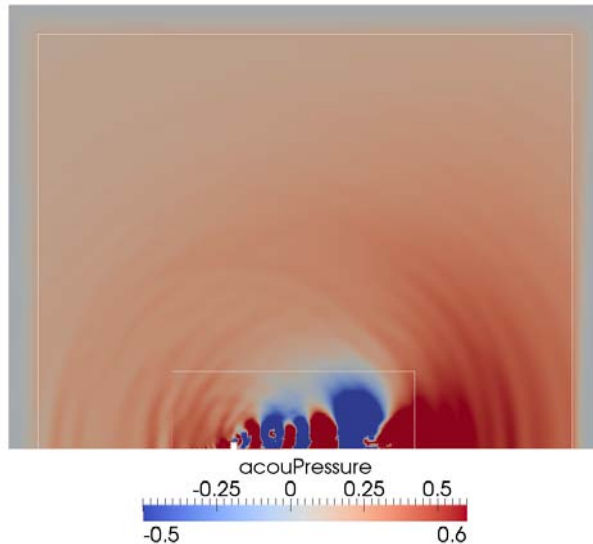


Figure 3: Acoustic pressure

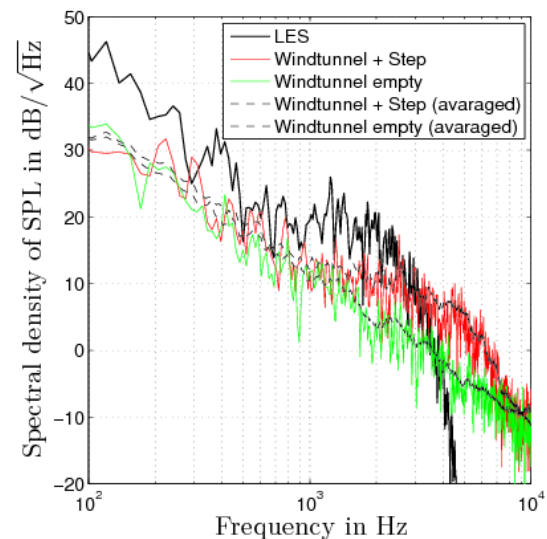


Figure 4: Comparison between simulation and measurement

Results: Figure 3 shows the acoustic pressure field generated by the turbulent flow field. Sound is mainly generated by the shear layer of the recirculation zone in the wake of the step.

In Figure 4, one can see the comparison between the numerical and the experimental results. In both cases, the acoustic pressure at the microphone point located 1m above the step was used. The measured sound pressure level (SPL) spectrum of the flow field around the step, and the spectrum of the flat plate with the step removed are shown. The influence of the step can be seen in an increased SPL between 1 and 10 kHz. Outside of this range, the spectra are similar. Here, the sound radiated from the turbulent boundary layer and the wind tunnel is dominating. The acoustic spectrum based on the numerical simulations shows a similar slope compared to the measurements in the frequency range between 0.1 and 1 kHz. Above 1 kHz the slope decreases due to the influence of the step. At approximately 4 kHz the numerical SPL declines below the spectra of the measurements. Below 4 kHz, the numerical results are 3 to 10 dB higher than the measurements. In further investigations, different source term formulations (e.g. APE source term) will be considered to gain better understanding of the current deviations.

References:

- [1] F. Schäfer, S. Müller, T. Uffinger, S. Becker, J. Grabinger: Fluid-Structure-Acoustics Interaction of the Flow Past a Thin Flexible Structure, AIAA Journal, Vol. 48, No. 4, April 2010
- [2] F. Durst, M. Schäfer: A Parallel Block/Structured Multigrid Method for the Prediction of Incompressible Flows, International Journal of Numerical Methods in Fluids, Vol. 22, 549 – 565, 1996

Mitteilung

Projektgruppe: Aerodynamik und Aeroakustik

Experimental Investigations of Tonal Noise on a Vehicle Side Mirror

M. Werner, W. Würz und E. Krämer

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

Introduction

Flow-induced sound on vehicles gains in importance due to reductions in powertrain and road noise. Compared to broadband noise, discrete frequency tones are perceived as particularly annoying. Such small-band tonal noise can derive from vehicle side mirrors, where sometimes it can't be attributed to known noise sources like gaps or water management devices. For such a case, experimental investigations on an isolated side mirror model are performed in a low turbulence wind tunnel in order to understand the fluid mechanical phenomena leading to the observed tonal noise.

Experimental Setup and Techniques

All measurements are performed on the basis of a 1:1 chrome-plated Audi A7 side mirror prototype (Fig. 1) placed on the lower wall of IAG's Laminar Wind Tunnel ($Tu \leq 0.02\%$ for $f=10-5000$ Hz). Common tonal noise sources like gaps (water groove) and steps (water deflector lips) in the side mirror surface are removed by filling them up with modeling clay. For the identification of the flow field, surface pressure measurements on the mirror's side surface and upper side as well as 2D Particle Image Velocimetry (PIV) of planes normal to the side surface were applied. Here, several sections of approximately $6\text{ mm} \times 8\text{ mm}$ were measured in streamwise direction and fitted together to a representative flow field.

Acoustic measurements were conducted by means of a B&K Type 4190 in-flow microphone with a nose cone. Also, a wall mounted microphone array was used with two 24 bit RME M-32 AD converters based on the sigma-delta principle. The array consists of 64 Sennheiser KE 4-211-2 microphone capsules arranged as a uniform linear array. With a microphone spacing of 14.2 mm it has an aperture of nearly 900 mm and provides a theoretical spatial resolution of 35 mm for a source frequency of 3500 Hz ($d_{\text{Array-Source}} = 280\text{ mm}$) in the direction of the array axis. The microphones are shielded from the wind tunnel boundary layer by means of a microperforated metal sheet with 10% open area.

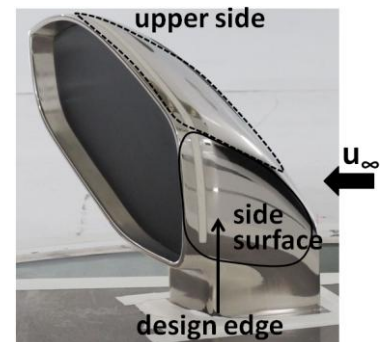


Fig. 1: Side mirror model

Results

In a first step it was confirmed that by yawing the isolated mirror, a similar base flow could be generated on the mirror in comparison to a Detached Eddy Simulation of the side mirror mounted to the vehicle. The measured pressure distributions along the mirror's side surface and the upper side both reveal a strong acceleration of the flow up to a surface discontinuity (design edge), where the pressure coefficient runs into a plateau extending up to the trailing edge (TE), which hints at a separation of the boundary layer. The PIV data confirm a laminar flow separation on the side surface from downstream the design edge extending up to the trailing edge (Fig. 3, left).

A Delay and Sum beamformer [1] is applied on the data obtained by the acoustic array. At a free stream velocity of 100 km/h, the highest amplitudes are found for a frequency of 3500 Hz and could be located in between the design edge and the TE.

Frequency spectra were recorded during an upward velocity ramp (Fig. 3) using the in-flow microphone. By installing 3D turbulators that cause a turbulent and attached boundary layer up to the TE, the discrete frequency tones vanish. Hence, the tonal components could be ascribed to the presence of the laminar flow separation on either the upper side or the side surface. The tonal noise components that are associated with the side surface retain a nearly linear dependence on the free stream velocity, whereas the discrete frequency tones deriving from the upper side show jumps to higher values.

The observed flow field exhibits a certain similarity with the one leading to tonal noise on NACA 0012 airfoils [2]. There, a laminar separation bubble at the TE on the pressure side provides strong amplification of Tollmien-Schlichting (TS) instability waves, which roll up into vortices near the TE. As they interact with the TE, discrete frequency sound waves are radiated and travel upstream, where they feed back into the boundary layer and initiate new TS-waves. A complete feed back loop with overall amplification greater unity requires an integer number of periods within the whole loop, leading to a selection of specific frequencies.

In the present case, a Proper Orthogonal Decomposition [3] of the PIV data along the side surface was performed in order to reveal the most dominant structures of the flow. Near the TE, the first mode represents the flapping of the separation line, whereas the second and third mode, as a pair, represent a downstream travelling vortical structure (Fig. 2, right) interacting with the TE. For a local velocity of 122 km/h the structure has a wavelength of 3.5 mm, which corresponds to an approximate phase velocity of $0.36 u_\delta$ and can be linked to a TS-instability.

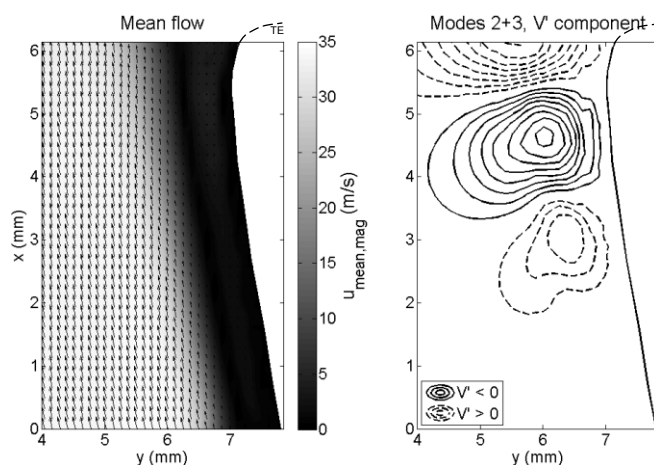


Fig. 2: Evaluation of PIV data at side surface, section near the TE, flow direction from bottom to top
left: magnitude of mean velocity
right: V' -component of Modes 2+3 (averaged) [3]

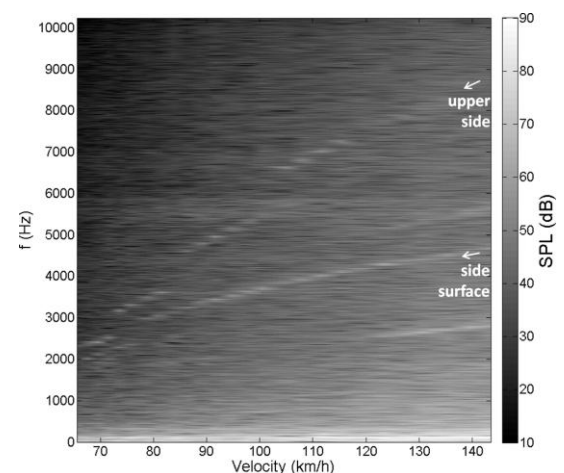


Fig. 3: Upward velocity ramp for the side mirror at 20° yaw angle, $\Delta f = 5$ Hz

Outlook

Hot wire measurements will be applied on the side mirror model providing more detailed information on the boundary layer profiles, which can be used for stability analyses. Furthermore, a two-dimensional blunt body geometry will be designed and investigated, which exhibits a similar pressure distribution as the mirror's side surface.

References

- [1] Oerlemans, S.: Detection of Aeroacoustic Sound Sources on Aircraft and Wind Turbines. PhD thesis, University of Twente, Enschede, 2009.
- [2] Plogmann, B., Herrig, A., Würz, W.: Experimental investigations of a trailing edge noise feedback mechanism on a NACA 0012 airfoil. Experiments in Fluids, Volume 54, Issue 5, 2013.
- [3] Rempfer, D., Fasel, H.: Evolution of three-dimensional coherent structures in a flat-plate boundary layer. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 260, pp. 351-375, 1994.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Strömungsakustik/Fluglärm

Towards Adjoint-based Trailing-Edge Noise Minimization using Porous Material

Beckett Y. Zhou^{1,2}, Nicolas R. Gauger¹,
Seong R. Koh³, Matthias Meinke³ and Wolfgang Schröder³

¹Chair for Scientific Computing, Technische Universität Kaiserslautern,
Paul-Ehrlich-Str. 34, 67663 Kaiserslautern, Germany
{beckett.zhou,nicolas.gauger}@rhrk.uni-kl.de

²Aachen Institute for Advanced Study in Computational Engineering Science (AICES),
RWTH Aachen University
Schinkelstr. 2, 52062 Aachen, Germany
zhou@aices.rwth-aachen.de

³Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University,
Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen, Germany
{koh, m.meinke, office}@aia.rwth-aachen.de

Introduction

As the demand for air travel continues to rise, accurate prediction and reduction of noise are recognized as an important issue in aircraft design and have garnered much research interest in the recent years. To reduce airframe noise, porous media may be applied to the trailing edge. However, the ideal arrangement of such material remains an open question. The present work develops a discrete adjoint-based framework based on previous work [1] to obtain the optimal distribution of the porous material over the trailing edge of a 3-D flat plate. The near-body unsteady turbulent flow field is resolved via large-eddy simulation (LES). Such noise source is then propagated to the far-field using the acoustic perturbation equations (APE)[2].

Numerical Results

The preliminary study focuses on a 3-D flat plate with a porous trailing edge, which is discretized into 30 porous tiles as shown on Figure 1. The unsteady LES is computed at Mach number $Ma=0.06$ and Reynolds number $Re=13500$. The trailing-edge turbulence intensity defined as the surface integral of the normal velocity component over a plane at a distance h above the porous domain is minimized by controlling the porosity (ϵ) and viscous permeability (K_v) within each tile. The optimization is performed over 1000 time steps for 5 design iterations starting from a baseline design of uniformly low porosity and viscous permeability (see Figure 2). The optimization result features an unconventional ‘high porosity upstream and low permeability downstream’ design as shown on Figure 2, which is unlikely to be discovered via conventional non-optimization based methods. It can also be seen on Figure 3 that the design obtained via the current optimization framework not only significantly reduces the turbulence intensity from the baseline design but also out-performs a hand-optimized design based on intuition explored in a joint work in [3].

Outlook of the final paper

In the full paper, we will present the optimization results over longer time spans as well as results based on coupled LES-APE solver for far-field noise minimization.

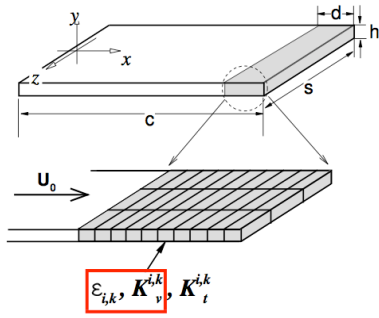
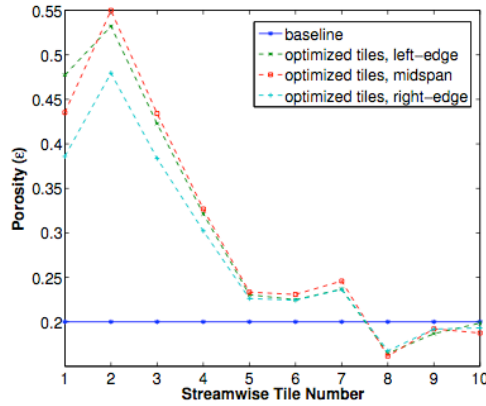
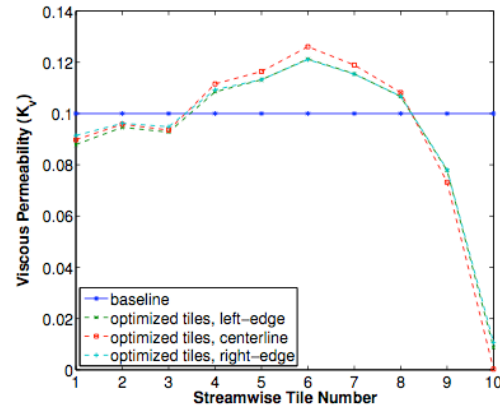


Figure 1: Flat plate with porous trailing edge consisting of porous tiles in both streamwise and spanwise directions.



(a) porosity (ϵ)



(b) viscous permeability (K_v)

Figure 2: Porosity of viscous permeability of each tile for the baseline and optimal designs

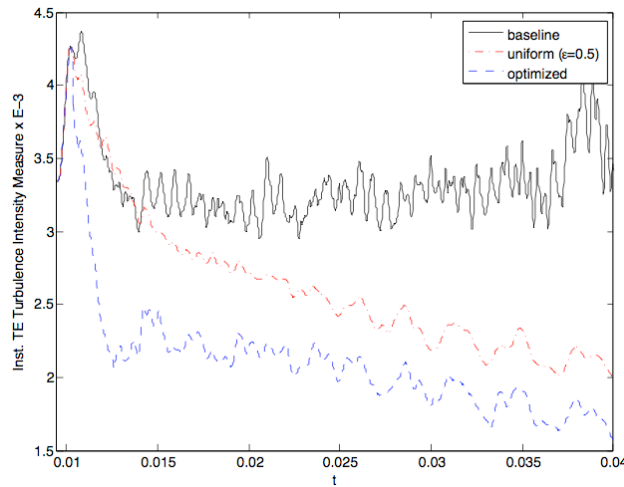


Figure 3: Comparison of performance between baseline design, hand-optimized design and discrete adjoint based optimal design

1. Zhou, B., Gauger, N., Koh, S., Meinke, M., Schröder, W., Adjoint-based trailing-edge noise minimization using porous material. AIAA 2014-3040
2. Ewert, R. and Schröder, W., On the simulation of trailing edge noise with a hybrid LES/APE method. Journal of Sound and Vibration. vol. 270, pp. 509-524, 2004.
3. Koh, S., Meinke, M., Schröder, W., Zhou, B., Gauger, N., Noise sources of trailing-edge turbulence controlled by porous media. AIAA 2014-3038.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation / Fahrzeugaerodynamik

Rear-end shape influence on the aerodynamic properties of a realistic car model: a RANS and LES/RANS study

S. Jakirlić¹, L. Kutej¹, D. Hanssmann¹, B. Basara² and C. Tropea¹

¹Institute of Fluid Mechanics and Aerodynamics / Center of Smart Interfaces
Technische Universität Darmstadt, Alarich-Weiss-Straße 10, D-64287 Darmstadt

²Advanced Simulation Technology, AVL List GmbH, Hans-List-Platz 1, A-8020, Graz, Austria
s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de

Abstract

The present study focuses on the computational investigation of aerodynamic properties of three 'DrivAer' car model configurations (Heft et al., 2012, SAE Paper 2012-01-0168) differing in the rear-end shape – fastback, notchback and estate back geometries are considered - by means of the Unsteady RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) and Hybrid RANS/LES (Large-Eddy Simulation) approaches. The 'DrivAer' model represents a 'generic realistic car configuration' created by 'merging' the original geometries of two medium sized cars from the Audi A4 and the BMW 3 series. This 1:2.5 scaled configuration of a corresponding full-scale car was experimentally investigated in the Wind Tunnel A of the Institute of Aerodynamics and Fluid Mechanics at the Technical University in Munich. The car models considered presently account among others for mirrors, detailed underbody including exhaust system and differential gear and wheels including brake discs and rim details. The results of the surface pressure distribution over the top surface and underhood as well as the drag, lift and side force coefficients are provided experimentally. The computationally considered flow domain, comprising parts of the air duct – nozzle and collector – and the mid part accommodating the car model, was meshed by a grid containing ca. 20 Mio. cells in total.

Both RANS and Hybrid RANS/LES frameworks employs a near-wall, (Reynolds stress) anisotropy-resolving model of turbulence relying on the transport equation governing the ratio of the normal-to-the-wall Reynolds stress component $\overline{v^2}$ to the kinetic energy of turbulence k ($\zeta = \overline{v^2}/k$), Hanjalic et al. (2004). This model scheme represents a numerically more robust variant of the Durbin's $\overline{v^2} - f$ model. In addition the differential equations for k and its dissipation rate ε as well as that of the so-called elliptic-relaxation function f are solved simultaneously. The turbulence model is used in conjunction with the so-called universal wall treatment blending the integration up to the wall with the standard wall functions and enabling so the well-defined boundary conditions irrespective of the position of the wall-closest computational node, Basara et al. (2006; *AIAA Journal*, Vol. 44(7), pp. 1686-1690). The near-wall resolution corresponds to y^+ of the wall-adjacent grid point taking the values between 5 and 10. The main objective of the present study is the validation of the recently proposed computational method denoted as PANS – Partially-Averaged Navier-Stokes, Basara et al. (2011). This variable resolution method represent a hybrid RANS/LES (Large Eddy Simulation) scheme which should capture the unsteady flow features more accurately compared to the conventional URANS method. This so-called bridging method provides smooth and seamless transition from URANS to LES (even to DNS according to Girimaji, 2006, *J. Appl. Mech.*, Vol. 73, pp. 413-421) in terms of a "filter-width control parameter" variation that is the transition from a fully-averaged computation to a completely resolved simulation. The above-mentioned $\zeta - f$ formulation models here correspondingly the unresolved turbulence. All simulations were performed by using the commercial CFD software package AVL FIRE (AVL List GmbH, Graz, Austria. CFD Solver Version 2013). As a result of simulations detailed mean flow and turbulence fields are obtained and compared with experimental findings, thus enabling the study of forces, i.e. the aerodynamic coefficients (drag and lift coefficients, spatial wall-pressure distribution - all exhibiting very close agreement with the experimental findings) on this ground vehicle as well as some unsteady flow phenomena immediately around the car surface and especially in the car wake. Some illustrative results are displayed in Figures 1-3.

- [1] Heft, A., Indinger, T. and Adams, N., 2012. Introduction of a New Realistic Generic Car Model for Aerodynamic Investigations, SAE Paper 2012-01-0168
- [2] Basara, B., 2006. An eddy viscosity transport model based on elliptic relaxation approach. *AIAA Journal* 44(7), 1686-1690
- [3] Basara, B., Krajnovic, S., Girimaji, S. and Pavlovic, Z., 2011. Near-Wall Formulation of the Partially Averaged Navier–Stokes Turbulence Model. *AIAA Journal* 49(12), 2627-2636

- [4] Hanjalic, K., Popovac, M. and Hadziabdic, M., 2004, "A robust near-wall elliptic-relaxation eddy-viscosity turbulence model for CFD", *Int. J. of Heat and Fluid Flow* 25, 1047-1051

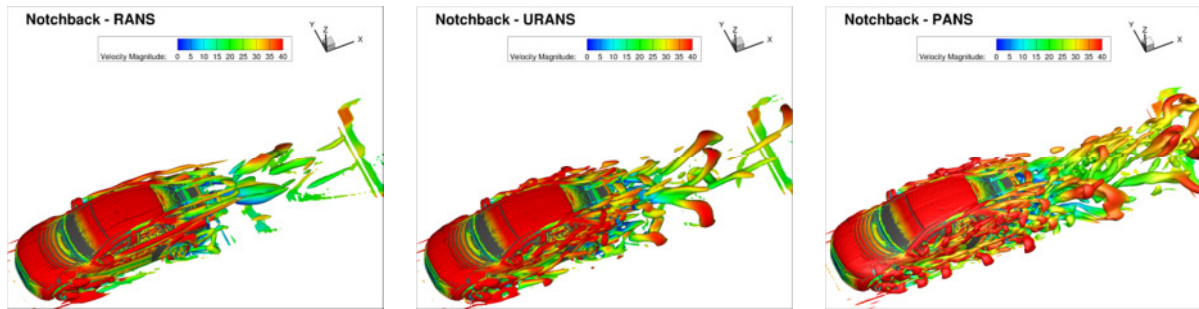


Figure 1: Flow field predicted by RANS, URANS and PANS methods (all employing the $k-\varepsilon-\zeta-f$ RANS model) visualized by the Q-criterion ($Q = 6500 \text{ s}^{-2}$) for the notchback 'DrivAer' configuration - illustration of the vortex structure refinement in terms of the computational model applied

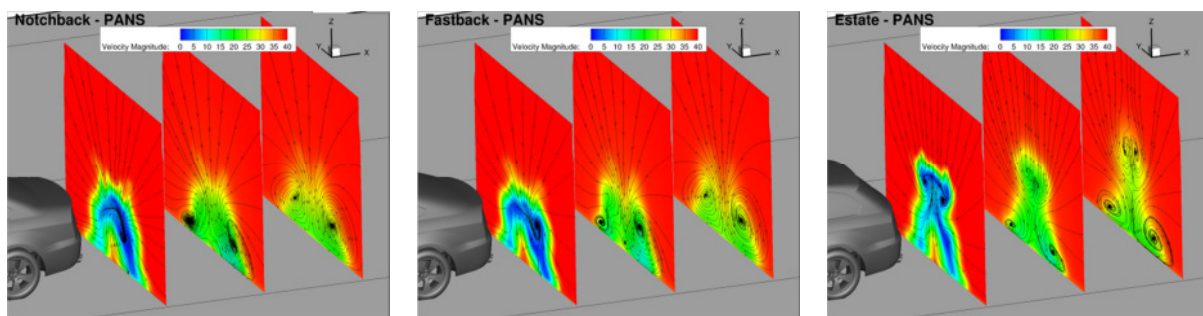


Figure 2: Mean streamline patterns in the wake of the 'DrivAer' car model (coloured by the magnitude of the axial velocity component) obtained by the present PANS method for all three considered rear end shapes

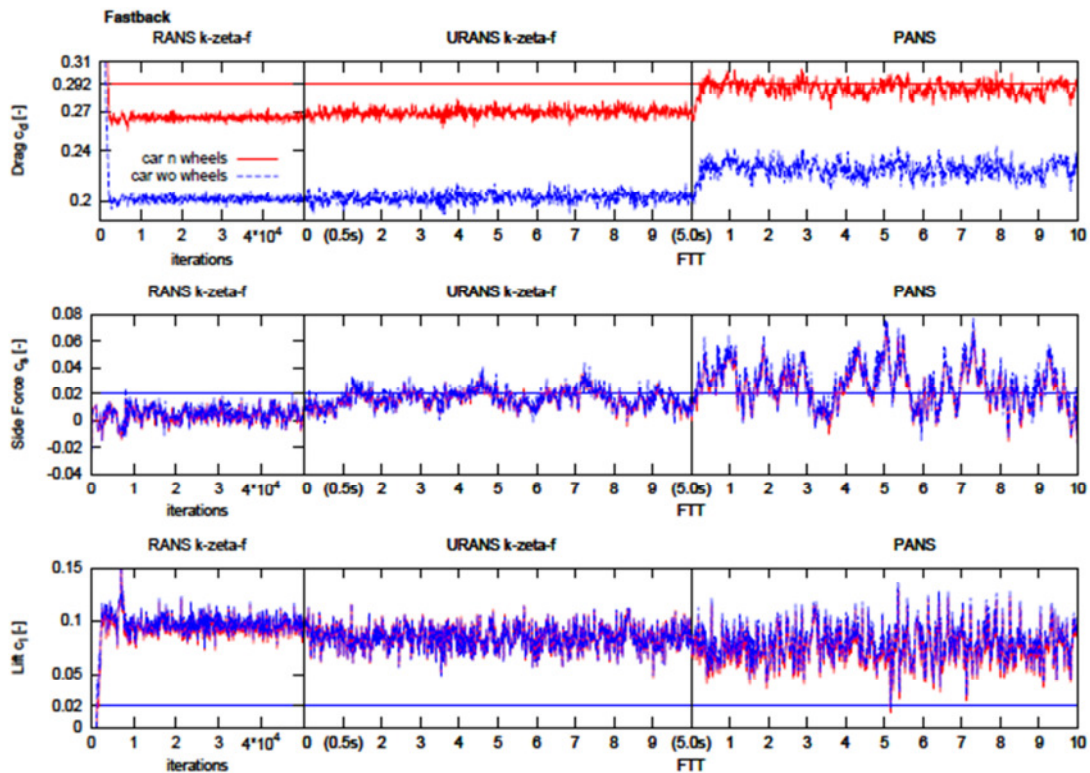


Figure 3: Evolution of the aerodynamic coefficients associated with the drag (upper), side (middle) and lift (lower) forces pertinent to the fastback 'DrivAer' configuration without (blue line) and with accounting for the wheels (red line); horizontal lines indicate corresponding experimental results

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Numerische Formoptimierung eines generischen Hochgeschwindigkeitszuges mit Hilfe adjungierter Methoden

Daria Jakubek, Sebastian Herzog, Claus Wagner

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

Die Spitzengeschwindigkeiten moderner Hochgeschwindigkeitszüge machen die aerodynamische Optimierung dieser Fahrzeuge, insbesondere die Optimierung mit Hilfe numerischer Verfahren, immer mehr zu einer der wichtigsten Aufgaben im Rahmen der Konstruktion und Entwicklung von Zügen. Dabei spielen nicht nur aus der klassischen Fahrzeugaerodynamik bekannte, in erster Linie leistungs- und energierelevante Widerstandskräfte eine Rolle. Bei der Auslegung der Aerodynamik von Hochgeschwindigkeitszügen wächst die Relevanz von Kräften und Strömungseigenschaften, die für Schienenfahrzeuge besonders charakteristisch sind und angesichts immer weiter steigender Geschwindigkeiten für die Sicherheit im Schienenverkehr zunehmend an Bedeutung gewinnen. Und während man in vielerlei Hinsicht von den Erfahrungen aus anderen Bereichen der numerischen Aerodynamik profitieren kann, muss in vielen Fällen die Anwendbarkeit der Methoden in der Zugaerodynamik erst noch erprobt werden. Im Bereich der Bodenfahrzeugaerodynamik hat sich insbesondere die numerische Formoptimierung mit Hilfe adjungierter Methoden in den letzten Jahren enorm weiter entwickelt. Am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt in Göttingen werden diese Verfahren angewendet, weiter entwickelt, und im Rahmen des Next Generation Train (NGT) Projektes auf ihre Anwendbarkeit im Bereich der Zugaerodynamik hin untersucht. Wir wollen mit unserer Arbeit primär der Frage nachgehen, ob und inwieweit sich die adjungierten Methoden für die numerische Formoptimierung von Hochgeschwindigkeitszügen eignen und den iterativen Optimierungsprozess erweitern und verbessern.

Ausgehend von den Arbeiten von C. Othmer [1] verwenden wir das Adjungiertenverfahren mit dem kontinuierlichen Ansatz, um mittels RANS Simulation und Sensitivitätsanalyse die Form des Zugkopfes von Hochgeschwindigkeitszügen in inkompressiblen, stationären Strömungen am Beispiel des NGT's zu optimieren. Die von uns verwendete Prozesskette besteht aus der Lösung der primalen und der adjungierten RANS Gleichungen, einer Sensitivitätsanalyse auf der Grundlage der errechneten Größen, und einer anschließenden Verformung der Geometrie. Für die Ermittlung und Realisierung der erforderlichen geometrischen Veränderungen benutzen wir die CAD-freie Methode der Gitterverformung und die Interpolation mit Radialen Basisfunktionen.[2] Hierzu wurde ein hauseigenes Tool entwickelt, welches die Prozesskette schließt und eine Automatisierung des iterativen Optimierungsverfahrens ermöglicht, indem es bereits das neue Gitter für den nächsten Optimierungsschritt bereitstellt. Die Berechnungen und die Implementierung des Verformungstools erfolgen mit Hilfe der Open Source Bibliotheken von OpenFOAM.[3]

Eine der wichtigsten aerodynamischen Eigenschaften stellt die Kopfwelle eines vorbeifahrenden Zuges dar. Für die numerische Behandlung wurde der Druckverlauf entlang eines vereinfachten Halbmodells des NGT-Zugkopfes untersucht und dabei ein Linienintegral der Differenzenquadrate zum gemittelten Druck als Zielfunktion der Minimierungsaufgabe definiert. Die Abmessungen des Modells im Maßstab 1:25 betrugen $l=620\text{ mm}$, $h=176\text{ mm}$ und $b=124\text{ mm}$. Die Reynolds-Zahl der Strömung lag bei $Re=12,5 \times 10^4$, basierend auf der skalierten Referenzlänge $l_{Re}=3/25\text{ m}$, der Strömungsgeschwindigkeit $u_x=12,5\text{ m/s}$ und der Viskosität $\nu=1,2 \times 10^{-5}\text{ [m}^2/\text{s}]$. [4]

Nach fünf Optimierungsschritten konnte der Wert der Zielfunktion um etwa 20% reduziert werden. Bild 1 zeigt einen Ausschnitt aus dem Verlauf der Druckwelle vor und nach der Optimierung. Dabei wurde die Geometrie nach dem letzten Optimierungsschritt noch einer abschließenden Glättung unterzogen, welche jedoch keinen Einfluß auf die untersuchte Druckwelle hatte. Die größten Veränderungen der Geometrie fanden bei diesem Optimierungsprozeß im Bereich der seitlichen Ausbuchtungen statt. Bild 2 zeigt in einer Analyse die Stärke der Gesamtverformung nach fünf Optimierungsschritten.

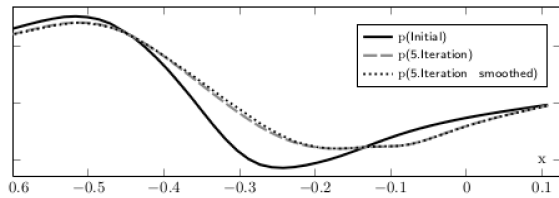


Bild 1: Druckwelle vor und nach der Optimierung

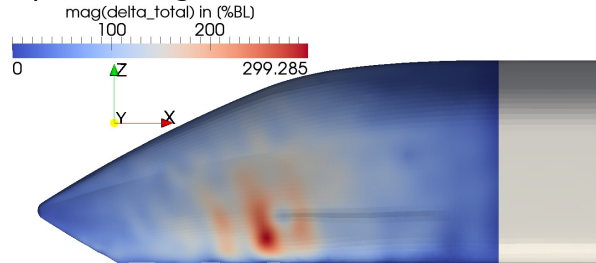


Bild 2: Stärke der Gesamtverformung nach fünf Optimierungsschritten

In einer aktuellen Untersuchung wird mit dem gleichen Verfahren der Widerstand des Zugkopfes optimiert. Nach ersten erfolgreichen Durchläufen an einem zweidimensionalen Modell wird das Verfahren nun auf das dreidimensionale Modell übertragen, an dem bereits die Optimierung der Druckwelle stattgefunden hat. Bild 3 zeigt erste Resultate der Sensitivitätsanalyse für die Widerstandsoptimierung.

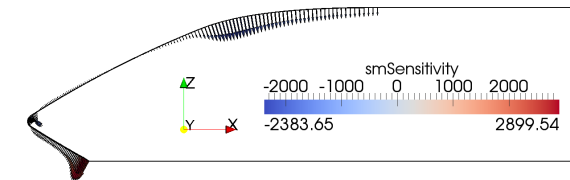


Bild 3: Sensitivitätsanalyse und Verformungsvektoren für die Widerstandsoptimierung

Im nächsten Schritt soll eine Optimierung mit zwei Zielfunktionen gleichzeitig durchgeführt werden.

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, Vol. 58, 861-877, 2007.
- [2] F. M. Bos, "Numerical simulations of flapping foil and wing aerodynamics - Mesh deformation using radial basis functions", Ipskamp Drukkers B.V., Netherlands, 2009.
- [3] Open FOAM: The Open Source CFD Toolbox, <http://www.openfoam.com>, 2011.
- [4] D. Jakubek, S. Herzog, C. Wagner "Shape Optimization of High Speed Trains using Adjoint-based Computational Fluid Dynamics", IJRT Vol. 1, Issue 2, 67-88, 2012.

Mitteilung

Technische Strömungen / Numerische Aerodynamik

Hochauflösende Simulation der Seitlichen Umströmung eines generischen Modells eines Hochgeschwindigkeitszuges

N. Kin, R. Deiterding und C. Wagner

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik | Fluidsysteme
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
e-mail : Natalia.Kin@dlr.de

Die neue Generation an Zügen soll leichter und schneller werden, um höhere Reisegeschwindigkeiten zu erreichen und gleichzeitig den Energiebedarf zu senken. Mit diesem Vorhaben nimmt der Einfluss von Seitenwind auf die Stabilität des Zuges erheblich zu, da das Rollmoment, welches durch die Seiten- und Auftriebskräfte beeinflusst wird, gegen die Gewichtskraft wirkt und es zu einer Entgleisung kommen kann. Um möglichen Unfällen vorzubeugen, ist daher die Kenntnis der an der Oberfläche des Zuges angreifenden instationären Strömungsfelder und der daraus resultierenden Kräfte notwendig.

Der zeitabhängige und damit hochinstationäre Charakter der Strömung um Hochgeschwindigkeitszüge bei Seitenwind wurde bereits mehrfach numerisch und experimentell bestätigt [1,2]. Eine numerische Berechnung dieser mit den Reynolds-Averaged Navier Stokes-Gleichungen (RANS), wie sie oft in der Industrie zum Einsatz kommt, liefert nur gemittelte Informationen über die Strömung. Numerisch bestimmte Kraft- und Momentenkoeffizienten bei starkem Seitenwind können mitunter erheblich von experimentellen Werten abweichen [3]. Ein vielversprechender Ansatz zur Erhöhung der Vorhersagegenauigkeit, insbesondere beim Auftreten ablösender, großskalig instationärer Strömungen, ist der Einsatz von Large Eddy Simulation (LES). Da LES für realistische Zuggeometrien aufgrund der erforderlichen räumlichen und zeitlichen Auflösung jedoch extrem rechenaufwendig ist, konzentrieren wir unsere Untersuchungen zunächst auf das Modellproblem eines symmetrischen generischen Zugkopfes, der die Geometrie extrem verkürzt, gleichzeitig aber auch hochinstationäre turbulente Nachlaufströmungen generiert. Zum Einsatz kommen die OpenSource-Software OpenFOAM mit statischem Gitter und ein kartesischer In-House Löser basierend auf der Lattice-Boltzmann Methode (LBM) mit dynamisch adaptiver Gitterverfeinerung im Rahmen der AMROC Software [4].

Das verwendete Modell, mit den Maßen $400 \times 124 \times 176 \text{ mm}^3$, entspricht dem mit Faktor 1:25 skalierten und durch Spiegelung vereinfachten Zugkopfs des Konzeptzuges 'Next Generation Train' (NGT) des DLR (Originalmaße: $\sim 10 \times 3 \times 4,5 \text{ m}^3$). Zur weiteren Verringerung des Rechenaufwands wurde zunächst eine niedrige Reynoldszahl von $Re=210.000$ gewählt, basierend auf einer Anströmung von $u=30 \text{ m/s}$ und einer skalierten Zughöhe von $d=3/25 \text{ m}$. Das Rechengebiet wurde auf $3600 \times 840 \times 600 \text{ mm}^3$ festgelegt. Um die oben erwähnten Auswirkungen von Seitenwind zu untersuchen, wurden Simulationen bei gerader Anströmung und bei einer Anströmung von 30° durchgeführt. Als turbulentes Feinskalenmodell, und auch um die Turbulenzmodelle untereinander zu vergleichen, werden der Smagorinsky-Ansatz mit globalem Modellkoeffizient, das dynamische Smagorinsky-Modell und ein dynamisches Skalenähnlichkeitsmodell herangezogen.

Erste Ergebnisse für gerade Anströmung zeigen, dass beide Simulationsprogramme ähnliche Strömungsstrukturentwicklungen um die Zuggeometrie vorhersagen. Aufgrund der verschiedenen numerischen Ansätze (Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes Gleichung mit zeitimplizitem PISO-Druckkorrekturverfahren in OpenFOAM, zeitexplizites kartesisches Lattice-Boltzmann-Verfahren in AMROC) bestehen jedoch signifikante Unterschiede im verwendeten Rechengitter. Die OpenFOAM Simulationen verwenden ein hybrides Hexaedernetz bestehend aus 5,6 Mio Zellen, wobei wandnah eine Auflösung von $\sim 0.168\text{mm}$ (max. $y^+=22$) und 3mm im turbulenten Nachlauf erzielt wird. Die LBM Simulation verwendet ein kartesisches aber dynamisch verfeinertes Gitter mit Auflösungen von 0.625mm im Wandbereich und 1.25mm im turbulenten Nachlauf mit einer durchschnittlichen Gesamtanzahl von ca. 105 Mio Zellen. Der Zeitschritt beträgt $\Delta t=1\text{e-}5\text{s}$ für OpenFOAM und die LBM Simulation verwendet $\Delta t=4.24\text{e-}6\text{s}$ für die kleinsten Zellen. Abbildung 1(a) zeigt Farbkonturen der numerisch berechneten Geschwindigkeitsfelder bei gerader Anströmung des vereinfachten Zugmodells mit der Lattice-Boltzmann-Methode und Abbildung 1(b) eine entsprechende Grafik von OpenFOAM. In beiden Simulationen wurde das Smagorinsky-Turbulenz-Modell verwendet. Das Bild zeigt im y-Schnitt das Skalarfeld der Geschwindigkeitsverteilung in x-Richtung und eine Isofläche der Wirbelstärke eingefärbt gemäß der Länge des Geschwindigkeitsvektors.

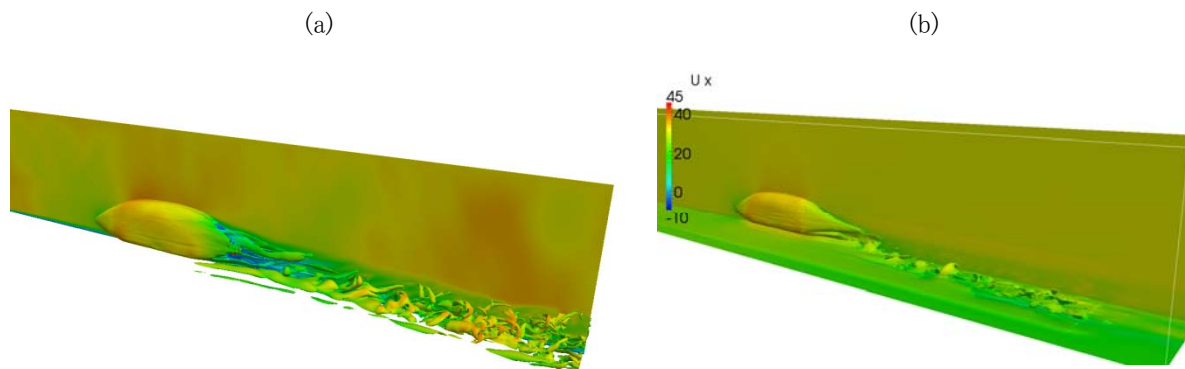


Abbildung 1: (a) LBM Simulation des turbulenten Nachlaufs bei gerader Anströmung. (b) LES mit OpenFOAM der gleichen Konfiguration.

- [1] Baker, C., Jones, J., Lopez-Calleja, F., und Munday, J. (2004), Measurements of the cross wind forces on trains, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 92, pp. 547-563.
- [2] Hemida, H., Kraynovic, S. und Davidson, L. (2005), Large Eddy Simulation of the Flow Around a Simplified High Speed Train Under the Influence of a Cross-Wind, *AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*.
- [3] Fragner, M., Weinman, K. A., Deiterding, R., Fey, U. und Wagner, C. (2014), Numerical and Experimental Studies of Train Geometries Subject of Cross Winds, *Second International Conference on Railway Technology*.
- [4] R. Deiterding (2011) Block-structured adaptive mesh refinement - theory, implementation and application, *ESAIM Proc.*, Vol. 34, pages 97-150.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Fahrzeugaerodynamik

Flow Field Analysis of a Detailed Road Vehicle Model based on Numerical Data

Robin Placzek, Peter Scholz
TU Braunschweig – Institut für Strömungsmechanik
Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig
r.placzek@tu-bs.de, p.scholz@tu-bs.de

Introduction

Higher standards for CO₂ emissions and fuel efficiency show the need for an improved aerodynamic performance of production cars. In order to enhance this performance a more precise understanding of the global effects as well as the interaction with secondary effects is necessary. Due to the simplicity of most of the generic model configurations, results and trends are not necessarily transferable to detailed production cars [1]. This article presents a numerical and experimentally validated analysis of the three-dimensional flow field of a 1:4 road vehicle model equipped with a detailed underbody, side mirrors, wheels/wheelhouses, front and rear spoiler. Especially the presence of wheels and underbody has a major impact on the developing flow field. A splitter plate was used as a track to minimize the effect of the evolving boundary layer underneath the vehicle. This type of ground simulation is adequate because of the distinctive displacement effect of the vehicle [1]. The model of the current generation of the Volkswagen up! is shown below:

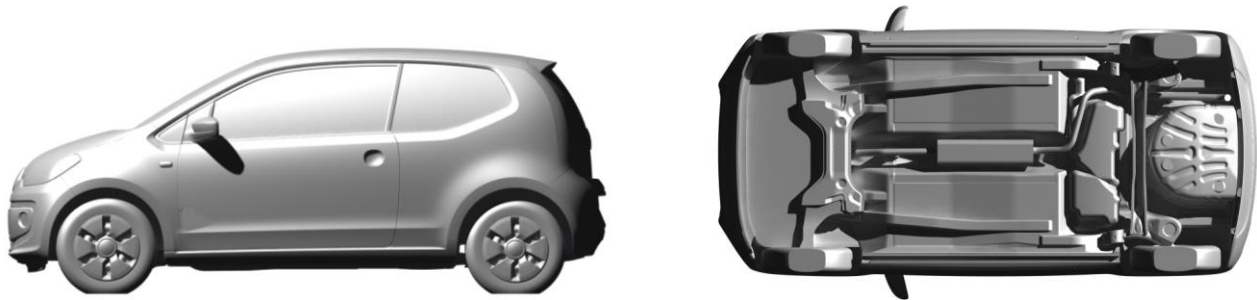


Figure 1: 1:4 Model, side view and underbody

A wind tunnel experiment was conducted for validation of the numerical simulation featuring force measurements with a six-component balance, static pressure measurements, oil visualization and Stereoscopic Particle Image Velocimetry within the wake of the model. The freestream velocity was set to 50m/s with a corresponding Reynolds Number of $Re = 3.0 \times 10^6$ based on the model's chord-length [2].

Numerical Approach

The Numerical simulations were done within the open source OpenFOAM® software environment. Due to the inherent unsteadiness of the flow the incompressible flow solver pisoFoam was applied solving the unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes (URANS) equations. The numerical domain

represents the in-house wind tunnel with a closed test section along with the splitter plate. The unstructured mesh with 16.3 Mio. points was generated using snappyHexMesh. The simulation was run for 1s real time with a time step of 1.0×10^{-5} s averaging the field every time step for last 0.5s real time.

Results

The time-averaged flow field of the numerical simulation provides an important insight into the characteristics of the flow. Figure 2 a) shows the pressure distribution along the surface of the model and the splitter plate. The stagnation area at the front is clearly visible. Also the acceleration of the flow passing the hood and the roof top as well as after the front spoiler below the engine compartment can be seen. The upper side part downstream of the rear windows also shows a low c_p . This indicates that the flow is pulling inwards into the wake inducing a slight downwash behind the model. This effect appears to be slightly over predicted by the simulation. The comparison between the experimental SPIV plane and the numerical slice at x-position $1.35x/c$ is shown in figure 2 b). The structures sitting above the wake can be traced back to the A-pillar vortex visualized with streamlines in the left picture. Also recirculating flow is pointed out with the Iso-surface at an x-Velocity of 0m/s.

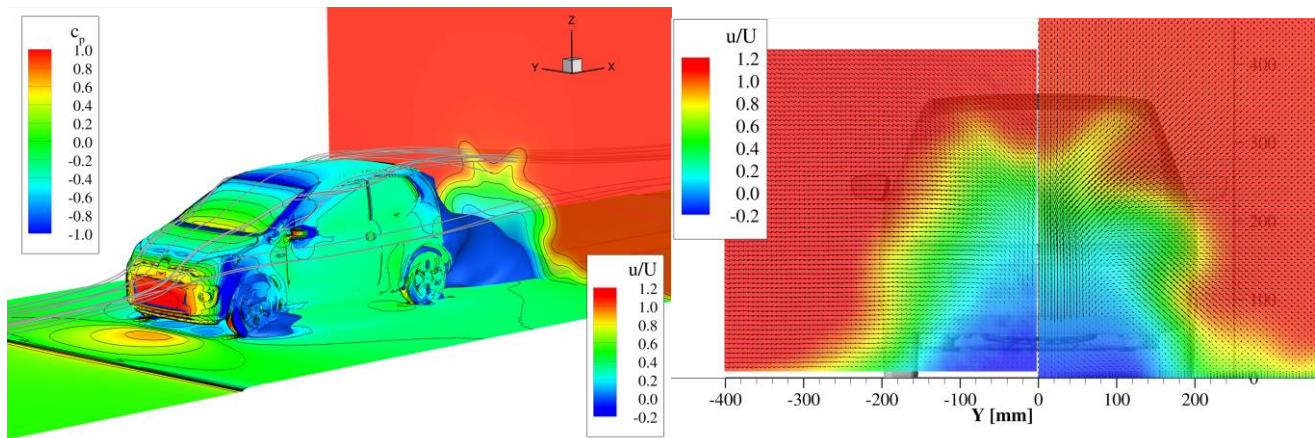


Figure 2: a) Comparison of SPIV measurement (left) and numerical simulation b) Numerical simulation: Flow visualization with streamlines, slice and Iso-surface

With a deviation of 5 drag counts the experimental drag coefficient of 0.410 matches the numerical value of 0.415 quite well. The quality of the simulation depends on the correct prediction of the three-dimensional wake structures and thus on a correct prediction of the separation lines. The final paper will contain a more detailed analysis of the numerous effects like the interaction of the side mirror and wheelhouse separation or the separation downstream of the front spoiler. Another focus will be on the displacement effects and sensitivities of parts along the underbody. Also vortex flow will be a subject of discussion.

Bibliography

- [1] Hucho, W.-H.: *Aerodynamik des Automobils*. Vieweg+Teubner-Verlag, Wiesbaden, 2005.
- [2] Placzek, R., Scholz, P., Othmer, C.: *An Analysis of Drag Force Components and Structures in the Wake of a Detailed Road Vehicle Model by Means of SPIV*. 17th Int. Symp. on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 2014. (Accepted and is published in July)

Mitteilung

Technische Strömungen / Numerische Aerodynamik

Windenergie / Ein massiv paralleles, dynamisch adaptives Lattice-Boltzmann Verfahren zur Vorhersage von Wirbelschleppen zwischen Windkraftanlagen

Ralf Deiterding¹ und Stephen. L. Wood²

¹Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, ralf.deiterding@dlr.de

²University of Tennessee – Knoxville
The Bredesen Center, Knoxville, TN 37996, USA

Windkraftanlagen erzeugen in ihrem Nachlauf signifikant ausgebildete Wirbelstrukturen. Bei der Platzierung in Windparks ist darauf zu achten, dass vorherige Anlagen Stromabwärtige möglichst wenig beeinflussen, andererseits verspricht eine hohe Anlagendichte eine höhere Energieausbeute. Zum grundlegenden Verständnis und zur Optimierung dieser sich widersprechenden Ziele bietet sich die numerische Simulation der dreidimensionalen Strömung an. Aufgrund der Geometriebewegung und der erforderlichen Genauigkeit, um turbulente Strukturen auch in langen Wirbelschleppen noch verlässlich wiedergeben zu können, stellt die technisch relevante Vorhersage des Wirbelschleppentransports in Windparks jedoch außergewöhnliche Anforderungen an die Effektivität des numerischen Verfahrens.

Die Lattice-Boltzmann Methode (LBM) hat sich in den letzten Jahren als ernstzunehmender Verfahrensansatz zur numerischen Simulation schwach kompressibler und inkompressibler Strömungen etabliert. Insbesondere für (Very) Large-Eddy Simulation oder Fluid-Struktur-Kopplung mit großer Bewegung, die die Berechnung einer hohen Anzahl von Zeitschritten erfordern, bietet der inhärent explizite LBM-Ansatz außerordentliche Vorteile gegenüber konventionellen Verfahren für die Navier-Stokes Gleichungen, die in diesem Geschwindigkeitsbereich stets implizit sind und die Lösung linearer Gleichungssysteme erfordern. Zusätzlich zeichnen sich Lattice-Boltzmann Verfahren i.A. durch vergleichsweise geringe numerische Dissipation aus, was den Ansatz sehr interessant für die Simulation ausgedehnter und miteinander interagierender Wirbelschleppenphänomene macht. Zur effektiven Simulation von Strömungen in und um realistische Geometrien ist es jedoch unabdingbar, das ursprünglich auf äquidistanten kartesischen Gittern konstruierte Verfahren auf nicht uniforme Gitter zu erweitern und Randbedingungen entsprechend eingebetteter komplexer Geometrie zu realisieren. Wir greifen bei unserer Implementierung wesentlich auf unser Strömungslösersystem AMROC zurück, das dynamisch adaptive blockbasierte Verfeinerung von Finite-Volumengittern auf Parallelrechnern generisch bereitstellt und die Berücksichtigung bewegter, eingebetteter Festkörpergeometrien auf effektive Art mittels Level-Set-Methoden ermöglicht [1].

Die Präsentation wird erste Verifikationsrechnungen für realistische Windkraftanlagegeometrie mit vorgegebener Rotorbewegung mit unserer neuartigen LBM-Implementierung diskutieren. Gitterverfeinerung erfolgt dynamisch zur Laufzeit basierend auf der eingebetteten triangulierten Geometrie und der lokalen Wirbelstärke im Nachlauf. Abbildung 1 zeigt die dynamische Gitteränderung in der Rotormittelebene um eine Vestas V27 Windkraftanlage (Rotordurchmesser $D=27\text{m}$, Turmhöhe 35m) mit realistischer Bodentopologie. Die Simulation verwendet ein kartesisches Grundgitter von $400 \times 200 \times 200$ Zellen für ein Grundgebiet von $200\text{m} \times 100\text{m} \times 100\text{m}$ und bis

zu drei zusätzliche isotrope Verfeinerungsstufen mit den Faktoren 2,2,4, was einer Auflösung von 3.125cm im geometrienahen Bereich entspricht. Simulation von 30s simulierter Zeit bei vorgegebener Rotationsgeschwindigkeit 15 rpm erforderte 141.344 Zeitschritte und ~10,400h CPU auf 96 Cores (108h Realzeit).

Abbildung 2 zeigt das simulierte Wirbelschleppenfeld, generiert von drei Vestas V27 Windkraftanlagen bei frontaler Anströmung mit atmosphärischem Grenzschichtprofil mit max. 25m/s Windgeschwindigkeit und maximal zulässiger Rotationsgeschwindigkeit 43 rpm. Die frontalen Anlagen sind im Abstand 3D positioniert. Während der Nachlauf der hinteren Anlage ungestört ist, ist die dritte Windkraftanlage im Abstand 5D hinter der Vordersten platziert, was dem derzeit durchgeführten Scaled Wind Farm Technology (SWIFT) Experiment entspricht. Das simulierte Strömungsgebiet hat die Maße 488m×240m×100m. Die geometrienahen Auflösung der Simulation in Abbildung 2 ist 6.25cm und turbulente Wirbelschleppen werden mit einer Auflösung von 25cm wiedergegeben, wobei ein Smagorinsky-Modell, angepasst auf das Lattice-Boltzmann Verfahren, als LES-Feinskalenmodell verwendet wird. Abbildung 2 zeigt die Wirbelschleppen nach ca. 40s simulierter Zeit, und die Fähigkeit des Gesamtansatzes, realistische Anlageninteraktion wiederzugeben, ist offensichtlich.

[1] R. Deiterding. Block-structured adaptive mesh refinement - theory, implementation and application. European Series in Applied and Industrial Mathematics: Proceedings, 34:97–150, 2011.

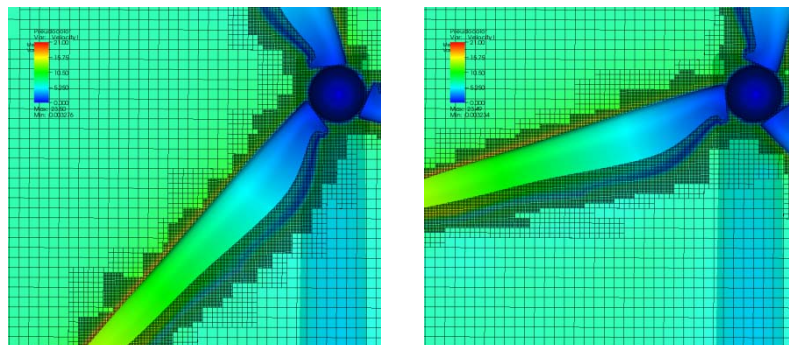


Abbildung 1: Dynamische LBM Gitterverfeinerung in der Rotormittelebene. Die Einfärbung der Oberfläche entspricht der vorgegebenen Geometriegeschwindigkeit.

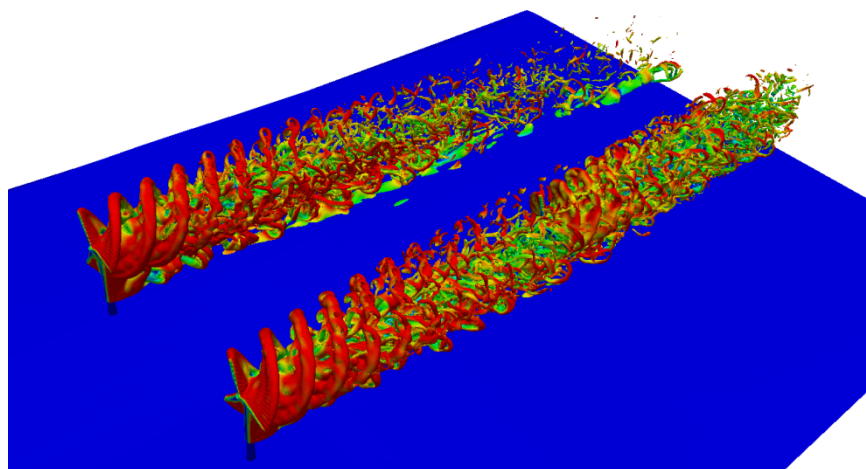


Abbildung 2: Wirbelschleppen zwischen drei Vestas V27 Windkraftanlagen. Dargestellt ist eine Isofläche basierend auf der Länge des Wirbelstärkevektors, eingefärbt anhand der lokalen Strömungsgeschwindigkeit.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation / Windenergie

Aerodynamic design and optimization of a high-lift device for a wind turbine airfoil

Ana Manso Jaume, Jochen Wild

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Ana.MansoJaume@dlr.de, Jochen.Wild@dlr.de

The design and numerical optimization of a leading edge slat for the DU 91-W2-250 airfoil, included in the reference blade of the BMWi funded project Smart Blades [1], is here presented. The purpose of this work is to increase the operational range of the airfoil through the implementation of the aforementioned slat. This would enable the airfoil to operate at higher angles of attack, improving its aerodynamic performance about and beyond the design point of the wind turbine, as well as against sudden changes of wind.

The DU 91-W2-250 airfoil (fig 1) is located at $r/R = 0.43$ along the blade, with a relative airfoil thickness of $t/c = 0.25$ and a local chord of 3.442 m.

Two different slat design cases were investigated: an integrated slat and a superimposed one. For the definition of the integrated slat, the original airfoil was split into main profile and slat, the suction side of this last one following the original shape of the airfoil. The superimposed slat was designed from scratch, and placed on top of the original airfoil. A sketch of both concepts is shown in figures 2 and 3.

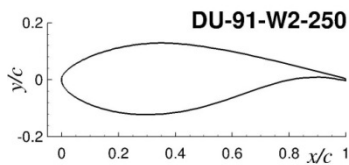


Figure 1: Original airfoil

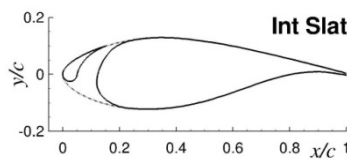


Figure 2: Original airfoil split into integrated slat and main profile

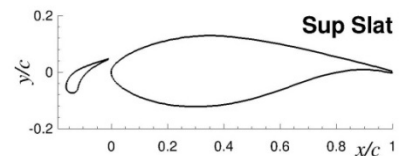


Figure 3: Original airfoil with superimposed slat

For the 2D shape optimization, the DLR optimization system CHAeOPS [2] was used, with the SubPlex strategy as optimization method [3]. The geometry and grid generation were conducted by means of the DLR MegaCads software [4], which allows for parametric construction of block structured meshes. The flow solver used was the DLR block structured FLOWer code [5]. Based on the rated tip speed ratio of the reference blade, $\lambda = 8.5$, the flow parameters were set at $Ma = 0.1077$ and $Re = 7.89e6$. The compressible Reynolds Averaged Navier Stokes equations were solved, using the Spalart-Allmaras model with Edwards modification as turbulence model [6].

The geometry of both slat concepts was parameterized by a set of design variables including, among others, the slat chord and the position of the slat trailing edge. Each configuration was then evaluated by means of the objective function, composed of two functions. The first one, F_1 , maximized the maximum value of a power efficiency related ratio, C_L^3/C_D^2 , at the corresponding angle of attack; the second one, F_2 , maximized the lift coefficient at a target angle of attack.

$$F_{obj}(\bar{x}) = \sum_{i=1,2} [w_i \cdot F_i(\bar{x})] ; F_1(\bar{x}) = \left. \frac{C_D^2}{C_L^3} \right|_{\alpha=\alpha_{target}} ; F_2(\bar{x}) = -C_L|_{\alpha=\alpha'_{target}}$$

Since the drag coefficient is higher with a leading edge slat in comparison to the original airfoil, the closure of the gap between slat and main airfoil is relevant when working at low angles of attack. Therefore, thicker slat profiles were preferred, in order to have enough space to develop an adaptive slat.

The resulting optimal geometries of both design cases are shown in figure 4. Their characteristic values for lift and C_L^3/C_D^2 are compared in figure 5.

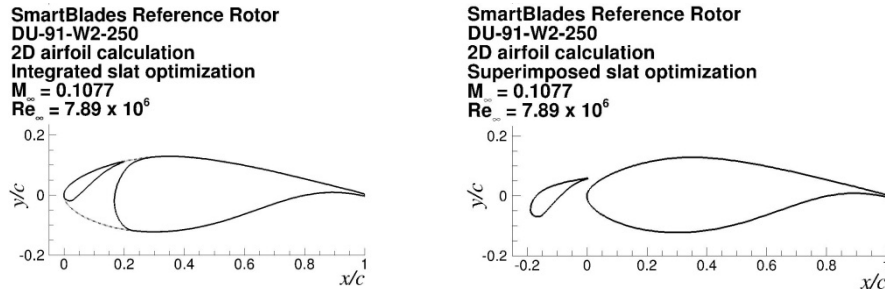


Figure 4: Optimal geometry of integrated slat (left) and superimposed slat (right)

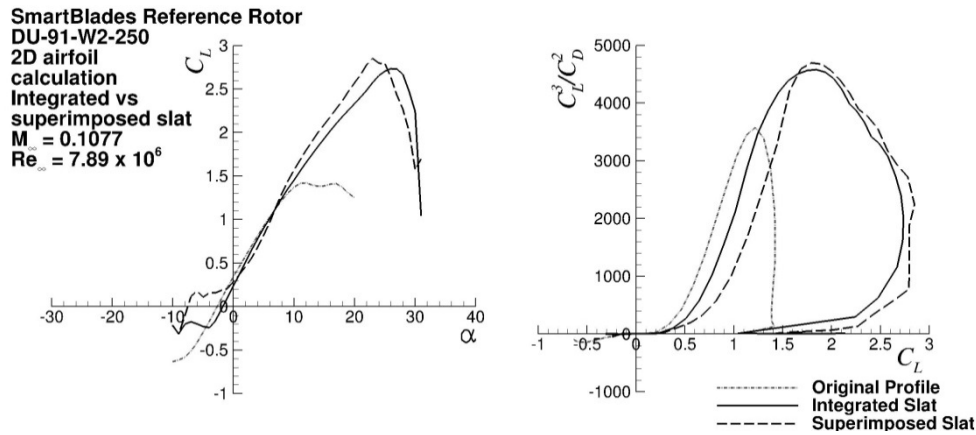


Figure 5: C_L and C_L^3/C_D^2 values for the integrated and superimposed slat

Although a higher maximum lift is achievable with the superimposed slat, most likely due to the enlargement of the airfoil chord, the efficiency is considerably better for the integrated slat, especially at medium lift coefficients. Thus, this last configuration was chosen as the one for further investigation in the wind tunnel, as well as for the development of the adaptive variation.

References

- [1] Braun, R. (2013) Vorläufige Geometrie des Referenzblatts – Projekt SmartBlades, Fraunhofer-Institut für Windenergie und Energiesystemtechnik (IWES).
- [2] Wild, J. (2002) Validation of Numerical Optimization of High Lift Multi-Element Airfoils based on Navier-Stokes Equations. Paper 2000-2939, AIAA.
- [3] Rowan, T. (1990) Functional Stability Analysis of Numerical Algorithms. Ph.D. thesis, Department of Computer Sciences, University of Texas at Austin, USA.
- [4] Brodersen, O., Hepperle, M., Ronzheimer, A., Rossow, C.-C., and Schöning, B. (1996) The Parametric Grid Generation System MegaCads. In: 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation, edited by B. Soni, J. Thompson, J. Häuser, and P. Eiseman, pp. 353-362. National Science Foundation (NSF).
- [5] Raddatz, J. and Fassbender, J.K. (2005) Block Structured Navier-Stokes Solver FLOWER. In: MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Vol. 89, pp. 27-44, ISBN 3-540-24383-6.
- [6] Edwards, J. R. and Chandra, S. (1996) Comparison of Eddy Viscosity-Transport Turbulence Models for Three-Dimensional, Shock Separated Flowfields. AIAA Journal, No. 4.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler aerodynamik/ Windenergie

Untersuchung der Nachlaufentwicklung des MEXICO-Rotors unter verschiedenen Anströmbedingungen

Christoph Schulz, Konrad Meister, Thorsten Lutz, Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
schulz@iag.uni-stuttgart.de

Einleitung

Im Rahmen des im Dezember 2006 abgeschlossenen „MEXICO“-Projektes wurden im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW) Untersuchungen an einer Modellwindenergieanlage durchgeführt. Die 3-blättrige MEXICO-Anlage besitzt einen Durchmesser von 4,5m bei einer Nabenhöhe von 5,49m und wurde in einer offenen Messstrecke von 9,5m x 9,5m im „Großen Niedergeschwindigkeitskanal“ (LLF) des DNW messtechnisch untersucht [Schepers2012]. Bestandteil dieser Untersuchungen war die Ermittlung von Druckverteilungen an fünf spannweiten Blattpositionen, Rotorlasten sowie die Detektion der Blattspitzenwirbel und Strömungsfeldmessung mittels PIV. Am abgeschlossenen Projekt „MexNext“ (IEA Task 29) nahmen 20 Partner aus 11 verschiedenen Ländern teil und führten bis Juni 2011 u.a. numerische Strömungssimulationen durch [Schepers2012]. In den Simulationen kamen verschiedenste Verfahren zur Anwendung, wie z.B. BEM, Vortex Modelle, RANS und URANS Verfahren. Die detaillierten Untersuchungen innerhalb des MexNext-Projektes konnten die Messergebnisse jedoch nur qualitativ bestätigen. Diverse Fragestellungen hinsichtlich der Lasten, instationärer Effekte sowie Ablösungen blieben offen. Zur Klärung dieser Fragen wurden am IAG die Ergebnisse aus MEXICO erneut genauer betrachtet und die Simulationssetups überarbeitet. Statt der Verwendung von stationären Drittelsmodellsimulationen wurde für einige Fälle eine instationäre Simulation mit einem Vollmodell durchgeführt, um die Nachlaufeffekte besser abbilden zu können. Gezielte Netzoptimierungen erhöhten die Qualität der Simulationen zusätzlich. Anhand des Vergleichs mit den Messdaten konnten neue Erkenntnisse gefunden werden, welche eine der Ursachen für Diskrepanzen zwischen Messungen und Simulationen aufzeigen. Aufbauend auf diesen Erkenntnissen wurden bislang nur wenig und nicht in Hinblick auf die Nachlaufentwicklung betrachtete Testfälle, wie z.B. der der Schräganströmung, genauer analysiert. Teile dieser Ergebnisse sowie der vorangegangenen Untersuchungen sollen im Symposium vorgestellt werden.

Numerisches Modell

Die numerischen Simulationen von Windenergieanlagen werden am IAG basierend auf einer entwickelten CFD basierten Prozesskette zur Windenergieanlagensimulation durchgeführt [Meister2009]. Als Strömungslöser wird dabei der CFD-Code FLOWer des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) eingesetzt. FLOWer ermöglicht die Verwendung verschiedener Turbulenzmodelle sowie den Einsatz von (U)RANS oder DES. Zur automatisierten Erstellung blockstrukturierter Netze für Rotorblattgeometrien wurden Skripte für den Gittergenerator Gridgen der Firma Pointwise erstellt. Für die aktuellen Untersuchungen wurden mit diesen Skripten blockstrukturierte Netze der Blätter erstellt. Im Vergleich zu vorangegangenen Untersuchungen [Lutz2011] weisen diese eine optimierte räumliche Diskretisierung auf. Für die präsentierten Ergebnisse wurden zwei unterschiedliche Modelle verwendet. So kommt in den Voruntersuchungen ein Drittelsmodell bestehend aus einem Blatt sowie der Nabe in einer stationären Simulation zum Einsatz, während in der sich anschließenden Hauptstudie ein instationärer Vollmodellansatz verwendet wird. Dieser beinhaltet neben den Blattnetzen zusätzliche Netze für die Nabe, den Turm und die Umgebung. Die Anbindung der einzelnen Netze untereinander erfolgt dabei mit mittels der Chimera-Technik.

Exemplarische Ergebnisse

In den Untersuchungen konnten erhebliche Abweichungen zwischen der Bezugsebene der Messungen und der eigentlichen Blattposition festgestellt werden (siehe Abbildung 1). Eine direkte Folge dessen ist die Beeinflussung der Blattspitzenwirbelpositionen bei der Nachlaufbetrachtung. Eine Korrektur des Koordinatensystems führte zu einer deutlich besseren Übereinstimmung mit den Messdaten [Meister2015]. Selbiges gilt auch für die radialen Geschwindigkeitstraversen, welche die

STAB

Geschwindigkeitskomponenten über den Blattradius an einer festen Stelle hinter dem Rotor betrachten. Eine Verschiebung des Bezugssystems beeinflusst direkt diese Ergebnisse, welche unter anderem durch die Erholung des Nachlaufs bestimmt werden. Abbildung 2 zeigt eine exemplarische Radialtraverse an drei verschiedenen Stromabpositionen für einen Testfall mit 15m/s Anströmgeschwindigkeit im Vergleich zur Messung, welche laut [Schepers2012] 0,3065m stromab des Rotors durchgeführt wurde. Deutlich zu erkennen ist, dass eine Verschiebung des Auswertepunkts stromauf zu einer besseren Übereinstimmung mit den Messdaten führt.

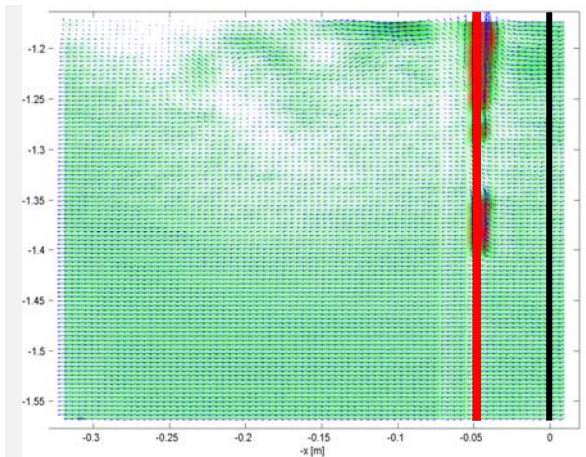


Abb. 1: Exemplarischer PIV Schnitt aus den MEXICO-Daten; Ein Offset zwischen Bezugsebene (schwarze Linie) und Blattrasse (rote Linie) ist deutlich erkennbar [MEXICO Rohdaten]

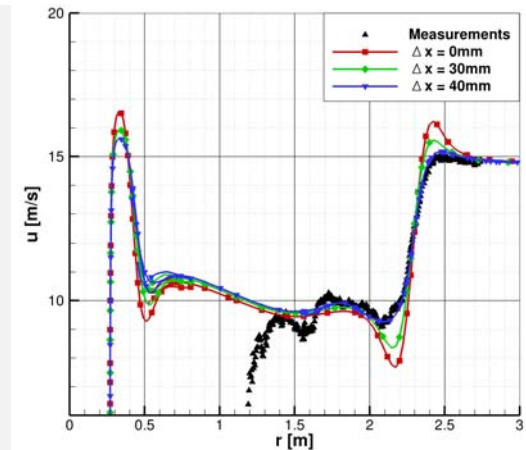


Abb. 2: Radiale Traverse der Geschwindigkeitskomponente in Strömungsrichtung an verschiedenen Positionen. Δx gibt jeweils die Verschiebung vom angeblichen Messpunkt stromauf an.

Die aus dieser Untersuchung abgeleiteten Erkenntnisse sind ebenfalls in der Vollmodellsimulation eines Falles mit Schräganströmung in diversen Resultaten erkennbar. Abbildung 3 zeigt die visualisierten Blattspitzenwirbel einer solchen Simulation und der Messung. Erneut sind Unregelmäßigkeiten in den Messungen zu erkennen. Zudem ist der Trend der Wirbel hin zur Anlagennabe deutlich wahrzunehmen. Folglich kommt es zur Interaktion zwischen Blattspitzenwirbeln und Nabe und somit einer Beeinflussung der Wirbel und der Anlagenumströmung selbst. Allgemein werden in den Simulationen mit Schräganströmung deutliche Unterschiede zum Fall einer 0° Anströmung sichtbar. Die beschriebene Interaktion des Nachlaufs mit der Nabe führt z.B. dazu, dass die betrachteten Traversen teilweise außerhalb des Nachlaufgebietes liegen. Zudem sind z.T. deutliche Sinusschwankungen in den betrachteten Geschwindigkeiten zu erkennen. Alles in allem ist es mit der erneuten Auswertung bestehender Messdaten sowie der Verbesserung und Erweiterung der Simulationen gelungen bisher bestehende Unklarheiten zu beseitigen und eine bessere Übereinstimmung zwischen Simulation und Messung zu erreichen. Die Fälle der Schräganströmung lieferten zusätzlich interessante Erkenntnisse über die Wirbel- bzw. Nachlauf- Nabeninteraktion.

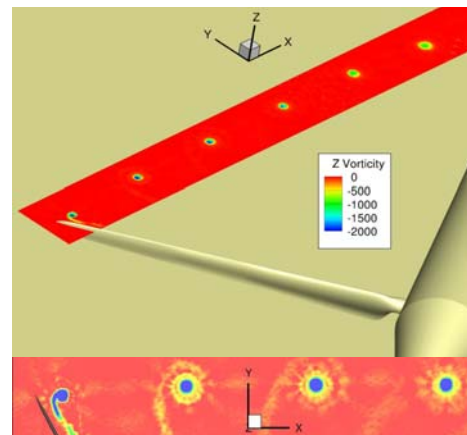


Abb. 3: Blattspitzenwirbel eines Falles mit Schräganströmung; Simulation oben und Messung mit Blatt in schwarz unten

Literatur

- [Lutz2011] Lutz, Th.; Meister, K.; Krämer, E.: "Near Wake Studies of the MEXICO Rotor"; Proc. European Wind Energy Conference, EWEA, 2011.
- [Meister2009] K. Meister, T. Lutz, E. Kramer, Development of a process chain for detailed wake simulation of horizontal axis wind turbines, „EUROMECH 508“, 2009
- [Meister2015] K. Meister, Numerische Untersuchung zum aerodynamischen und aeroelastischen Verhalten einer Windenergieanlage bei turbulenter atmosphärischer Zuströmung, Dissertation, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart, 2015
- [Schepers2012] J.G. Schepers et. al., Final report of IEA Task 29, Februar 2012

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Windenergie

Tandemhubflügelmaschine zur Leistungsentnahme aus einem Luftstrom *Stroke-Wing Engine with Dual Wings for Extracting Power from an Airstream*

Wolfgang Send

ANIPROP GbR, Sandersbeek 20, 37085 Göttingen

wsend@aniprop.de

Einführung. Das Prinzip des Hubflügelgenerators beruht auf der Strömungsphysik der schwingenden Tragfläche. Die gekoppelte Schlag- und Drehschwingung entnimmt einem Luftstrom für bestimmte Amplitudenverhältnisse und Phasenlagen Energie. Diese Tatsache ist bekannt seit der Aufklärung der Ursachen des technisch bedeutsamen Flatters von Flugzeugtragflächen nach 1920. Gezielt untersucht als Möglichkeit der Leistungsentnahme aus einem Luftstrom wurde die Technik erstmals um 1980. Späterhin wurden Projekte vornehmlich in Wasserströmungen realisiert¹. Die Leistungsausbeute wird theoretisch bedeutend gesteigert, wenn statt einer einzigen Tragfläche zwei gegenläufig schwingende Flügel verwendet werden (Bild 1). Zwischen den Tragflächen entstehen extreme Geschwindigkeiten gegenüber der Anströmung, welche bei Annäherung hoch sind und die Tragflächen zusammenziehen. Entfernen sich die Tragflächen, dann sinken die Geschwindigkeiten stark ab und drücken die Tragflächen auseinander.

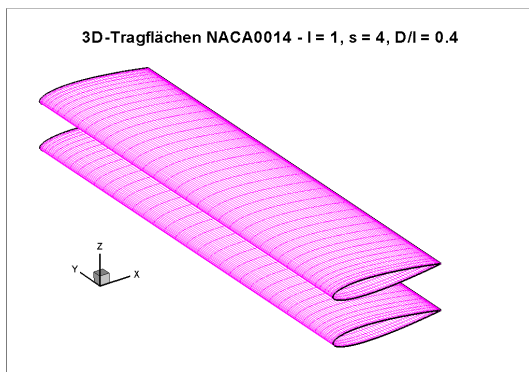


Bild 1. Geometrische Anordnung zur Berechnung der Leistungsausbeute gegenläufig schwingender Tragflächen mit Diskretisierung der Oberflächen.

Die Tragflächen zusammenziehen. Entfernen sich die Tragflächen, dann sinken die Geschwindigkeiten stark ab und drücken die Tragflächen auseinander.

Entfernen sich die Tragflächen, dann sinken die Geschwindigkeiten stark ab und drücken die Tragflächen auseinander.

Das Projekt DualWingGenerator. Von 2011 bis 2014 bekam der Verfasser die Gelegenheit², dieses Konzept zunächst im Hinblick auf seine Machbarkeit als Strömungsmaschine zur Energiegewinnung theoretisch zu untersuchen und danach mit einer zu diesem Zweck gebauten Maschine auch experimentell zu belegen. Die Experimente wurden mit einer Labormaschine durchgeführt, bei der die Tragflächen an beiden Flügelenden eingespannt und kinematisch



Bild 2. Technologieträger DualWingGenerator auf der Hannovermesse 2014.
Quelle: Festo AG

¹ Auch der Verfasser hat von 2004 – 2006 einen Technologiedemonstrator mit 2 m Spannweite im Zentrum von Augsburg in einem Nebenkanal des Lech erprobt.

² Das Projekt wurde vollständig finanziert im Rahmen des *Festo Bionic Learning Networks* der Festo AG in Esslingen.

geführt wurden. Für die Präsentation des Konzepts auf der Hannovermesse 2014 wurde zusammen mit Entwicklungsingenieuren der Festo AG ein Technologieträger entwickelt mit vier einseitig eingespannten Tragflächen (Bild 2), der zukünftige Möglichkeiten des Einsatzes auf Hochhäusern und in anderen exponierten Lagen demonstrieren soll.

Der Vortrag geht nach einem kurzen Rückblick auf realisierte Projekte zur Leistungsentnahme zunächst ausführlicher ein auf die Kinematik und Dynamik einer Hubflügelmaschine mit zwei gegenläufigen Tragflächen. Deren Physik weist einen erheblichen Komplikationsgrad auf (Bild 3), der mit der Wahl optimaler Betriebspunkte verbunden ist. Zu den Parametern des Einzelflügels tritt noch der Abstand der Tragflächen in der Ruhelage hinzu. Erwartet wird, dass eine größere Nähe durch

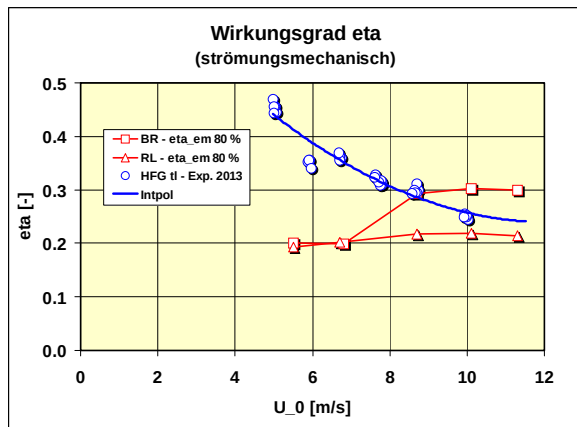


Bild 4. Zunahme des aerodynamischen Wirkungsgrades bei niedrigeren Windgeschwindigkeiten.

werden mit der Theorie kann insbesondere der aerodynamische Wirkungsgrad. Hierfür ist die Kenntnis des elektromechanischen Wirkungsgrades erforderlich. Die Experimente zeigen einen bemerkenswerten Wirkungsgrad (Bild 4) bei niedrigeren Geschwindigkeiten. Die begrenzte Schlagfrequenz limitiert die Leistungsausbeute zu höheren Windgeschwindigkeiten hin.

Messungen des Geschwindigkeitsfeldes mit PIV belegen die hohe Geschwindigkeit bei Annäherung der Tragflächen (Bild 5) und zeigen die Phänomene bei Berührung der Vorderkanten. ■

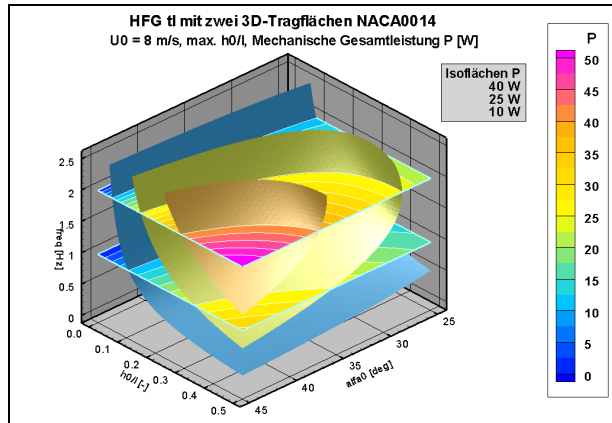


Bild 3. Komplexe Kennfelder der Hubflügelmaschine mit zwei gegenläufigen Tragflächen.

Interferenzwirkung auch eine größere Leistungsausbeute liefert. Gleichzeitig schränkt sich mit größerer Nähe auch die Hubamplitude ein. Die notwendigen Überlegungen zu Eingrenzung des mehrdimensionalen Parameterfeldes im Hinblick auf Experimente werden skizziert. Für den Vergleich mit Windkraftanlagen ähnlicher Größe (Kleinwindanlagen) wird die äquivalente Bezugsfläche definiert als die von der Vorderkante der Tragfläche während der Hubbewegung überstrichene Fläche.

Im **Hauptteil des Vortrags** werden die Maschine und die hierfür entwickelten Messmethoden vorgestellt und die erzielten Ergebnisse diskutiert. Verglichen

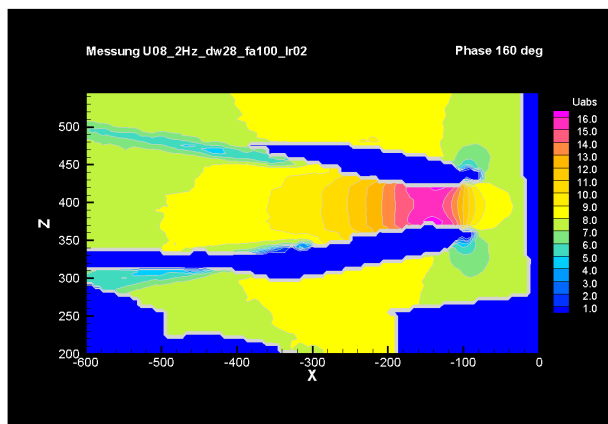


Bild 5. Bei Annäherung der Tragflächen entstehen hohe Übergeschwindigkeiten. Messergebnis einer Untersuchung mit Particle Image Velocimetry (PIV). Anströmung 8 m/s.

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Abu-Zurayk M.	42	Frührer T.	42	Kruse M.	42
Adams N.	104, 168	Gageik M.	190	Kühn W.	68
Akkermans R.	188	Gardner A.	102, 106	Küpper A.	72
Albring T.	40	Gauding M.	48	Kurz H.	74
Alewelt R.	146	Gauger N.	40, 80, 204	Kutej L.	206
Axtmann G.	64	Geisbauer S.	30	Länger A.	108
Banavara N.	42	Gnemmi P.	148	Langer S.	142
Basara B.	206	Grawunder M.	104	Lenfers C.	34
Bauer K.	66	Grundmann S.	88, 172	Li D.	144
Bauer M.	34, 70	Hajek M.	112	Lichtmes M.	94
Baum E.	172	Hanssmann D.	206	Loeser T.	180
Beck N.	34	Hartmann R.	144	Lühmann M.	146
Becker R.	42	Hasse C.	48	Lutz T.	24, 218
Becker S.	192, 200	Haucke F.	70	Manso Jaume A.	216
Behr M.	130	Hausner O.	192	Maring S.	174
Bertsch L.	194	Hebler A.	122	May S.	58
Blehschmidt M.	66	Hein S.	94	Meinke M.	54,56,196,204
Blinstrub J.	186	Heinrich R.	134, 138, 164	Meister K.	218
Boden F.	170	Hempel M.	48	Menter F.	76
Bogdanski S.	24	Hennig F.	50	Merz C.	110
Böhm B.	172	Herzog S.	208	Mundt C.	148
Bosbach J.	118	Hickel S.	168	Munz C.	84
Boschung J.	50	Hillenbrand J.	192	Nekris A.	148
Božić O.	58	Himisch J.	42	Nemili A.	80
Braun S.	128	Höld R.	96	Neumann J.	158
Breitsamter C.	98, 104, 126, 168	Ilić C.	42	Nitsche W.	70
Breuer M.	156	Jakirlić S.	206	Nitzsche J.	124
Brüderlin M.	130	Jakubek D.	208	Nölting S.	140
Buchmann N.	188	Kaiser C.	124	Olivier H.	190
Buffo R.	128	Kath C.	136	Onur Cetin M.	54
Burnazzi M.	26	Kaufmann K.	106, 110	Özkaya E.	80
Costantini M.	68	Kelleners P.	138	Peters N.	48, 50
Costes M.	106	Kin N.	210	Peterson B.	172
Czarnota T.	132	Kirmse T.	174	Placzek R.	212
Dehne T.	118	Klein C.	68	Plogmann B.	82
Deiterding R.	210, 214	Klioutchnikov I.	190	Pogorelov A.	56
Dierke J.	188	Kloker M.	44, 74	Polifke W.	198
Dörr P.	44	Knopp T.	52, 160	Radespiel R.	26
Ebel P.	174	Koh S.	204	Raffel M.	110, 182
Einarsson G.	42	Kölzsch A.	98	Ramdjanbeg R.	194
Eisfeld B.	128	König B.	140	Reimer L.	158
Ewert R.	188	Konstantinov M.	120	Reß R.	104
Fares E.	140	Krämer E.	24, 82, 202, 218	Richter K.	102, 110, 182
Feldmann D.	46	Kramer F.	80	Rieckhoff B.	44
Franke D.	28	Kröhnert A.	32	Risius S.	68
Freudenhammer D.	172	Kroll H.	176	Rist U.	64, 84

Rohardt C.	72	Theune M.	38
Rohlf D.	180	Thiele F.	80
Ronzheimer A.	152	Thiemeier J.	26
Rossignol K.	194	Thormann R.	122
Rossow C.	154	Tropea C.	88, 184, 206
Sagebaum M.	40	Voß G.	166
Sailer T.	192	Wagner C.	46,120,132,136,208,210
Schanz D.	52	Wendisch J.	114
Schein J.	148	Werner M.	202
Schicker D.	112	Wessels M.	140
Schilden T.	60	Wetzel M.	192
Schlottke M.	196	Wetzel T.	132
Schmidt H.	30	Wick A.	48
Schmidt O.	84	Widmann A.	184
Schmidt S.	156	Wienke F.	114
Schnabel P.	88	Wiggen S.	166
Schnell R.	38	Wild J.	28, 216
Schnepf C.	100	Winter M.	126
Scholz P.	212	Wolf C.	110
Schönweitz D.	38	Wood S.	214
Schröder W.	54,56,60,196,204	Würz W.	82, 202
Schröder A.	52, 174	Zhou B.	204
Schüleln E.	62, 100	Zwerger C.	168
Schulz C.	218		
Schulze B.	130		
Schuster A.	158		
Schwermer T.	182		
Seider D.	42		
Send W.	220		
She M.	86		
Simon B.	88		
Simons D.	194		
Smirnov P.	76		
Sovardi C.	198		
Spallek F.	160		
Spiering F.	162		
Springer M.	200		
Stasicki B.	170		
Staudenmeyer J.	84		
Stein V.	104		
Stickan B.	130		
Streit T.	36		
Stück A.	164		
Stuke H.	90		
Stumpf E.	128		
Surrey S.	114		
Theiß A.	94		