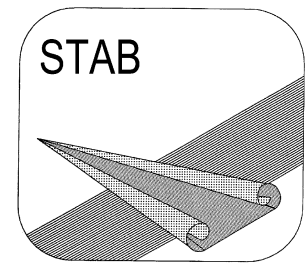


STAB



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

2015

zum

17. STAB-Workshop

10.-11. November 2015

Göttingen

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation, Gremien	7
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Wissenschaftliche Zeitschriften : "CEAS Aeronautical Journal" und "CEAS Space Journal"	15
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen": (Beiträge zum 17. STAB-Workshop, 2015)	16
Mitteilungen	20
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	134

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 2015 zum 17. STAB-Workshop, der am 10. und 11. November 2015 in Göttingen stattfindet.

Der Bericht enthält 57 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen, über die beim Workshop vorgetragen wird. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 16 bis 19), welches nach Projektgruppen/ Fachkreisen gegliedert ist. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Die Beiträge verteilen sich (bezogen auf den Erst-Autor) zu 9 % auf die Industrie, 54% auf die Hochschulen, 37% auf Forschungseinrichtungen (DLR, ISL). Auf Seite 134 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-Workshops erhalten zur Veranstaltung ein Exemplar. Weiterhin wird der Jahresbericht an die Mitglieder der STAB-Gremien und weiter Interessierte versandt.

Falls Sie ein Exemplar des nächsten Jahresberichts, in diesem Fall 2016, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muss jährlich neu angefordert werden.

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

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

Göttingen, im Oktober 2015

auch über e-mail: stab@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
STAB-Jahresberichts 2016

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 der BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980
- Programm der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" September 1980
- Programmpräsentation im Bundesministerium für Forschung und Technologie Bonn, 19.03.1981
- Konstituierung des Kuratoriums und Neuorganisation der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982
- Konstituierung von Programm-Leitung/Programm-Ausschuss Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten in der Bundesrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981) April 1982
- Fachtagung anlässlich der ILA '82 "Strömungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982
- Neue Impulse für die Strömungsforschung- und Aerodynamik -; Vortrag von H.-G. Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01. - 03.10.1984
- DGLR Workshop "2D-Messtechnik" Markdorf, 18. - 19.10.1988
- 1. DGLR-Fach-Symposium München, 19. - 20.09.1979
- 2. DGLR-Fach-Symposium Bonn, 30.06. - 01.07.1980
- 3. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 23.-25.11.1981
- 4. DGLR-Fach-Symposium Göttingen, 10.-12.10.1983
- 5. DGLR-Fach-Symposium München, 09. - 10.10.1986
- 6. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 08.-10.11.1988
- 7. DGLR-Fach-Symposium Aachen, 07.-09.11.1990
- 8. DGLR-Fach-Symposium Köln-Porz, 10.-12.11.1992
- 9. DGLR-Fach-Symposium Erlangen, 04.-07.10.1994
- 10. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 11.-13.11.1996
- 11. DGLR-Fach-Symposium Berlin, 10.-12.11.1998
- 12. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 15.-17.11.2000
- 13. DGLR-Fach-Symposium München, 13.-15.11.2002
- 14. DGLR-Fach-Symposium Bremen, 16. - 18.11.2004
- 15. DGLR-Fach-Symposium Darmstadt, 29.11. - 01.12.2006
- 16. DGLR-Fach-Symposium Aachen, 03. - 04.11.2008
- 17. DGLR-Fach-Symposium Berlin, 09. - 10.11.2010
- 18. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 06. - 07.11.2012
- 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 |
| - 17. STAB-Workshop | Göttingen, 10.-11.11.2015 |

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

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

23.-27.03.2015

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

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

- 20. DGLR-Fach-Symposium

Braunschweig, 10.+11. November 2016
(aktuelle Informationen dazu werden
regelmäßig auf die STAB-Webseite gestellt)

- 25. Kurs "PIV"

Göttingen, 14.-18. März 2016

Programmleitung

Dipl.-Ing. R. Behr roland.behr@astrium.eads.net	(Astrium-Space München) Tel.: 089 / 607-251719
Prof. Dr. C. Breitsamter Christan.breitsamter@aer.mw.tum.de	(Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137
Prof. Dr. A. Dillmann (<u>Sprecher</u>) andreas.dillmann@dlr.de	(DLR Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2177
Prof. Dr. G. Eitelberg dnw@nlr.nl	(DNW Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521
Prof. Dr. J. Fröhlich Jochen.Froehlich@tu-dresden.de	(TU Dresden) Tel.: 0351 / 463 37607
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 2015

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: 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 „Turbulenzforschung /- modellierung“

		Seite
Eich, Kähler	Ausdehnung und räumliche Verteilung von großskaligen kohärenten Strömungsstrukturen in turbulenten Grenzschichten	20
Nehring	Zum Schließungsproblem der Turbulenz - eine Alternative ?	22
Reuther, Schanz, Schröder, A. Kähler	Experimentelle Untersuchung von kohärenten Strukturen in turbulenten Grenzschichten	24

2. Projektgruppe „Hyperschallaerodynamik“

Bensch, Reimann	Berechnung der Dämpfungsderivative eines Wiedereintrittskörpers bei hohen Anstellwinkeln im schallnahen Bereich	26
Di Giovanni, Stemmer	Einfluss der chemischen und thermischen Modellierung auf die dreidimensionale Grenzschicht einer generischen Kapselkonfiguration	28
Gorji, Jenny	Low-variance particle Monte Carlo scheme for Fokker-Planck approximation of the Boltzmann equation	30
Hruschka, Klatt	In-pipe aerodynamic characteristics of a projectile in comparison with free-flight for transonic Mach numbers between 0.5 and 1.5	32
Küchlin, Gorji, Jenny	A General Purpose Parallel Implementation of the Fokker-Planck-DSMC Solution Algorithm for Simulations of Rarefied Gas Flows	34
Merrem, Božić	Modellierungen für die Regelung einer Hybridrakete	36
Noeding, Schmitz	Aerothermodynamische Analysen des atmosphärischen Eintritts von Nutzlastbehältern der TEXUS/MAXUS - Höhenforschungsraketen	38
Petervari, Wagner, A. Hannemann	Messung von Anströmungsstörungen in Hypersonischen Windkanälen	40
Schülein, Schenk, Buchmann	Studie zur Start-Machzahl eines generischen Überschalllufteinlaufs	42
Yang, Radespiel	Stability analysis of Apollo configuration in transonic flow regime	44

3. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“

Buzica, Breitsamter	Analyse der Wirbelbeeinflussung mittels gepulstem Ausblasen am generischen scharfkantigen VFE-2 Deltaflügelmodell	46
Grimminger	Integrated High-Lift Design for a Laminar Flow Wing	48

Li, L., Munoz, Radespiel	Numerical and Experimental Study on Step Induced Laminar-Turbulent Transition on a Cone	50
Liu, Y., Li, W., Jessen, Schröder, W.	Investigation of turbulent flow downstream ribbed surfaces using the micro-pillar shear stress sensor MPS3	52
Maruyama, Liu, D., Görtz	Surrogate-Based Robust Aerodynamic Shape Optimization of Airfoils Considering Geometric Uncertainties	54
Munoz, Radespiel, Kruse, Petzold	Experimental investigation for characterization of transition mechanism and validation of transition prediction methods on 3D boundary layers	56
Nemitz, Simon, Grundmann	Aktive Wellendämpfung in der laminaren Grenzschicht mit veränderlichem Übertragungsverhalten	58
Schnepf, Schüle	Numerische Untersuchung zum Einsatz von Querschubstrahlen in Flugkörperschubdüsen zur Triebwerkstrahlbeeinflussung	60
Selent, Kurz, Rist	Globale Stabilitätsanalyse kompressibler Strömungen	62
Semaan	Optimal sensor placement over an airfoil using stochastic estimation and k-means clustering	64
Simon, Nemitz, Grundmann	Delayed-x-LMS Algorithmus zur aktiven Wellendämpfung im Flug	66
Theiß, Hein	Investigation on the wake flow instability behind isolated roughness elements on the forebody of a blunt generic re-entry capsule	68
Wenzel, Rist	Widerstandsreduzierung von turbulenten Grenzschichten durch gleichmäßiges Ausblasen (Uniform Blowing)	70
Zahn, Rist	Grenzschichtabsaugung an einer Fügestelle zur Laminarhaltung der Strömung	72

4. Projektgruppe „Drehflügler-aerodynamik“

Bangga, Lutz, Krämer	The effects of rotation on the boundary layer of rotating blade sections	74
Jost, Lutz, Krämer	Numerische Untersuchung einer 10 MW Windenergieanlage mit elastischen Hinterkantenklappen	76

Stuhlpfarrer, Kümmel, Buzica, Breitsamter	Experimentelle und numerische Untersuchungen zur Nachlaufströmung einer Hubschrauberkonfiguration	78
--	---	----

5. Projektgruppe „Technische Strömungen“

Buhr, Henning, Ehrenfried	Experimentelle Untersuchung von instationären Strömungsstrukturen im Nachlauf eines Zugmodells	80
Fragner	Investigating side-wind stability of high speed trains using high resolution large eddy simulations and hybrid models	82
Hühne, Möller	Numerische Berechnung der Strömungsverhältnisse in einem Abluftkanal	84
Konopka, Behruzi	Kryogene Treibstoffe / Modellierung der Druckentwicklung in kryogenen Treibstofftanks in beschleunigten- und nichtbeschleunigten Phasen	86
Witte, Polifke	Heat transfer frequency response of a cylinder in pulsating laminar cross flow	88

6. Fachkreis „Numerische Verfahren / Aerodynamik“

Dimitrov, Nitzsche	Einfluss von Windkanalwänden auf harmonische Schwingungen großer Amplituden in subsonischer zweidimensionaler Strömung am S809-Profil	90
Grabe, Nie	Prediction of transition due to crossflow instability within an unstructured CFD code, part I: Basics and 'C1 approach'	92
Höld, Zacher	Computational Fluid Dynamics at High Altitude Conditions – Continuum Flow versus DSMC	94
Knopp, Reuther	A wall-law for adverse pressure gradient flows and modification for $k-\omega$ models	96
Kumar, Botelho e Souza, Radespiel	Progresses in numerical simulations for flows through porous surfaces	98
Langer	Accuracy improvements and investigations of a compressible second order finite volume code towards the incompressible limit	100
Nie, Grabe	Prediction of transition due to crossflow instability within an unstructured CFD code, part II: Helicity approach	102
Paul	Low Speed Experimental and Numerical Investigations on Unconventional Control Concepts for Agile and Highly Swept Aircraft Configurations	104
Pauz, Meinke, Schröder, W.	Large-eddy simulations of jet flows of chevron nozzles	106

Steiner	Ein Algorithmus zur massenerhaltenden Auftragung von berechneten Eisgeometrien an Flügelprofilen	108
Stück	Numerische Wandrandbehandlung in Navier-Stokes-Strömungssimulationen aus primaler und dualer Sicht	110
Waldmann, Lutz, Krämer	Unsteady Wake of the NASA Common Research Model in Low Speed Stall	112
Winter, Heckmeier, Breitsamter	Effiziente instationäre Luftkraftberechnung für veränderliche Struktureigenmoden mittels CFD-basierten Modellen reduzierter Ordnung	114
Zacher, Höld	Anwendung eines korrelationsbasierten γ -Re θ -Modells zur numerischen Transitionsmodellierung	116

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

Axtmann, Rist	Stör- und Mustererkennung wandnaher Strömungsinstabilitäten mit Hilfe der Hough-Transformation	118
Bolgar, Scharnowski, Kähler	Experimentelle Untersuchungen zur passiven Strömungsbeeinflussung an einer zurückspringenden Stufe im Transschall	120
Braune	Experimentelle Untersuchung zur Auswirkung der Flügelpfeilung auf die Flatterstabilität bei kleinen Reynoldszahlen im 2.5D-Versuch	122
Freudenhammer, Feldmann, Tropea, Grundmann	Volumetrische Erfassung von Reynoldsspannungen ohne optischen Zugang	124
Güttler, Frohnäpfel	Präzise Bestimmung von Wandschubspannungsänderungen in einer Kanalströmung	126

8. Fachkreis „Strömungsakustik / Fluglärm“

Bernicke, Akkermans, Ewert, Dierke	Calibration of Large Eddy Simulation for Sound Source Prediction	128
Kamps, Geyer, Sarradj, Brücker	Beeinflussung der Strömung und Akustik an einem umströmten Zylinder mittels elastischer Klappen	130
Siegel, Ehrenfried, Henning, Wagner, C.	Intensity-Analysis of Cross-Correlated Synchronized PIV and Microphone Measurements	132

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung

Ausdehnung und räumliche Verteilung von großskaligen kohärenten Strömungsstrukturen in turbulenten Grenzschichten

Felix Eich, Christian Kähler
Universität der Bundeswehr München,
felix.eich@unibw.de, christian.kaehler@unibw.de

Turbulente Grenzschichten sind von großer technischer sowie wissenschaftlicher Bedeutung, da sie die Wandreibung und Ablösecharakteristik umströmter Körper bestimmen. Trotz intensiver Forschungen sind viele Phänomene turbulenter Strömungen noch nicht vollständig verstanden. Ein Bereich aktueller Forschungen sind großskalige, turbulente Strukturen, welche einen wesentlichen Bereich der Grenzschicht dominieren. Hutchins und Marusic [Hutchins 2007a] konnten mittels Hitzdraht und PIV-Messungen großskalige, mäandernde Strukturen im logarithmischen Bereich der Grenzschicht nachweisen, deren Länge in Strömungsrichtung mehrere Grenzschichtdicken δ beträgt. Diese treten wechselweise nebeneinander als Region mit langsamerer und schnellerer Strömungsgeschwindigkeit auf. Durch Anwendung der Taylor-Hypothese auf 2D PIV-Messungen konnten Dennis und Nickels [Dennis 2011] Superstrukturen mit bis zu 20δ Länge nachweisen, welche vermutlich als Aufreihung einzelner Strukturen entstehen. Die durchschnittliche Länge der Strukturen beträgt 7δ in den Messungen. Auswertungen von Energiespektren, wie beispielsweise durch Hutchins [Hutchins 2007b], zeigen, dass großskalige, turbulente Strukturen einen signifikanten Anteil der turbulenten, kinetischen Energie transportieren und einen modulierenden Einfluss auf kleinere Strukturen in der Nähe der Wand haben.

Im Rahmen dieser experimentellen Untersuchung wurde die räumliche Ausdehnung und Anordnung von großskaligen, turbulenten Strukturen im Detail betrachtet. Durch die Verwendung mehrerer PIV Systeme nebeneinander ist es erstmals gelungen, alle relevanten Skalen, ohne Verwendung der Taylor-Hypothese, aufzulösen.

Die Experimente wurden im Atmosphärischen Windkanal der Universität der Bundeswehr München durchgeführt. Eine Skizze des Aufbaus ist in Abbildung 1 dargestellt. Drei Kameras nehmen einen Bereich von $1.7 \times 0.5 \text{ m}^2$ des in den Kanal einge-

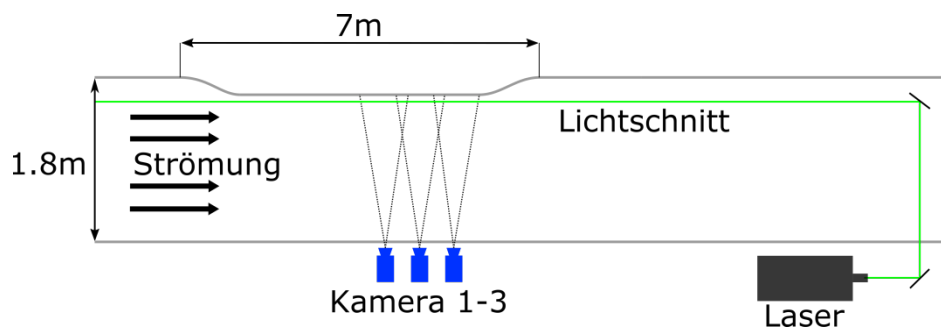


Abbildung 1 - Skizze des Messaufbaus

bauten, 7m langen Grenzschichtmodells auf. Die Kameras sind auf den Abschnitt ohne Druckgradient ausgerichtet. Der Lichtschnitt wurde 8m stromab des Modells im Kanal eingekoppelt und wandparallel ausgerichtet.

Ziel dieser Untersuchung war es, großskalige, turbulente Strukturen ohne Hilfshypothesen zu charakterisieren sowie den Einfluss von Reynolds-Zahl und Wandabstand auf deren Ausprägung zu untersuchen. Nach Hutchins [Hutchins 2007b] ist ab

$Re_\tau \approx 1700$ eine ausreichende Trennung der turbulenten Skalen gegeben, um großskalige Strukturen beobachten zu können. Die Experimente wurden bei Reynolds-Zahlen $Re_\tau = 4130, 9310, 13355$ durchgeführt. Um den Einfluss des Wandabstands zu untersuchen, wurden die Messungen bei vier verschiedenen Wandabständen $y/\delta = 0.065, 0.13, 0.27, 0.55$ durchgeführt. Die Wandabstände wurden so gewählt, dass die beiden inneren Ebenen im logarithmischen Bereich der Grenzschicht, bzw. an dessen oberem Rand liegen. Die beiden äußeren Ebenen sind im Wake-Bereich positioniert.

Um die mittlere, räumliche Ausdehnung der turbulenten Strukturen zu bestimmen, wurden die aus den Messungen generierten Vektorfelder mittels Zweipunkt-Korrelationen ausgewertet. Dadurch ist es möglich, korrelierte Bereiche im Strömungsfeld zu visualisieren. In Abbildung 2 ist oben eine resultierende Korrelationsebene für den Fall $y/\delta = 0.27, Re_\tau = 4130$, dargestellt. Zu erkennen ist der in Strömungsrichtung gestreckte, korrelierte Bereich in der Mitte der Abbildung, welcher die Signifikanz großskaliger Strukturen verdeutlicht. Flankiert wird dieser von negativ korrelierten Bereichen, was auf eine wechselnde Anordnung schneller und langsamer Strukturen hindeutet. Abbildung 2 unten zeigt eine Momentaufnahme des entsprechenden Strömungsfeldes. Auch hier ist das gestreckte Verteilungsmuster der Strömungsstrukturen sichtbar.

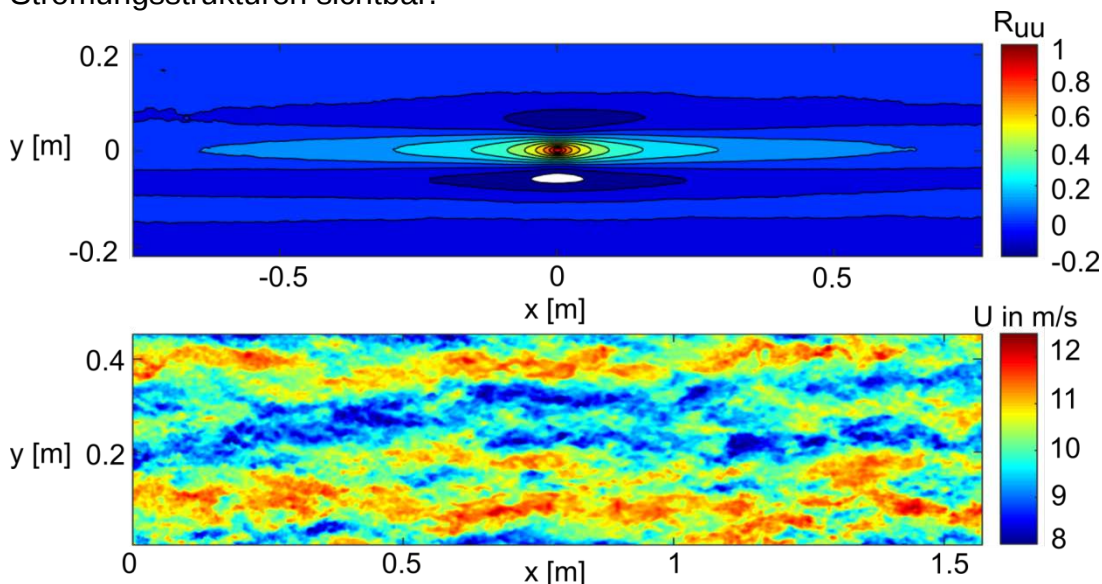


Abbildung 2 - Korrelationsebene und momentanes Strömungsfeld bei $y/\delta = 0.27, Re_\tau = 4130$

Weiterhin sind Unterschiede zwischen langsamen und schnellen Strukturen in der Strömung von Interesse. Durch die gezielte Auswahl der Aufnahmen ist es möglich, schnelle und langsame Strukturen in der Strömung getrennt zu analysieren. Die Auswertung aller Datensätze zeigt, dass es signifikante Unterschiede in Länge und Ausprägung der schnellen und langsamen Strukturen gibt. Der Wandabstand hat außerdem einen starken Einfluss auf die Länge und Verteilung großskaligen Strukturen in der Turbulenz.

Referenzen:

Dennis, D. J. C., Nickels, T. B., Experimental measurement of large-scale three-dimensional structures in a turbulent boundary layer. Part 2. Long structures, in: Journal of Fluid Mechanics, Vol. 673 (2011), S. 218–244.

Hutchins, N., Marusic, I., Evidence of very long meandering features in the logarithmic region of turbulent boundary layers, in: Journal of Fluid Mechanics, Vol. 579 (2007a), S. 1.

Hutchins, N., Marusic, I., Large-scale influences in near-wall turbulence, in: Philosophical transactions. Series A, Mathematical, physical, and engineering sciences, Vol. 365 (2007b), S. 647–664.

Mitteilung

Fachkreis: Turbulenzforschung

Zum Schließungsproblem der Turbulenz - eine Alternative ?

Ulrich Nehring

ehemals DLR-Göttingen, e-mail: unehring@t-online.de

Dieses älteste Problem der Strömungsmechanik geht auf die Zerlegung der abhängigen Variablen in **Mittelwerte und turbulente Schwankungen** zurück (Reynolds 1895). Trotz eindrucksvoller Erfolge experimenteller und theoretischer Forschung konnte aber ein geschlossenes Gleichungssystem, das auf halbempirische Annahmen und komplexe Korrelationen verzichtet, nicht formuliert werden.

Ein weiterer Ansatz, ebenfalls Ende des 19. Jahrhunderts, führte den Begriff der **Komplementarität** ein, angewandt auf **sichtbare** und **verborgene** Variable. So forderte *Hertz, Thompson et al*, dass **kinetische Energie** auch **unterschwellig** im Mikroskopischen komplementär zur sichtbaren Welt sein sollte. Der Gedanke der Komplementarität ist letztlich auch in den diversen Turbulenzmodellen enthalten, die bislang propagiert wurden. Das beginnt mit der Vergleichbarkeit von **laminarer und turbulenter Viskosität** (Boussinesq) und endet etwa bei den **Turbulenzmodellen $k, \epsilon/\omega$** , die allerdings **skalare** Größen darstellen und damit nicht wirklich komplementär zu den makroskopischen Variablen sind. Skalenunabhängig sollten dagegen Beschleunigungen und Drehungen, also **polare und axiale Vektoren**, innerhalb und außerhalb finiter Fluidelemente sein. Makroskopisch sind das die **substantielle Beschleunigung** der Fluidelemente (als **massless spinning particles** nach *R. Penrose*) und die **Rotation** des Geschwindigkeitsfeldes **rot $\vec{v}$** . Von den im Detail unbekannten Variablen, weil verborgen, kann aber immerhin angenommen werden, dass sie ebenfalls als polare und axiale Vektoren existieren, die **raum-zeitlich gemittelt** mit ihrer Umgebung wechselwirken.

Physikalisch können diese polaren und axialen Vektoren als **Vibrationen $\vec{e}$** und **Rotationen $\hat{b}$** interpretiert werden, die entsprechend den **Integralsätzen** von *Gauss* und *Stokes* **zeitintegriert** makroskopische Mittelwerte liefern. Gleichungen für diese zusätzlichen Variablen können aus einer **Analogie zur Elektrodynamik**, speziell den zwei Maxwell-Gleichungen für Ströme und Magnetfelder, aber auch allgemein aus metrischen Überlegungen, gefolgert werden.

Das **Gleichungssystem** lautet dementsprechend:

$$\begin{aligned}\frac{D\vec{v}}{Dt} + \text{grad } \phi &= \frac{1}{\text{Re}_v} \Delta \vec{v} + \vec{e} \\ \frac{D\phi}{Dt} + \phi \text{div} \vec{v} &= \frac{1}{\text{Re}_\phi} \Delta \phi \\ \frac{\partial \vec{e}}{\partial t} - \text{rot } \hat{b} &= \frac{1}{\text{Re}_e} \Delta \vec{v} \\ \frac{\partial \hat{b}}{\partial t} + \text{rot } \vec{e} &= 0\end{aligned}$$

Stab

Reibung ist hier das verbindende Element zwischen den Gleichungen, die ihrer Struktur nach **Teilchen-** und **Welleneigenschaften** haben. Phänomenologisch verursacht Reibung **momentane Geschwindigkeitsänderungen** und **Zeit beanspruchende Wärmeproduktion**. Das bedeutet für die (numerische) Berechnung skaleninvarianter Strömungsfelder, dass unterschwellig die **Reibungsarbeit mehrdimensionaler Fluktuationen** nicht zu vernachlässigen ist. Diese besteht in einer **Wegabhängigkeit** zwischen den Zeitebenen, genauer in einer Wege-Zeit-Abhängigkeit, da die Dimension von Arbeit = Energie sowohl als **Kraft mal Weg** wie als **Wirkung pro Zeit** bzw. als **Wirkung mal Frequenz** aufgefasst werden kann. Bezugs-Länge und -Zeit sind dann charakteristische Größen wie die kinematische Zähigkeit. So kommt die 4-Dimension der Reibung ins Spiel, die auch nicht dadurch vermieden werden kann, dass die Zeitintervalle verkleinert werden. Das gilt jedenfalls für das Kontinuum - fern der Quantenwelt. Damit wird deutlich, dass allein Vermehrung von Netzpunkten und Verkürzung zeitlicher Intervalle keine prinzipielle Lösung des fluidmechanischen Schließungsproblems darstellt.

Der mit dem polaren Vektor $\tilde{e}$ gekoppelte Drehvektor $\hat{b}$ bedeutet für eine instationäre Strömung eine Beeinflussung der Vibrationen durch Entstehung bzw. Vernichtung von Wirbeln, die generell spiralige Struktur haben. Diese Vorgänge führen in einem isolierten, geschlossenen Gebiet letztlich zum Gleichgewicht, indem in der Summe die Divergenzen einen Maximalwert erreichen und die Rotationen sich gegenseitig aufheben.

Da entstehende Wirbel Energie aufnehmen, kann es, wie Abb.1 zeigt, stufenförmig zu negativen Divergenzen kommen, vor allem fern vom Gleichgewicht. Der resultierende vibrierende, verwirbelte, chaotische Zustand im Feld kann schließlich als **Temperatur** betrachtet werden, also als eine physikalische Größe, die sowieso, streng genommen, nur für Gleichgewicht definiert ist.

Abb.2 zeigt schließlich einen numerischen Test, der die Kanalströmung um eine senkrecht angestellte Platte zeigt. Ausgehend von einem Energiegradienten bilden sich zunächst zwei gegenläufige Anfangswirbel, die anschließend in eine wellenförmige Struktur mit kleinräumigen Wirbeln übergehen.

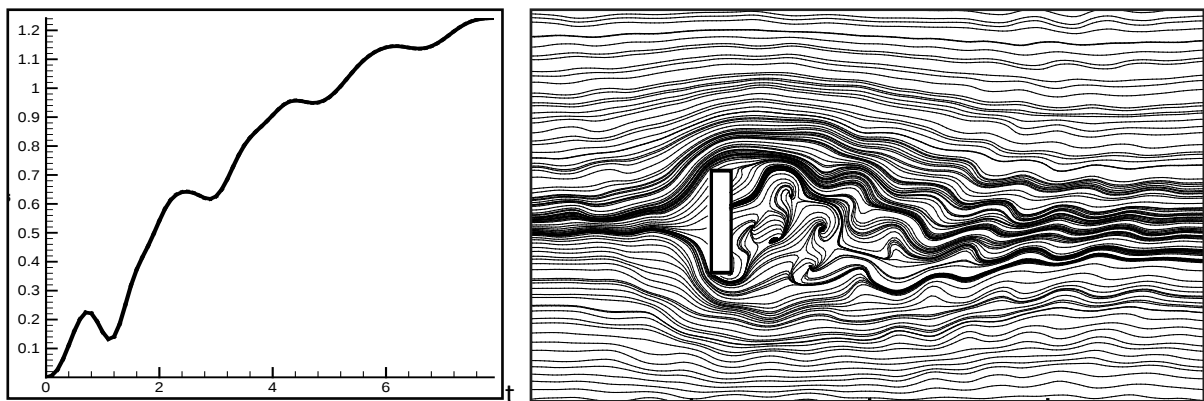


Abb.1 Irreversibler Verlauf von $(\sum \text{div } \hat{e}) (t)$ Abb.2 Umschlag einer Anfahrströmung bei $Re_v=1000$

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung

Experimentelle Untersuchung von kohärenten Strukturen in turbulenten Grenzschichten

Nico Reuther¹, Daniel Schanz², Andreas Schröder², Christian Kähler¹

¹ Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik, Universität der Bundeswehr München, Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg

² Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Nico.Reuther@unibw.de

Eine Reduktion des Treibstoffverbrauchs und der Schadstoffemissionen von zivilen Flugzeugen ist eines der essentiellen Ziele der aktuellen Luftfahrt-Forschung. Entscheidend für die Steigerung der aerodynamischen Effizienz ist die Verringerung des Strömungswiderstandes, insbesondere des Reibungswiderstandes, welcher in der turbulenten Grenzschicht entsteht und etwa 55% des Gesamtwiderstandes moderner Verkehrsflugzeuge ausmacht [1]. Grundlegende Forschungsarbeiten der letzten Jahre haben gezeigt, dass ein detailliertes Verständnis von turbulenten Grenzschichten, insbesondere der Dynamik von großskaligen kohärenten Strukturen, neue Ansätze zur aktiven und passiven Strömungsbeeinflussung liefern kann.

Speziell durch die Weiterentwicklung von optischen Messtechniken, wie Particle Image Velocimetry (PIV), wurden enorme Fortschritte in Hinblick auf das Verständnis der Dynamiken innerhalb von turbulenten Grenzschichten erzielt. Nichtsdestotrotz sind einige Fragenstellungen, wie die nach der Entstehung und dem Verhalten der großskaligen kohärenten Strukturen (Superstrukturen), insbesondere bei Strömungen mit vorliegenden Druckgradienten, noch weitgehend unbekannt. Die Existenz dieser großskaligen kohärenten Strukturen wurde von Tomkins und Adrian [2] und Ganapathisubramani et al. [3] mit Hilfe von PIV-Experimenten beobachtet. Mittels Hitzdraht-Experimenten konnten Hutchins und Marusic [4] darüber hinaus nachweisen, dass insbesondere bei hohen Reynoldszahlen, wie sie auch beim Reiseflug auftreten, die großskaligen turbulenten Außenstrukturen einen beachtlichen Einfluß auf die wandnahe Strömung und somit auch auf die Wandschubspannung haben. Basierend auf diesen Erkenntnissen ergibt sich die Möglichkeit, den für den Reibungswiderstand mitverantwortlichen Wandzyklus durch eine Beeinflussung der Superstrukturen zu manipulieren und somit die Wandreibung zu minimieren. Im Rahmen dieses Projekts sollte daher untersucht werden, wie sich die energiereichen großskaligen Strukturen unter dem Einfluss von Druckgradienten verhalten und in welchem Umfang sie die wandnahen Strömungen bei Druckgradienten beeinflussen. Hierzu wurde in dem atmosphärischen Wind-

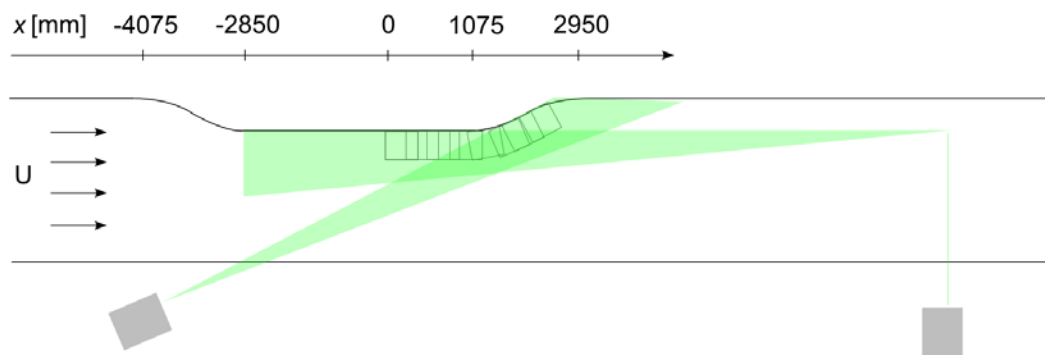


Abbildung 1: Skizze des Grenzschicht-Experimentes und des Multi-Kamera PIV-Setups (Draufsicht), FOV der einzelnen Kamera-Systeme sind durch Rechtecke dargestellt

kanal der Universität der Bundeswehr München (AWM) ein 7 m langes Grenzschicht-Experiment installiert, welches sich aus zwei S-Schlägen und einer 4 m langen ebenen Platte zusammen setzt. Um die großskaligen Strukturen ausreichend charakterisieren zu können, wurde die turbulente Grenzschicht über eine Lauflänge von insgesamt 2.2 m in Strömungsrichtung, was einer Länge von ca. 16 Grenzschichtdicken entspricht, mittels eines Multi-Kamera PIV-Systems vermessen. Abbildung 1 zeigt das Modell und den experimentellen Aufbau, bestehend aus 9 sCMOS PIV Kameras und zwei Lasern. Aufgrund der Krümmung des Modells konnten hierbei turbulente Grenzschichtströmungen ohne (ZPG), mit negativen (FPG) und mit positiven Druckgradienten (APG) untersucht werden. Speziell bei Strömungen mit positivem Druckgradient ist bekannt, dass signifikante Änderungen im statistisch gemittelten Verhalten von Strömungsgrößen, wie des mittleren Geschwindigkeits- und Reynoldsspannungsprofils, auftreten, so dass dieser Bereich von besonderem Interesse ist.

Um die kohärenten Strukturen zu charakterisieren, wurden basierend auf den momentanen Geschwindigkeitsfeldern der PIV-Messung, zwei-Punkt Korrelationen der Geschwindigkeitsfluktuationen in Strömungsrichtung durchgeführt. Hierbei wurde festgestellt, dass sich die Regionen mit geringerem und stärkerem Impuls in Strömungsrichtung ausdehnen, wenn ein negativer Druckgradient, sprich eine Strömungsbeschleunigung, vorliegt. In den Regionen mit positiven Druckgradienten zeigt sich, dass die großskaligen Strukturen im Vergleich zum ZPG-Bereich gestaucht werden. Bemerkenswert ist, dass sich die großskaligen kohärenten Strukturen sehr schnell einem neuen Strömungszustand anpassen. Eine Untersuchung der charakteristischen Längen einer solchen Superstruktur im ZPG-Bereich hat darüber hinaus ergeben, dass die Strukturen noch um ein wesentliches länger sein können, als bisher in der Literatur angegeben [5,6].

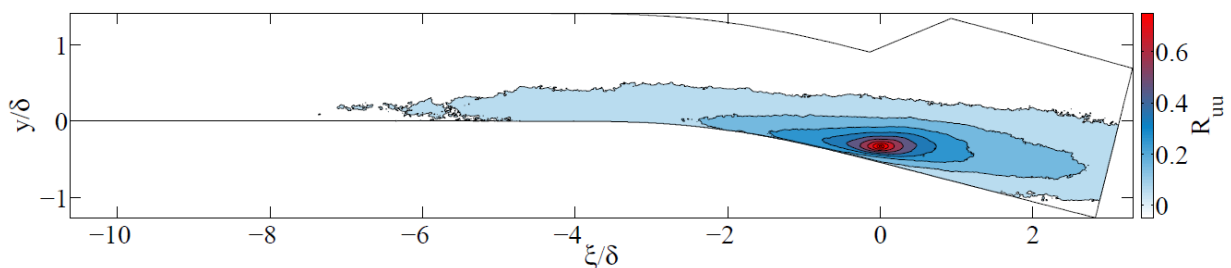


Abbildung 2: Beispiel einer Zwei-Punkt-Korrelation von Geschwindigkeitsfluktuationen im APG Bereich; Konturen sind dargestellt in Intervallen von 0.1, angefangen von 0.05 bis 0.95

- [1] Schrauf G, Gölling B und Wood N (2006) KATnet – Key Aerodynamic Technologies for Aircraft Performance Improvement, 5th Community Aeronautical Days, Wien
- [2] Tomkins CD, Adrian RJ (2003) Spanwise structure and scale growth in turbulent boundary layers, J Fluid Mech. 524, pp.249-262
- [3] Ganapathisubramani B, Longmire EK und Marusic I (2003) Characteristics of vortex packets in turbulent boundary layers, J Fluid Mech. 478, pp.35-46
- [4] Hutchins N und Marusic I (2007) Large-scale influence in near wall turbulence, Phil. Trans.R. Soc. A 365, pp.647-664
- [5] Hutchins N und Marusic I (2007) Evidence of very long meandering features in the logarithmic region of turbulent boundary layers, J Fluid Mech. 579, pp.1-28
- [6] Lee JH, Sung HJ (2011) Very-large-scale motions in a turbulent boundary layer, J Fluid Mech. 673, pp.80-120

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Berechnung der Dämpfungsderivative eines Wiedereintrittskörpers bei hohen Anstellwinkeln im schallnahen Bereich

Philipp Bengsch und Bodo Reimann
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raumfahrzeuge
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
philipp.bensch@dlr.de

Das Intermediate eXperimental Vehicle (IXV) der Europäischen Raumfahrtagentur (ESA) ist ein atmosphärisches Wiedereintrittsvehikel, welches am 11.02.2015 erfolgreich einen Freiflugversuch absolviert hat. Es dient der Demonstration von europäischer Wiedereintrittstechnologie im internationalen Wettbewerb [1]. Beim Eintritt in die Atmosphäre eines Planeten wird ein weites Spektrum an Strömungsbedingungen abgedeckt. Das Vehikel wird ausgehend von einem Hyperschallflug durch die dichter werdende Atmosphäre bis in den Transschallbereich abgebremst und schließlich durch ein Fallschirmsystem gelandet. Ein Hauptproblem beim Flug sind die thermischen und mechanischen Belastungen. Weiterhin neigen solche Flugkörper aufgrund ihrer Geometrie zu instabilem Flugverhalten im transsonischen Bereich. Da die Steuerbarkeit des Vehikels entlang der gesamten Trajektorie essenziell für die Missionserfüllung ist, wird der Flugstabilität besondere Bedeutung zuteil.

Es wurden numerische Untersuchungen der dynamischen Dämpfungsderivative der Längsbewegung eines skalierten IXV-Modells unter Windkanalbedingungen für hohe Anstellwinkel im transsonischen Bereich zwischen $M = 0,80$ and $M = 2,01$ angefertigt. Zur Ermittlung der dynamischen Dämpfungsderivative wird auf die Methode der erzwungenen Oszillation zurückgegriffen. Unter Einschränkung aller Freiheitsgrade bis auf eine Drehung um die Querachse wird dabei eine oszillatorische Nickbewegung um den Schwerpunkt vorgegeben. Es gilt dabei, dass die zeitliche Änderung des Nickwinkels γ gleich der zeitlichen Änderung des Anstellwinkels α ist, da der Bahnneigungswinkel θ im Windkanal konstant bleibt, siehe Abbildung 1.

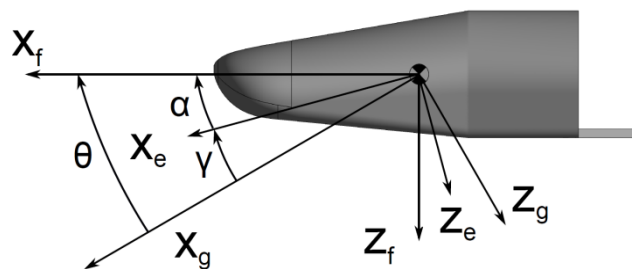


Abbildung 1: Koordinatensysteme

Durch die oszillatorische Anregung des Systems ändert sich auch der Nickmomentenbeiwert periodisch. Mithilfe einer Formel kann dann das kombinierte, dynamische Derivat $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ als Maß für die aufgenommene Energie numerisch bestimmt werden. Unter den gegebenen Windkanalbedingungen ist es nicht möglich, C_{mq} getrennt von $C_{m\dot{\alpha}}$ zu berechnen. Insbesondere das Vorzeichen des kombinierten Derivativs charakterisiert das dynamische Verhalten, ist es negativ folgt daraus dynamische Stabilität. Anschließend wurden die ermittelten Ergebnisse mit einer zuvor erfolgten Studie, bei der die Methode der freien Oszillation verwendet wurde und auf derselben numerischen Methode basiert, verglichen. Vorteil der erzwungenen gegenüber der freien Oszillation liegt in der Durchführbarkeit von Experimenten im Windkanal.

Es war möglich, die dynamischen Dämpfungsderivative qualitativ und quantitativ zu reproduzieren. Es wurde herausgefunden, dass die kritische Machzahl, bei welcher der Umschlag von einer stabilen Flugtrajektorie im Hyper- und Überschall zu instabilem Flugverhalten bei etwa $M = 1,3$ liegt. Um die physikalischen Mechanismen hinter diesem Sachverhalt zu ergründen wurden weitere Analysen vorgenommen. Dazu wurde die Verteilung der lokalen Arbeit, welche die aerodynamischen Kräfte am Vehikel verrichten, berechnet. Integriert über einer Periode kann der Netto-Energieeintrag in jedem Knoten an der Vehikeloberfläche bestimmt werden. Ist diese übertragene Energie positiv, wird pro Periode Energie von der Strömung auf das Vehikel übertragen und es folgt dynamische Instabilität.

Die an jedem Punkt verrichtete Arbeit während einer Periode wurde anschließend zu Scheiben entlang der Längsachse zusammengefasst. Jeder Scheibe wird damit ein Wert für die Arbeit W_{lok}^x zugeordnet, siehe Abbildung 2. Es ist erkennbar, dass vom Schwerpunkt aus im vorderen Bereich des IXV-Modells die von der Strömung auf das Vehikel übertragene Energie positiv ist, während der gesamte hintere Bereich stabilisierend wirkt. Deutlich erkennbar ist die besondere Bedeutung der Heckklappen, wo am meisten kinetische Energie an die Strömung abgegeben wird. Es konnte weiterhin gezeigt werden, dass die Hauptursache für das dynamisch instabile Verhalten die abgelöste Strömung an der Nasenoberseite des skalierten IXV-Modells ist. Dort ist die Arbeit W_{lok}^x positiv und betragsmäßig am größten.

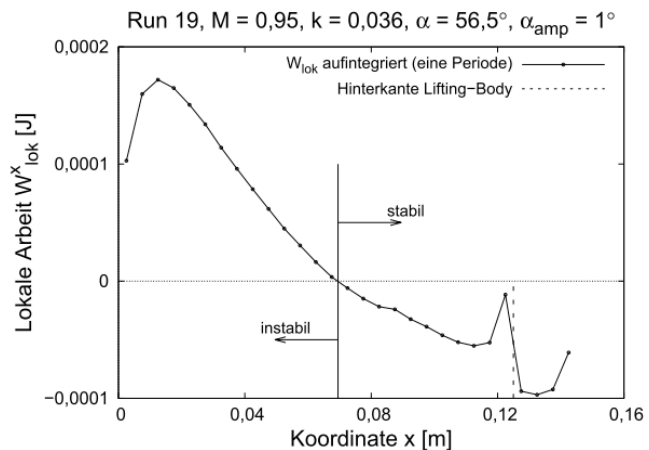


Abbildung 2: Verlauf der lokalen Arbeit

In folgenden Projekten kann untersucht werden, ob eine Beeinflussung der abgelösten Strömung an der Nasenoberseite einen positiven Effekt auf die dynamischen Dämpfungseigenschaften besitzt. Aufgrund des sehr starken abgelösten Gebietes an der windabgewandten Seite stellt sich weiterhin die Frage, ob die verwendete Symmetriebedingung zur Minimierung der Rechenkosten zulässig ist.

Quellen:

[1] Gerard Y., Tumino G.: FLPP Re-entry In-Flight Experimentation: current status of the Intermediate eXperimental Vehicle (IXV). IAC Paper 06-D2.6.5, Paris 2006

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik / Transition

Einfluss der chemischen und thermischen Modellierung auf die dreidimensionale Grenzschicht einer generischen Kapselkonfiguration

Antonio Di Giovanni, Christian Stemmer

*Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik,
Technische Universität München,
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching b. München.
Email : antonio.digiovanni@aer.mw.tum.de*

Nach der Pensionierung des Space-Shuttle-Projekts wurde die Kapselgeometrie als Wiedereintrittskonfiguration von verschiedenen Institutionen ausgewählt, da die Strömungszustände an dieser Geometrie am besten verstanden sind. Trotz der langen Erfahrung mit Hochenthalpieströmungen gibt es zahlreiche ungelöste Fragen, die von den modernen Ingenieurwissenschaften noch beantwortet werden müssen. Unter diesen kritischen Themen ist das Verständnis von den laminar-turbulent Umschlagmechanismen mit der Sicherheit der Besatzung und der Maximierung der Nutzlast eng verbunden.

In der vorliegenden Arbeit werden direkte numerische Simulationen (DNS) zur Bestimmung und Untersuchung einer Hochenthalpie-Grenzschichtströmung an der Vorderseite einer Wiedereintrittskapsel durchgeführt. Der Einfluss von unterschiedlichen chemischen Bedingungen (ideales Gas, chemisches/thermisches Gleichgewicht und Nichtgleichgewicht) auf die Grenzschichtgrößen wird im Hinblick auf eine künftige Grenzschichtstabilitätsanalyse untersucht. Die Arbeit ist Teil einer Kooperation mit verschiedenen deutschen Forschungsinstituten, die auf die Untersuchung von laminar-turbulent Transitionsmechanismen in subsonischen Hochenthalpiegrenzschichten generischer Wiedereintrittsgeometrien zielt (Forschungsgruppe HYP-TRANS).

Die numerische Simulation der räumlichen Entwicklung von Instabilitäten in der Grenzschicht an der Vorderseite der Wiedereintrittskapsel erfordert die grundlegende Untersuchung der Strömungsverhältnisse bis zur Schulter der Kapselgeometrie. DNS wurden sowohl für eine zweidimensionale achsensymmetrische Geometrie als auch für eine dreidimensionale Kapselgeometrie mit einem Anstellwinkel von 24° durchgeführt. Um eine genauere Darstellung der Grundströmung zu erreichen, werden die Ergebnisse dieser ersten Simulationen zur Generierung der Einströmbedingungen für einen eingeschränkten wandnahen Simulationsbereich verwendet und somit die Ordnung des numerischen Verfahrens erhöht. Die Simulationen werden sowohl für den Geschwindigkeitsbereich von Windkanalversuchen als auch unter realistischen Wiedereintrittsbedingungen durchgeführt.

Die Quantifizierung und der Einfluss von chemischen Reaktionen und Nichtgleichgewichts-Effekte auf die Grenzschichtgrößen stehen im Mittelpunkt der Präsentation. Die Strömungseigenschaften (z.B. Grenzschichtprofile, Grenzschichtdicke und Wärmeübergang) unter den verschiedenen Gasmodellen werden untersucht und eine

Gitterkonvergenzstudie durchgeführt. Die Stabilität der simulierten Grundströmungen unter Berücksichtigung der chemischen Reaktionen wird aktuell untersucht.

Wegen der Entstehung eines starken Stoß bleibt die Grenzschichtströmung in der Lee-Seite der Kapsel subsonisch bis transonisch. Infolgedessen ist zu erwarten, dass mögliche Instabilitäten auf eine quasizweidimensionale erste Mode zurückzuführen sind. Die Berücksichtigung von chemischen Reaktionen bewirkt, dass die Grenzschichttemperatur niedriger wird als die Temperatur beim Modell des idealen Gases. Die Einfügung von Nichtgleichgewichtseffekten führt zur einer Verschiebung des Temperaturmaximums näher an die Wand, was möglicherweise die Stabilitätseigenschaften der Grenzschicht beeinflusst.

Die numerischen Ergebnisse zur Grundströmung um die Kapsel werden mit experimentellen Ergebnissen sowohl für kalte Strömungen als auch für Hochenthalpieströmungen verglichen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Rarefied gas dynamics

Rarefied gas dynamics/ Low-variance particle Monte Carlo scheme for
Fokker-Planck approximation of the Boltzmann equation

M. H. Gorji, P. Jenny

Institute of Fluid Dynamics ETH Zurich

Sonneggstrasse 3, 8092 Zurich, Switzerland

gorjih@ifd.mavt.ethz.ch

Recently, a Fokker-Planck (FP) based kinetic model was devised by Jenny et al. (2010) and Gorji et al. (2011) for computational studies of rarefied gas flows. The resulting particle method has been shown to be very efficient for low up to intermediate Knudsen numbers ($Kn \approx O(1)$), where conventional direct simulation Monte Carlo (DSMC) becomes expensive. Also the accuracy of the model has been evaluated for challenging test cases, where good agreements with respect to DSMC could be demonstrated (see e.g. Gorji and Jenny (2014)). The efficiency gain here is due to the fact that the computational particles follow continuous stochastic paths. Therefore, no collision needs to be calculated and thus coarser spatial discretization and/or time steps can be employed. However, since the mentioned FP computational method is a particle Monte Carlo approach, similar to DSMC the statistical errors associated with the scheme can become large; especially at low Mach flows.

In this talk, we present a novel approach based on common random numbers in order to control the uncertainty linked to Monte Carlo simulations. The method employs an auxiliary equilibrium stochastic process, which evolves parallel to the main FP process. Thereafter, by exploiting the correlation between the two processes, the statistical errors including both bias and noise are reduced. Note that the proposed scheme is consistent i.e. no modeling assumption is introduced.

Furthermore, the underlying mechanism for counter Fourier heat fluxes is investigated. These non-equilibrium phenomena emerging in e.g. low Mach lid-driven cavity flows are studied using the low variance FP scheme. Thus different contributions present in the heat flux evolution resulting from the Boltzmann equation are evaluated at small Mach regime.

Following this methodology for the low Mach lid-driven cavity flow, we found out that the dominant contribution in the heat flux evolution equation comes through the deviatoric part of the fourth order velocity moment. Note that the corresponding contribution is absent in the hydrodynamic approximation and thus in the Fourier's law. On contrary, e.g. by using Grad's closure [4] of the distribution function one can reproduce the counter Fourier heat fluxes.

- [1] P. Jenny, M. Torrilhon and S. Heinz, "A solution algorithm for the fluid dynamic equations based on a stochastic model for molecular motion", *Journal of Computational Physics*, 229, 1077-1098, (2010).
- [2] M. H. Gorji, M. Torrilhon and P. Jenny, "Fokker-Planck model for computational studies of monatomic rarefied gas flows", *Journal of Fluid Mechanics*, 680, 574-601, (2011).
- [3] M. H. Gorji and P. Jenny, "An efficient particle Fokker-Planck algorithm for rarefied gas flows", *Journal of Computational Physics*, 262, 325-343, (2014).
- [4] R. Anirudh, M. Torrilhon and H. Struchtrup. "A robust numerical method for the R13 equations of rarefied gas dynamics: Application to lid driven cavity." *Journal of Computational Physics* 236 (2013): 169-186.

Projektgruppe / Fachkreis: Q2: Fluid- und Thermodynamik

In-pipe aerodynamic characteristics of a projectile in comparison with free-flight for transonic Mach numbers between 0.5 and 1.5

Robert Hruschka, Daniel Klatt
Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis
5 rue du General Cassagnou – BP70034
68301 Saint-Louis Cedex – France
Robert.hruschka@isl.eu , Daniel.klatt@isl.eu

Overview

The transient shock dynamics and drag of a transonic projectile flying through a pipe 3.55 times larger than its diameter are analyzed by means of drag- and pipe wall pressure measurements as well as computational fluid dynamics (CFD). In addition, free-flight drag of the 4.5-mm-pellet-type projectile was also measured in a Mach number range between 0.5 and 1.5, providing a means for comparison against in-pipe data and CFD. For nearly incompressible flow the presence of the pipe has little influence on the drag. There is a strong drag increase, however, between Mach 0.3 and 0.8, to a value of about two times the free flight drag. This is exactly where the nose-to-base pressure ratio of the projectile becomes critical, and henceforth drag can be estimated by supersonic nozzle theory. For even higher Mach numbers, the drag decreases again, and finally drops below the free flight drag. This behaviour is explained by five different flow regimes that the in-pipe projectile experiences, as opposed to only two for the free-flying one (subsonic and supersonic, respectively). Both 2-D-axisymmetric Reynolds-averaged Navier Stokes simulations (RANS) and transient, 3-D-turbulence scale resolving methods, such as Detached Eddy Simulations (DES), Large Eddy Simulations (LES) or Direct Numerical Simulations (DNS) showed reasonable agreement with measurements.

Introduction

While a number of studies are subjected to transonic objects in close proximity to a wall, for example those summarized in the recent review of Doig [1], only a handful of publications address the topic of transonic projectiles, such as [2] and [3]. To the authors' knowledge, there is only a single article addressing the physics of a small calibre projectile in proximity to a plane wall [4]. The current study hence extends the knowledge base by investigating the corresponding axisymmetric case.

Flow physics of transonic projectile passage through the pipe

When the projectile velocity v_p , which is considered constant during the tube passage, is increased in successive experiments, the flow physics can be categorized into five different regimes, which are schematically shown in *fig. 1*. In the nearly incompressible flow regime ($M < 0.3$, *case A in fig. 1.*), the effect of the pipe is small. With increasing v_p , a shock wave is formed in front of the projectile, which becomes stronger and faster at higher v_p , however the difference between leading shock speed v_s and v_p is decreasing (*case B in fig. 1.*). From a

fluidmechanical point of view, the projectile acts as a local cross-sectional reduction in the tubular duct, and in a projectile-fixed coordinate system the local flow is similar to the one through a convergent-divergent (Laval) nozzle. As v_p increases, the ratio of projectile nose pressure to base pressure p_n/p_b increases also. When a critical ratio of p_n/p_b is reached, the flow behind the projectile becomes supersonic with respect to the projectile, even though v_p has not reached supersonic values yet. Now p_n/p_b no longer depends on the ambient pressure at the tube entry point, but can be approximated by nozzle theory. The local supersonic flow behind the projectile also leads to a trailing recompression shock wave with a velocity $v_{s,t}$ lower than v_p , hence the projectile head start with respect to the recompression wave is increasing during the pipe passage. At this flow condition, schematically shown in *fig. 1 C*, also the drag penalty caused by the pipe is at its maximum. As opposed to a projectile in free flight, v_p exceeding the speed of sound before entering the pipe does not change the flow characteristics. At a certain supersonic value of v_p , however, the advancing shock in the tube can no longer propagate faster than v_p - instead it sticks in front of the projectile, similar to the corresponding free-flight situation. The shock now reflects on the tube wall and interferes with the local flowfield around the projectile, which in turn can even have an increasing effect on base pressure. The flow is now quasi-steady in a projectile-fixed coordinate system, as shown in *fig. 1 D*. The flow regime the projectile enters at very high Mach numbers (*fig. 1 E*) describes the case where the bow shock wall reflection occurs so far downstream that the locally subsonic part of the projectile flowfield and wake is not affected at all any longer. Similar to the incompressible regime, the presence of the pipe is no longer important for the physics of the flow and the projectile drag.

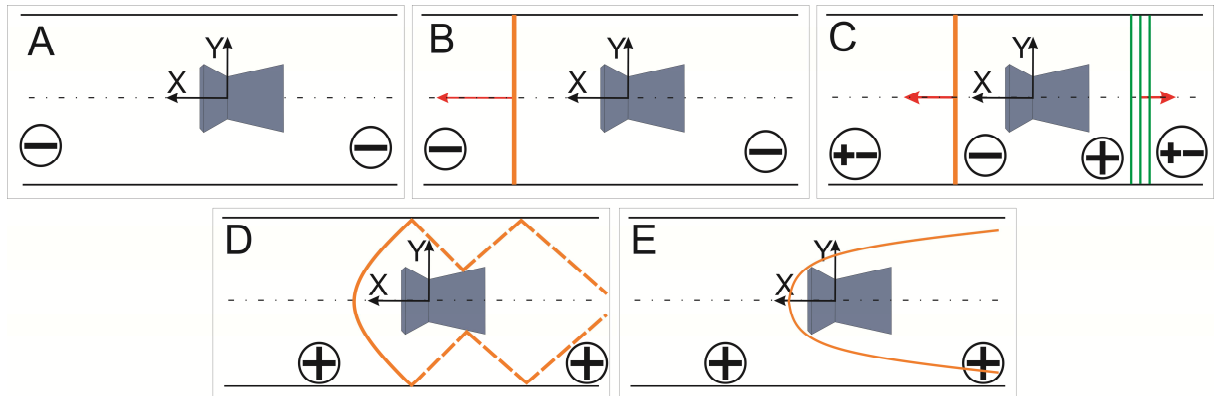


Figure 1: Schematic of the five different flow regimes the projectile experiences during its pipe passage, depending on its velocity. The (+) and (-) symbols represent locally supersonic and subsonic flow, respectively.

References

- [1] Doig, G., "Transonic and supersonic ground effect aerodynamics," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 60, 2014, pp. 1–28.
- [2] Sahu, J., "Drag Predictions for Projectiles at Transonic and Supersonic Speeds," Tech. Rep. BRL-MR-3523, 1986.
- [3] Nietubicz, C. J. and Sturek, W. B., "Navier-Stokes Code Verification for Projectile Configurations at Supersonic and Transonic Velocities," AIAA-Paper 88-1995, 1995.
- [4] Doig, G., Barber, T. J., Leonardi, E., Neely, A. J., and Kleine, H., "Aerodynamics of a Supersonic Projectile in Proximity to a Solid Surface," AIAA Journal, Vol. 48, No. 12, 2010, pp. 2916–2930.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Rarefied Gas Dynamics

A General Purpose Parallel Implementation of the Fokker-Planck-DSMC Solution Algorithm for Simulations of Rarefied Gas Flows

S. Küchlin, M. H. Gorji, P. Jenny

Institute of Fluid Dynamics ETH Zurich

Sonneggstrasse 3, 8092 Zurich, Switzerland

kuechlin@ifd.mavt.ethz.ch

The Fokker-Planck (FP) based particle Monte Carlo scheme introduced in [1], and further developed in [2] and [3], allows for the computationally efficient simulation of rarefied gas flows in the low Knudsen number (Kn) regime. Here, instead of performing binary collisions employed by the Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) method, continuous stochastic processes for the phase space evolution are integrated in time. This allows for time step and grid cell sizes larger than the respective collisional scales required by DSMC. Recently, an adaptive collision term algorithm combining the FP and DSMC schemes was introduced and successfully applied to flows covering the whole Kn range [4]. The new algorithm combines the efficiency of FP for small to moderate Kn with the accuracy of DSMC for large Kn .

In this contribution, we present a parallel implementation of the FP-DSMC scheme capable of simulating rarefied gas flows in and around arbitrary, complex geometries. Different molecular types, including monatomic and diatomic species, are considered. In the latter case, vibrational and rotational degrees of freedom are treated according to [3].

For assessment, three-dimensional test cases are presented. Results of the simulation of supersonic argon flow past a corner profile are compared to pure DSMC for various grid resolutions, demonstrating accuracy and efficiency of the FP-DSMC algorithm. The findings are confirmed by a similar study of supersonic flow past a sphere. Furthermore, hypersonic flow of molecular nitrogen over a planetary probe geometry is simulated, and results are compared to DSMC reported in [5].

All test cases are run on a hybrid distributed-shared memory parallel system, which provides the capability for the implementation to handle simulations on the order of 10^8 computational particles.

- [1] P. Jenny, M. Torrilhon and S. Heinz, "A solution algorithm for the fluid dynamic equations based on a stochastic model for molecular motion", *Journal of Computational Physics*, 229, 1077-1098, (2010).
- [2] M. H. Gorji, M. Torrilhon and P. Jenny, "Fokker-Planck model for computational studies of monatomic rarefied gas flows", *Journal of Fluid Mechanics*, 680, 574-601, (2011).
- [3] M. H. Gorji and P. Jenny, "A Fokker-Planck based kinetic model for diatomic rarefied gas flows", *Physics of Fluids*, 25, 062002, (2013).
- [4] M. H. Gorji and P. Jenny, "Fokker-Planck-DSMC algorithm for simulations of rarefied gas flows", *Journal of Computational Physics*, 287, 110-129, (2015).
- [5] Thomas E. Schwartzentruber, Leonardo C. Scalabrin, and Iain D. Boyd. Multiscale particle-continuum simulations of hypersonic flow over a planetary probe. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 45(6):1196–1206, (2008).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Modellierungen für die Regelung einer Hybridrakete

Clemens Merrem und Ognjan Božić
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik e. V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raumfahrzeuge
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
clemens.merrem@dlr.de

Das Hybridraketenesttriebwerk, welches im Rahmen des Vorhabens AHRES (Advanced Hybrid Rocket Engine Simulation) [1] zur Validierung der Auslegungstools vom Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik des DLR in Braunschweig betrieben wird, verfügt bislang nicht über eine Regelung zur Maximierung der Effizienz des Triebwerks. Der funktionale statische und dynamische Zusammenhang der Systemparameter und der Strömungsparameter innerhalb der Brennkammer und des Fördersystems müssen ebenso wie die mechanischen Eigenschaften der beteiligten Bauteile zum Entwerfen einer Regelung bekannt sein. In der vorgestellten Arbeit wurden die internen strömungsmechanischen Abhängigkeiten modelliert und zur Reglerauslegung in einen SIMULINK-Regelkreislauf integriert.

Die mechanische Modellierung wurde für das Regelventil durchgeführt und beinhaltet zwei Elemente. Einerseits wurde der Zusammenhang zwischen Öffnungsgrad und Widerstandszahl als Funktion angenähert. Werte hierfür folgen aus hydraulischen Teilwiderständen, die von Elementen mit bekannten Kennzahlen stammen. Andererseits wurde die Fahrgeschwindigkeit im SIMULINK-Modell berücksichtigt, indem die Ventilposition über das zeitliche Integral dieser Geschwindigkeit berechnet wurde.

Die Ermittlung der statischen funktionalen Zusammenhänge basiert auf einer Methode von Volkov [2], die das Triebwerk in Bereiche unterteilt, in denen der Verlauf der Strömungsgrößen mit einfachen Gleichungen, wie beispielsweise dem Druckabfall in einem durchströmten Rohr, beschrieben werden kann. Für alle Bereiche wurde die entsprechende Gleichung aufgestellt und zusammen mit einigen zusätzlichen Bilanzierungen in einem Gleichungssystem verbunden. Hierbei wurden die Gleichungen zunächst linearisiert und danach durch die Werte eines definierten Betriebspunktes dividiert um eine einheitliche Verknüpfung zu erhalten. Die Lösung des aufgestellten Gleichungssystems beschreibt die Veränderung der Strömungsgrößen.

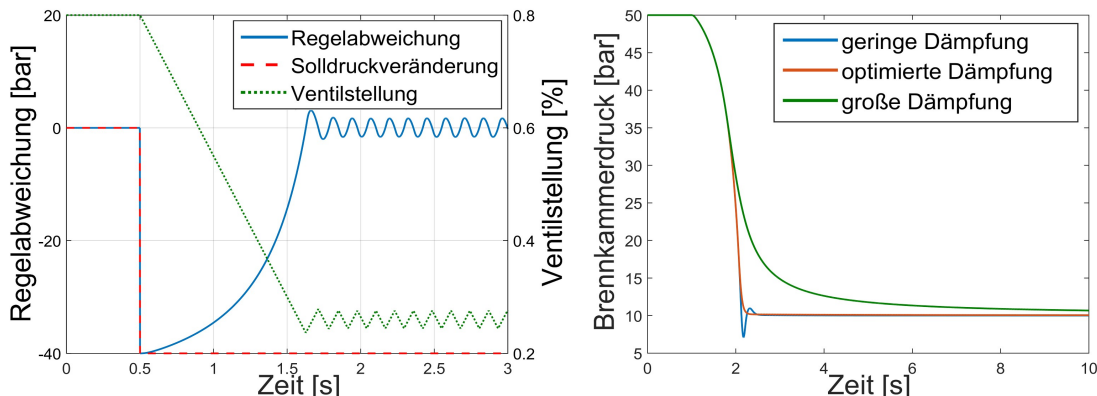


Abbildung 1: Dynamisches Verhalten des Regelkreislaufts mit Zweipunktregelung
(a) Schaltverhalten ohne Dämpfung (links)
(b) Druckverlauf mit unterschiedlichen Dämpfungen (rechts)

mungsparameter als Folge einer Systemveränderung. Damit auch der Verlauf der Systemempfindlichkeiten über den Abbrand darstellbar ist, wurde mit dieser Modellierung eine quasistatische Abbrandsimulation durchgeführt, indem die auftretenden Systemveränderungen, wie der Abbrand des Brennstoffblocks, zeitschrittweise die Strömung, vor allem den Brennkammerdruck, verändern, was wiederum Auswirkungen auf die Systemveränderungen hat. Die ermittelten Zusammenhänge wurden in den Regelkreislauf integriert.

Zuletzt wurde das dynamische Verhalten der Brennkammer mit einer Differenzialgleichung auf Grundlage der Massenbilanz der ein- und austretenden Gasströmungen modelliert. Der Ansatz geht davon aus, dass es sich um ideale Gase handelt, die gleichmäßig in der Brennkammer verteilt sind. Zudem wurden Änderungen der Enthalpie der Gase durch die Veränderung des Brennkammervolumens vernachlässigt und die Reaktionskinetik darauf reduziert, dass eine instantane Verbrennung nach einer Verzögerungszeit stattfindet. Für den Regelkreislauf wurde die Übertragungsfunktion der Differenzialgleichung, die aus einer Kombination eines PT1-Gliedes mit einem Totzeitglied besteht, ermittelt.

Die Art der Modellierung des Regelventils hat bei der Integration in einen Regelkreislauf zu einer Zweipunktregelung geführt und diese wurde für die ersten Simulationen genutzt. Das Schaltverhalten des Ventils ist in Abbildung 1a dargestellt. Hierbei zeigte sich, dass die Stellgeschwindigkeit bei realistischen Größen das bestimmende Glied des Kreislaufes ist und die Brennkammerdynamik

eine untergeordnete Rolle spielt. Der Schaltvorgang wurde im Folgenden dahingehend optimiert, dass stationäre Endwerte schnell und ohne Regelabweichung erreicht werden (vgl. Abbildung 1b). Dies wurde durch eine Verringerung der Fahrgeschwindigkeit vor Erreichen des Zielwertes umgesetzt. Diese Form der gedämpften Zweipunktregelung liefert die gewünschten Ergebnisse. Bei weiteren Simulationen zeigte sich, dass für den Einsatz linearer Regelglieder das Regelventil durch ein angepasstes PT1-Glied modelliert werden kann.



Abbildung 2: Abgasstrahl des AHRES-Triebwerks

(a) stationäres Verhalten (oben)
(b) transienter Vorgang (unten)

In Zukunft werden die erarbeiteten Modellierungen ein wichtiger Baustein sein, um die Hybridraketenregelung an Testtriebwerken zu erproben. Die Aufgabe besteht darin, den tatsächlichen Nutzen einer Regelung beim Einsatz mit realen Komponenten zu ermitteln und deren Zusammenwirken zu optimieren.

Quellen:

[1] Božić et al.: Program AHRES and its Contribution to assess Features and current Limitations of Hybrid Rocket Engines. IAC Paper 12-C4.2.8, Neapel 2012.

[2] E.B. Volkov, Mazing G.J., Siskin J.N.: Raketnie dvigateli na kombinirovannom toplive (Rocket Engines on a Combined Fuel). Masinostroenie, Moskva 1973.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerodynamik

Aerothermodynamische Analysen des atmosphärischen Eintritts von Nutzlastbehältern der TEXUS/MAXUS - Höhenforschungsraketen

Peter Noeding*, Burkhard Schmitz

Airbus DS GmbH, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, *peter.noeding@airbus.com

Einführung

Höhenforschungsraketen tragen als Nutzlast wissenschaftliche Experimente in eine erdnahe Umlaufbahn oberhalb der durch Ballone abgedeckten Höhen und unterhalb der Satellitenbahn.

Sie folgen Parabolflugbahnen, deren Dauer durch das von ihnen erreichte Apogäum (erdfernster Punkt der Flugbahn) ermittelt wird und liefern vibrationsfreie Umgebungsbedingungen für Experimente zur Ermittlung von Werkstoffeigenschaften und -verhalten, von biologische Phänomenen und Experimenten auf vielen anderen Gebieten. Der durch die Flugzeit der Rakete bestimmte Zeitraum unter Schwerelosigkeit ist bei einigen Versuchen ausreichend, um eigenständige Ergebnisse zu gewinnen, in anderen Fällen werden diese Experimente als Vorbereitung für längerfristige Forschungsarbeiten im Weltraum - an Bord der ISS - durchgeführt. Die Experimente werden nach Wiedereintritt und Fallschirmlandung des Nutzlastbehälters geborgen.

Airbus DS ist als Hauptauftragnehmer der europäischen Weltraumorganisation ESA oder des deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt DLR der industrielle Betreiber für Missionen mit TEXUS/MAXUS-Höhenforschungsraketen.

CFD-Analysen zur Aerothermodynamik beim atmosphärischen Wiedereintritt

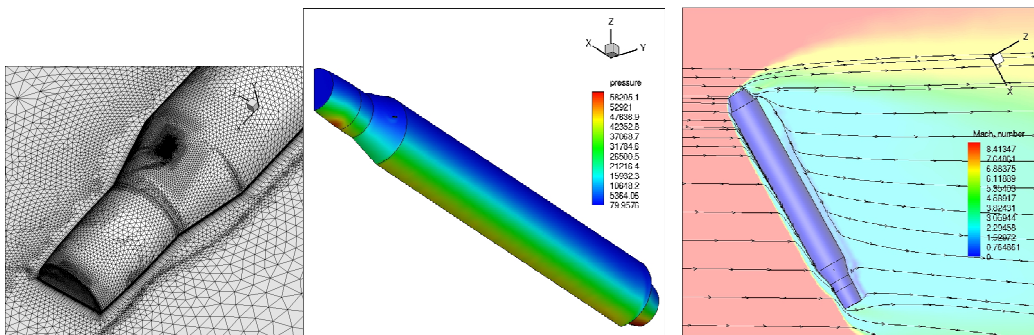
Die (von der jeweiligen Nutzlastkonfiguration abhängige) Längenvariation von Stufen-Segmenten der Höhenforschungsraketen und die genaue Schwerpunktlage des in die Atmosphäre eintretenden Stufen-Teils (Nutzlastbehälter) der Raketen hat einen wesentlichen Einfluss auf die mechanischen und thermischen Belastung des Nutzlastbehälters infolge damit verbundener, möglicher Abweichungen von der angestrebten idealen Fluglage.

Deshalb wurde bei Airbus DS in jüngerer Zeit eine neue Datenbasis der Fluglagedaten in Abhängigkeit von diesen Parametern auf Basis von CFD-Analysen unter Verwendung des TAU Code geschaffen, welche unter Verwendung von entsprechenden Flugdaten-Punkten der vergangenen Missionen validiert werden konnte.

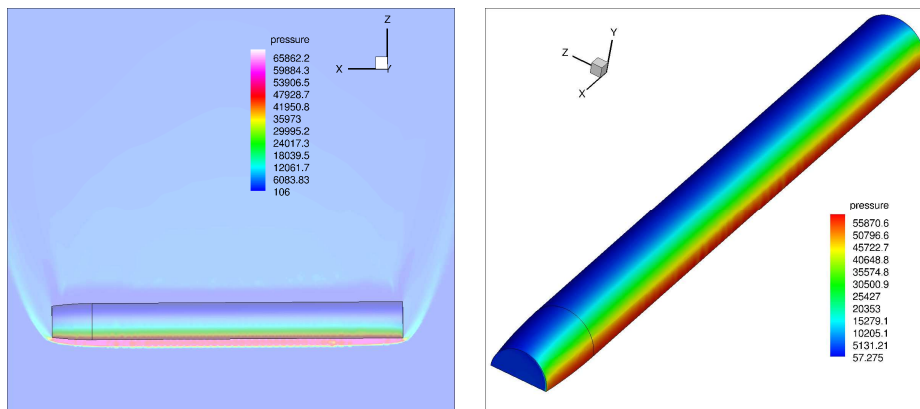
Die Präsentation wird auf die wesentlichen Aspekte der Modellierung und die Korrelation zu den Flugdaten eingehen.



TEXUS (links) und MAXUS(rechts) - Höhenforschungsraketen



MAXUS: Detailansicht hybrides CFD Gitter und TAU Code Ergebnisse Mach 9 bei 30 Grad Neigung gegen die Anströmung



TEXUS: TAU Code Ergebnisse Mach 6 bei 90 Grad Anströmungswinkel

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transition in hypersonischen Grenzschichten

Ansprechpartner: René Petervari, Alexander Wagner, Klaus Hannemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Raumfahrzeuge

Adresse: Bunsenstraße 10 **Telefon:** 0551 – 709 2648
37073 Göttingen **e-mail:** Rene.Petervari@dlr.de,
Alexander.Wagner@dlr.de,
Klaus.Hannemann@dlr.de,

Thema: Messung von Anströmungsstörungen in Hypersonischen Windkanälen

Der laminar-turbulente Grenzschichtumschlag (Transition) führt zu einer signifikanten Erhöhung der Wandschubspannung und des Wärmestroms an der überströmten Wand. Dadurch werden sowohl das thermische Schutzsystem als auch die Flugeigenschaften eines hypersonischen Flugzeuges stark beeinträchtigt. Dementsprechend ist das Verständnis des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags und die Vorhersage dessen Lage für die Konstruktion und Optimierung eines Hyperschallflugzeuges von großer Bedeutung, Force [1].

Wegen des hohen Kostenaufwands für hypersonische Freiflugexperimente wird der Transitionsprozess hauptsächlich am Boden in Hyperschallwindkanälen untersucht. Verglichen mit Freiflugexperimenten weisen Hypersonische Windkanäle jedoch deutlich höhere Störungspegel auf, Malik [2]. Die Störungen in der Windkanal-Anströmung beeinflussen den Transitionsprozess und die Lage des Umschlagpunktes entscheidend und erfordern deshalb eine genaue Charakterisierung, Reshotko [3].

Hierzu wurden bereits verschiedene Messtechniken eingesetzt. Weit verbreitet ist die Messung von Anströmungsschwankungen mithilfe von Pitot-Sonden und Hitzdraht-Anemometern, z.B. bei Masutti [4]. Jedoch weisen Pitot-Sonden einige Defizite auf. So müssen beispielsweise in Stoßkanälen Sensoren hinter Kavitäten verbaut werden, um diese vor zu hohen Wärmelasten und Partikeleinschlägen schützen zu können. Diese Kavitäten führen jedoch zum Auftreten unerwünschter Resonanzen, so auch in Pitot-Sonden. Des Weiteren sind Pitot Sonden in ihrer Form nicht standardisiert, die somit vorhandenen unterschiedliche Sondenformen können zu unterschiedlichen Messergebnissen führen, Heitmann [5]. Zudem führt das Unterschallgebiet hinter dem starken Stoß einer stumpfen Sonde zu weiteren Unsicherheiten bei der Bestimmung von Druckschwankungen, Mahesh [6].

Hitzdraht-Anemometer eignen sich gut für die Messung von Anströmungsstörungen in moderaten Über- und Hyperschallströmungen. In Hoch-Enthalpie-Stoßrohrkanälen, wie dem HEG, sind sie aufgrund der hohen Totaltemperatur und der harten Strömungsbedingungen nicht einsetzbar.

Andere Lösungen zur Bestimmung der Anströmungsstörungen stellen berührungslose, optische Verfahren, wie FDLI (focused laser differential interferometry) zur Bestimmung von Dichteschwankungen in der Anströmung dar, Parziale [7]. Diese Verfahren bieten ein großes messtechnisches Potential, sind im Einsatz aber sehr kostenaufwändig und für den Austausch zwischen verschiedenen Windkanälen aufgrund ihrer Komplexität nicht geeignet.

Eine Alternative zu diesen Messtechniken bieten schlanke Sonden, in deren Oberfläche Sensoren eingelassen werden. Dieses Konzept wurde bereits am DLR Göttingen in Form eines Keils (siehe Abbildung 1) und an der TU Braunschweig in Form eines Kegels umgesetzt, Ali [8]. Hierbei werden die Störungen aus der Anströmung hinter dem Druckstoß, der von der Vorderkante bzw. Spitze der Sonde ausgeht, gemessen. Mithilfe von numerischen Berechnungen wird dann aus diesen Messungen der Strömungszustand vor dem Druckstoß rekonstruiert.

Der Transitionsprozess wird durch eine weite Bandbreite von Frequenzen aus dem Störungsspektrum beeinflusst. Dementsprechend ist es wichtig die Anströmungsstörungen

möglichst bis zu hohen Frequenzen (≥ 1 MHz) zu vermessen. Hierzu werden hochempfindliche PCB-Drucksensoren eingesetzt, welche allerdings auch einer Sensitivität gegenüber Beschleunigungen aufweisen. In der ursprünglichen Ausführung war die Keilsonde an einer starren Halterung befestigt. Dadurch wurden bei der Überströmung im Versuch erhebliche mechanische Schwingungen auf die Sonde übertragen und machten eine Messung der Druckschwankungen unmöglich. Zur Optimierung wurde eine verbesserte Sondenhalterung entworfen, wodurch deutlich weniger mechanische Störungen auf die Sonde übertragen wurden und ein glatteres Spektrum erzielt werden konnte (siehe Abbildung 2). Der relativ glatte Verlauf dieses Spektrums entspricht der Erwartung eines kontinuierlichen Störungsspektrums (vgl. Parziale [7]). Der vorliegende Beitrag wird das Verfahren zur Optimierung und die durchgeführten Änderungen an der Sonde vorstellen, die letztlich den Einsatz der Sonde in Stoßkanälen erlauben wird.

Abbildung 1: Dreidimensionale Darstellung der Keilsonde. Bemaßung in Millimetern.

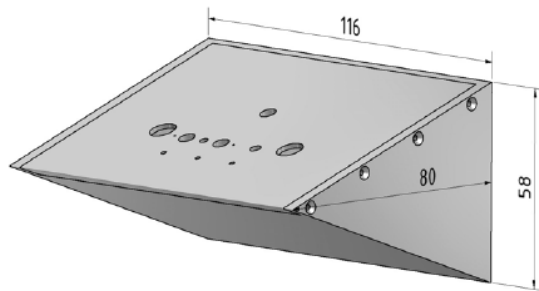
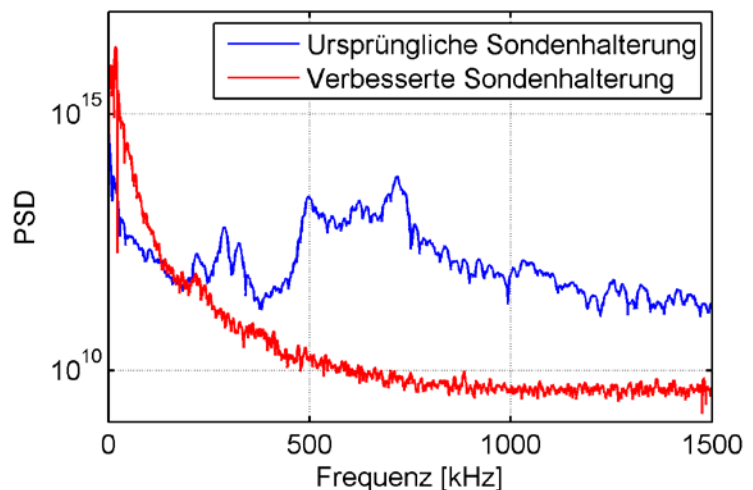


Abbildung 2: Leistungsdichtespektra (PSD) eines oberflächenbündigen PCB-Drucksensors verbaut in der ursprünglichen, starren Halterung (blau) und in einem späteren Versuch unter Verwendung der verbesserten Halterung (rot).



Literatur:

- [1] Force NT (1992) Report of the defense science board task force on the national aerospace plane (NASP). Tech. rep., Defense Science Board, Office of the Secretary of Defense, Washington, D.C. 20301-3140
- [2] Malik, M. R., Zang, T. A. and Bushnell, D. M.. "Boundary layer transition in hypersonic flows." (1990).
- [3] Reshotko, E. "Boundary-layer stability and transition." Annual Review of Fluid Mechanics 8.1 (1976): 311-349.
- [4] Masutti, D., et al. "Disturbance level characterization of a hypersonic blowdown facility." AIAA journal 50.12 (2012): 2720-2730.
- [5] Heitmann, D., et al. "Disturbance-level and transition measurements in a conical boundary layer at Mach 6." Proceedings of 26th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, AIAA Paper. Vol. 3951. 2008.
- [6] Mahesh, K., et al. "The interaction of an isotropic field of acoustic waves with a shock wave." Journal of Fluid Mechanics 300 (1995): 383-407.
- [7] Parziale, N. J., Shepherd, J. E. and Hornung, H. G.. "Free-stream density perturbations in a reflected-shock tunnel." Experiments in fluids 55.2 (2014): 1-10.
- [8] Ali, Syed Raza Christopher, et al. "High-Frequency Measurements of Acoustic and Entropy Disturbances in a Hypersonic Wind Tunnel." 44. AIAA Fluid Dynamics Conference.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Studie zur Start-Machzahl eines generischen Überschalllufteinlaufs

Schülein E., Schenk M., Buchmann B.

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

Die komplexe Wechselwirkung strömungsphysikalischer Prozesse, die beim Öffnen eines Überschalleinlaufs ablaufen, entscheidet über die minimale Flugmachzahl, ab der eine ausreichende Sauerstoff-Versorgung des luftatmenden Triebwerks erfolgen kann. Ziel des Vorhabens ist die Entwicklung und Validierung eines vereinfachten Modells zur Berechnung der kritischen Geometrieparameter eines generischen Überschalleinlaufs (Rampen- und Hauben-Kompressionswinkel, Vorderkantendicke) bei gegebenen Kontraktionsverhältnis und Flugparametern (Flughöhe und -geschwindigkeit).

Die aktuelle Parameterstudie wurde am generischen Einlaufmodell mit Variation der Machzahl, des Kontraktionsverhältnisses, sowie der Form und Vorderkantendicke der Abdeckhaube experimentell und numerisch durchgeführt. Die Experimente fanden dabei im Rohrwindkanal Göttingen (RWG) statt und die numerischen Untersuchungen wurden mit Hilfe des TAU-Codes durchgeführt. Die Vorderkantendicke d der Haube wurde in 5 Schritten zwischen 0.0 mm und 0.8 mm variiert bei 3 verschiedenen Hauben-Grundformen (Rampe, Doppelrampe und Kompressionsrampe). Die Grenzen zur Variation der Machzahl Ma (2.25 - 3.00) und des Kontraktionsverhältnisses K (2.0 - 2.3) wurden gewählt um eine Änderung des Strömungszustandes zwischen vollständigem Durchströmen (überkritischer Zustand) und Sperren des Innenkanals (unterkritischer Zustand) hervorzurufen.

Die experimentell vorgefundene Kanalströmung beim vollständigen Durchströmen konnte als stationäre 2-D Strömung adäquat simuliert werden. Die Übereinstimmungen der Wanddruckverteilungen und der Stoßstruktur in der Numerik und im Experiment sind in diesem Zustand bemerkenswert gut (Bild 1). Auch in Bereichen mit lokaler Wirbelbildung an den Kanalwänden konnten in der numerischen Simulation entsprechende Details aufgezeigt werden.

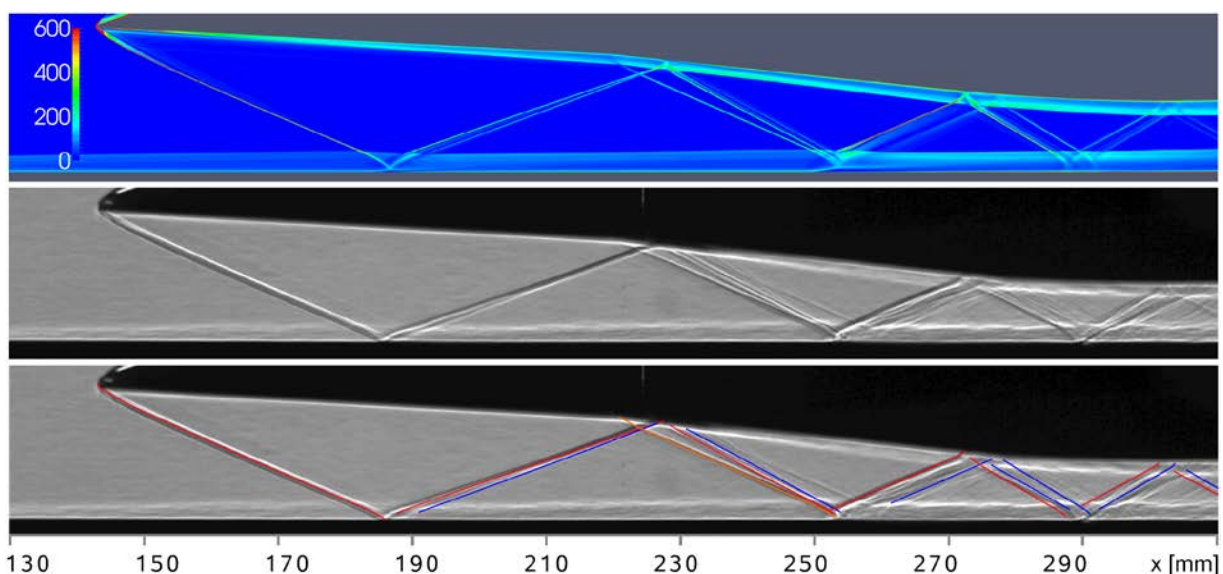


Bild 1: Vergleich der numerisch und experimentell ermittelten Stoßstrukturen im Innenkanal des Modells 3-1 (Doppelrampe) bei $Ma = 3$, $K = 2.025$ und $d = 0.2$ mm.

Beim Erreichen des unterkritischen Strömungszustandes konnte allerdings keine zufriedenstellende Übereinstimmung der experimentellen und numerischen Daten mehr erzielt werden. Dies war zu erwarten und liegt an den Vereinfachungen der durchgeführten numerischen Simulation, in der eine stationäre 2-D Strömung vorausgesetzt ist. Wegen des sehr breiten, aber seitlich offenen Innenkanals wird jedoch die Strömung im Windkanalmodell beim Übergang von überkritischen zum unterkritischen Zustand (Sperrung des Kanals im engsten Querschnitt) deutlich dreidimensional und zunehmend instationär.

In Bild 2 sind die berechneten Start-Machzahlen als Bereiche dargestellt, in denen der Übergang zwischen den über- und unterkritischen Zuständen als Limit für eine stationäre Durchströmung des 2-D Kanals dokumentiert ist. Dieser Machzahlbereich liegt somit deutlich über der experimentell ermittelten Grenze (nicht dargestellt), die eine spätere vollständige Kanalsperrung in Gegenwart der erwähnten seitlichen Öffnung beschreiben.

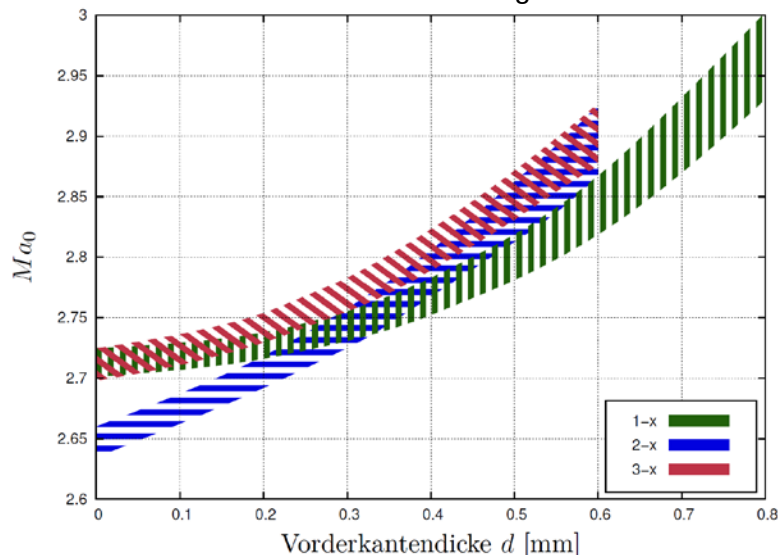


Bild 2: Effekt der Vorderkantendicke auf die numerisch berechnete Start-Machzahl Ma_0 bei $K = 2.025$ für verschiedene Rampenformen: Rampe (1-x), Kompressionsrampe (2-x) und Doppelrampe (3-x).

Obwohl beim komplexen Strömungsfeld der Einfluss einzelner Parameter sich nicht ohne weiteres extrahieren lässt, erlauben die Ergebnisse der Studie neue Einblicke in deren Wechselwirkung. Zum Beispiel, bei steigender Vorderkantendicke an untersuchten Einlaufkonfigurationen mit konstanter Kontraktion nimmt der Einfluss der zusätzlich induzierten Kopfwelle immer mehr an Bedeutung zu, so dass die Intensität des eigentlichen Lippenstoßes am Kanaleingang nicht mehr alleine über die Höhe der Start-Machzahl entscheidet. So erwist sich eine kontinuierliche, nominell verlustfreie Umlenkung der Strömung über eine klassische Kompressionsrampe (Modell 2-x) als besonders vorteilhaft nur bei relativ scharfen Vorderkanten (Bild 2). Bei dickeren Vorderkanten wurde dagegen die geringste Start-Machzahl bei einer einfachen Rampe (Modell 1-x) festgestellt, bei der nominell, im Vergleich zu den beiden anderen Konfigurationen, die größten stoßinduzierten Verluste und somit die höchsten Start-Machzahlen zu erwarten wären.

Literatur :

- [1] Buchmann B. (2014) Experimentelle Parameterstudie über die Start-Machzahl eines generischen Überschalllufteinlaufes, Bachelorarbeit (Uni Göttingen), DLR Göttingen, 2014.
- [2] Schenk M. (2014) Numerische Untersuchung des Einflusses der Vorderkantenausführung auf die Start-Machzahl eines generischen Überschalleinlaufs, Masterarbeit (TU Ilmenau), DLR Göttingen, 2014.
- [3] Schüle E., Schenk M., Buchmann B., Schnepf C. (2014) Parameterstudie zur Start-Machzahl eines generischen Überschalllufteinlaufs, Symposium WSE 2014, BiZBW Mannheim, 16.10.2014.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Stability analysis of Apollo configuration in transonic flow regime

Xiaofeng Yang

TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk-Str. 37,
38108 Braunschweig,

Rolf Radespiel

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

The re-entry capsule is commonly designed to be blunt so as to limit the severe aerodynamic heating in hypersonic flight, but such capsule, generally with lower trajectory coefficient, tends to be dynamically unstable at the end of the trajectory. Though large efforts have been made to reveal the dynamic behavior of the blunt body, much work needs to be done for further understanding of the mechanism.

The current study was to perform unsteady simulations of transonic flow for the Apollo-type configuration with forced pitch oscillation by using the DLR TAU-Code. The multi-block structured grid was used in this study after a study of grid independence. The estimation of the dynamic derivatives was integrated along the pitch motion cycle by imposing a forced sinusoidal motion around the capsule center of gravity. A two-dimensional airfoil case (Figure 1) verified the capability of the current estimation method of dynamic derivatives.

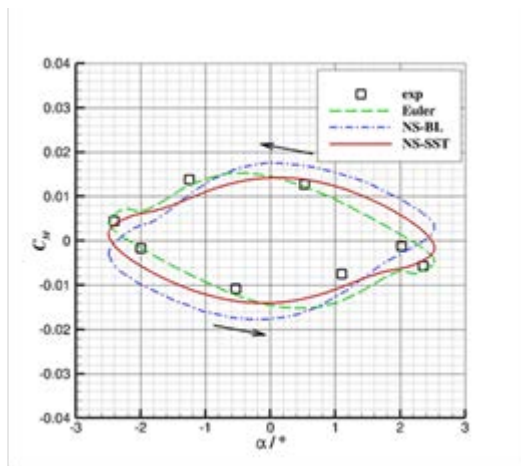


Figure 1: Moment coefficient loop for NACA0012 airfoil and the comparison with reference and experimental data

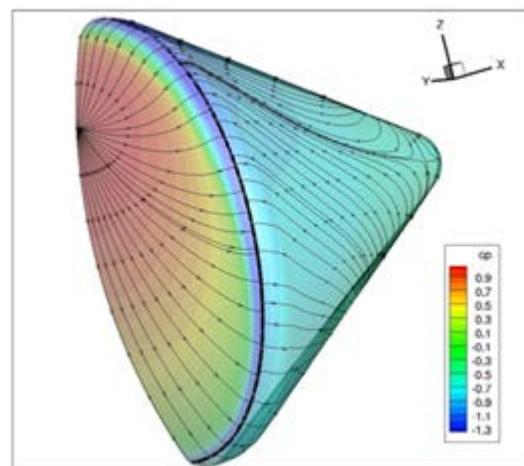


Figure 2: Apollo configuration and calculated surface pressure coefficient and streamlines at AoA=-25deg and Ma=0.7

Results of the flow characterization around the capsule and the integral aerodynamic coefficients were presented and their derivatives were calculated from the oscillatory data. Figure 2 shows the calculated surface pressure coefficient and the typical streamlines at angle of attack - 25 degree at Mach number 0.7. It can be seen that large separation and reattachment occur in the wake flow, which can enlarge the unsteadiness of wake flow. Figure 3 shows the calculated pitching moment coefficients for different Mach numbers and their comparison with experi-

mental data. Comparison of aerodynamic static derivatives and the experimental data showed good agreement. It can be concluded that the capsule is statically stable near each trim angle of attack for super-, trans- and subsonic flow.

The dynamic stability derivatives of the Apollo model were obtained by performing small amplitude forced oscillation. Effects of Mach number and center of gravity on the dynamic behavior of the capsule are discussed, as can be seen from the pitch moment loop in Figure 4. When the capsule descends from supersonic to subsonic regime, the pitch damping begins to decrease and the body generally becomes unstable. Regarding angle of attack, it is more probable to be dynamically unstable at zero trim angle of attack than that with center of gravity offset from the body centerline. The contribution of wake flow to the moment coefficient becomes more and more significant when the capsule descends to subsonic flow regime. In this condition, flow separation and other disturbances due to pitch motion propagate to downstream, and change the flow structure and base pressure of wake body. The increase of the unsteadiness of wake flow is believed to be the main reason that causes the dynamic instability.

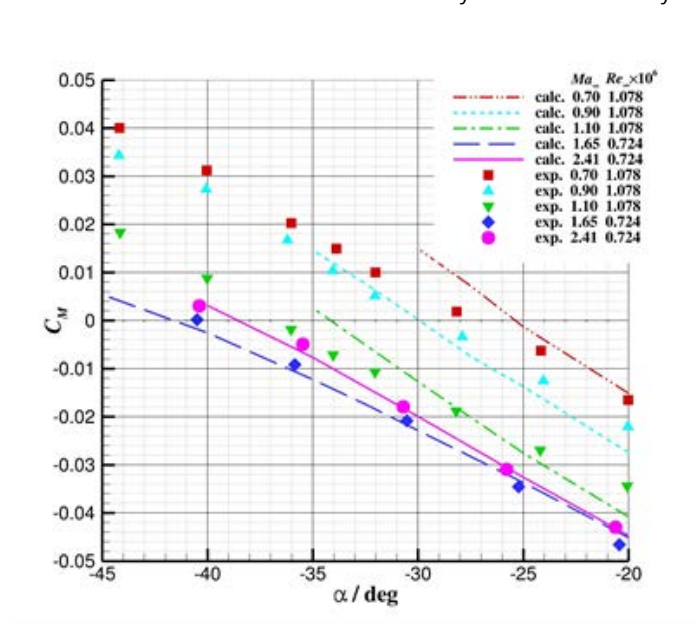


Figure 3: Calculated pitch moment coefficients and their comparison with experimental data

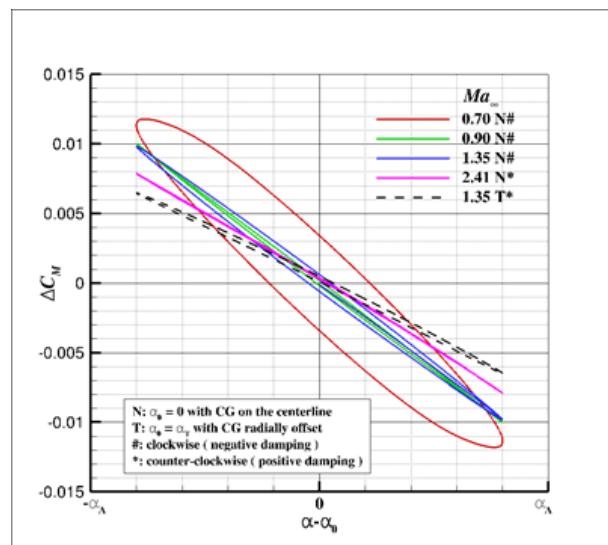


Figure 4: Calculated pitching moment coefficient loops for oscillatory motion

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen / Experimentelle Aerodynamik

Analyse der Wirbelbeeinflussung mittels gepulstem Ausblasen am generischen scharfkantigen VFE-2 Deltaflügelmodell

Dipl.-Ing. Andrei Buzica, Prof. Dr.-Ing. Christian Breitsamter
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik (TU München),
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching bei München
andrei.buzica@aer.mw.tum.de

Der Einsatz von Deltaflügel insbesondere in hochagilen Flugzeugkonfigurationen motiviert schon seit Jahrzehnten angehende Forschungsarbeiten. Diese Flügel kennzeichnen sich durch kleine Streckung und große Pfeilung ($\geq 55^\circ$) und bilden bei deren Umströmung Vorderkantenwirbelsysteme. An der Flügeloberseite entstehen durch die wirbelinduzierten Geschwindigkeiten hohe Saugspitzen, die für den nichtlinearen Zusatzauftrieb relativ zum Fall anliegender Strömung zuständig sind. Aufgrund der instationären Natur der Vorderkantenwirbel, wird die Ausbreitung von Instabilitäten mit nichtlinearen Wechselwirkungen in einem breiten Frequenzspektrum vorausgesetzt. Das Wirbelaufplatzen ist ein Phänomen, das mit dem Erreichen eines kritischen Zustands beschrieben wird [1]. Dabei nimmt der Querschnitt des Wirbelkerns abrupt zu und führt zur Abbremsung des Fluids sowie zu Druckanstieg in axialer Richtung. Die Aufplatzstelle wandert mit der Anstellwinkelerhöhung stromauf. Bei sehr hohen Anstellwinkeln kann der Aufrollvorgang der abgelösten Scherschicht nicht mehr stattfinden und die Strömung liegt auf der Flügeloberseite nicht mehr an. Das Wirbelaufplatzen führt zu hohen instationären Lasten am Flügel, Verlust der Flugstabilität und zum Auftriebseinbruch. Methoden zur Strömungsbeeinflussung der Vorderkantenwirbel haben als Ziel das Wirbelaufplatzen zu verzögern und die abgelöste Wirbelschicht wieder anzulegen um somit die Flugenvelope zu erweitern [2]. In dieser Studie wird die aktive Strömungsbeeinflussung durch periodischem Ausblasen entlang der Vorderkante anhand eines Windkanalhalbmodells analysiert.

Die untersuchte Geometrie repräsentiert die des „Vortex Flow Experiment 2“ (VFE-2). Der Flügel hat eine Pfeilung von 65° , eine Tiefe von 0.977m, eine Halbspannweite von 0.457m und ist 0.033m dick. Die Ablöselinie ist dank der scharfen Vorderkante geometrisch fixiert. Die Untersuchungen haben im Niedergeschwindigkeitswindkanal (Windkanal B) des Lehrstuhls für Aerodynamik und Strömungsmechanik der Technischen Universität München stattgefunden. Die Messstrecke ist offen hat einen Düsenquerschnitt von 1.20m x 1.55m und misst 2.85m in der Länge. Um den zeitlichen Geschwindigkeitsverlauf zu bestimmen wird die Hitzdrahtanemometrie mit zwei X-Drahtsonden eingesetzt. Die erste Sonde ist im 40% Schnitt über der Vorderkante fest platziert, die zweite fährt ein Messgitter in den hinteren Ebenen ab, jeweils bei 60% bzw. 80% der Flügeltiefe, um Geschwindigkeitssignale aufzunehmen. Zudem ermöglicht die zeitgleiche Signalerfassung der zwei Hitzdrahtsonden mit einer Abtastrate von 3000Hz und einem Tiefpassfilter von 1000Hz die Berechnung der Kreuzkorrelationsfunktionen der Geschwindigkeitskomponenten im Zeit-, Spektral- und Amplitudenbereich.

Abbildung 1 stellt die Messwerte der beiden Hitzdrahtproben im aktuierten Zustand bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 23^\circ$ und bei einer Anströmung von $U = 24\text{m/s}$ dar. Die Frequenz von $f = 65\text{Hz}$ (entspricht $F^+ \approx 1$) und die Amplitude von $U_j = 55\text{m/s}$ füh-

ren zu einer stromab Verschiebung des Aufplatzortes im Wirbel [3]. Aus der Verteilung der Turbulenzintensitäten in Strömungsrichtung ist die ringförmige Struktur des aufgeplatzten Wirbels in den hinteren Querebenen ($x/l = 60\% / 80\%$) sichtbar. Im Punkt der größeren Turbulenzintensität wurde das Signal $u_2(t)$ der sich stromab befindenden Probe bei $x/l = 60\%$ gemessen und zusammen mit dem Signal der ersten Sonde $u_1(t)$ auf der rechten Seite der Abbildung 1 skizziert. Mit einer Schiefe von $S = -0.445$ und einer Wölbung von $K = 0.059$ ist die Wahrscheinlichkeitsdichteverteilung von $u_2(t)$ (siehe Abb. 1 oben rechts) einer Normalverteilung ähnlicher als die vom $u_1(t)$ ($S = -0.445$, $K = 0.179$). Die integralen Zeitskalen sind für beide Proben anhand des ersten Nulldurchgangs der Autokorrelationsfunktionen bestimmbar. Über der Vorderkante, im ersten Messpunkt, beträgt die Zeitskala der diskreten Wirbel $\tau_1 \approx 2.333\text{ms}$, wobei sie allerdings stromab einen höheren Wert annimmt ($\tau_2 = 4.000\text{ms}$).

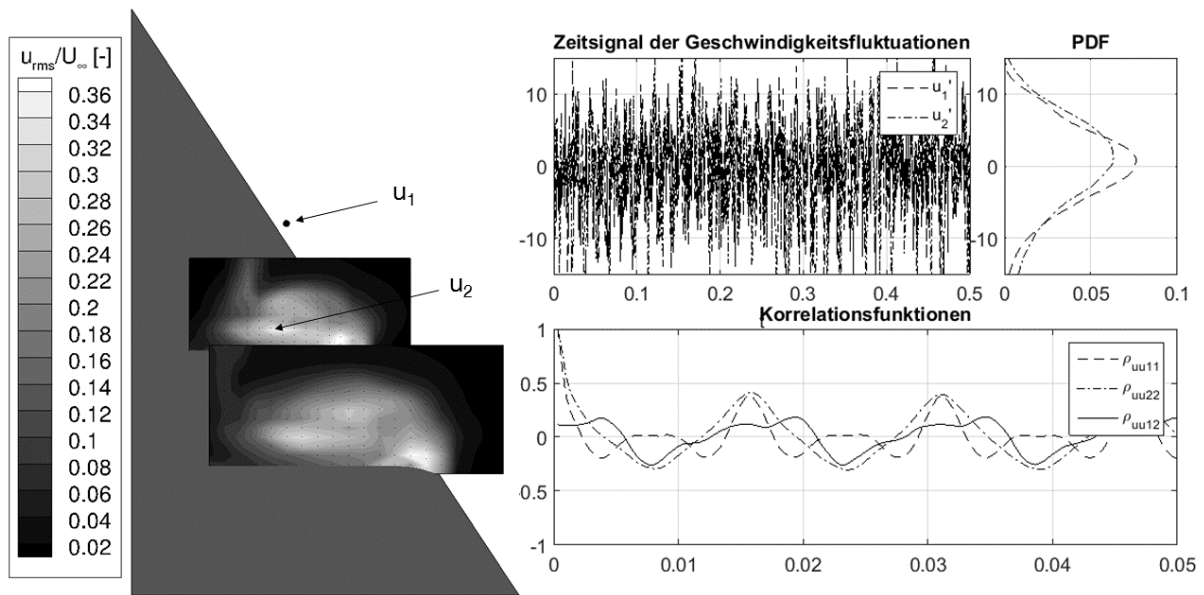


Abbildung 1: Falschfarbendarstellung der RMS-Werte der windfesten, axialen Geschwindigkeitskomponente in den Flügelebenen bei $x/t = 60\%$ und 80% (links) und das Signal der von zwei zeitgleich gemessenen Geschwindigkeitsfluktuationen $x/t = 40\%$ und 60% (rechts) mittels Hitzdrahtanemometrie, bei $U = 24\text{m/s}$, $\alpha = 23^\circ$, $f = 65\text{Hz}$ und $U_j = 55\text{m/s}$.

Die dimensionslose Kreuzkorrelationsfunktion der beiden Signale (Abb. 1 rechts, unten) weist den ersten Extremum bei einer Zeitverzögerung von ungefähr 8ms auf, welche der konvektiven Zeitskala entspricht. Die Minimas bei $\rho_{uu12} \approx -0.26$ deuten auf eine Phasenvoreilung des in der hinteren Ebene gemessenen Signals.

In dieser Studie werden zeitgleiche Messungen mit zwei räumlich getrennten Hitzdrahtproben für mehrere Fälle im aktuierten sowie im nichtaktuierten Zustand untersucht. Die statistische Auswertung dieser Ergebnissen geben Einblicke in die stromab Entwicklung des Wirbels.

- [1] Breitsamter, C.: „Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbel“; Herbert Utz Verlag Wissenschaft; 1997; ISBN 3-89675-201-4
- [2] Gursul, I., Wang, I. and Vardaki, E., „Review of Flow Control Mechanisms of Leading-Edge Vortices“, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 23, Nos7-8, 2007, pp. 246-270
- [3] Kölzsch, A. and Breitsamter, C., „Vortex Flow Manipulation on Generic Delta Wing Configurations“, ICAS 2012

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge

Integrated High-Lift Design for a Laminar Flow Wing

Andreas Grimminger
Aerodynamic High-Lift Design
Airbus Operations GmbH
Airbus-Allee 1
28199 Bremen
andreas.grimminger@airbus.com

Introduction

The reduction of fuel burn to reduce the environmental impact and to improve the economics of air travel is one of the main drivers of passenger transport aircraft design. From the aerodynamic side, an effective means can be maintaining laminar boundary layer flow on major parts of the aircraft, especially the wing. High lift devices such as the Krueger flap at the leading edge and a droop spoiler flap at the trailing edge play an important role in enabling this technology.

Insect Shielding Krueger

Krueger flaps are well suited for laminar wings since the deploy from the lower surface of the wing and therefore do not disturb the flow on the upper surface. Furthermore, to protect the wing from insect contamination, the Krueger flap can be positioned in a “shielding” position. Thus, it has two purposes – protect high lift performance and protect laminarity. The sometimes conflicting requirements for these purposes need to be carefully balanced for a successful design.

Impact of Laminar Flow Wing Design on High Lift Systems

To maintain natural laminar flow, the wing will have low leading edge sweep (possibly even zero or negative sweep) and a nose radius significantly smaller than for turbulent designs. These features impact the integration of the shielding Krueger.

The specific geometric twist for a zero sweep wing requires the Krueger flap to be positioned high in its deployed setting to achieve insect shielding (see Figure 1). This reduces its aerodynamic effectiveness and increases weight and complexity of the kinematics.

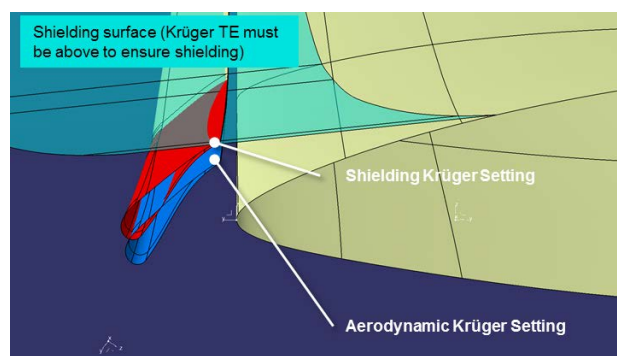


Figure 1: Comparison of Krueger flap in position best for aerodynamic effect and shielding position

The small wing nose radius increases the suction peaks at the leading edge and reduces the margin to leading edge stall at high angle of attack. Furthermore the space available for systems, e.g. the Krueger devices, is reduced.

To smooth the junction between belly fairing and wing leading edge, a blending fairing ("onglet") is employed. Its extent makes a gap between the Krueger inboard end and the belly fairing necessary. Due to low/negative sweep of the wing the inboard wing is highly loaded and early stall can happen in this unprotected area (see Figure 2). Therefore a compromise must be found between a large onglet best for high speed aerodynamics and a small onglet allowing a Krueger without gap best for low speed.

When the Krueger is retracted or deployed in flight, it assumes a position in front of the leading edge. A kinematic must be developed that deploys the Krueger on a trajectory that prevents severe disturbance of the wing flow (see Figure 3).

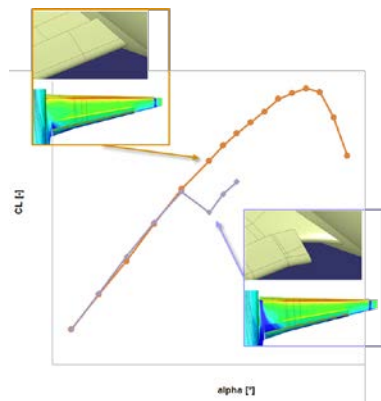


Figure 2: Effect of gap between Krueger flap and belly fairing on lift due to integration of onglet

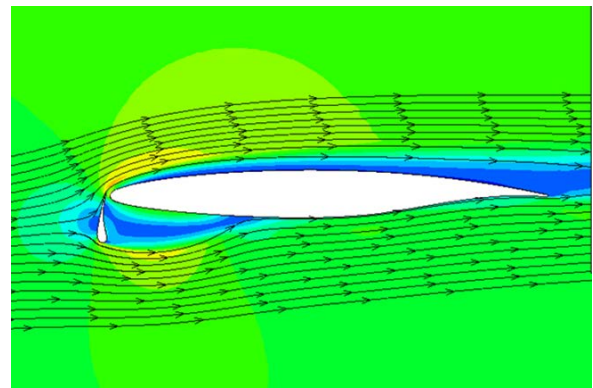


Figure 3: Disturbance of flow on wing due to Krueger flap during retraction

Droop Spoiler Flap for Variable Camber

To ensure that the pressure gradients on the wing are favourable for laminar flow throughout the mission (see Figure 4), the droop spoiler flap varies the effective camber of the wing by small upward or downward deflections (see Figure 5).

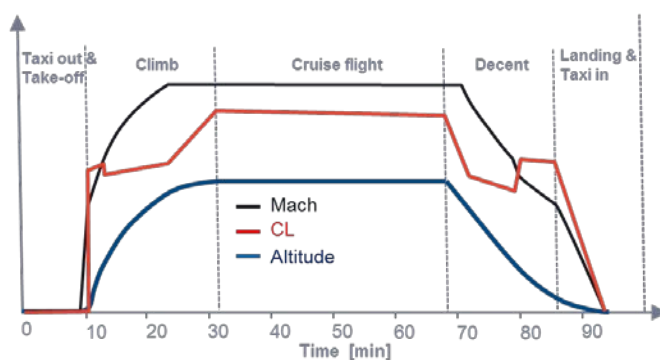


Figure 4: Example mission profile

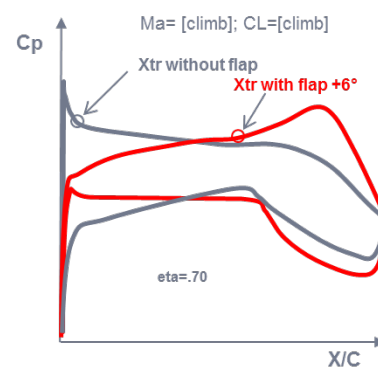


Figure 5: Effect of variable camber on cp distribution

Conclusion

High lift systems are essential to enable the laminar flow technology on an aircraft. Their integration is closely coupled with the wing shape and can only be successful in a multi-disciplinary design approach.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimental Study

Numerical and Experimental Study on Step Induced Laminar-Turbulent Transition on a Cone

Lee Li

TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk Str. 37, 38108

Federico Munoz, Rolf Radespiel

TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk Str. 37, 38108

f.munoz@tu-bs.de, r.radespiel@tu-bs.de

Boundary layer transition is of great importance in hypersonic vehicle design since it affects surface heat transfer and skin friction. Usually, roughness is present at the vehicle surface. Some are designed features, such as steps appearing at the antenna window. Some are unintended features, such as roughness due to surface ablation. A 2-D step on the sharp cone is kind of regularly-shaped swept ramp trip. Step induced perturbation in boundary layer has undoubtedly attracted world wide interest in past decades. But the transition mechanism is still incompletely understood despite significant progress has been made. Among these studies, unstable second mode perturbations inside the boundary are responsible for transition. In order to understand these instabilities in boundary layer, both numerical and experimental studies have been performed.

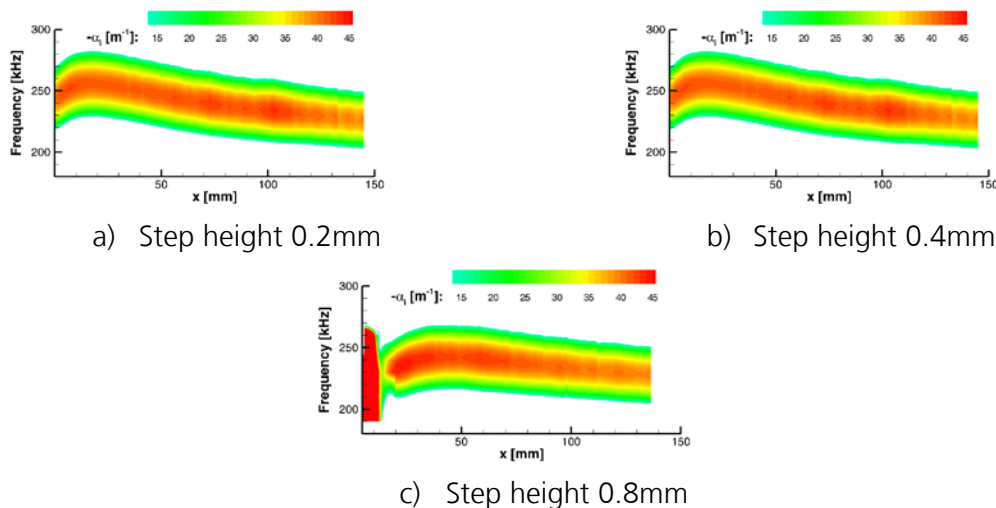
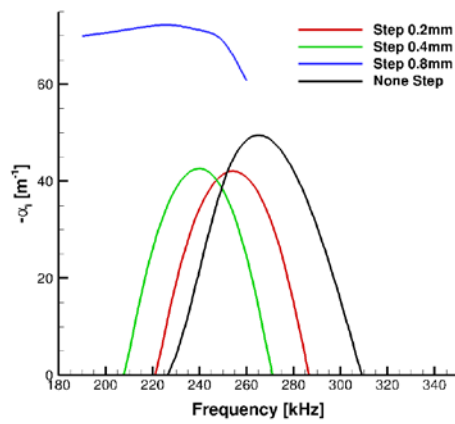


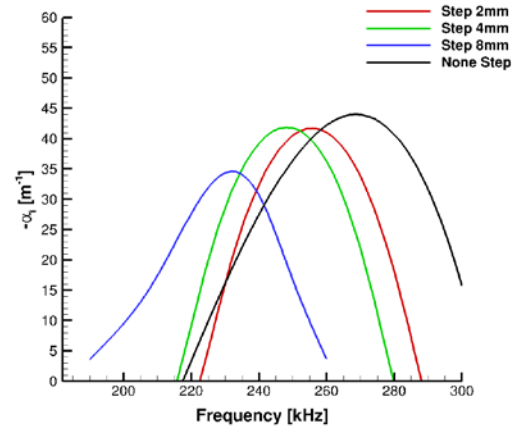
Fig.1 Instability amplification rate of different steps

The effect of step height has been studied by testing a series of steps of different step height. The step height are 0.2 δ , 0.4 δ and 0.8 δ respectively. Where δ is the boundary layer thickness at the location of the step. Though instability calculation, it is found that the second mode instability increase rapidly in a certain range downstream the step. **Even some lower frequency amplifies with the increasing step height.** The higher step gets a narrower amplified frequency band. See Fig.1.

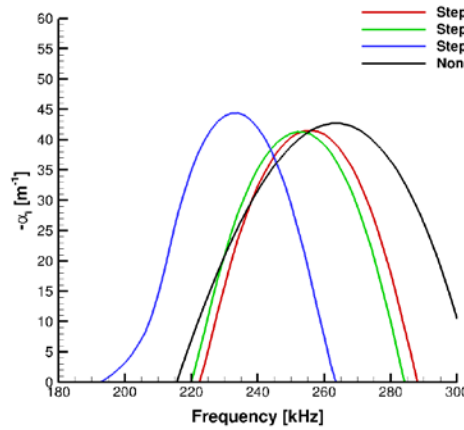
The effect of step height to instability waves have also been studied, see Fig.3. For this analysis, 3 locations has been selected, which are 10 mm, 15 mm and 20 mm downstream the step. With the increasing of step height, the moving forward amplified frequency illustrates the boundary layer becomes much more unstable. But to the amplification rate, only the case of a 0.8mm high step is obviously larger than none step case. Along the surface, it is easy to find out the effect of step is constrained in the area not far from the step. Only in the first 10mm, it's easy to get an extraordinary amplification rate enhancement. At location which is 20mm downstream the step, even the most effective step's effect damps. There is little difference in amplification rate by comparing to none step case.



(a) x=10mm



(b) x=15mm



(c) x=20mm

Fig.2 Local Amplification Rate vs frequency for different configurations at specific location

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/ Experimentelle Aerodynamik

INVESTIGATION OF TURBULENT FLOW DOWNSTREAM RIBBED SURFACES USING THE MICRO-PILLAR SHEAR STRESS SENSOR MPS³

Y. Liu*, W. Li*, W. Jessen*, W. Schröder*

**Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University,
Wüllnerstraße 5a, 52062 Aachen, e-mail: y.liu@aia.rwth-aachen.de*

INTRODUCTION: Riblets possess the ability to modify the near-wall flow pattern and lead to a drag-reduction effect [4]. In different investigations, the measurement positions vary from in-between the riblets [4] to some distance downstream of the riblet structure [5] and various drag reduction values have been reported. To study the influence of the ribbed surface on the local wall-shear stress downstream of the structured surface, experiments using the micro-pillar shear stress sensor MPS³ have been conducted. The MPS³ sensor is a novel tool for the measurement of the wall-shear stress distribution at high spatial and temporal resolution. It consists of an array of flexible cylinders flush-mounted to the surface, protruding into the viscous sublayer and bending as a result of the fluid forces. More details concerning its measurement principles and the calibration procedure can be found in [1, 2, 3].

EXPERIMENTAL SETUP: The experiments have been performed for a flat plate flow in a low speed closed-loop wind tunnel. The flow is tripped upstream such that at the measurement position a fully developed turbulent flow is achieved. An aluminum surface of $170 \times 370 \text{ mm}^2$ area structured by semi-circular riblets (lateral spacing $s = 1.0 \text{ mm}$, $s^+ = 25$; height $h = 0.3 \text{ mm}$) is located in the center of the flat plate. Two configurations of the riblet inlay — one with a sharp edge at the end and one with a 3 mm smooth transition to the perfectly flat plate — are considered. An array of 8×4 MPS³ sensors (length $l = 200 \text{ }\mu\text{m}$, $l^+ = 5$; diameter $14 \text{ }\mu\text{m}$; spacing $350 \text{ }\mu\text{m}$) is flush-mounted to the aluminum surface downstream of the riblets. At the measurement position $x = 892 \text{ mm}$ the corresponding momentum-loss based Reynolds number is $Re_\theta = 1200$ for the free stream velocity of 8.0 m/s . The pillar tips are illuminated by a laser light sheet parallel to the wall. A Photron Fastcam SA5 high-speed camera with a K2/Infinity long-distance microscope lens is used to detect the tip deflections. Measurements over a flat plate at the same position were conducted as reference results.

RESULTS: The friction velocity measured by the MPS³ for the pure flat plate flow is $u_\tau = 0.379 \text{ m/s}$, which compares well with the theoretical value of $u_\tau = 0.365 \text{ m/s}$. The measured mean deflections by averaging the whole pillar field for the three flow cases are listed in Table 1, reflecting that the local wall-shear stress downstream of the ribbed surface is smaller than that of a flat plate, and the smallest for the one with the sharp edge. This can be expected since the flow downstream of the sharp edge has a wake-like character. This is less pronounced for the smooth transition geometry. The same trend can be observed from the exemplary recordings of the deflections of a single pillar for the three cases (Figure 1). The highly fluctuating nature of the wall-shear stress is clearly demonstrated, in which the zones of lower deflections represent the existence of low-speed streaks while the higher deflections indicate the high-speed streaks or sweep events. Compared with the flat plate case, the flow related to the ribbed surface possesses less fluctuations, i.e. the amplitudes are smaller. These features also manifest themselves in the probability density functions (Figure 2) and the related turbulence statistics (Table 1). The increased skewness suggests that for the ribbed surface a larger part of the fluctuations are negative, leading to smaller zones of high-speed streaks, while the increased flatness denotes a more intermittent behavior. The *rms* value for the ribbed surface is also smaller, representing a weaker turbulence intensity. The exemplary two-dimensional wall-shear stress distributions for the flat plate and the ribbed plate with smooth transition are shown in Figure 3 and 4. For both cases, the observed large regions of low-speed streaks interrupted by smaller regions of high-speed fluid constitute the predominant features of the near-wall flow. Elliptical vortex structures regarded as the footprints of the tilted streamwise hairpin-vortices on the wall-parallel plane also exist in the wall-shear stress

distribution. For the ribbed surface, the high-speed zones are found to be smaller and less frequent, as a result of the flow-modifying effect of the riblets.

	mean deflection[px]	S_x	F_x	$\tau_{x,rms}/\overline{\tau_x}$
flat plate	2.06	0.39	3.34	0.3820
ribbed plate with smooth transition	1.88	0.54	3.97	0.3315
ribbed plate with sharp edge	1.53	0.84	4.51	0.2783

Table 1 Mean deflections and turbulence statistics for the three flow cases

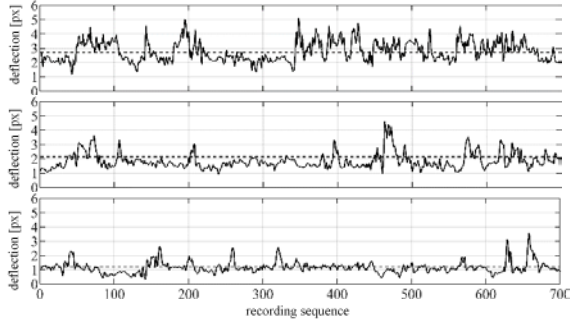


Figure 1 Temporal evolution of a single pillar bending at 4000Hz (top: flat plate; center: ribbed plate with smooth transition; bottom: ribbed plate with sharp edge)

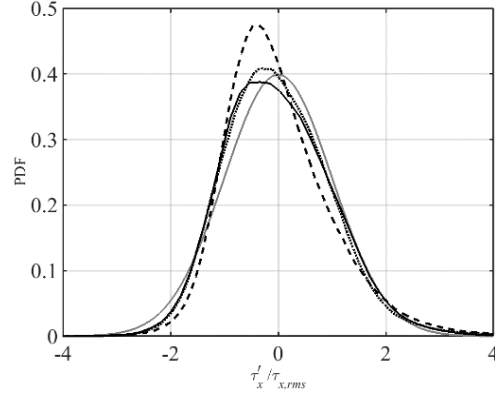


Figure 2 Probability density function of the streamwise wall-shear stress (black line: flat plate;: ribbed plate with smooth transition; --:ribbed plate with sharp edge; grey line: normal distribution)

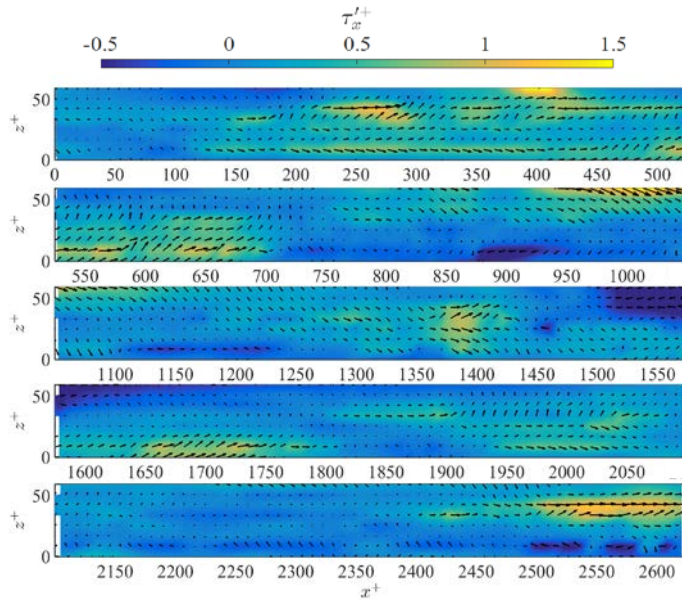


Figure 3 Wall-shear stress distribution for the flat plate (contours: magnitude of the non-dimensionalized streamwise wall-shear stress fluctuation $\tau_x'^+$, vectors: instantaneous shear stress fluctuation τ')

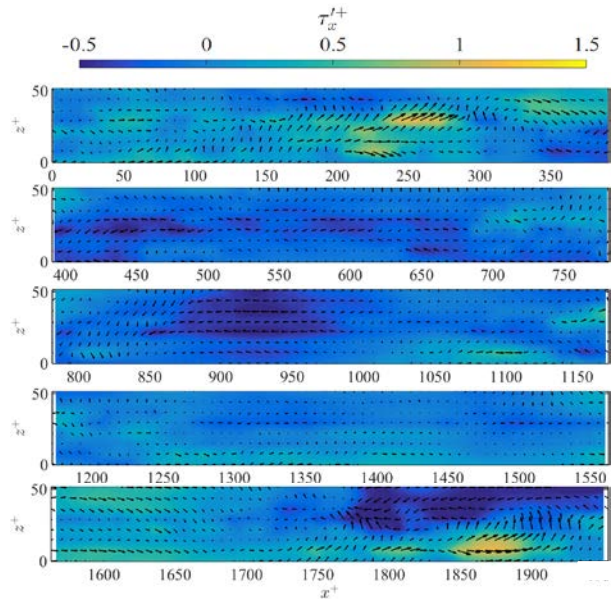


Figure 4 Wall-shear stress distribution for the ribbed plate with smooth transition (contours: magnitude of the non-dimensionalized streamwise wall-shear stress fluctuation $\tau_x'^+$, vectors: instantaneous shear stress fluctuation τ')

References

- [1] S. Große, W. Schröder. Mean wall-shear stress measurements using the micro-pillar shear stress sensors MPS3. *Meas. Sci. Tech.* **10**: 1-12, 2008.
- [2] S. Große, T. Soodt, W. Schröder. Dynamic calibration technique for the micro-pillar shear stress sensors MPS3. *Meas. Sci. Tech.* **19**, 105201, 2008.
- [3] S. Große, W. Schröder. Wall-shear stress patterns of coherent structures in turbulent duct flow. *J. Fluid Mech.* Vol. **633**: 147-158, 2009.
- [4] K.-S. Choi. European drag-reduction research - recent developments and current status. *Fluid Dyn. Res.* **26**: 325-335, 2000.
- [5] W. Li, W. Jessen, D. Roggenkamp, M. Klaas, W. Silex, M. Schiek and W. Schröder. Turbulent drag reduction by spanwise traveling ribbed surface waves. *European Journal of Mechanics - B/Fluids* **53**: 101 - 112, 2015.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen
/ Numerische Aerodynamik Q 2.1

Surrogate-Based Robust Aerodynamic Shape Optimization of Airfoils Considering Geometric Uncertainties

Daigo Maruyama, Dishu Liu and Stefan Götz

DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Lilienthalplatz 7,
38108 Braunschweig, Germany. daigo.maruyama@dlr.de

We demonstrate robust design on the transonic RAE2822 airfoil for aerodynamic shape design. Variations of the flight conditions such as angle of attack α and Mach number M may occur during flight due to changing atmospheric conditions, e.g.. The airfoil may also change during the manufacturing process and due to degradation and erosion during operations. We consider these changes as uncertain input parameters with normal distributions when we evaluate the robustness of the design. In our robust design optimization, we optimize stochastic values such as mean and standard deviation of the output cost functions (the drag coefficient C_d in this study). Here, we introduce our efficient robust design optimization approach by combining a shape optimization framework with the uncertainty quantification (UQ) methods developed in the FP7 European project UMRIDA. In this study we focus on non-intrusive approaches, where we evaluate only the output of cost functions and treat the flow solver as a black box.

Generally, because of the strong non-linearity of the governing equations, the results could be different from those derived from approximations by stochastic modeling. The method of moment, polynomial chaos expansion and stochastic collocation methods are widely used as non-intrusive approaches for evaluation of the stochastic values. These are efficient in terms of the cost of CFD calculations. At the same time, we need accuracy of the output cost functions. The Monte Carlo (MC) method is one of the most straightforward UQ methods, but comes at a much higher cost than the other non-intrusive methods. Our approach is a combination of sampling methods and surrogate models to suppress the expensive computational costs. The Sobol sequence based quasi Monte Carlo method (QMC) was implemented to achieve uniform distributions of the samples. Kriging and gradient-enhanced Kriging (GEK) [1], which are integrated in the SMARTy toolbox developed at DLR, were used as surrogate models. Once we created a surrogate model, MC method with a sufficiently large number of samples can be applied to estimate the statistics and no other stochastic modeling is necessary. Another effort to reduce the computational cost is to control the potentially large number of geometrical uncertainties, which is equivalent to reducing the dimensionality of the problem and thus of the surrogate model. A truncated Karhunen-Loève expansion (KLE) [2] was used to reduce the number of geometric uncertainties from 380 airfoil surface grid nodes to 10 parameters in our test case. Finally, two operational parameters (α and M) and 10 geometric parameters, totally 12 parameters, are considered as uncertainty factors. The number of samples to construct a surrogate model was set to 12 or 30 in the truncated 3σ domains (σ is standard deviation of inputs). The number of MC samples on each surrogate model is fixed to 10^5 with normal distributions as the input uncertainties.

The Subplex method and Bernstein polynomials with 10 design variables deforming the camber line (thickness constraint) were used for the optimization algorithm and parameterization of the airfoil, respectively. The gradients needed to create GEK surrogate models were computed with the adjoint version of the DLR TAU code. In the optimization chain, the objective functions are μ_{C_d} and σ_{C_d} (mean and standard deviation of C_d), both of which are to be minimized. Once these stochastically determined objective function values are obtained by QMC and a Kriging- or GEK-based surrogate model, this robust design optimization chain returns to an ordinary optimization one. The constraint is that the lift coefficient C_l is constant at 0.791. This is the C_l of the RAE2822 when $M_\infty=0.734$ and $Re=6.5 \times 10^6$, which

is the nominal flow condition. The standard deviations of α and M were set to 0.005 and 0.1, respectively. The 10 normally distributed geometric parameters by the truncated KLE have a maximum standard deviation of 0.00125 for both the upper and lower surfaces. C_d on each sample is evaluated by the TAU code with 2D RANS computations. The number of nodes of the grid is 29 thousands. A radial basis function (RBF) based mesh deformation was used for both the optimization design iteration and the UQ part.

First of all we discuss the evaluation of the initial values of the objective functions μ_{Cd} and σ_{Cd} , which are stochastically determined during each iteration of the optimization. Then, results of the robust design optimization are presented. Figure 1 shows a comparison of the mean and standard deviations of the objective function μ_{Cd} by Kriging and GEK with two different numbers of samples: 12 and 30, obtained by 100 cycles of different distributions of sampling points by QMC. We discuss these results from three viewpoints: (1) precision (reproducibility), (2) efficiency, (3) accuracy. For both Kriging and GEK, the standard deviations become around half when the number of samples increases from 12 to 30, and those of (b) and (c) in Fig. 1 are almost identical. The number of samples can be simply equivalent to the computational cost while we have to note that the cost using GEK becomes around double of that using Kriging because of the additional adjoint solution. Here the standard deviation could be used for an index for precision (reproducibility). The precisions of (b) and (c) in Fig. 1 can be regarded to be almost the same. Therefore, the efficiency of (c) in Fig. 1 is considered to be slightly higher than that of (b). However, the accuracy is a different issue. In terms of the mean values there are differences between (b) and (c) in Fig. 1. GEK estimates between 1.0 and 1.6 cts. higher than Kriging (here 1cts.=0.001).

We applied the two approaches of evaluation of the objective function (b) and (c) in Fig. 1 to the robust design optimization. μ_{Cd} and σ_{Cd} of the RAE2822 as the initial configuration evaluated by the approaches (a) and (b) in Fig. 1 are $\mu_{Cd}=193$ cts., $\sigma_{Cd}=30.0$ cts., and $\mu_{Cd}=212$ cts., $\sigma_{Cd}=66.8$ cts., respectively. Figure 2 shows a comparison of the designed configurations after around 460 iterations of the Subplex optimization algorithm obtained by the two approaches (b) and (c) in Fig. 1. Although the obtained design variables are different from each other, the characteristics of the configurations are similar, especially the shapes between the leading edge and the mid-chord, which influences the generation of the shock wave, and around the trailing edge. μ_{Cd} and σ_{Cd} of the optimized airfoils by (b) and (c) are $\mu_{Cd}=140$ cts., $\sigma_{Cd}=13.3$ cts., and $\mu_{Cd}=164$ cts., $\sigma_{Cd}=2.3$ cts., respectively. For more efficient and accurate evaluation of the objective functions, adaptive sampling methods in terms of stochastic value estimations are the subject of ongoing studies.

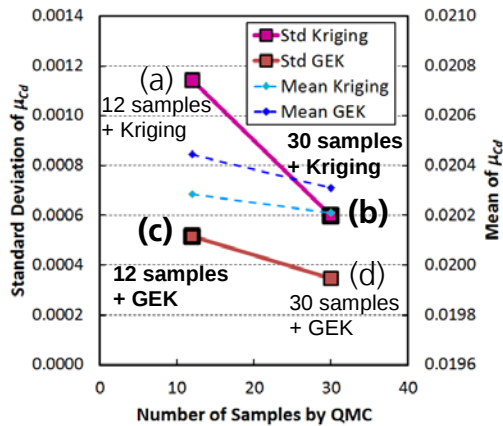


Fig. 1 Comparison of mean and standard deviation of an objective function μ_{Cd} of RAE2822 (initial configuration) between Kriging and GEK

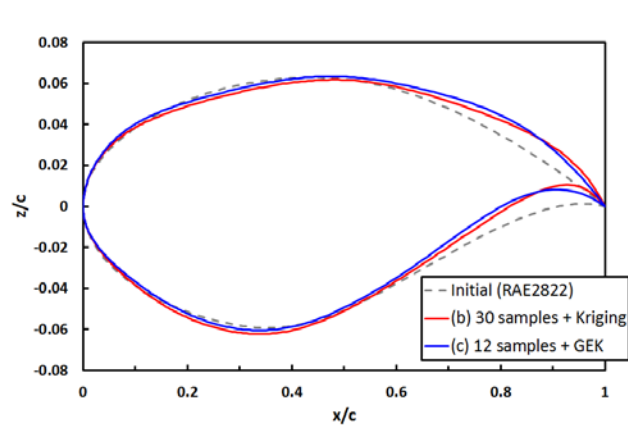


Fig. 2 Comparison of obtained configurations by using 30 samples with Kriging and 12 samples with GEK by Subplex-based robust design optimization

References

- [1] Han, Z.H., Görtz, S., Zimmermann, R., „Improving Variable-Fidelity Surrogate modeling via Gradient-Enhanced Kriging and a Generalized hybrid Bridge Function,” *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 25, Issue 1. 2013.
- [2] Liu, D. and Görtz, S., „Influence of reduced-order modelling of geometrical uncertainties on statistics,” 7. Dresdner-Probabilistik-Workshop, Dresden, October, 2014.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition and Laminarflow

Thema: **Experimental investigation for characterization of transition mechanism and validation of transition prediction methods on 3D boundary layers.**

Autoren: Federico Munoz¹, Rolf Radespiel¹, Martin Kruse², Rouven Petzold¹

Institution: ¹Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, Hermann-Blenk-Straße 37, 38108 Braunschweig, f.munoz@tu-bs.de

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

Concept of the experimental investigation:

The air transportation is trying to improve efficiency in order to reduce fuel consumption and produce less CO₂ gases. On the one hand engines have to be improved but on the other hand drag should be reduced. As laminar boundary layers produce fewer losses than turbulent ones, understanding transition mechanism is very important in the development of laminar wings and transition prediction methods.

One transition prediction method computes linear amplification of small disturbances inside the boundary layer with local stability theory. This method is known as eN method. In the case of subsonic 3D boundary layers the local stability theory calculates two Nfactors for two different instabilities: one for Tollmien–Schlichting (TS) and one for crossflow (CF) instabilities [1]. The transition process due to TS waves is governed by linear amplification with a rather short nonlinear stage at the end, whereas the transition process – due to crossflow vortices – exhibits a short stage of linear amplification and a rapid saturation with nonlinear behavior. So, the linear stability theory overestimates the CF amplification [2]. Using a local approach does not account for spanwise gradients, which may cause additional difficulties in predicting the crossflow instability, especially in the area of highly spanwise varying mean flow. The eN method, as applied in industrial applications, is often based on local stability analysis, so neither streamwise nor spanwise gradients are taken into account. These assumptions are not valid on real wings and there exists little experimental data to quantify the expected inaccuracy for spanwise variations of crossflow. Hence, a test case with strongly varying crossflow is perfect for analyzing the accuracy of these methods. Another difficulty of linear stability is the fact that it ignores detailed receptivity processes; CFI are strongly influenced by surface roughness, while TSI are more affected by the turbulence intensity.

This paper will show experimental results for the transition location on a wing with strongly spanwise varying crossflow and an evaluation of the results with linear local stability theory. The surface roughness of the model and the turbulence intensity of the facility are measured to document thereby making the experimental data useful for future investigations, addressing receptivity.

Results:

The investigations were carried out on a wing with a sickle-shaped geometry with three differently swept segments with the 45 deg in the middle. The sweep angles of the other segments were designed such as the crossflow increases stepwise from one segment to the next, in a spanwise direction. The model is composed of a laminar airfoil on the suction side and a conventional airfoil on the pressure side.

An infrared image from recent experimental investigations in MUB (Model Unterschall Windkannal Braunschweig) shows the transition line along the wing for a $Re=2.75 \cdot 10^6$ at an angle of attack of -2.6 deg. While on the upper part of the top section the transition line is smooth, one can recognize the zigzag of the transition line in the middle and lower part of the top section of the wing, which is characteristic for stationary crossflow-dominated transition. Measurements with hotfilm sensors show the presence of (TSI) and travelling crossflow (CFI) instabilities [3]. This leads to the question if transition is caused by travelling crossflow or TSI instabilities. Looking for an answer to this question, new experimental investigation were carried out by different Re and AoA inserting hotfilm sensors at the surface of the model at positions where this phenomenon occurred. For this purpose, two different layouts of sensors were used.

Receptivity process was investigated by covering the surface with a material, which roughness coefficient is lower than the original surface of the model. Then the material was sanded until approximately a 10 times higher roughness was obtained. Pressure distribution and transition line were compared with old measurements. An important part of the receptivity analysis covered the turbulence intensity calculations of the wind tunnel. Measurements were carried out at three different Re in small steps from the bottom to the top along the center line of the wind tunnel.

To deeply investigate and validate the eN transition prediction method, a new mesh was created with an improved topology and better resolution in spanwise direction. N-factor computations were carried out using local LST and compared with previous calculations.

To deeply investigate and validate the eN transition prediction method, a new mesh was created with an improved topology and better resolution in spanwise direction. N-factor computations were carried out using local LST and compared with previous calculations.

Further analysis:

Recently measurements were carried out in a facility with better flow quality and lower turbulence intensity. This data is being processed and compared with the appointed measurements.

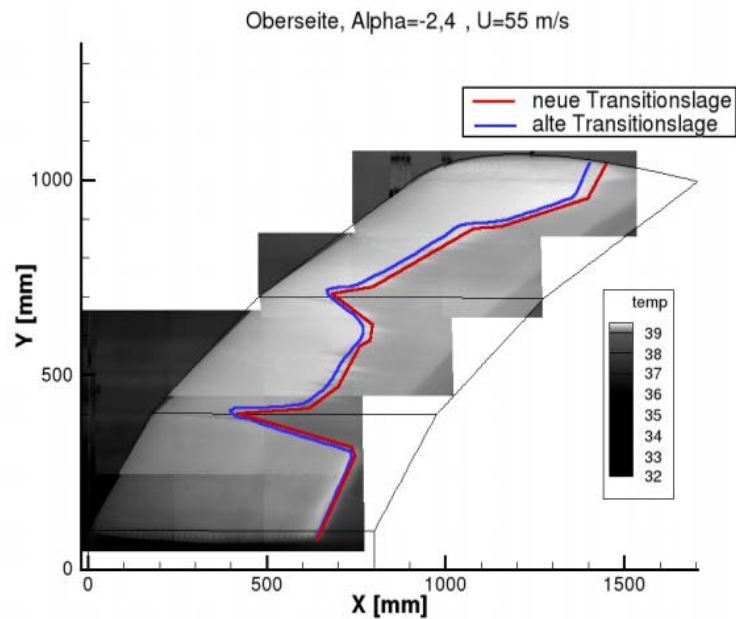


Figure 1 Infrared image for $\alpha=-2.4$ deg, $Re=2.75 \cdot 10^6$, suction side, wing surface electrically heated

[1]Schrauf, G., "Industrial View on Transition Prediction," Recent Results in Laminar-Turbulent Transition, edited by Wagner, S., Kloker, M., and Rist, U., Vol. 86, Notes on Numerical Fluid Mechanics and

Multidisciplinary Design (NNFM), Springer, Berlin, 2003, pp. 111–122

[2]Saric, W. S., Reed, H. L., and White, E. B., "Stability and Transition of Three-Dimensional Boundary Layers," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 35, 2003, pp. 413–440

[3] R. Petzold and R. Radespiel. "Transition on a Wing with Spanwise Varying Crossflow and Linear Stability Analysis", AIAA Journal, Vol. 53, No. 2 (2015), pp. 321-335.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Aktive Wellendämpfung in der laminaren Grenzschicht
mit veränderlichem Übertragungsverhalten

T.Nemitz, B. Simon, S.Grundmann

Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt, Flughafenstr. 19,
64347 Griesheim nemitz@sla.tu-darmstadt.de

Ausgangssituation:

Tollmien-Schlichting (TS)-Wellen in der laminaren Grenzschicht können mit Hilfe von geeigneten Aktuatoren ausgelöscht werden, um den laminar-turbulenten Umschlag der Grenzschicht zu verzögern [1,2]. Dabei werden unter anderem adaptiven Regler eingesetzt, da sie Veränderungen der Strömungsbedingungen adaptieren können und dabei eine bessere Performance als modellbasierte Regler aufweisen. Es ist bekannt, dass der fxLMS-Algorithmus bis zu einer Abweichung der Phasenlage des tatsächlichen Übertragungspfades vom Sekundärpfadmodell von $\pm 90^\circ$ stabil ist [3].

Ziel:

Ziel der Windkanalversuche an der ebenen Platte ist der Verifikation der Stabilitätsgrenze bei $\pm 90^\circ$ und die Untersuchung der Performance des fxLMS-Reglers für die aktive Wellendämpfung bei veränderlichem Übertragungspfad H_{ec} (Sekundärpfad) und festem Sekundärpfadmodell $\hat{H}_{ec}$. Soll der Regler über einen weiten Betriebsbereich stabil eingesetzt werden, muss das Sekundärpfadmodell im Betrieb an die aktuellen Anströmbedingungen angepasst werden. Im Flug wird der Sekundärpfad vom Anstellwinkel und der Reynoldszahl beeinflusst. Dazu soll im Windkanal ein Verfahren entwickelt werden, dass diese Einflüsse berücksichtigt.

Lösungsweg:

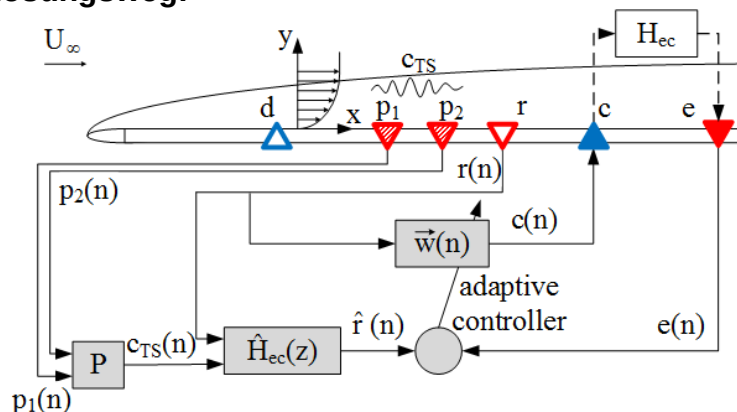


Abb. 1: Aufbau des Experiments. Die Hitzdrahtsensoren p_1, p_2, r, e die Störquelle d und der Plasmaaktuator c befinden sich auf der Oberfläche der ebenen Platte. Unten: Struktur des fxLMS-Reglers

An der Oberfläche der ebenen Platte befinden sich Aktuatorik und Sensorik. Durch die Störquelle d werden 2D Störungen als weißes Rauschen künstlich in die Grenzschicht eingebracht. Diese Störungen wandern mit der Phasengeschwindigkeit c_{TS} stromab und werden am Referenzhitzdrahtsensor r gemessen. Der Plasmaaktuator c wird zur aktiven Wellendämpfung genutzt. Er erzeugt eine Gegenwelle und löscht so die ankommende

Störung durch Superposition aus. Der Erfolg der aktiven Wellendämpfung wird am Fehlersensor e gemessen. Dem Regler muss für dieses Verfahren ein Sekundärpfadmodell $\hat{H}_{ec}$ übergeben werden. Durch das adaptive Verhalten des Reglers werden die Filterkoeffizienten $\vec{w}(n)$ laufend angepasst. Die Hitzdrahtsensoren p_1 und p_2 erlauben

mit Hilfe des Algorithmus P die Bestimmung der Phasengeschwindigkeit c_{TS} der Störungen, die von den Anströmbedingungen anhängt. Dadurch kann das Sekundärpfadmodell $\hat{H}_{ec}$ in Echtzeit angepasst werden.

Ergebnisse:

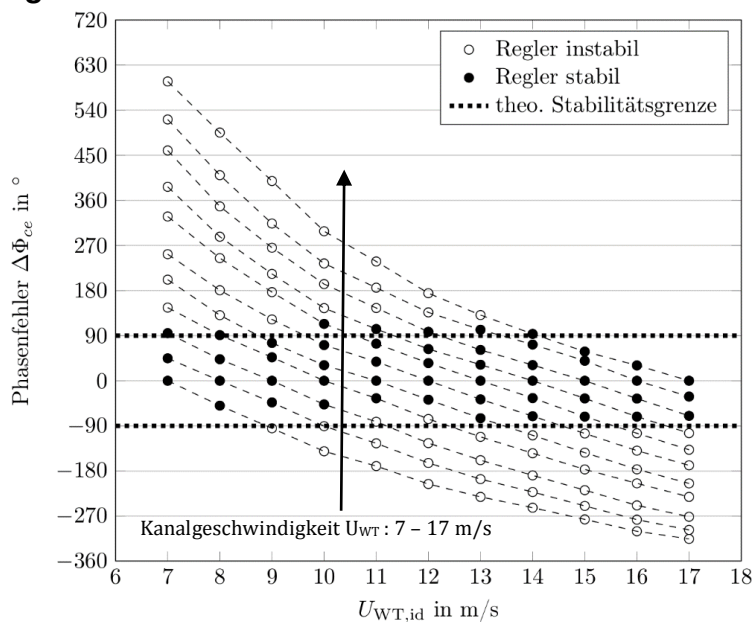


Abb. 2: Verifikation der Stabilitätsgrenze bei $\pm 90^\circ$ im Windkanalexperiment. U_{WT} : tatsächliche Windkanalgeschwindigkeit, $U_{WT,id}$: Kanalgeschwindigkeit bei der das Sekundärpfadmodell eingemessen wurde.

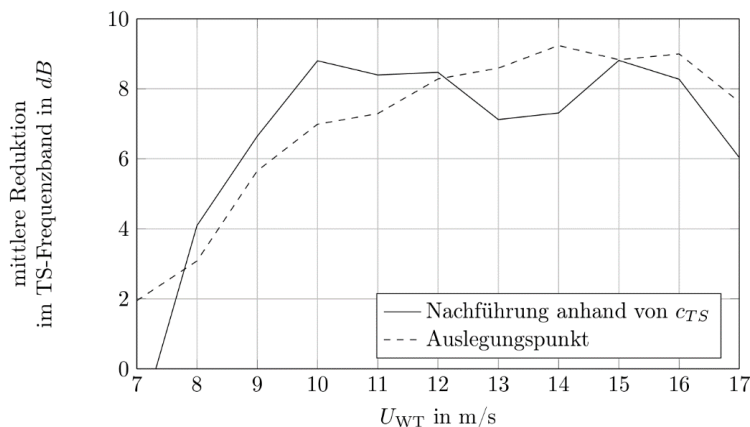


Abb. 3: Vergleich der Performance (mittlere Signalreduktion der TS-Frequenzen am Fehlersensor) der Regelung bei Nachführung des Sekundärpfadmodells und Betrieb des Reglers im Auslegungspunkt.

nachgeführtem Sekundärpfadmodell vergleichbar mit der Performance beim Betrieb des Reglers direkt im Auslegungspunkt ist. Mit der Nachführung wird ein wesentlich robusteres Regelverhalten gegenüber Geschwindigkeitsschwankungen im Vergleich zum konventionellen fxLMS-Algorithmus erreicht.

[1] S. Grundmann & C. Tropea. „Active cancellation of artificially introduced Tollmien–Schlichting waves using plasma actuators“. In: *Experiments in Fluids* 44.5 (2008), S. 795–806.

[2] M. Engert & Wolfgang Nitsche. „Active Cancellation of Tollmien–Schlichting Instabilities up to $M 0.40$ “. In: *International Congress of the Aeronautical Sciences, Paper. Bd. 3. 2. 2008*.

[3] N. Fabbiane et al. „On the role of adaptivity for robust laminar flow control.“ In: *Journal of Fluid Mechanics* 767 (2015): R1.

Zunächst wird die Stabilität des Reglers bei festgehaltenem Sekundärpfadmodell $\hat{H}_{ec}$ und veränderlicher Kanalgeschwindigkeit U_{WT} , was eine Änderung des Sekundärpfads H_{ec} bedingt, untersucht. Dadurch ergibt sich eine Phasenfehler von $\hat{H}_{ec}$ bezüglich H_{ec} , siehe Abb. 2. Für nahezu alle Messpunkte, deren Phasenfehler sich innerhalb von $\pm 90^\circ$ befindet, zeigt der fxLMS-Regler stabiles Verhalten, außerhalb der Grenzen ist der Regler instabil. Die Anwendbarkeit des Stabilitätskriteriums für den Regelalgorithmus in der laminaren Grenzschichtkontrolle wurde hier erstmals gezeigt.

Für die Nachführung des Sekundärpfadmodells wird mit Hilfe der Sensoren p_1 und p_2 die Phasengeschwindigkeit c_{TS} der Störungen bestimmt und anhand dieser wird das Sekundärpfadmodell in Echtzeit aktualisiert. Dadurch wird der stabile Betrieb des fxLMS-Reglers über den gesamten betrachteten Betriebsbereich ermöglicht, da der Phasenfehler zu jedem Zeitpunkt innerhalb der Stabilitätsgrenzen liegt. Abb. 3 zeigt, dass die Performance bei Betrieb des Regles mit

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Numerische Untersuchung zum Einsatz von Querschubstrahlen in Flugkörperschubdüsen zur Triebwerkstrahlbeeinflussung

Christian Schnepf, Erich Schüle

DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung für Hochgeschwindigkeitskonfigurationen
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen,
christian.schnepf@dlr.de

Die Beeinflussung des Triebwerkstrahls stellt eine wirksame Methode zur Erhöhung der Manövrierbarkeit eines Flugkörpers dar. Zur Umsetzung dieser Methode existierten bereits zahlreiche erprobte Konzepte wie Strahlruder oder schwenkbare Düsen. Neben diesen etablierten mechanischen Konzepten existieren auch alternative Konzepte wie etwa fluidische Aktuatoren, um den Triebwerkstrahl abzulenken. Eine Möglichkeit der Strahlsteuerung stellt ein Querschubstrahl (QSSV) [1] dar, der im inneren Bereich der Düse platziert ist. Wird der Querschubstrahl unter steilem Winkel zur Düsenoberfläche in den Überschalltriebwerkstrahl eingeblasen, entsteht ein strömungsmechanisch interessantes Stoßsystem (Abb. 1). Aus dem Stoßsystem resultierende aerodynamische Kräfte können zur Steuerung des Flugkörpers verwendet werden. Der Vorteil dieser Platzierung des Querschubstrahls gegenüber einem Querschubstrahl, der an der Außenhaut eines Flugkörpers sitzt ist, dass auch in dünner Luft und somit niedrigen Staudrücken das QSSV-Prinzip immer noch wirksam funktioniert. Hierbei befindet sich abweichend zu den meisten anderen Untersuchungen zu diesem Thema die Querschubstrahldüse relativ nahe am Schubdüsenaustritt (Abb. 1). Diese Position wurde gezielt gewählt, um den Querschubstrahl bei ausgebranntem Triebwerk, als alternatives Steuerkonzept in dünner Luft zu verwenden (Impulstriebwerk), wenn aerodynamische Steuerflächen an Wirksamkeit verlieren (Abb. 2). Das QSSV-Konzept wird an einem generischen Überschallflugkörper bei $Ma = 4$ numerisch untersucht. Etwa die selbe Machzahl besitzt der unbeeinflusste Triebwerkstrahl am Düsenaustritt.

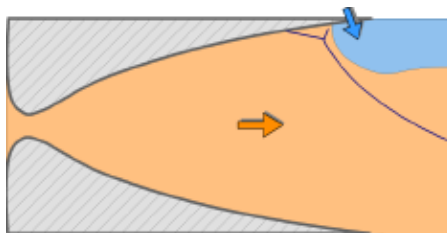


Abb 1. Skizze des Effekts eines Querschubstrahls auf den Triebwerkstrahl

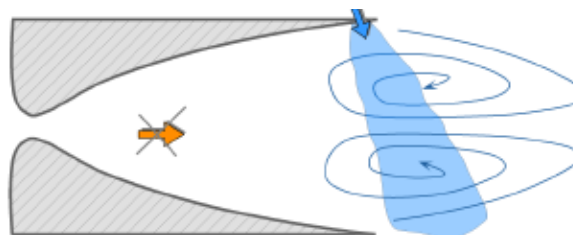


Abb 2. Verwendung des Querschubstrahls als Impulstriebwerk in dünner Luft

Die vorliegende Arbeit wird mit Hilfe des DLR-TAU-Codes[3] durchgeführt. Mit dem TAU-Code werden die stationären RANS-Gleichungen in Verbindung mit einem Zwei-Gleichungsturbulenzmodell gelöst. Vereinfachend werden in dieser Studie Realgaseffekte für die Simulation der Düsenströmung (Triebwerkstrahl) noch vernachlässigt.

In Abb. 3 ist die Beeinflussung des Triebwerkstrahls durch das QSSV-Konzept anhand der Machzahlverteilung in der Symmetrieebene visualisiert. Am oberen Ende der Düse interagiert der Querschubstrahl mit dem Triebwerkstrahl, wodurch ein Stoß entsteht. Am Düsenaustritt tritt hierdurch eine Umlenkung des Triebwerkstrahls nach unten auf. Das Stoßsystem selbst induziert lokal eine Ablösung an der Düseninnenfläche (Abb. 4), mit welcher geht ein starker lokaler Druckanstieg. Aufgrund der lokal begrenzten Ablösung entsteht integral eine asymmetrische Druckverteilung an der Düseninnenfläche wodurch zusätzliche Steuermomente induziert werden.

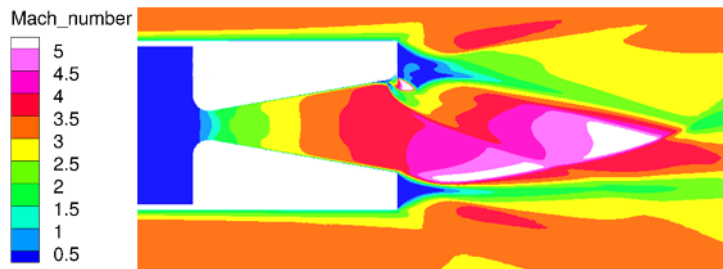


Abb 3. Machzahlverteilung im Bereich der Düse in der Symmetrieebene. Am oberen Rand der Düse tritt der Querschubstrahl aus.

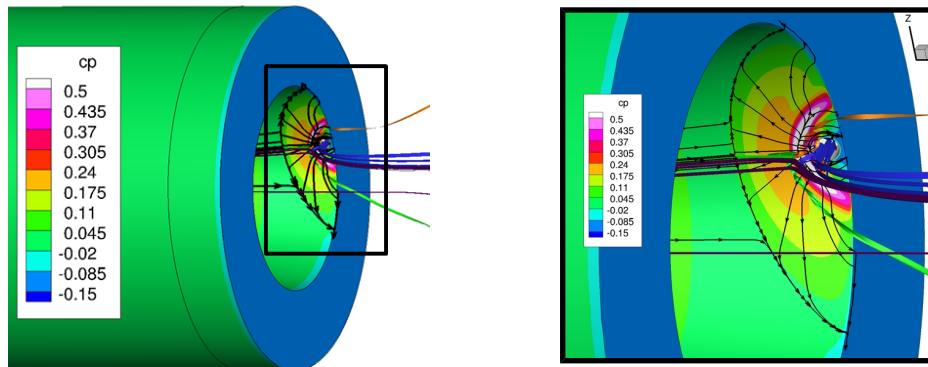


Abb 4. Oberflächendruckverteilung und Wandschubspannungslinien im Bereich der Stoß-induzierten Grenzschichtablösung

Diese ersten Ergebnisse geben einen Eindruck von der Wirkweise des QSSV-Konzepts. Neben den Simulationen zum QSSV-Konzept werden auch Simulationen an zwei anderen Konfigurationen durchgeführt. Bei diesen Konfigurationen befinden sich die Querschubstrahldüsen an der Außenhaut des Flugkörpers. Der Querschubstrahl interagiert mit der Außenströmung und induziert hierdurch Kräfte zur Flugkörpersteuerung [3]. Hierbei befindet sich bei einer Konfiguration die Querschubdüse im Nasenbereich, bei einer anderen Konfiguration am Flugkörperheck, etwa auf selber Position bezogen auf die Flugkörperlängsachse wie die QSSV-Düse. Durch diese zusätzlichen Konfigurationen besteht die Möglichkeit, die Wirkung des QSSV-Konzept auf die aerodynamischen Beiwerte zu bewerten.

[1] K. A. Deere, Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at nasa langley research center, The 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003, AIAA-2003-3800

[2] D. Schwammborn, T. Gerhold, R. Heinrich, The DLR TAU-Code: Recent Application in Resarch and Industry, Invited Lecture in Proceeding on CD of the European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CDF 2006

[3] K. Kikumotot, E. Sentoh, H. Tanaka, T. Takahashi, Sidejet aerodynamic interaction effects of the missile, AIAA Journal, Vol. 39, No. 4, 2001

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Globale Stabilitätsanalyse kompressibler Strömungen

Björn Selent, Holger Kurz, Ulrich Rist
Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
selent@iag.uni-stuttgart.de

Die Stabilitätseigenschaften von Fluidströmungen gegenüber kleinamplitudigen Störeingaben sind von zentraler Bedeutung zum Verständnis dynamischer Vorgänge in zahlreichen technischen Anwendungen. Entsprechend haben sich eine Reihe numerischer Verfahren in den Bereichen der lokalen und (bi-)globalen Stabilitätsanalyse etabliert. Das Gros dieser Verfahren basiert auf den inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen, bei denen die notwendige Linearisierung der Grundgleichungen kompakt verwirklicht werden kann. Die Erweiterung auf kompressible Strömungen ist weit weniger verbreitet und es existieren sehr unterschiedliche Ansätze, den höheren Aufwand bei der Linearisierung zu bewerkstelligen.

Am Institut für Aero- und Gasdynamik wurde ein mehrteiliges Verfahren erstellt, das globale Stabilitätsanalysen für kompressible Strömungen ermöglicht. Dabei wird die Linearisierung direkt umgesetzt, d.h. aus den Navier-Stokes-Gleichungen werden alle nichtlinearen Störglieder entfernt und die so erhaltenen Gleichungen implementiert. Dadurch ist es möglich, ohne Einschränkung alle Strömungstopologien zu simulieren, die der zugrunde liegende Löser abbilden kann. Darüber hinaus erlaubt diese Formulierung spätere Erweiterungen, z.B. den Einbau eines Adjungiertenverfahrens.

Ausgangspunkt der Methode bildet ein am Institut für Aero- und Gasdynamik entwickeltes Verfahren zur direkten numerischen Simulation kompressibler Strömungen. Das Programm *ns3d* [1] approximiert die instationären, dreidimensionalen und nichtlinearen Navier-Stokes-Gleichungen in konservativer Formulierung durch Finite Differenzen sechster Ordnung im Raum und vierter Ordnung in der Zeit. Eine Koordinatentransformation erlaubt beliebige strukturierte Gitter.

Der Stabilitätslöser basiert auf der Existenz einer stationären Grundströmung der betrachteten Topologie. Da diese sich in absolut instabilen Konfigurationen nicht natürlich einstellt, wurde das numerische Verfahren um einen exponentiellen zeitlichen Filter [2] erweitert, der die Entwicklung der Störungen unterdrückt und die Lösung auf den benötigten stationären Zustand zwingt.

Durch einen Ansatz der Form $q(x,t) = \hat{q}(x) e^{-i\omega t}$ für die globalen Stabilitätsmoden und unter Verwendung des linearen Navier-Stokes-Operators L können die Eigenwerte des zugehörigen transformierten Eigenwertproblems $e^{L\Delta t} q = \sigma q$ mittels eines matrixfreien Rayleigh-Ritz-Verfahrens (Krylov-Schur-Verfahren [3]) bestimmt werden. Dabei ist es nicht notwendig, dass Matrix-Exponential $e^{L\Delta t}$ direkt zu berechnen, vielmehr wird durch zeitliche Schnappschüsse der numerisch integrierten linearisierten Navier-Stokes-Gleichungen ein Krylov-Unterraum aufgespannt. Die Projektion des ursprünglichen Systems auf einen mit den orthonormierten Schnappschüssen gebildeten Unterraum resultiert in einer Matrix von sehr viel kleinerer Dimension, von der die Eigenwerte schliesslich berechnet werden können.

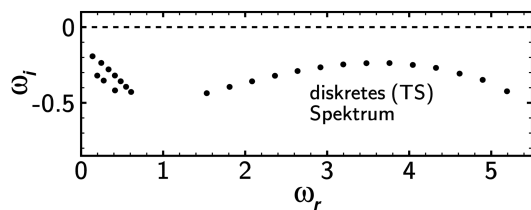


Abbildung 2: Globales Spektrum einer ebenen Plattenströmung

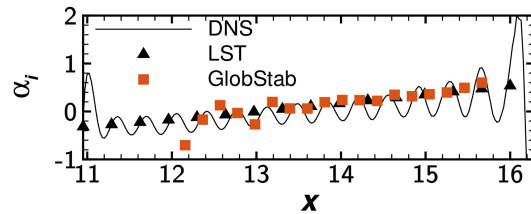


Abbildung 1: Vergleich der räumlichen Anfachungsraten einer ebenen Plattenströmung

Die einzelnen Teile des Verfahrens wurden an einer kompressiblen ebenen Plattenströmung getestet und validiert. Das aus der globalen Analyse resultierende Spektrum ist in Abb. 1 gezeigt. Die konvektiven Anfachungsraten, die aus den Envelopen der Amplituden der Eigenfunktionen berechnet wurden, stimmen gut mit den Lösungen einer lokalen linearen Stabilitätsanalyse überein.

Als Produktionsfall wurde die Stabilität einer Grenzschicht auf einem schiebenden Flügel bei hoher Reynoldszahl untersucht, in die eine Reihe aus Rauigkeitselementen mit der Höhe $Re_{kk}=564$ eingebracht wurde. Im Strömungsfeld bilden sich stationäre Längswirbel aus (s. Abb. 3), wobei die Anfachung instationärer Störungen durch die zeitliche Filterung unterdrückt wird. Das darauf basierende globale Spektrum in Abb. 4 zeigt einen Frequenzbereich mit zeitlich angefachten Eigenwerten, d.h. die Strömung ist global instabil. Die räumliche Struktur der instabilsten Globalmode ist in Abb. 3 visualisiert.

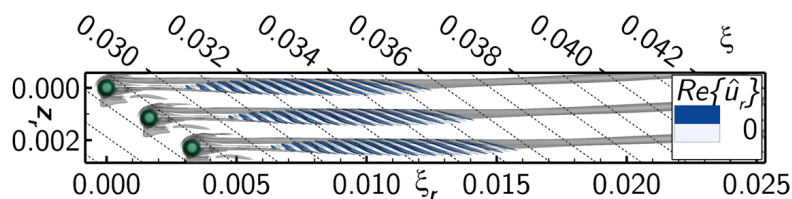


Abbildung 3: Stationärer Längswirbel und Eigenfunktion des zeitlich instabilsten Eigenwertes

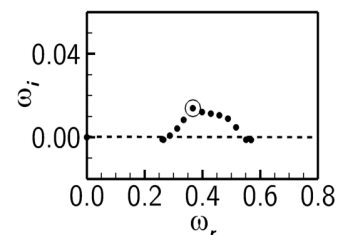


Abbildung 4: Spektrum einer Grenzschicht auf schiebendem Flügel mit Rauigkeit

Das vorgestellte Verfahren ist in der Lage, globale (absolute) Instabilitäten zu identifizieren und zu quantifizieren und stellt eine im Vergleich zu einer vollen DNS ressourcensparende Methode dar, komplexe Strömungskonfigurationen auf ihre Eigenschaften bezüglich Stabilität, Sensitivität und Rezeptivität zu untersuchen.

Literatur:

[1] Babucke, A.: Direct Numerical Simulation of Noise-Generation Mechanisms in the Mixing Layer of a Jet, Universität Stuttgart, Dissertation, 2009

[2] Åkervik, E.; Brandt, L.; Henningson, D. S.; Höpfner, J.; Marxen, O.; Schlatter, P.: Steady Solutions of the Navier-Stokes Equations by Selective Frequency Damping. In: Phys. Fluids 18 (2006), Nr. 6, S. 068102

[3] Hernandez V.; Roman J.E.; Vidal V.; SLEPc: A Scalable and Flexible Toolkit for the Solution of Eigenvalue Problems, ACM T. Math. Software 31 (3) (2005), 351–362

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Sensor Optimization

Optimal sensor placement over an airfoil using stochastic estimation and k-means clustering

Richard Semaan

Institute für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, r.semaan@tu-braunschweig.de

Optimal sensor placement is critical for any closed-loop control application. In closed-loop flow control, sensors provide the necessary input to estimate the state of the flow in order to alter that state towards the target one.

This study is part of a larger project that aims to achieve high lift gains by means of active circulation control using internally blown flaps. This type of circulation control has been shown to significantly improve the lift gain factor, where the lift gain factor is defined as the ratio between the lift gain with respect to a reference configuration and the blowing momentum coefficient, C_{μ} . The objective of the current project is to implement a closed-loop control that uses a manageable number of sensors over the airfoil surface for the input signal of a control loop. This paper investigates the optimal placement of pressure and wall shear stress sensors over the airfoil surface.

Stochastic estimation in combination with data clustering were used to determine the sensor positions. Stochastic estimation provides an estimate of the temporal POD coefficients a^k using flow information from a finite number of sensors. For example, for the linear stochastic estimation (LSE), the method is formulated based on the statistical assumption that a linear relationship exists between the ensemble averaged pressure-pressure correlation matrix $P_{ij} = \langle p_i p_j \rangle$ and the ensemble averaged pressure-temporal coefficient correlation matrix $R_{jn} = \langle a_n, p_j \rangle$, where p_j is an array containing pressure at the j^{th} sensor location, a_n is the n^{th} POD time coefficient and q is the total number of sensors. This relationship can be represented in mathematical terms as, $P_{ij} \cdot A_{ni} = R_{jn}$. The matrix A_{ni} is calculated once during the training period t_{rec} using q sensors as

$$\begin{bmatrix} \langle p_1 p_1 \rangle & \cdots & \langle p_q p_1 \rangle \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \langle p_1 p_q \rangle & \cdots & \langle p_q p_q \rangle \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_{n1} \\ \vdots \\ A_{nq} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \langle a_n p_1 \rangle \\ \vdots \\ \langle a_n p_q \rangle \end{bmatrix}.$$

Once the matrix A_{ni} is known, the estimated time coefficients are then computed as

$$a_n^*(t_k) = A_{ni} p_i(t_k).$$

Alternatively, the procedure described above can be implemented using the skin friction coefficient as input instead of pressure. It can also be generalized to include a quadratic term (QSE), which was the variant selected for this study.

The optimal sensor locations were then determined by scanning through all possible sensor placement combinations over the flap and locating the combination with the minimal error in estimating the time coefficients. The error was defined in a mean square sense over $N = 2$ POD modes as,

$$E = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N [a_n^*(t) - a_n(t)]^2.$$

A typical error distribution based on the flap pressure distribution for the two sensor combination over the entire flap range is shown in figure 1(a) for a low blowing case. As expected, the error distribution is symmetrical because the two sensor locations are interchangeable. It is important to note that although the actual minima is unique, its numerical value does not differ much from its surrounding low error neighboring region. Therefore, the actual minima was determined using k-means clustering of the error, as shown in figure 1 (b). The optimal sensor position was selected as the centroid location of the largest cluster.

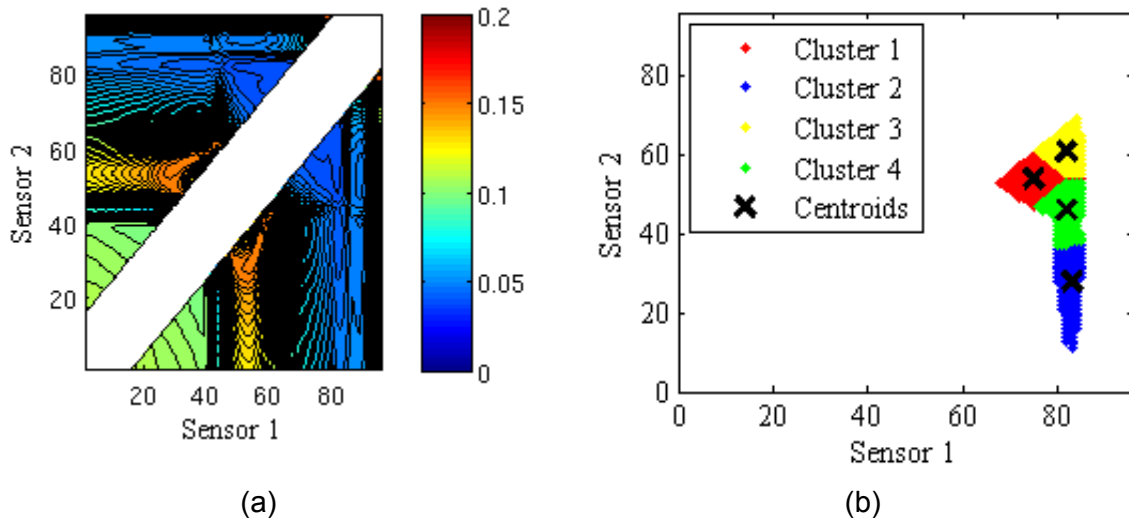


Figure 1: (a) Error distribution from two pressure-sensor optimization for the low blowing case and (b) the corresponding clustering for the lower half of the error distribution.

The optimal locations of two sensors for the low blowing case for both pressure and wall shear stress as input signal are shown figure 2. As the figure shows, the sensors are positioned below the flap shoulder, with the first one around the region where the flow begins to separate, whereas the second closer the flap trailing edge. These results, as well as those of the other cases, suggest that the optimal sensor location is dependent on the flow conditions. Both types of sensors (pressure and wall shear) yield similar sensor placement indicating that both sensor types are equally good candidates for state estimation.

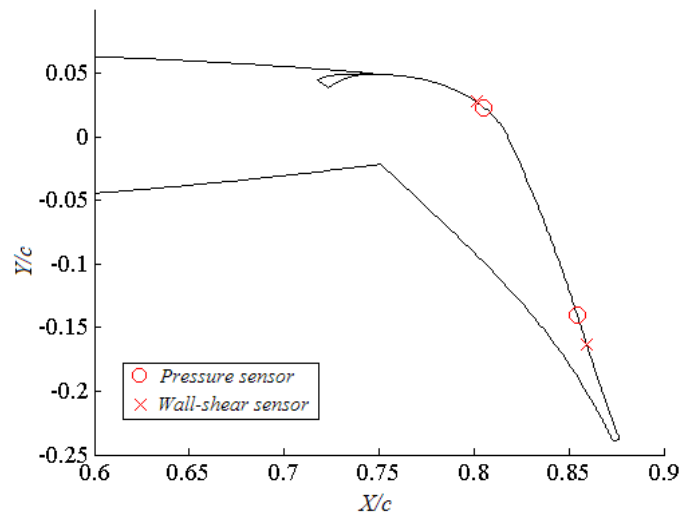


Figure 2: Pressure and wall-shear stress sensor positions for the low blowing case

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Delayed-x-LMS Algorithmus zur aktiven Wellendämpfung im Flug

B. Simon, T.Nemitz, S.Grundmann

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

Ausgangssituation:

Aktive Wellendämpfung von Störungen in der laminaren Grenzschicht wurde bereits in Versuchen erfolgreich mit verschiedenen Aktuatoren gezeigt, z.B.[1]. Das Ziel ist dabei das Auslösen der Geschwindigkeitsfluktuationen durch Superposition, was zu einer Verschiebung der laminar-turbulenten Transition führen soll. Ein bedeutender Schritt hin zur Wellendämpfung unter veränderlichen Bedingungen, wie sie z.B. im Flug vorherrschen, war der Einsatz adaptiver Regelalgorithmen, wie z.B. dem filtered-x-LMS (fxLMS) Algorithmus [2], der gewisse Abweichungen des tatsächlichen Übertragungspfades der Strömung vom Modell adaptieren kann.

Ziel:

Ziel der folgenden Untersuchungen ist es einen Regelalgorithmus zu entwickeln und erproben, der über einen weiten Operationsbereich stabil für die aktive Wellendämpfung eingesetzt werden kann. Vorläufige Windkanalexperimente auf der ebenen Platte haben gezeigt, dass das Sekundärstreckenmodell des filtered-x-LMS Algorithmus durch ein einfaches Delay z^{-N} ersetzt werden kann und trotzdem ein

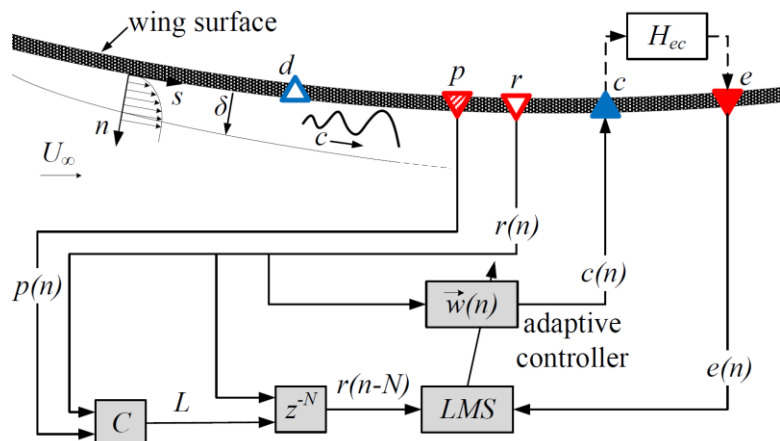


Abb. 1 Schematische Darstellung des Versuchsaufbaus am Tragflügel sowie das Blockdiagramm des delayed-x-LMS Reglers.

stabiler Betrieb des Reglers möglich ist (siehe Abb. 1). Diese Eigenschaft soll genutzt werden, um Flugversuche an einem Laminarflügelhandschuh mit einem Motorsegler unter realistischen Flugbedingungen durchzuführen.

Lösungsweg:

Das Experiment, welches auf der Druckseite des Flügelhandschuhs durchgeführt wird, besteht aus einer Störquelle d , zwei Stromaufsensoren p und r sowie einem DBD Plasmaaktuator c und einem Fehlersensor e (vgl. Abb. 1). Die 2D Störungen, welche künstlich als weißes Rauschen in die Grenzschicht eingebracht werden, bewegen sich mit der Phasengeschwindigkeit c stromab und werden dabei von den Sensoren p und r detektiert. Durch die Korrelation beider Zeitsignale kann die Phasengeschwindigkeit für jeden Betriebspunkt bzw. Anstellwinkel in Echtzeit gemessen werden. Die Sekundärstrecke H_{ec} wird im Regler mit einem Delay z^{-N} approximiert. Die Verzögerung in Samples N kann mit Hilfe der gemessenen Phasengeschwindigkeit c errechnet werden. In Abb. 2 ist der FIR-Filter des vollständigen Sekundärstre-

ckenmodells für einen Betriebspunkt dargestellt. Das entsprechende optimale Delay liegt im globalen Maximum der Impulsantwort. Mit dem Delay ist ein stabiler Betrieb des Reglers möglich, da es sich um schmalbandige Störungen in der laminaren Grenzschicht handelt. In der Literatur wird diese Form des LMS-Algorithmus delayed-x-LMS (dxLMS) genannt.

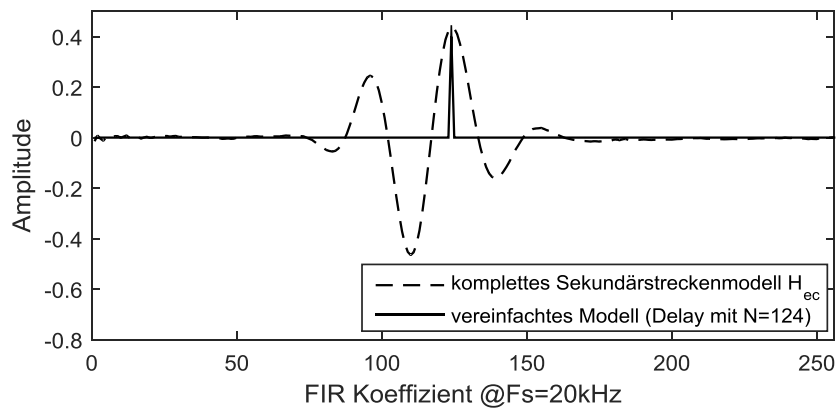


Abb. 2 Sekundärstreckenmodell H_{ec} und vereinfachtes Modell als Delay mit $N=124$ Samples.

Ergebnisse:

Der stabile Betrieb des dxLMS ist durch die Stabilitätsgrenzen des LMS bedingt. Abweichungen von $\pm 90^\circ$ im Phasengang des Sekundärstreckenmodells können durch den adaptiven Regelalgorithmus kompensiert werden. Abb. 3 zeigt Phasengang des Sekundärstreckenmodells H_{ec} sowie der Delays, welche einen stabilen Reglerbetrieb ermöglichen. Zusätzlich zeigt die Abb. das Leistungsdichtespektrum des Fehlersensorsignals mit und ohne Reglerbetrieb. Im Band der angefachten Störungen in der Grenzschicht (500-1000Hz) kann das Delay im Bereich $117 < N < 127$ ohne signifikante Einbußen in der Reglerperformance variiert werden. Die Stabilitätsgrenze von $\pm 90^\circ$ wird im angefachten Frequenzbereich nicht überschritten. Der dxLMS Algorithmus wird erstmalig in der aktiven laminaren Grenzschichtkontrolle eingesetzt und erfordert, im Gegensatz zum fxLMS Algorithmus, kein Modell des Sekundärpfades, da das erforderliche Delay N direkt durch die Messung der Phasengeschwindigkeit berechnet werden kann. Dies reduziert die Rechenleistung durch den Wegfall des FIR-Filters und wird den Rechenaufwand für kommende Mehrkanal-Algorithmen verringern, welche im Rahmen des DFG Projektes GR 3524/4-1 untersucht werden.

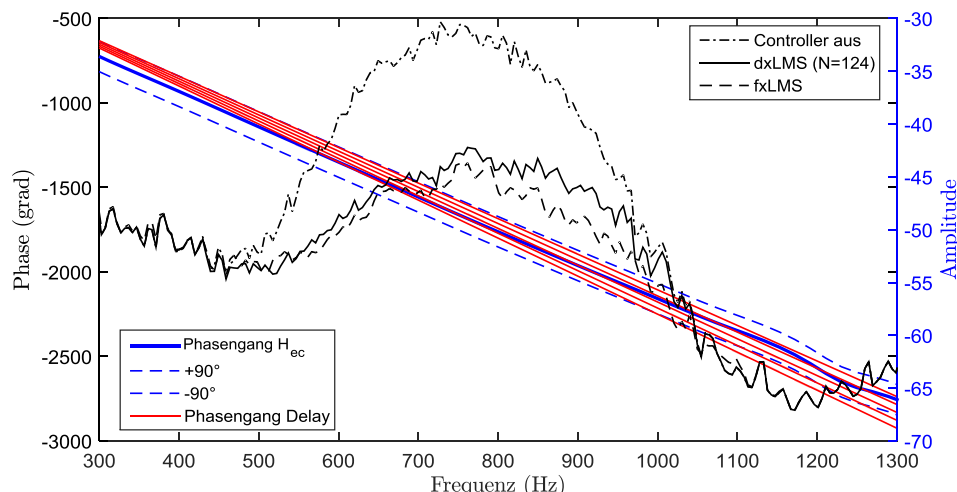


Abb. 3 Phasengang der Sekundärstrecke und Leistungsdichtespektrum (Amplitude in dB) des Fehlersensorsignals (kontrolliert/unkontrolliert).

- [1] Peltzer, I., Pätzold, A., & Nitsche, W. (2009). In-flight experiments for delaying laminar—turbulent transition on a laminar wing glove. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 223(6), 619-626.
- [2] Hansen, C., & Snyder, S. (1996). *Active control of noise and vibration*. CRC Press.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transition / Numerische Verfahren/ Aerodynamik

Investigation on the wake flow instability behind isolated roughness elements on the forebody of a blunt generic re-entry capsule

Alexander Theiß, Stefan Hein

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

Introduction

There exist several sources of instability and mechanisms leading to turbulence which are specific to hypersonic flows over blunt capsules. One of them are discrete surface inhomogeneities such as attachment-point cavities, compression pads, gaps or steps between heat shield tiles or unevenly ablated thermal protection material, which can lead to premature laminar-turbulent transition downstream of the protuberance element or even bypass transition if the roughness height/cavity depth is sufficiently large.

The mechanisms leading to transition behind a three-dimensional roughness are only partly understood. A physics based prediction of roughness-induced transition is not yet existent, but extensive DNS simulations and results from two-dimensional linear eigenvalue solutions have considerably increased the knowledge in the recent years. The wake flow behind an isolated roughness element has a strong inhomogeneous character in both wall-normal and spanwise direction. Thus, the conventional linear stability analysis, which is based on the assumption of inhomogeneity in just one spatial direction, is not appropriate to analyse the stability characteristics for this kind of flow and a 2D Eigenvalue problem has to be solved instead.

Numerical setup

In this work, the laminar wake flow behind an isolated roughness element, located in the leeward symmetry plane of a capsule forebody is investigated. Figure 1 provides a schematic overview of the three different planform shapes used in this study, whereas only half of the element was simulated within a truncated computational domain (shown in Fig. 2), exploiting the azimuthal symmetry of the flow field.

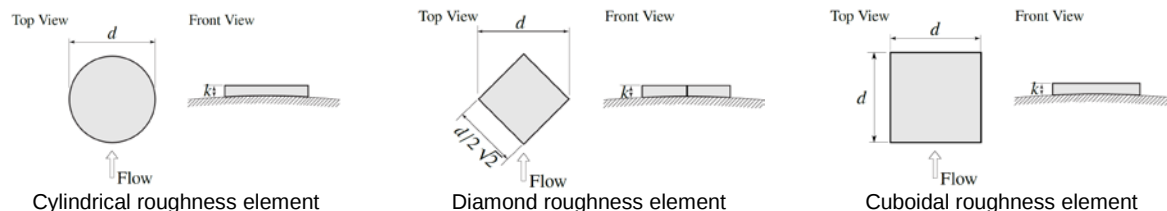


Figure 1: Schematic of investigated isolated roughness elements with different planform shapes.

The laminar basic flows were computed on block-structured grids using the three-dimensional, finite-volume, compressible Navier-Stokes flow solver FLOWer and the implicitly restarted Arnoldi method with a shift-and-invert strategy was used for the 2D Eigenvalue computations. More details about the numerical setup are given in [1].

Exemplary results

Figure 3 shows the envelope curves of the integrated amplification rate (N-factor) versus the dimensionless surface arc length for the most amplified symmetric mode (S1), in terms of maximum N-factor reached, and anti-symmetric mode (A1). It turns out, that the symmetric mode always leads to the highest maximum N-factor downstream of the element, even though in the highest roughness Reynolds number case considered, the anti-symmetric mode is amplified over a longer downstream range. The cylindrical geometry is the most dangerous one in terms of maximum disturbance N-factor reached, at least for the roughness aspect ratio and flow conditions considered in this work. The zone of modal amplification is limited to a narrow downstream region behind the protuberance elements. The distinct decay of the dominant wake modes is most likely attributed to the strong favourable pressure gradient. By regarding the location of the reattachment point in the symmetry plane (dashed line in upper plot of Fig. 3), it turns out that the region of amplified symmetric disturbances behind the diamond element is limited to the vicinity of the recirculation zone.

Figure 4 shows the spatial growth rate versus the disturbance frequency of all amplified modes at $s = 2$ mm. Behind every obstacle there exists one other amplified anti-symmetric mode (A2), which in contrast to mode A1 is amplified in a much narrower frequency band. The maximum growth rate of mode A2 is different for each element, however the amplified frequency band is very similar. As indicated by the N-factor envelope curves in Fig. 3, the spatial growth rate of mode S1 of the cylindrical element is the highest, whereas mode S1 is already completely damped at $s = 2$ mm behind the diamond element. On the other hand, the wake flow behind the diamond element features two additional amplified symmetric modes (S2 and S3), which are not amplified behind the other two geometries at the considered position.

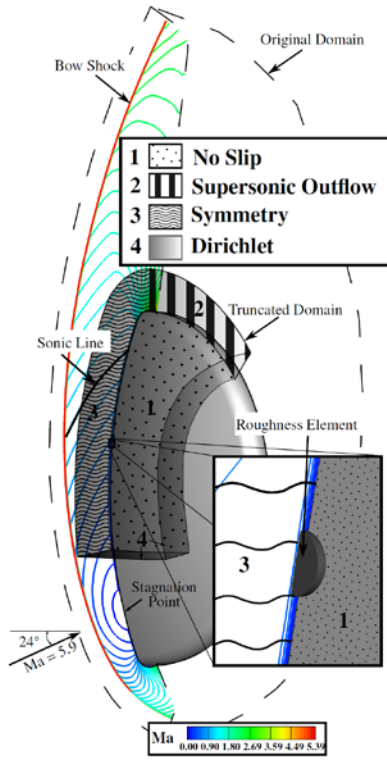
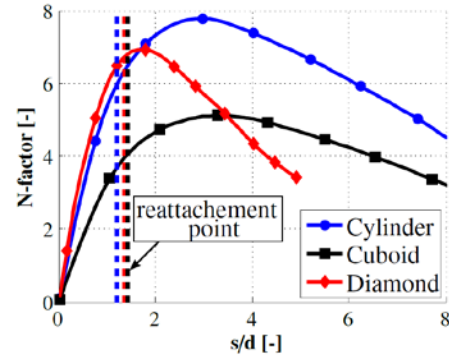
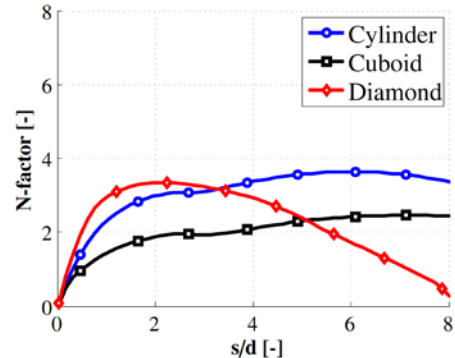


Figure 2: Scheme of the truncated domain used for the roughness wake flow simulations with the specified boundary conditions.



Mode S1



Mode A1

Figure 3 : N-factor envelope curves versus surface arc length for the dominant symmetric (S1) and anti-symmetric (A1) mode for 3 different roughness shapes.

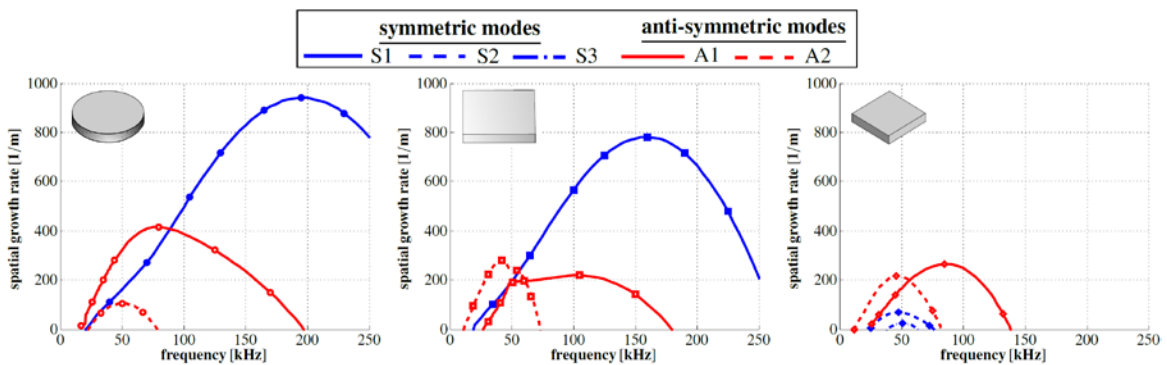


Figure 4: Spatial growth rate versus disturbance frequency for all amplified modes at $s = 2$ mm.

Acknowledgments

This research was funded by the German Research Association within the HYPTRANS PAK742. The support is gratefully acknowledged.

References

- [1] Theiss, Alexander and Hein, Stefan : *Investigation on the wake flow instability behind isolated roughness elements on the forebody of a blunt generic re-entry capsule*, EUCASS paper FP-514, 2015.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Laminarhaltung und Transition

Widerstandsreduzierung von turbulenten Grenzschichten durch gleichmäßiges Ausblasen (Uniform Blowing)

C. Wenzel, U. Rist

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

Einen vielversprechenden Ansatz zur Widerstandsreduzierung turbulenter Grenzschichten stellt das gleichmäßige Ausblasen (Uniform Blowing (UB)) durch poröse oder perforierte Oberflächen dar. Durch die zusätzlich in die Grenzschicht eingebrachte Masse kann der Wand-Geschwindigkeitsgradient $dU/dy|_{y=0}$ und damit der Reibungswiderstand D_R stark reduziert werden

$$D_R = \int_0^X \tau_w dx \quad \text{mit:} \quad \tau_w \equiv \mu \left. \frac{dU}{dy} \right|_{y=0}. \quad (1)$$

Grundlegende Untersuchungen zu UB an turbulenten Plattengrenzschichten ohne Druckgradienten (ZPGTBL mit UB) wurden bereits von Kametani & Fukagata [1] durchgeführt und zeigen je nach Ausblasegeschwindigkeit teils stark reduzierte Verläufe im Reibungsbeiwert $c_f = \tau_w / (\frac{1}{2}\rho U_\infty^2)$. Auch konnte für geringe Ausblasegeschwindigkeiten ($v_b = 0,1\%U_\infty - 1\%U_\infty$) durch eine Gegenüberstellung von Ausblaseaufwand (verlustfreier Ausblasemechanismus) und Reibungswiderstandsreduzierung eine positive Bilanz festgestellt und so die Sinnhaftigkeit des vorgestellten Ansatzes bestätigt werden [1].

Einen zentralen Punkt bei der Betrachtung von Grenzschichten mit UB stellt jedoch die Impulsverlustdicke θ dar, die sich als Folge der zusätzlich in die Grenzschicht eingebrachten Masse gegenüber einer nicht ausgeblasenen Grenzschicht vergrößert. Hergeleitet aus einer Impulsbilanz stellt θ für eine ZPGTBL ohne UB ein direktes Maß für c_f und damit für den Reibungswiderstand D_R dar ($c_f = 2 d\theta/dx$). Wird diese Vorstellung auf eine ausgeblasene Grenzschicht übertragen, so müsste sich als Folge der vergrößerten Impulsverlustdicke θ auch der Reibungswiderstand D_R vergrößern, was in Widerspruch zu den festgestellten Ergebnissen steht.

Mit dem Ziel, ein grundsätzliches Verständnis über die widerstandsreduzierende Wirkung ausgeblasener Grenzschichten zu erlangen, wurde in OpenFOAM eine DNS einer ZPGTBL mit UB ($Re_\theta = 300$) simuliert. Sowohl das Rechengebiet als auch die Ausblasegeschwindigkeiten von $v_{UB} = 0,1\%U_\infty - 1\%U_\infty$ wurden zu Validierungszwecken identisch zu den in [1] vorgestellten Untersuchungen gewählt. Zur Generierung eines turbulenten Einströmprofils wurde eine zusätzliche Driver Region (Recycling-Zyklus von Lund) mit dem eigentlichen Rechengebiet synchronisiert. Das gesamte Simulationsgebiet ist neben dem verwendeten Ausblaseprofil in Abb. 1 dargestellt.

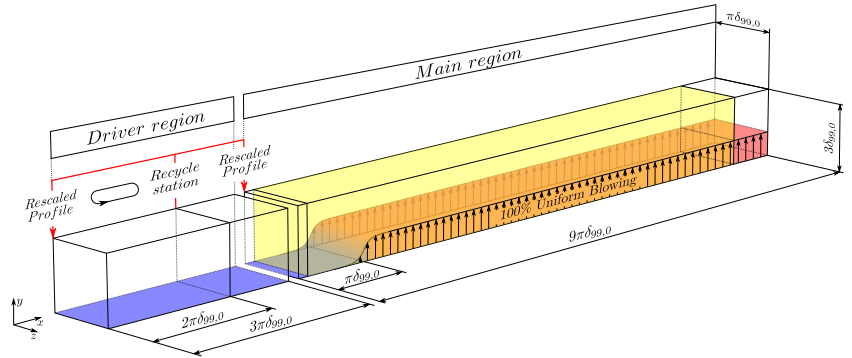


Abbildung 1: Simulationsgebiet in OpenFOAM.

Eine Impulsbilanz über die Grenzen des in Abb. 1 gelb dargestellten Kontrollvolumens soll Aufschluss über die einzelnen Impulsströme geben und so die Annahme, dass der Reibungswiderstand D_R dem Gesamtwiderstand D entspricht, bestätigen

$$\begin{aligned} \sum \vec{F}_x = & \underbrace{+\int_0^Y \bar{U}_{in} (\rho \bar{U}_{in} dy) + \int_0^Y u'_{in} (\rho u'_{in} dy)}_{x\text{-Impulsstrom Einströmrand}} - \underbrace{\int_0^Y \bar{U}_{out} (\rho \bar{U}_{out} dy) - \int_0^Y u'_{out} (\rho u'_{out} dy)}_{x\text{-Impulsstrom Ausströmrand}} \\ & - \underbrace{\int_0^X \bar{U}_{top} (\rho \bar{V}_{top} dx) - \int_0^X u'_{top} (\rho v'_{top} dy)}_{x\text{-Impulsstrom oberer Rand}} - \underbrace{\int_0^Y (p_{out} - p_{in}) dy}_{x\text{-Druckkraft}} - \underbrace{\int_0^L \tau_w dx}_{\text{Reibungskraft}} = 0. \end{aligned} \quad (2)$$

Die Ergebnisse der in Gl. 2 aufgeführten Impulsbilanz sind in Abb. 2 für die unterschiedlichen Ausblasegeschwindigkeiten mit jeweils zwei Balken dargestellt. Während die linken Balken die durch den linken Rand des Kontrollvolumens eintretenden Impulsströme darstellen (positive Terme in in Gl. 2), stellen die rechten Balken neben dem Reibungswiderstand die aus dem Kontrollvolumen austretenden Impulsströme dar (negative Terme in Gl. 2).

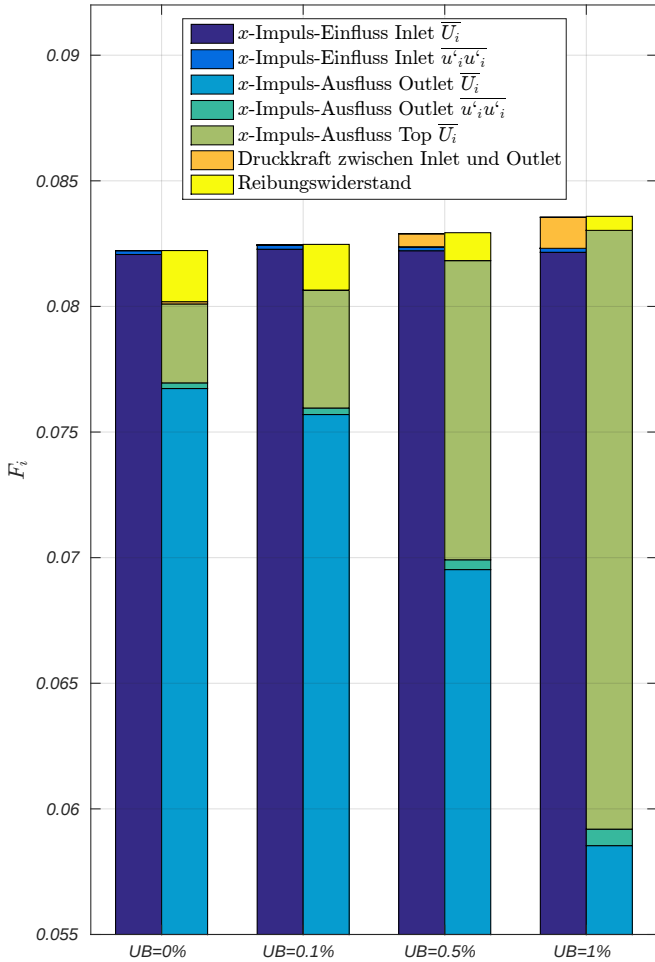


Abbildung 2: Impulsbilanz.

Unter Berücksichtigung von Interpolationsfehlern bei der Integration, leichten Druckgradienten in den Simulationen und der verkürzten y-Achse bestätigt die Impulserhaltung für eine ZPGTBL mit UB die Reibungskraft als einzige, der Strömung entgegengerichtete Körperkraft. Bei der Quantifizierung der widerstandsreduzierenden Wirkung von UB ist folglich die alleinige Betrachtung des verringerten c_f -Wertes ausschlaggebend.

Damit stellt die Definition der Impulsverlustdicke θ in ihrer ursprünglichen Form kein direktes Maß für den Widerstand einer ausgeblasenen Grenzschicht dar und muss neu definiert werden. Unter Berücksichtigung der mit der Ausblasegeschwindigkeit $v_{UB}(x)$ ausgeblasenen Masse ergibt sich aus einer analytischen Impulsbilanz für eine ZPGTBL mit UB eine neue Definition für die Impulsverlustdicke θ_{UB}

$$\theta_{UB} = \underbrace{\int_0^{Y \rightarrow \infty} \frac{U}{U_\infty} \left(1 - \frac{U}{U_\infty}\right) dy}_\theta - \int_0^L \frac{v_b(x)}{U_\infty} dx. \quad (3)$$

Für den Reibungswiderstandsbeiwert c_f ergibt sich

$$c_f(x) = 2 \frac{d\theta}{dx} - \frac{2}{U} v_{UB}(x). \quad (4)$$

Diese analytische Lösung wurde mit den Daten der durchgeführten DNS validiert und quantifiziert.

Literatur

- [1] Yukinori Kametani and Koji Fukagata. Direct numerical simulation of spatially developing turbulent boundary layer with uniform blowing or suction. *Journal of Fluid Mechanics*, 681:154–172, 2011.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Laminarhaltung und Transition

Grenzschichtabsaugung an einer Fügestelle zur Laminarhaltung der Strömung

J. Zahn, U. Rist

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

Bei aktuellen Flugzeugentwicklungen ist niedriger Kraftstoffverbrauch eine wichtige Zielgröße. Aufgrund von reduzierten Luftreibungsverlusten bietet die Laminarhaltung der Strömung auf den Tragflügeloberflächen ein großes Einsparungspotential. Allerdings können kleine Oberflächenunebenheiten wie Rauigkeiten, Stufen und Spalte zu einem deutlich früheren laminar-turbulenten Strömungsumschlag führen. Deshalb werden Methoden gesucht, die den negativen Einfluss reduzieren oder gar eliminieren können. Absaugung von Luft durch die Oberfläche stellt eine Möglichkeit dafür dar. Die aktuelle Arbeit befasst sich mit einer vorspringende Stufe, die an der Fügestelle zwischen zwei Bauteilen auftreten kann, z.B. an der Begrenzung von Kästen und Klappen. Zur Absaugung wird der Fügespalt genutzt.

Mittels zweidimensionaler direkter numerischer Simulation wird zuerst die Grundströmung ermittelt, die sich über der Spalt-Stufen-Kombination (Fügestelle) ausbildet. Abgesehen von einer Stufe und davor liegendem Spalt ist die Oberfläche dabei glatt und ungekrümmt. Stellt sich eine stationäre Grundströmung ein, so wird zur Abschätzung der Transitionslage die e^N -Methode verwendet [1]. In einer ergänzenden Simulation wird dafür ein Wellenpaket mit breitfrequentem Spektrum weit stromauf der Fügestelle in die Grundströmung eingegeben. Aus den Anfachungen der verschiedenen Frequenzen wird der N -Faktor-Verlauf ermittelt. Übersteigt dieser einen bestimmten Wert von z.B. $N_{tr} \approx 11$ so tritt Transition auf. Der genaue Wert von N_{tr} hängt u.a. vom Turbulenzgrad der Anströmung ab. Liegt der ermittelte N -Faktor über dem der ebenen Platte ohne Fügestelle, so wird ein positives ΔN erreicht und die Transitionslage liegt im Vergleich zur ebenen Platte weiter stromauf. Umgekehrt liegt die Transitionslage bei einem negativen ΔN weiter stromab. Bei besonders kritischer Stufengeometrie kann der Strömungsumschlag direkt an der Stufe hervorgerufen werden. Dies wird durch instationäre Strömung stromab der Stufe erkennbar. Der Umgebungsdruck $p_\infty = 1$ bar, die Umgebungstemperatur $T_\infty = 288$ K und Mach-Zahl $Ma_\infty = 0,6$ werden in der Arbeit konstant gehalten. Die Position der Fügestelle ist, gemessen von der Vorderkante der ebenen Platte, bei der Reynolds-Zahl $Re_x = 2,9 \cdot 10^6$.

Bereits bei einer, bezogen auf die Verdrängungsdicke δ^* , 1,5-fachen Stufenhöhe H weist die stationäre Grundströmung ohne Absaugung große Ablösungen im Bereich der Fügestelle auf, die auf einen Strömungsumschlag nicht weit stromab der Fügestelle hindeuten, siehe Abbildung 1 a) (δ^* von ebener Platte ohne Fügestelle, $H/\delta^* = 1,5$ entspricht dimensionsbehaftet 0,35 mm). Wird die Stufe weiter erhöht, so tritt bei $H/\delta^* = 2$ instationäre Wirbelablösung am Ende der Ablöseblase stromab der Stufe auf, weshalb der dreidimensionale laminar-turbulente Strömungsumschlag an der Stufe angenommen wird, siehe Abbildung 1 b).

Um das Einsetzen eines frühen laminar-turbulenten Strömungsumschlags zu verhindern, werden im Weiteren Strömung durch den Spalt der Fügestelle abgesaugt und mit Hilfe der oben beschriebenen Methodik N -Faktoren ermittelt. Die Ergebnisse sind in Abbildung 2 dargestellt.

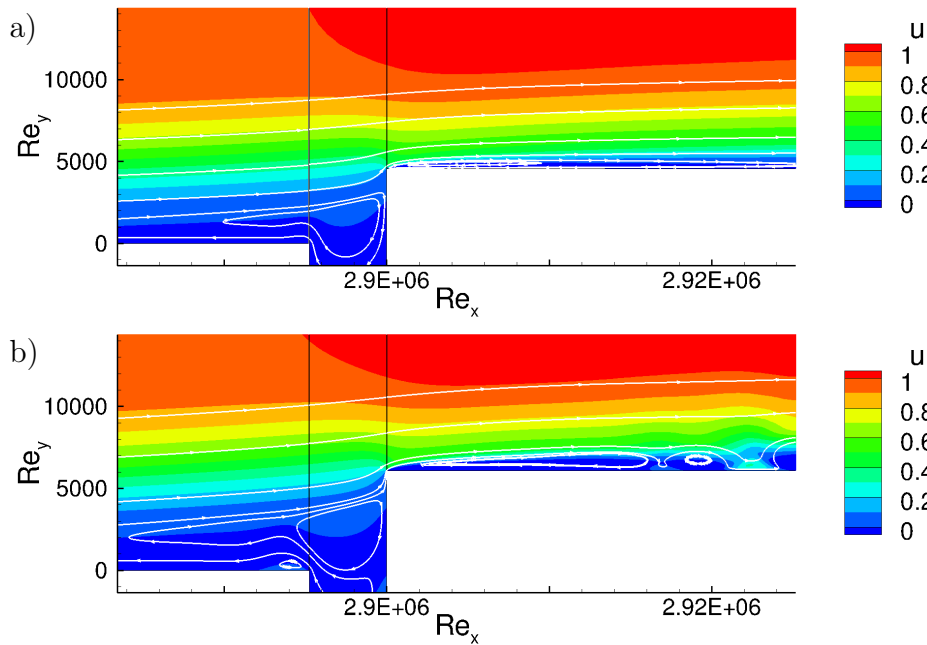


Abbildung 1: Horizontale Geschwindigkeit u und Stromlinien, a) Stationäre Grundströmung bei $H/\delta^* = 1,5$, b) Instationäre Strömung bei $H/\delta^* = 2$

Der abgesaugte Massenstrom $q = 0,16$ ist auf den Massenstrom bezogen, der in der Grenzschicht ohne Fügestelle an der entsprechenden Position vorhanden ist. Bei der Stufenhöhe von $H/\delta^* = 1,5$ bewirkt die Absaugung eine deutliche Reduzierung des N -Faktors bis auf das Niveau der ebenen Platte ohne Fügestelle. Im Gegensatz dazu bleibt die Strömung bei $H/\delta^* = 2$ mit Absaugung zunächst instationär. Eine stationäre Grundströmung und der dargestellte N -Faktor-Verlauf auf dem Niveau der ebenen Platte werden nur mit Absaugung in Kombination einer abgerundeten Stufe erreicht. Für $H/\delta^* = 1$ kann eine deutliche Stromabverlagerung des Strömungsumschlags erreicht werden. Weitere Teile der Arbeit umfassen eine Parameteruntersuchung zu Absaugemassenstrom, Stufenhöhe, Stufenform und Spaltbreite. Darüber hinaus wird eine passive Realisierung von Absaugung untersucht.

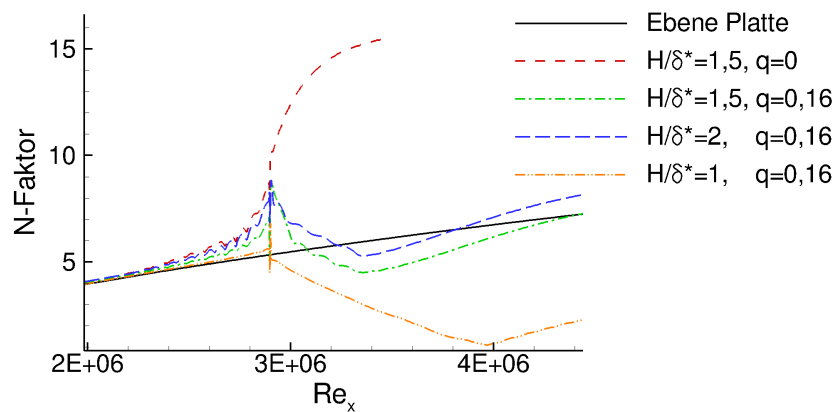


Abbildung 2: Resultierende N -Faktoren mit und ohne Absaugung

Literatur

- [1] J. L. van Ingen, A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region. *Technische Hogeschool Delft*, 1956.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügelaerodynamik / Windenergie

The effects of rotation on the boundary layer of rotating blade sections

Galih S.T.A. Bangga, Thorsten Lutz, Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, University of Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart,
bangga@iag.uni-stuttgart.de

Introduction

The fluid flow at the inner sections of rotating blades is well known to exhibit a complex phenomenon commonly referred as rotational augmentation. This issue has gained a huge interest for many years because of its implication for hindering the accurate performance predictions of helicopters, compressors, wind turbines, and any other structures operating under rotational motions. Despite its importance, the physical mechanism is far from being well understood. The use of two-dimensional (2D) airfoil data such as in the blade element momentum model results in unsatisfactory predictions since the three-dimensional (3D) effects are mainly neglected [1]; for instance, on the wind turbine loads calculation [2]. The difficulties stem from inadequate aerodynamic models of the 3D post stall effects [3].

The effects of rotation on the boundary layer of rotating blades have been examined in many literatures [3]. Banks and Gad [5] discovered that the rotation delays the point of separation. Gardner and Richter [4] examined the influence of rotational effect on dynamic stall, which also results in a stall delay. Bangga *et al.* [6] showed that the rotational augmentation produces more stable flow on the suction side of the blade, which in turn increases the lift coefficient (C_l) and delays the separation. Dumitrescu and Cardos [1] found that the stall delay depends slightly on the reduced pressure effect and mainly on the accelerated boundary-layer flow effect. To gain deeper knowledge of the flow physics regarding this matter, the present investigations are conducted by employing unsteady CFD simulations, focusing on the boundary layer development under rotational augmentation.

Test Case

The examinations are performed on the generic 10 MW wind turbine blade of the Advance Aerodynamic Tools for Large Rotors (AVATAR) project. The blade has 100.8 m in radius. The turbine was operated at the wind speed $U = 10.5$ m/s. The rotational speed and pitch angle were kept constant respectively at 9.02 rpm and 0° . The unsteady calculation was performed until it reached periodic convergence of power and thrust. Then, additional two revolutions were simulated for data extraction purposes. The standard averaging procedure was applied for the last two revolutions. To show the influences of rotation, 2D calculations were conducted on the airfoils of the corresponding blade sections at consistent inflow conditions.

Numerical Methods

The unsteady numerical investigations of the flow over rotating blade have been conducted by utilizing the CFD code FLOWer. The (URANS) *SST* $k-\omega$ turbulence model was employed [6,8]. The simulations were run fully turbulent. Dual time-stepping according to Jameson [7] was utilized to obtain second order accuracy in time. The time integration was carried out by an explicit hybrid multistage Runge-Kutta scheme. The timestep value is 3° for every physical timestep. The blade mesh was C-type, and the Chimera interpolation method was employed in the overlapping grid areas. The meshes were build 120-degrees symmetry of the rotor, assuming periodicity of the flow by using periodic boundary condition. The detailed explanation of the CFD setup was given in Ref. [6].

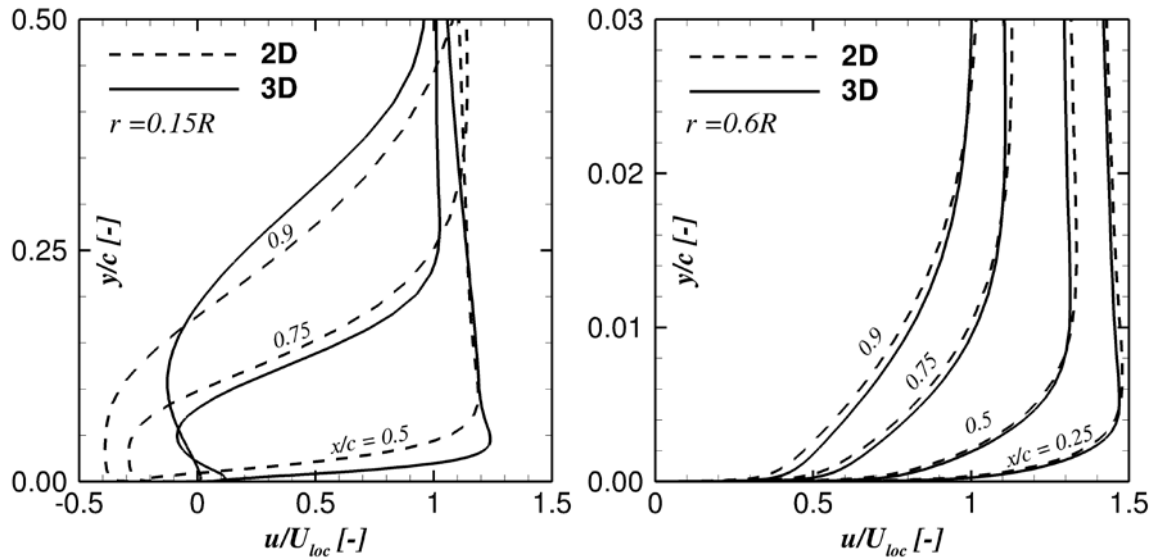


Fig. 1: Time-averaged normalized x -velocity profile comparison between 2D and 3D cases at two different radial positions, 0.15R (left) and 0.6R (right). Variable U_{loc} represents the local velocity upstream the airfoil section.

Results

The comparisons of velocity profiles in Fig. 1 show the effects of rotation on the boundary layer characteristics. In the proximity of the hub region (at 0.15R), the 3D velocity profiles have fuller shapes as compared with the 2D case. In consequence, smaller deficits of the flow momentum can be observed in the 3D case; thus, the occurrence of separation can be delayed significantly. For example, a backflow occurred at $x/c = 0.75$ at about the normal distance $y/c = 0.05$, but the flow is accelerated again as it is closer to the airfoil surface, which makes the flow remain attached. It seems that the Coriolis force has a strong impact at this radial position [6]. This effect increases with the streamwise position (x/c).

It can be observed also that the rotation induces the boundary layer thinning. The 3D velocity profiles have a significantly larger peak value of the velocity adjacent to the wall, whereas they have relatively smaller values on the free shear zone. This comes to the conclusion that the rotational augmentations have a strong influence only within the strong viscous zone. All those effects were not occurred at the middle blade section (at 0.6R), and this is agree with the other literatures findings [1,3,5-6].

Based on the present results, future investigations are necessary to quantify the influence of Coriolis force on the boundary layer shape.

References

- [1] Dumitrescu H. and Cardos V.: Rotational effects on the boundary-layer flow in wind turbines, *AIAA journal* 42(2), pp. 408–411, 2004.
- [2] Hansen A. and Butterfield C.: Aerodynamics of horizontal-axis wind turbines, *Annual Review of Fluid Mechanics* 25(1), pp. 115–149, 1993.
- [3] Du Z. and Selig M. The effect of rotation on the boundary layer of a wind turbine blade, *Renewable Energy* 20(2), pp.167–181, 2000.
- [4] Gardner A.D. and Richter K.: Influence of rotation on dynamic stall, *Journal of the American Helicopter Society* 58(3), pp. 1-9, 2013.
- [5] Banks W. and Gadd G.: Delaying effect of rotation on laminar separation, *AIAA journal* 1(4), pp. 941–941, 1963.
- [6] Bangga G.S.T.A., Lutz T., and Krämer E.: An examination of rotational effects on large wind turbine blades, *EAWC PhD Seminar 11*, Stuttgart, Germany, 2015.
- [7] Jameson A.: Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings, *AIAA paper*, pp. 1596,1991.
- [8] Bangga G.S.T.A., Lutz T., and Krämer E.: Numerical investigation of unsteady aerodynamic effects on thick flatback airfoils, *Proceedings of German Wind Energy Conference 12, DEWEK 2015*, Bremen, Germany, May 19-20, 2015.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügler aerodynamik/ Windenergie

Numerische Untersuchung einer 10 MW Windenergieanlage mit elastischen Hinterkantenklappen

Eva Jost, Thorsten Lutz, Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
{e.jost, lutz, kraemer}@iag.uni-stuttgart.de

Die Entwicklung von sehr großen Anlagen mit einer Leistung von 10 bis 20 Megawatt und Rotordurchmessern im Bereich von 180 bis 200m ist Gegenstand der heutigen Windenergieforschung. Hintergrund ist das Ziel mit einem höheren Ertrag pro Anlage die Wirtschaftlichkeit weiter zu verbessern. Allerdings ist diese Vergrößerung mit erheblichen technischen Herausforderungen verbunden, da eine einfache Skalierung sich aktuell auf dem Markt befindender Modelle nur schwer möglich ist. Nach der Ähnlichkeitstheorie, wie sie in [1] beschrieben wird, steigen alle Kräfte quadratisch und die Masse sogar kubisch mit dem Rotorradius. Es ist daher notwendig bei der Auslegung dieser Anlagen neuartige Technologien anzuwenden um Last und somit auch Masse zu reduzieren. Ein System um Extrem- und vor Fatiguelasten zu reduzieren stellen aktive Hinterkantenklappen am Rotorblatt dar. Lastschwankungen werden vorwiegend durch Geschwindigkeitsfluktuation in der Zuströmung ausgelöst. Diese führen zu einer Anstellwinkelschwankung am Rotorblatt, was sich wiederum auf den Auftrieb und somit die Anlagenlasten fortwirkt. Da ein Ausschlag der Hinterkantenklappen zu einer Erhöhung bzw. Verminderung der Auftriebs für einen gegebenen Anstellwinkel führt, kann diesem Effekt entgegen gewirkt werden.

Bisher wurde das Konzept in diversen Studien untersucht und vor allem im Hinblick auf die Fatiguelasten ein enormes Potential festgestellt [2]. Navalkar sagt in [3] eine Reduktion von bis zu 18 % im Blattwurzelbiegemoment auf Basis der Blattelementmethode voraus. Eine Lastreduktion in ähnlicher Größenordnung (14 %) zeigte sich auch im Experiment an einer realen Vestas V27 Anlage [4]. Riziotis untersuchte Hinterkantenklappen mit einem Wirbelmodell [5], welches eine Reduktion von ca. 30 % prognostiziert. Studien auf Grundlage von CFD Simulationen sind jedoch selten, aber aufgrund der komplexen, dreidimensionalen Aerodynamik sehr wichtig. Dies wird in Abbildung 1 deutlich, wo die gebundenen und freien Wirbel um das Rotorblatt bei positiv (nach unten, auftriebserhöhend) ausgeschlagener Klappe qualitativ dargestellt sind.

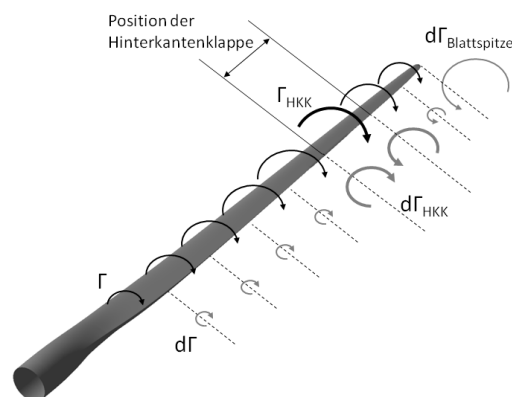


Abbildung 1: Gebundene und freie Wirbel um das Rotorblatt

Durch die starke Zirkulationsänderung an den beiden Klappenenden werden zusätzliche Wirbel in den Nachlauf abgegeben, welche wiederum am Rotorblatt Geschwindigkeiten induzieren. Dies hat starke instationäre Effekte zufolge.

Im Vortrag werden Ergebnisse von Simulationen eines Rotors mit Hinterkantenklappen im CFD-Löser FLOWer [6] gezeigt. Bei der Anlage handelt es sich um die generische DTU 10

MW Referenzturbine [7], bei welcher im Bereich von 70 bis 80 % Blattradius eine elastisch morphende Klappe von 10 % Ausdehnung in Profiltiefe eingefügt wurde. Die Formänderung wird dabei durch ein Polynom 2. Ordnung umgesetzt, wie es in [8] beschrieben ist. Um eine ausreichende Belastbarkeit der Rechnungen zu gewährleisten, wurden zu Beginn Studien zur Bestimmung der räumlichen und zeitlichen Auflösung durchgeführt. Dabei stand die genaue Erfassung der instationären Effekte mit akzeptablem Rechenaufwand im Vordergrund, was in Bezug auf 3D Simulationen mit komplett aufgelöster Turbine wichtig ist. Es werden 2D Rechnungen des 75% Blattschnittes mit Klappe gezeigt, gefolgt von Untersuchungen im Drittelmodell. In beiden Testfällen wurde die Klappe mit dem Sechsfachen der Drehfrequenz des Rotors (6p) ausgeschlagen, einer für die praktische Anwendung sehr hohen Frequenz. Sie stellt jedoch aus numerischer und aerodynamischer Sicht den zu validierenden Grenzfall dar. In Abbildung 2 ist für den Fall der Nennwindgeschwindigkeit eine Wirbelvisualisierung mittels λ_2 dargestellt. Sehr gut sind die abgehenden Klappenwirbel zu sehen und auch die sich ändernde Zirkulation ist erkennbar.

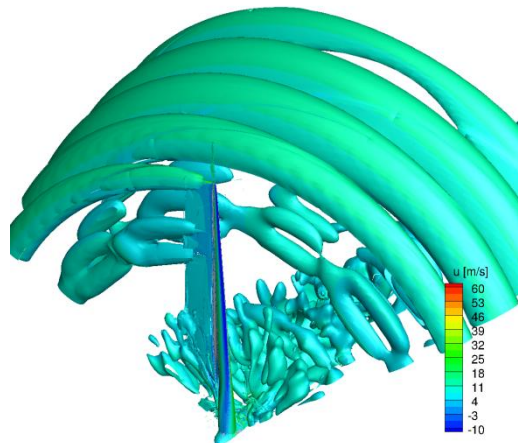


Abbildung 2: Nachlaufwirbel (11.4 m/s, 6p Frequenz)

Zum Abschluss der Präsentation werden einige Ergebnisse im Vollmodell gezeigt, welche mit blattazimutabhängigen Klappenausschlag durchgeführt wurden. Dabei konnte eine Reduktion der Lastschwankungen am einzelnen Rotorblatt nachgewiesen werden.

Quellenangaben

- [1] T. Barlas und G. M. van Kuik, „Review of the state of the art in smart rotor control research for wind turbines,“ *Progress in Aerospace Engineering*, Nr. 46, pp. 1-27, 2010.
- [2] R. Gasch und J. Tvele, *Windkraftanlagen - Grundlagen, Entwurf, Planung und Betrieb*, Berlin: Vieweg+Teubner, 2011.
- [3] S. Navalkar, J. van Wingerden, E. van Solingen, T. Oomen, E. Pasterkamp und G. van Kuik, „Subspace predictive control to mitigate periodic loads on large scale wind turbines,“ *Mechatronics* 24, pp. 916-925, February 2014.
- [4] D. Castaignet, T. Barlas, T. Buhl, N. Poulsen, J. Wedel-Heinen, N. Olesen, C. Bak und T. Kim, „Full-scale test of trailing edge flaps on a Vestas V27 wind turbine: active load reduction and system identification,“ *Wind Energy* 17:, pp. 549-564, 2014.
- [5] V. Riziotis und S. Voutsinas, „Aero-elastic modelling of the active flap concept for load control,“ in *Proceedings of the EWEC*, Brussels, Belgium, 2008.
- [6] N. Kroll und J. Fassbender, *MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design*, Berlin/Heidelberg/New York: Springer Verlag, 2002.
- [7] C. Bak, F. Zahle, R. Bitsche, T. Kim, A. Yde, L. Henriksen, P. Andersen, A. Natarajan und M. Hansen, „Design and performance of a 10 MW turbine,“ *Wind Energy*, To be accepted.
- [8] E. Jost, A. Barlas, V. Riziotis und S. Navalkar, „Innwind Deliverable 2.32 - Validation of New Control Concepts by Advanced Fluid-Structure Interaction Tools,“ www.innwind.eu, 2015.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Experimentelle und numerische Untersuchungen zur Nachlaufströmung einer Hubschrauberkonfiguration

M. Stuhlpfarrer, A. Kümmel, A. Buzica, C. Breitsamter
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik
marco.stuhlpfarrer@aer.mw.tum.de

Die Kenntnis der Nachlaufströmung eines Hubschraubers sowie der damit verbundenen instationären Effekte ist von großer Relevanz für die Dynamik, Sicherheit und Komfort. Speziell die Interaktion der Nachlaufströmung mit den stromab gelegenen Komponenten des Hubschraubers erfordern die genaue Kenntnis dieses Verhaltens bereits im Entwurfsprozess. Jedoch stellt die akkurate Vorhersage der Nachlaufströmung mittels numerischer Strömungsmechanik eine schwer zu lösende Aufgabe dar. Für eine genaue Berechnung der Nachlaufströmung müssen sowohl der Ursprung des Phänomens als auch die Konvektion der Strömungsstrukturen stromab richtig wiedergegeben werden. Ersteres stellt jedoch aufgrund der unterschiedlichen Strömungszustände wie z.B. laminare oder turbulente sowie anliegende oder abgelöste Strömung hohe Anforderungen an die Modellierung der physikalischen Effekte, was mit aktuellen Turbulenzmodellen schwer zu realisieren ist. Um die Konvektion der Strömungsstrukturen richtig zu erfassen, wird eine geringe numerische Dissipation der Diskretisierungsschemata benötigt [1].

Um den für diese Anforderungen geeigneten Modellierungsansatz zu finden, sollen numerische und experimentelle Untersuchungen durchgeführt werden, wobei die experimentellen Daten der Validierung dienen sollen. Als Versuchsträger wird ein 1:5 Model einer Leichthubschrauberkonfiguration verwendet. Diese beinhaltet die Kabinensektion mit Landewerk sowie den 5-Blatt-Rotorkopf. Die Rotorblätter sind an der ersten aerodynamisch effektiven radialen Sektion abgeschnitten. Zusätzlich besitzt der Rotorkopf eine voll funktionsfähige Taumelscheibe, die sowohl die zyklische als auch die kollektive Blattverstellung bewerkstelligen kann. Des Weiteren enthält das Model eine aerodynamisch optimierte Heckform mit konturierten „Strakes“ [2], [3]. Diese sollen das sich in diesem Bereich aufrollende Wirbelpaar verhindern und des Weiteren die Größe des abgelösten Gebietes verringern. Abbildung 1 links zeigt die Konfiguration im Windkanal. Für die numerischen Untersuchungen werden geringfügige Geometrievereinfachungen vorgenommen, jedoch wird der Einfluss der Windkanaufhängung mitberücksichtigt, wie in Abbildung 1 rechts dargestellt.

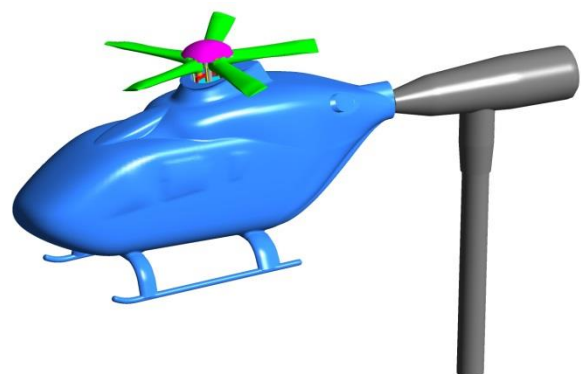


Abbildung 1: Hubschrauberkonfiguration im Windkanal (links); Hubschrauberkonfiguration für numerische Simulationen (rechts).

Die experimentellen Untersuchungen werden im Windkanal A des Instituts für Aerodynamik und Strömungsmechanik der Technischen Universität München durchgeführt. Hierbei werden Kraftmessungen mit einer Sechs-Komponenten Unterflurwaage vorgenommen. Dies dient hauptsächlich zur Validierung der integralen Beiwerte. Zur genaueren Analyse des Strömungsfeldes im Nachlauf werden mittels Stereo „Particle Image Velocimetry“ mehrere Querströmungsebenen betrachtet. Diese werden mit den Ergebnissen aus der numerischen Simulation verglichen.

Die für die numerischen Simulationen benötigten Netze bestehen ausschließlich aus Hexaederelementen, welche mit Hilfe von ANSYS ICEM CFD erstellt werden. Zusätzlich werden die Wandabstände so eingestellt, dass sich ein Wert $y^+ = 1$ ergibt. Das Gesamtnetz besteht aus mehreren Teilen, welche über mehrere „Sliding Mesh Interfaces“ verbunden sind und sich auch deformieren können. Dies ist nötig, um Rotation, zyklische und kollektive Blattverstellung wiederzugeben. Die numerischen Untersuchungen werden mit Hilfe des kommerziellen Strömungslöser ANSYS Fluent durchgeführt. Hierbei werden die instationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen gelöst. Aufgrund der geringen Machzahl $Ma < 0.3$ werden die Berechnungen inkompressibel durchgeführt. Für die Turbulenzmodellierung wird das Scale-Adaptive-Simulation Model verwendet [4]. Die räumliche Diskretisierung wird über ein „Bounded Central-Difference-Scheme“ realisiert, die zeitliche Diskretisierung erfolgt über ein „Bounded Second Order Implicit“ Verfahren [5]. Diese Kombination wird gewählt, um die numerische Dissipation so niedrig wie möglich zu halten. Zudem wird speziell im Nachlauf eine Courant-Friedrichs-Lewy Zahl von $CFL < 1$ erfüllt.

Abbildung 2 zeigt die zeitgemittelten Wandstromlinien und Feldstromlinien am Hubschrauberheck. Wie ersichtlich, löst die Strömung am Heck stromab des Landewerkes ab, legt jedoch wieder an, wobei kein aufgerolltes Wirbelpaar entsteht. Des Weiteren kann man jeweils eine Ablösung an den Seitenflächen des Hubschraubers erkennen.

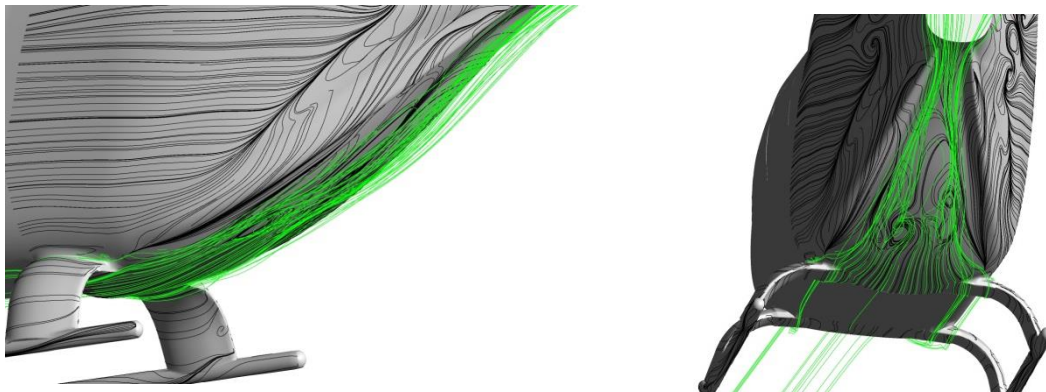


Abbildung 2: Zeitgemittelte Wandstromlinien und Feldstromlinien am Hubschrauberheck aus der numerischen Simulation.

Literaturverzeichnis

- [1] P. W. Li Xu, „High Order Accurate Low Dissipation Method for Unsteady Compressible Viscous Flow Computation on Helicopter Rotor in Forward Flight,“ *Journal of Computational Physics*, Bd. 258, pp. 470-488, 2014.
- [2] Q. e. a. Zhang, „Advanced CFD-based Optimization Methods Applied to the Industrial Design Process of Airframe Components at Airbus Helicopters,“ *American Helicopter Society 70th Annual Forum*, 2014.
- [3] M. Bebesel, A. D'Alascio, S. Schneider, S. Guenther, F. Vogel, C. Wehle und D. Schimke, „Bluecopter Demonstrator - An Approach of Eco-Efficient Helicopter Design,“ in *41st European Rotorcraft Forum*, München, 2015.
- [4] F. Menter und Y. Egorov, „The Scale-Adaptive Simulation Method for Unsteady Turbulent Flow Predictions. Part 1: Theory and Model Description,“ *Journal Flow Turbulence and Combustion*, Bd. 85, pp. 113-138, 2010.
- [5] ANSYS, Inc., "ANSYS help system," 2014.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Experimentelle Untersuchung von instationären Strömungsstrukturen im Nachlauf eines Zugmodells

A. Buhr, A. Henning, K. Ehrenfried

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Fluidsysteme
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, alexander.buhr@dlr.de

Gleisseitig induzierte Luftgeschwindigkeiten spielen für das Design von Zügen eine große Rolle. Bei der Vorbeifahrt eines Personenzuges wird die maximale Geschwindigkeit typischerweise hinter dem Zug beobachtet [1] und ist eine Folge von großen, turbulenten Strömungsstrukturen. Die Nachlaufströmung hängt nicht nur von der Geometrie des Zuges ab, sondern auch von der Grenzschicht am Zugheck aus der sich die Strömungsstrukturen entwickeln. Aufgrund der begrenzten Modelllänge und Reynoldszahl in Modellexperimenten, könnte sich die Umströmung des Zugmodells von der Umströmung eines realen Zuges stark unterscheiden. Die Idee ist es, die Grenzschichtdicke mit dem Einsatz von Rauigkeitselementen im Kopfbereich unabhängig von der Geschwindigkeit und Länge des Modells zu beeinflussen.

Die experimentelle Untersuchung wurde an der Tunnel-Simulationsanlage Göttingen (TSG) durchgeführt. Das dreiteilige Zugmodell im Maßstab 1:25 besteht aus einem Kopfwagen, einem Mittelwagen und einem Endwagen. Die Geometrie des Modellkopfes basiert auf Superellipsen, um eine möglichst anliegende Strömung und damit eine reproduzierbare Kopfwelle zu erreichen. Der Kopfbereich kann zusätzlich mit Rauigkeitselementen ausgestattet werden, die in Anlehnung an von Schlichting [2] betrachtete Rauigkeiten entworfen wurden. Das Design des Mittel- und Endwagen entspricht der vereinfachten Form eines Doppelstockzuges. Mit High-Speed Particle Image Velocimetry (HS-PIV) wurde die Strömungsgeschwindigkeit in einer Ebene parallel zum Boden in zwei verschiedenen Höhen gemessen. In Abb.1 ist der schematische HS-PIV-Aufbau dargestellt. Die Messebene befindet sich in einer Höhe von 8mm bzw. 68mm über Schienenoberkante (SOK8 bzw. SOK68). Die Technischen Spezifikationen für Interoperabilität (TSI) geben für Geschwindigkeitsmessungen bei

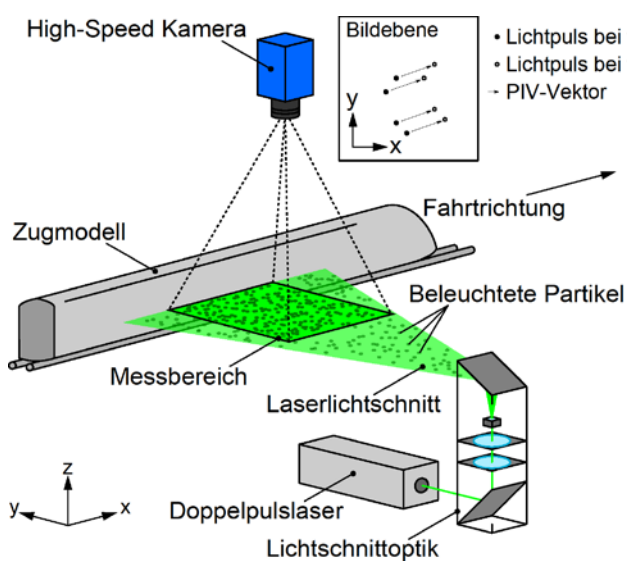


Abb.1: Schematischer HS-PIV Aufbau in der TSG

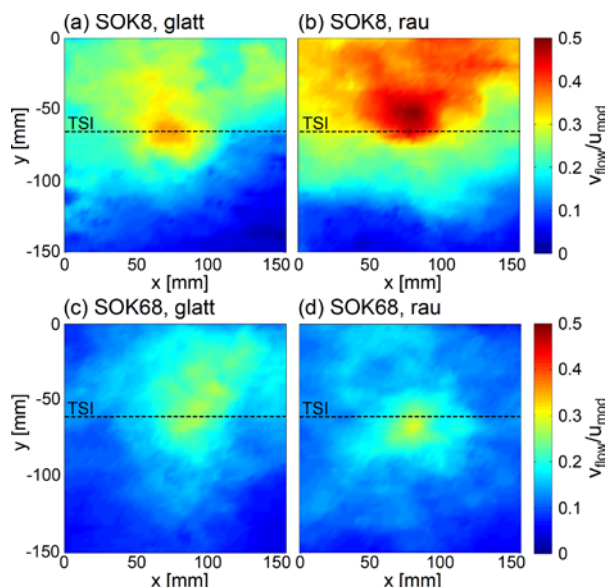


Abb.2: Gemittelte Strömungsfelder zum Zeitpunkt maximaler Geschwindigkeit

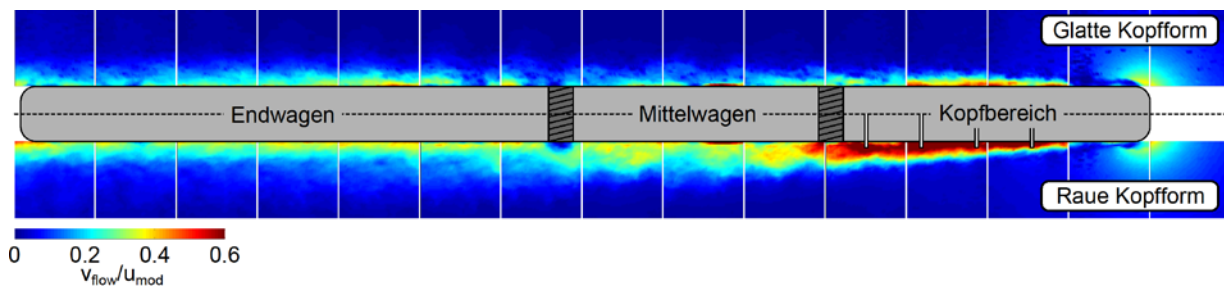


Abb.3: Vergleich der Umströmung des Zugmodells mit und ohne Rauigkeitselemente

realen Zügen einen Messabstand von 3m zur Gleismitte vor (entspricht 0.12m im Modellmaßstab). Dieser Abstand wird in der PIV-Auswertung als Referenzposition verwendet, um die gemessenen Strömungsgeschwindigkeiten zwischen den Messfahrten zu vergleichen. Für eine detaillierte Beschreibung sei auf [3] verwiesen. Conditional Sampling wird verwendet, um die Umströmung des Zugmodells und die Entwicklung der Grenzschicht zu analysieren sowie die Strömungsstruktur im Nachlauf, die zum Zeitpunkt der maximalen Geschwindigkeit vorliegt, zu untersuchen.

Ein Vergleich der einzelnen Fahrten zeigt, dass die Kopfwelle sehr gut reproduziert werden konnte, aber die Strömungsgeschwindigkeit entlang des Modells und im Nachlauf zwischen den Fahrten sehr stark variiert. Durch Mittelung der Geschwindigkeit über die Referenzpositionen und über die Fahrten für jede Konfiguration, kann der mittlere Einfluss der Rauigkeitselemente dargestellt werden. Es zeigt sich, dass bei SOK8 mit den verwendeten Rauigkeiten die mittlere Geschwindigkeit neben dem Gleis im Heckbereich gegenüber dem glatten Kopf verdoppelt wurde. Durch Mittelung der Strömungsfelder an äquivalenten Positionen neben dem Zugmodell, kann die Grenzschichtentwicklung bei rauem und glattem Kopf verglichen werden. Abb.3 zeigt eine künstliche Gegenüberstellung der über 10 Fahrten gemittelten Umströmung der beiden Kopfformen. Im Bereich der Rauigkeitselemente ist ein deutlicher Anstieg der Geschwindigkeit zu erkennen, der im Bereich des Mittelwagens abklingt, aber eine dickere Grenzschicht zur Folge hat. Um die Strömungsstruktur im Nachlauf zu untersuchen, wurde für jede Fahrt das Strömungsfeld zum Zeitpunkt der maximalen Geschwindigkeit an einer ausgewählten Referenzposition bestimmt. Die resultierenden Strömungsfelder wurden über die Fahrten jeder Konfiguration gemittelt und sind in Abb.2 dargestellt. Die Strukturuntersuchung erfolgt über die durchschnittlichen und maximalen Werte in den gemittelten Geschwindigkeitsfeldern. Die Ergebnisse sind in folgender Tabelle dargestellt (normiert mit Modellgeschwindigkeit u_{mod}):

	SOK8, glatt	SOK8, rau	SOK68, glatt	SOK68, rau
$\text{mean}(v_{\text{flow}})$	$0.18u_{\text{mod}}$	$0.25u_{\text{mod}}$	$0.13u_{\text{mod}}$	$0.13u_{\text{mod}}$
$\text{max}(v_{\text{flow}})$	$0.37u_{\text{mod}}$	$0.5u_{\text{mod}}$	$0.27u_{\text{mod}}$	$0.29u_{\text{mod}}$

Bei SOK8 sind das Maximum und der Durchschnittswert um 35% bzw. 39% erhöht. Daraus lässt sich schließen, dass die Nachlaufstruktur ohne Rauigkeit abgeschwächt ist, aber eine ähnliche Ausdehnung aufweist. Der geringe Unterschied für SOK68 kann auf die kleinere Rauigkeit in dieser Modelhöhe zurückgeführt werden.

Es konnte gezeigt werden, dass die Grenzschicht sowie die Nachlaufstruktur mit dem Einsatz von Rauigkeitselementen im Kopfbereich beeinflusst werden kann. Es bleibt zu untersuchen, ob mit der passenden Größe und Form der Rauigkeitselemente, eine für reale Züge repräsentative Nachlaufstruktur geschaffen werden kann.

- [1] J.R. Bell, A. H. Herbst, "Moving Model Analysis of the Slipstream of High-Speed Trains", International Workshop on Train Aerodynamics, Birmingham, United Kingdom, 2013
- [2] H. Schlichting, "Grenzschicht-Theorie", 5. Auflage, Verlag G. Braun, 1965
- [3] Buhr, "Experimentelle Untersuchung der instationären Strömungsstrukturen im Nachlauf eines in Wandnähe bewegten stumpfen Körpers", Masterarbeit, DLR Göttingen, 2015

Mitteilung

Fahrzeugaerodynamik / Technische Strömungen

Investigating side-wind stability of high speed trains using high resolution large eddy simulations and hybrid models

Moritz M. Fragner¹

¹ German Aerospace Center, Department Fluid Systems, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Germany

Email: Moritz.Fragner@dlr.de

Modern high speed trains are of considerable risk of overturning or derailment when operating in the presence of strong cross winds. In order to assess the safety of such vehicles a detailed understanding of the aerodynamic forces is required. Currently, there are three different methodologies for evaluating the aerodynamics of trains: full-scale measurements, physical modeling using wind-tunnel experiments and numerical modeling using computational fluid mechanics (CFD). Latter has the potential advantage of providing a cost-effective tool to gain a deep understanding of the aerodynamic flow around the vehicle for arbitrary operating and geometry conditions. However, there are still many difficulties associated with CFD, most of which are associated with modeling and resolving turbulent dynamics on multiple scales. In the case of high speed trains operating in cross winds at large yaw angle, substantial unsteady vortex shedding on the roof and underfloor side of the train is expected. The complexity is even enhanced by the influence of the train nose, which renders the flow truly three-dimensional. Small scale unsteady effects are furthermore expected to result from the interaction of the flow with the bogie cavity and the wheels. In such a scenario, a simple Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) assumption representing all turbulence effects on the mean flow field with a simple, isotropic model is generally violated and forces derived from this flow field tend to show sizeable discrepancies to experimental values.

In order to better understand the influence of various turbulence modeling approaches on cross wind flow simulations, we have conducted a case study ranging from unsteady RANS (URANS) and delayed detached eddy simulations (DDES) to high resolution large eddy simulations (LES). The geometry used in this investigation corresponds to the front car of the DLR's Next Generation Train 2 (NGT2), an in-house high-speed concept train specifically designed to foster train-related research. We focus on simulating yaw angles of 30°, for which the vortex system on the leeward side of the train leads to sizeable uncertainties in predicted integral coefficients. A Reynolds number of 225,000 (based on the height of the train) is used for which experimental wind tunnel measurements of force coefficients are available. The simulations have been conducted using the free open-source software OpenFOAM. Given the low Mach number of typical wind tunnel experiments, we only considered incompressible methods, based on pressure-correction-type algorithms, in this work. For turbulence modelling we use the Spalart-Allmaras model for the DDES and URANS simulations, while a Smagorinsky model with van Driest damping for the LES simulations is employed.

We will present highly resolved DDES and LES simulations on meshes involving up to 220 million cells, see Fig. 1. These were run employing 280 processors on a high-performance compute cluster consisting of compute nodes with 20-core Intel-Westmere processors each. The simulations are very demanding taking $\sim 19,000$ CPUh to compute a single convective timescale (defined as train height over free stream velocity), of which we computed ~ 50 cycles. For reference, we will also present low resolution URANS and DDES simulations involving meshes with ~ 34 million cells. All meshes had been constructed such that boundary layers are fully resolved in the wall normal direction, i.e. the normalized wall distance satisfies $y^+ \sim 1$ in all cases. Calculated forces and moments are compared against wind tunnel data. Preliminary results suggest relative discrepancies in the overturning force of $\sim 3\%$ to the experimental data, while the lift force shows larger variations.

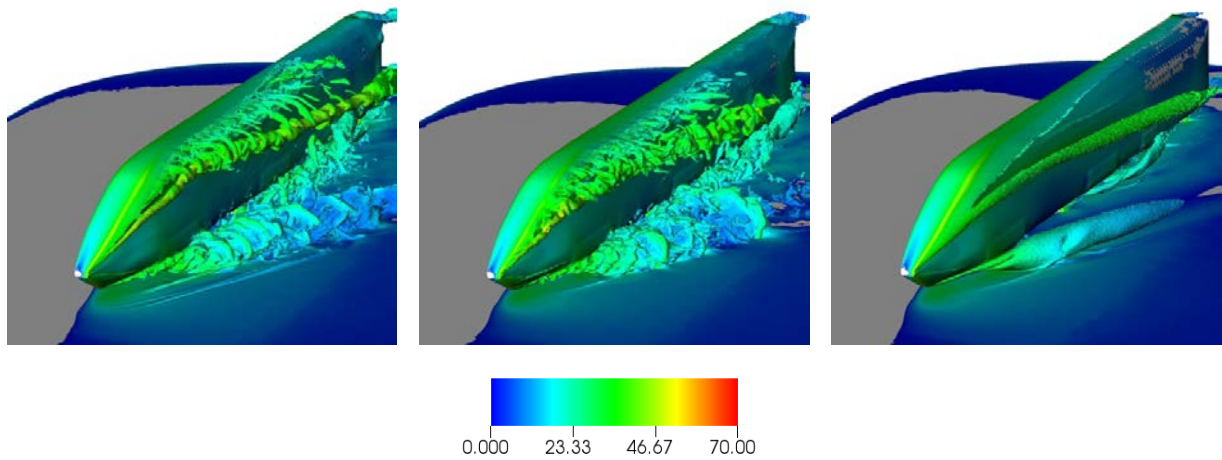


Figure 1: LES (left), DDES (middle) and URANS (right) simulations of cross wind flow around the NGT2 geometry. Shown is the the total pressure contour ($p_{\text{tot}} = p_{\infty}$) and color indicates velocity magnitude.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Numerische Berechnung der Strömungsverhältnisse in einem Abluftkanal

Claus-Philipp Hühne, Thorsten Möller

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

Ausgang:

Gegenstand der hier beschriebenen numerischen Simulationen ist ein Ausschnitt des Abluftsystems der übertägigen Gebäude einer Bergwerkanalage. Ziel dieser Arbeit ist es, die Strömungsverhältnisse in der Umgebung der Probeentnahmestelle abzuschätzen. Insbesondere sollen dabei verschiedene Betriebszustände berücksichtigt werden, die eine asymmetrische Einströmung in den Abschnitt des Abluftkanals bedingen. Die so erlangten Erkenntnisse bezüglich des Strömungszustands sollen bei der Auslegung der Probeentnahme mit berücksichtigt werden, sodass eine repräsentative Probeentnahme definiert werden kann.

Der zu untersuchende Teil des Fortluftsystems besteht aus der Zusammenführung zweier Luftströme in einen Hauptkanal, in dem die Probeentnahmestelle vorgesehen ist, sowie aus einer Wiederaufteilung des Hauptkanals in zwei Teilkanäle, die die Luft zum Kamin führen. Abbildung 1 zeigt die verwendete Geometrie. Die Teilkanäle der Zu- und Abführung haben einen Querschnitt von 2200mm x 2200mm und der zusammengeführte Fortluftkanal von 4400mm x 2200mm. Der Ursprung der Geometrie wurde in den Mittelpunkt der Probeentnahmeebene gelegt.

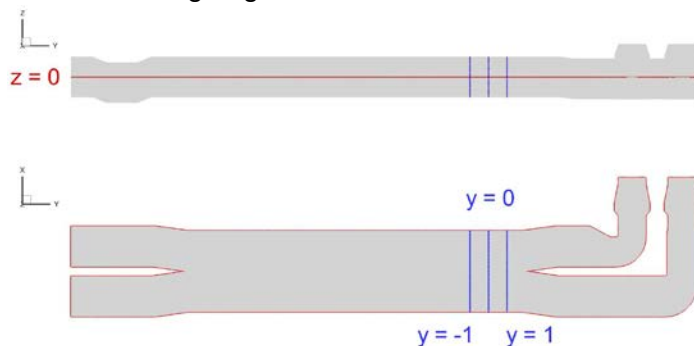


Abbildung 1: berechnete Geometrie

präsentative Aussage über den Einfluss der Zu- und Abströmung auf die Probeentnahmeebene geben zu können, werden die Betriebszustände wie in **Tabelle 1 Definition der Betriebszustände** angegeben untersucht.

Abluftmenge [m³/s]			Schaltzustand
Kanal 1	Kanal 2	Gesamt	
35	0	35	Kanal 1
18	0	18	Kanal 1
0	35	35	Kanal 2
0	18	18	Kanal 2
18	35	53	Kanal 1+2
35	18	53	Kanal 1+2
18	18	36	Kanal 1+2
26.5	26.5	53	Kanal 1+2
35	35	70	Kanal 1+2

Ziel:

Zur sicheren Belüftung der übertägigen Gebäude wird durch die beiden Zu- und Abführ-Teilkanäle eine redundante Auslegung des Lüftungssystems gewährleistet. Auf Grund dieser redundanten Auslegung kann es zur ungleichen Beaufschlagung der Teilkanäle mit Abluft kommen. Um eine re-

Tabelle 1 Definition der Betriebszustände

Lösungsweg:

Die numerischen Simulationen wurden mit dem open Source CFD Software Paket OpenFOAM (Version 2.1.1.) durchgeführt [1]. Auf Grund der geringen Strömungsgeschwindigkeiten und der gegebenen Geometrie wurden zur Berechnung der inkompressible Strömungslöser *simpleFoam* für stationäre

Fälle verwendet, der auf dem SIMPLE-Algorithmus zur Lösung der reynoldsgemittelten Navier-Stokes (RANS) beruht [2]. Die Druck Gleichung wird mittels eines GAMG (generalized geometric-algebraic mult-grid solver) Algorithmus in Kombination mit einem Gauss-Seidel Verfahren gelöst. Die Gleichungen für die Geschwindigkeit sowie für die turbulenten Größen k und ω werden ebenfalls mit dem Gauss-Seidel Verfahren behandelt. Die Turbulenzmodellierung wurde mit dem $k-\omega$ -SST zwei-Gleichungsmodell von Menter umgesetzt. Zur Auflösung der Grenzschicht kam eine hybride Wandfunktion zum Einsatz, die die turbulenten kinetische Viskosität abhängig vom dimensionslosen Wandabstand y^+ über das Turbulenzmodell oder das universelle Wandgesetz modelliert.

Ergebnisse

Die in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen zeigen den Strömungsverlauf im Luftschacht unter verschiedenen Betriebszustände. Ziel ist es eine Aussage über die Homogenität der Strömung im Schnitt der Probeentnahmestelle zutreffen. In Abbildung 2 ist beispielhaft das Strömungsfeld im Mittelschnitt des Kanals jeweils für den Schaltzustand Kanal 1 und Kanal 2 dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, dass sich im Bereich hinter dem geschlossenen Kanal ein großes Rückströmgebiet entwickelt, das die Mischung und Homogenisierung der Strömung über den Querschnitt vermindert.

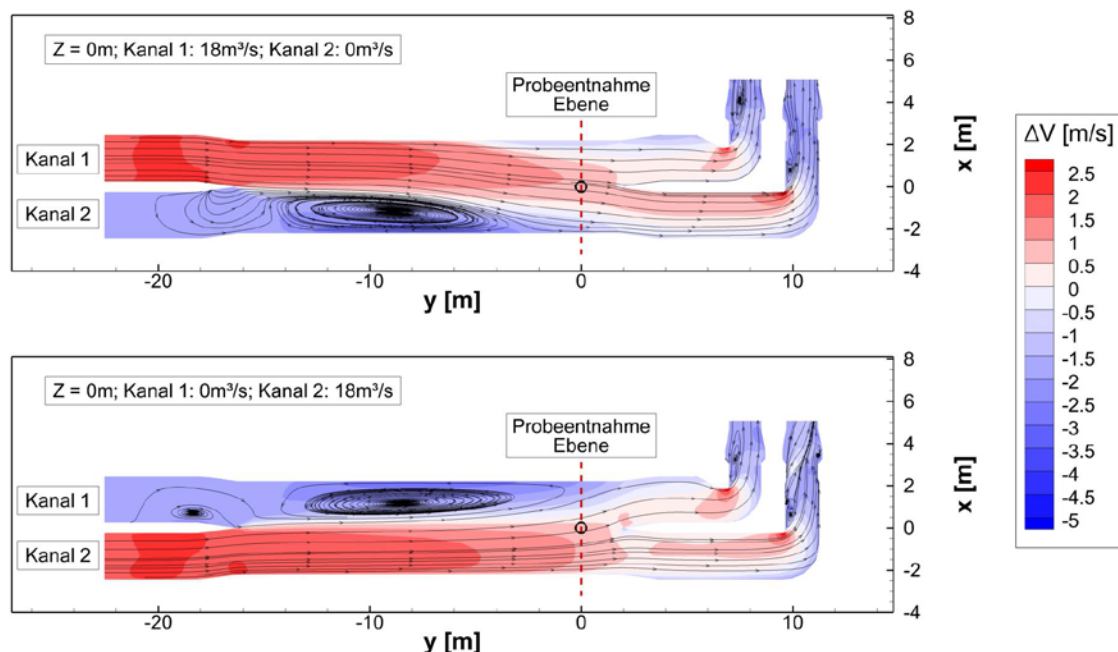


Abbildung 2: Strömungsfeld im Kanal Mittelschnitt

Literatur:

1. Openfoam Foundation: OpenFOAM User Guide Version 2.1.1 , 2012
2. Laurin, E; Oertel, H jr. : Numerische Strömungsmechanik, 3. Auflage, Vieweg+Teubner, 2009

Weiteres Vorgehen:

Im Weiteren Verlauf empfiehlt es sich Einbaumaßnahmen zu untersuchen, die zu einer Homogenisierung der Strömung im Bereich der Probeentnahmeebene beitragen können. Zu diesen Maßnahmen können unter anderem Einbauten wie grobe Siebe oder Turbulatoren zählen. Eine weitere viel versprechende Maßnahme wäre eine Erhöhung des Druckwiderstand des äußeren Ablaufs, sodass sich für beide Abläufe der gleiche Druckwiderstand einstellt und somit sich der bevorzugte Strömungszugang einstellt.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen / Fluid- und Thermodynamik

Kryogene Treibstoffe / Modellierung der Druckentwicklung in kryogenen Treibstofftanks in beschleunigten- und nichtbeschleunigten Phasen

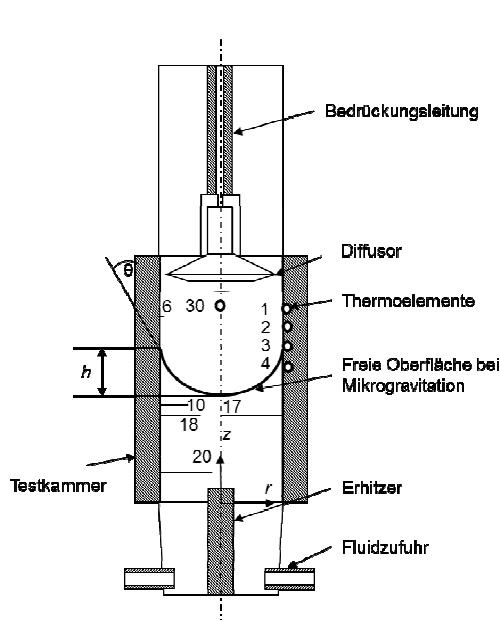
Martin Konopka*, Phillip Behruzi
Airbus DS GmbH, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, *martin.konopka@airbus.com

Einleitung

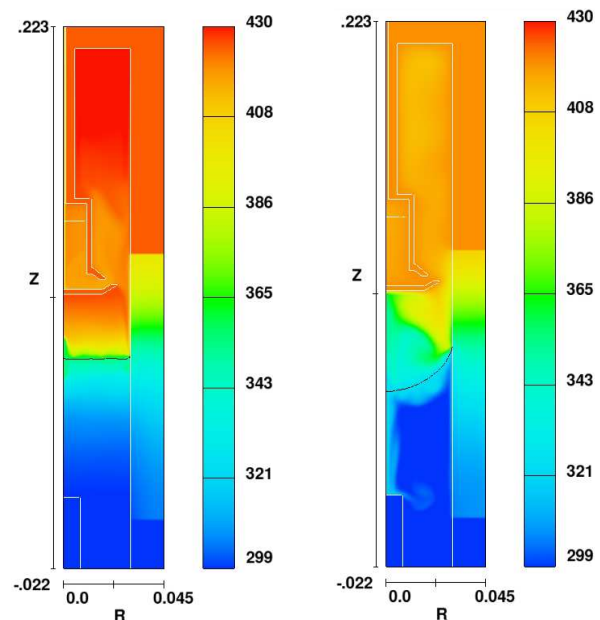
Für die Entwicklung von zukünftigen kryogenen Raketenoberstufen ist die Bestimmung des Treibstoffzustands in der Aufstiegs- und Orbitalphase von entscheidender Bedeutung. Hierbei ist die Bestimmung des Tankdruckverlaufs für die mechanische Stabilität des Tanks sowie für das Kaltgassystem zur Lageregelung wichtig. Daneben muss der kryogene Treibstoff in engen Temperatur- und Druckgrenzen dem Triebwerk zur Verfügung gestellt werden. Der Tankdruckverlauf wird durch die externe Wärmezufuhr, die Zufuhr von Bedrückungsgasen sowie von der Verdampfung und Kondensation an der Flüssigkeitsoberfläche bestimmt. Während der beschleunigten Aufstiegsphase ist der kryogene Treibstoff, z.B. flüssiger Wasserstoff und Sauerstoff, stark unterkühlt, d.h. die Flüssigkeit ist stratifiziert und an der Oberfläche stellt sich die Sättigungstemperatur des Treibstoffs ein. Durch Schwappvorgänge im Tank kann es zur Beeinträchtigung der Stratifikation und Durchmischung kommen, so dass kaltes Fluid an die Oberfläche tritt und Dampf kondensiert. Dadurch kommt es zur Druckabsenkung. In Orbitalphasen bei minimaler Beschleunigung stellen sich sehr scharfe Temperaturgradienten an der Flüssigkeitsoberfläche ein, so dass minimale Störungen zu starken Kondensations- und Verdampfungseffekten führen kann. Ziel der Arbeit ist es daher, den Druckverlauf in kryogenen Treibstofftanks mit dem Strömungslöser Flow3D zu berechnen und den Löser mittels Experimente zu validieren. Im folgenden wird daher die Validierung des Löserters anhand des SOURCE-2 Experiments diskutiert sowie Erweiterungen an der Modellierung der Verdampfung- und Kondensation vorgestellt.

Numerische Berechnung des SOURCE-2 Experiments

Das SOURCE-2 Experiment wurde auf der Suborbitalrakete Maser-12 geflogen und es wurde eine Mikro-g-Phase von 440 s erreicht. In Abbildung 1 a) ist die Testkammer des Experiments gezeigt. Die Testkammer wurde mit dem Silikonöl HFE-7000 gefüllt und mit dem Dampf des Öls bedrückt, um die Bedingungen eines kryogenen Tanks zu simulieren. 140 s des Experiments wurden mit dem Strömungslöser Flow3D berechnet. Die grundlegenden Navier-Stokes-Gleichungen werden mit der Volume-of-Fluid Methode in die Flüssigphase und Dampfphase unterteilt. Die Dampfphase wird als kompressibel angenommen während die Flüssigphase inkompressibel betrachtet wird. Neben der Fluidphase wird der Zylinder modelliert und die Energiegleichung in der Wand gelöst. Temperaturkonturen der Flow3D-Lösung sind in Abbildung 1 b) und c) gezeigt und stellen das System bei 1 g im Bodenversuch und bei 0 g im Flugversuch dar. Die Rechnung zeigt hierbei eine gute Übereinstimmung mit Temperatur- und Druckmessungen im Bodenversuch und im Flugversuch und wird im Vortrag ausführlich diskutiert werden. Daneben erfolgt eine detaillierte Betrachtung der Verdampfungs- und Kondensationsphänomene, die für den Druckverlauf in der Testkammer maßgebend sind.



a) SOURCE-2 Testkammer



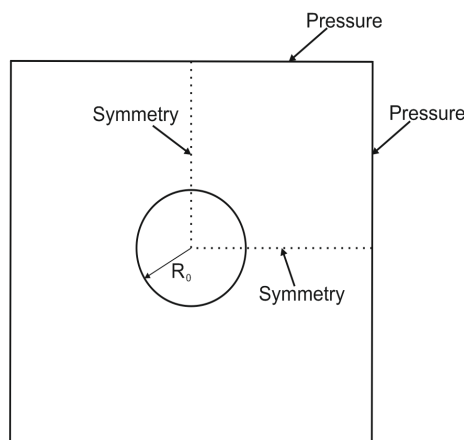
b) 1 g

c) 0 g

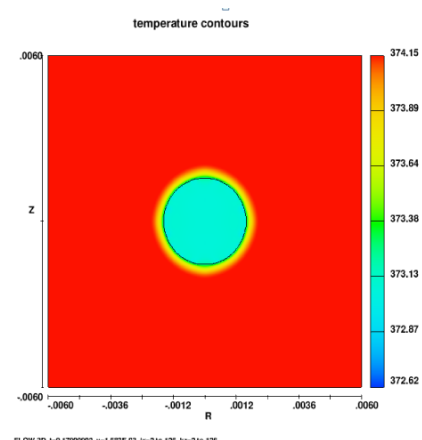
Abbildung 1 SOURCE-2 Experiment und numerisch berechnete Temperaturkonturen bei 1 g und 0 g

Weiterentwicklung der Verdampfungs- und Kondensationsmodellierung in Flow3D

Die Berechnung des SOURCE-2 Experiments hat Verbesserungspotential der Verdampfungs- und Kondensationsmodellierung des Strömungslösers Flow3D gezeigt. In einer Airbus DS Eigenentwicklung wurde das Hertz-Knudsen Phasenübergangsmodell in Flow3D durch einen eigenen Ansatz ersetzt, der die Temperaturdifferenz und den Temperaturgradienten an der Phasengrenze betrachtet. Zur Validierung dieser Ansätze wird das Wachstum einer Blase in einer überhitzten Flüssigkeit betrachtet, siehe Abbildung 2 a) und b). Hierzu erfolgt im Vortrag ein detaillierter Vergleich der numerischen Ergebnisse mit analytischen Lösungen.



a) Randbedingungen Blase



b) Temperaturkonturen

Abbildung 2 Darstellung der Randbedingungen des Flow3D Modells der Blase und Darstellung der Temperaturkonturen

Danksagung

Die Autoren bedanken sich beim DLR und der ESA für die Förderung des Projekts im Rahmen von MAP und PREPARE und heben die gute Zusammenarbeit mit dem ZARM und der Arbeitsgruppe von Prof. Dreyer hervor.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Fluid- und Thermodynamik

Heat transfer frequency response of a cylinder in pulsating laminar cross flow

Armin Witte, Wolfgang Polifke
Professur für Thermofluidodynamik, Technische Universität München
Boltzmannstr. 15, D-85747 Garching
witte@tfd.mw.tum.de

Introduction

The flow around a cylinder and heat transfer between cylinder and fluid is one of the most fundamental problems in thermo-fluid dynamics. This arrangement has been studied frequently and enjoys still considerable interest because the cylinder stands for a wide range of bluff bodies with similar flow features. While many publications are concerned with the steady-state, the literature on unsteady flows is sparse. Examples where the unsteady behavior is of interest are constant temperature anemometry and the wire heater of a Rijke tube, which is investigated in the present study.

The first widely acknowledged publication concerned with a cylinder in pulsating cross-flow is by Lighthill [1], using an approach that was adopted later by other authors. Starting from the boundary layer equations Lighthill develops two models for high and low frequencies, respectively, using a perturbation method and an integral method for closure. In the present study, a purely numerical approach is pursued. The problem of a heated cylinder in cross-flow is simulated for several Reynolds numbers ranging from $Re=1$ to $Re=40$ using state of the art CFD software. Unsteady behavior is imposed by a fluctuating inlet velocity. During the simulation the heat release of the cylinder is acquired at each time step. Both excitation signal and heat release response are subsequently used to identify a low-order, discrete-time model that represents the dynamic behavior of the heat release. Results are reported in terms of transfer function F versus Strouhal number Sr (dimensionless frequency) and compared to the approximations by Lighthill.

Numerical procedure

To generate the time series required for identification, simulations were carried out with the CFD toolbox OpenFOAM version 2.3.0. The incompressible Navier-Stokes equations are solved with a finite volume approach. The computational domain as sketched in figure 1 is rectangular and two-dimensional. Vortex shedding does not occur in the range of Reynolds numbers considered, so the symmetry of the problem could be exploited.

Fluid enters at the inlet with a prescribed velocity with superimposed fluctuations and a fixed temperature. Pressure gradient at the inlet as well as relative pressure and gradients of velocity and temperature at the outlet are set to zero. The cylinder consists of a non-slip wall with constant temperature. All other boundaries are symmetry boundaries.

The computational grid is block-structured and consists of hexahedrons. At the cylinder, cells are aligned with the curvature and cell size is greatly refined towards the surface. Grid independence was first assured for steady flow. Pulsating flow, however, is more demanding regarding cell size, because the unsteady boundary layer (Stokes layer) has to be resolved properly and its thickness shrinks with rising frequency and Reynolds number. In a second stage, grid independence was checked with simulations excited with the highest frequency of interest. The meshes for this study were chosen such that there is less than 0.5% change in the desired quantities in comparison to the mesh with half the cell size.

Simulations were carried out until the length of the time series was sufficient for a good estimate of the model parameters during system identification.

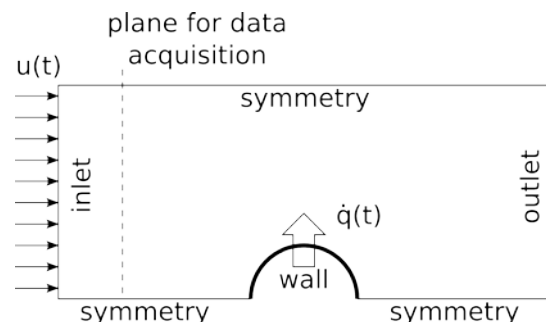


Figure 1: Sketch of the simulation domain

System Identification

The time series generated during CFD simulation are used to identify a model that represents the behavior of the heat release of a cylinder in pulsating crossflow. For velocity amplitudes not higher than 30% of the mean velocity the system can be regarded as linear and time invariant (LTI). Under this assumption the system is fully explained by its impulse response. Any response can then be simulated by the convolution of the impulse response with an input signal. Z-transformation of the impulse response yields the transfer function.

It is often beneficial to identify the impulse response indirectly by a parameterized model known as infinite impulse response model (IIR). This is achieved using a least squares algorithm that finds parameters minimizing the difference between model output and output of the CFD simulation $y(t)$ for given excitation $u(t)$, even in the presence of noise $e(t)$, see Figure 2. $B(q)/F(q)$ represents the transfer function, where B and F are polynomials including the identified parameters.

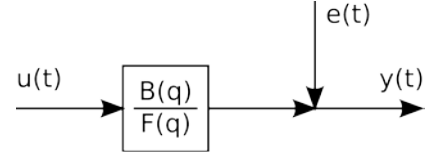


Figure 2: Schematics of the chosen model structure

Results

Figures 3 and 4 show amplitude and phase of the complex frequency response $F(Sr)$ for $Re=1, 4, 10, 20$ and 40 . For a comparison, Lighthill's results are shown as dashed lines. The arrow indicates the direction of increasing Reynolds number.

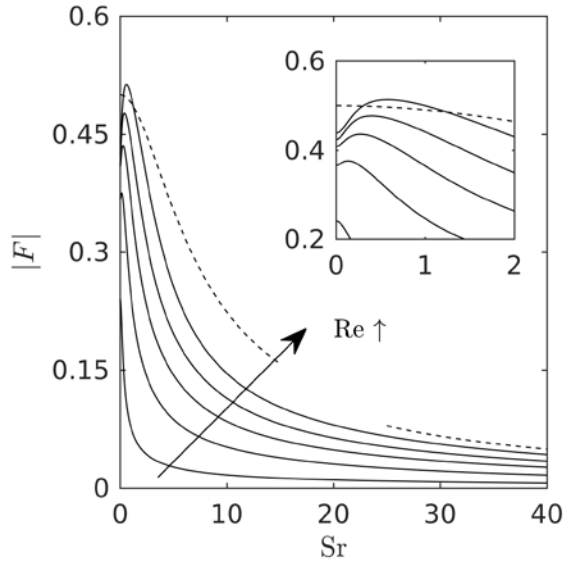


Figure 3: Amplitude of transfer function for various Reynolds numbers. The insert magnifies the region of low frequencies.

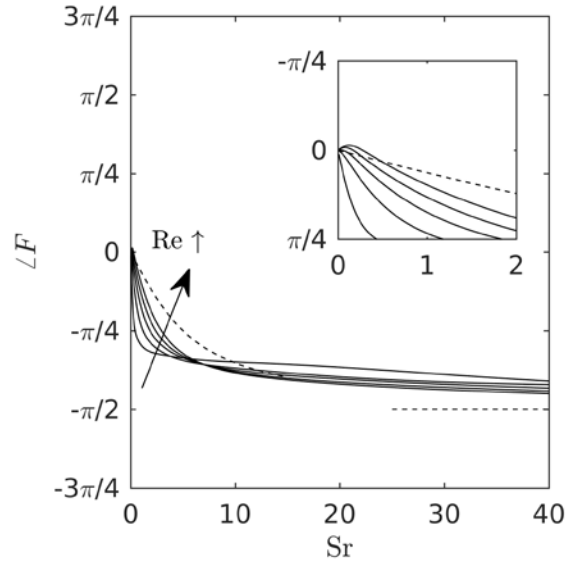


Figure 4: Phase of transfer function for various Reynolds numbers. The insert magnifies the region of low frequencies.

Discussion

The transfer functions determined with CFD and system identification share some features with Lighthill's results - in particular the overall low-pass behavior - but noteworthy differences are visible: the numerical results show a significant dependence on Reynolds number, and a peak in amplitude at low frequencies $Sr < 1$. Further analysis shows that the latter is due to the interaction between steady state and unsteady boundary layer. At high frequencies the value of the phase shows discrepancies. It is found that these are due to heat release at the lee side of the cylinder.

Acknowledgements

Financial support was provided by the DFG, project PO 710/15-1

References

[1] M. J. Lighthill, The response of laminar skin friction and heat transfer to fluctuations in the stream velocity, Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences 224 (1156) (1954) 1–23.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Einfluss von Windkanalwänden auf harmonische Schwingungen großer Amplituden in subsonischer zweidimensionaler Strömung am S809-Profil

Diliana Dimitrov, Jens Nitzsche

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Institut für Aeroelastik, Göttingen

Diliana.Dimitrov@dlr.de

Ausgangssituation:

Zur Lastenvorhersage an Rotorblättern einer Windenergieanlage (WEA) werden häufig schnelle aerodynamische Verfahren eingesetzt, wie zum Beispiel das halb-empirische Dynamic-Stall Modell von Leishman & Beddoes [1]. Diese Modelle müssen aber vor ihrem Einsatz kalibriert werden, was typischerweise anhand von experimentellen Daten aus dem Windkanal geschieht. Der Nachteil dabei ist jedoch, dass ggf. vorhandene Einflüsse der Windkanalwände [2] experimentell nicht genauer quantifiziert werden können und sich diese im Modell ungefiltert wiederfinden. Abhilfe schaffen numerische Simulationen, in denen sowohl Freiflug- als auch Windkanalbedingungen abgebildet werden können.

Ziel:

Das Ziel dieser Arbeit soll es sein, die Effekte zunächst der oberen und unteren Wände eines Windkanals in instationärer subsonischer Strömung mithilfe von 2D-Simulationen zu quantifizieren und ggf. Windkanalwand-Korrekturen abzuleiten. In Anlehnung an Kalibrierexperimente für Dynamic-Stall Modelle werden die Auswirkungen für harmonische Schwingungen großer Amplituden an einem für WEA typischen Profil betrachtet.

Lösungsweg:

Für die Simulationen wird das S809-Profil des National Renewable Energy Laboratory (NREL) verwendet, was den großen Vorteil hat, dass für einen ersten Vergleich Windkanalversuchsdaten der Ohio State University (OSU) öffentlich zugänglich vorliegen [3]. Das S809-Profil ist eigens für Windenergieanlagen entworfen worden und besitzt eine maximale Profildicke von fast 21%.

Zunächst werden stationäre 2D-Fernfeldrechnungen beim mittleren Anstellwinkel der harmonischen Schwingung durchgeführt. Anschließend werden Wände mit Slip-Randbedingung in die Strömung eingebracht, die entlang von Stromlinien der stationären Lösung verlaufen [4]. Je nach Abstand der ausgewählten Stromlinien entstehen so Kanäle mit unterschiedlichen Wandabständen, aber in der Umgebung des Profils identischen stationären Strömungsfeldern, siehe Abb. 1. Simulationen für harmonische Nickschwingungen des Profils werden anschließend für die verschiedenen Wandabstände durchgeführt.

Ergebnis:

In den Simulationsergebnissen zeichnet sich ein gewisser Trend ab: mit Verringerung des Wandabstandes, und somit der Kanalhöhe, werden die Lasten an den Umkehrpunkten extremer. Vor allem im Nickmomentenverlauf verändert sich aber auch leicht die qualitative Gestalt der Kurve. Mit steigendem Anstellwinkel bildet sich ein Momentenminimum aus, welches in der Fernfeldrechnung nicht existiert. Außerdem findet eine deutliche Entlastung beim niedrigsten Anstellwinkel statt.

Im Rahmen der Präsentation wird zusätzlich auf lokale Strömungsgrößen eingegangen und Feldgrößen genauer visualisiert. Inwiefern viskose Windkanalwände die Ergebnisse zusätzlich beeinflussen, wird je nach Stand der aktuellen Arbeiten ebenfalls diskutiert.

Literatur:

- [1] Leishman, J. G. & Beddoes, T. S.: A Semi-Empirical Model for Dynamic Stall. Journal of the American Helicopter Society, S. 3-17, Juli 1989.
- [2] Klein, A., Lutz, T., Kramer, E., Richter, K., Gardner, T. & Altmikus, A.: Numerical Comparison of Dynamic Stall for Two-Dimensional Airfoils and an Airfoil Model in the DNW-TWG. In: Journal of the American Helicopter Society 57 (2012), Nr. 4, S. 1-13
- [3] Ramsay, R.; Hoffmann, M. & Gregorek, G.: Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil: airfoil performance report, Revised (12/99). Tech. Rep. December, National Renewable Energy Laboratory (NREL), 1999
- [4] Kaiser, C. & Nitzsche, J.: Numerical Modeling of Wind Tunnel Walls for the Investigation of Oscillating Airfoils. 19. DGLR-Fach-Symposiums der STAB., 2014

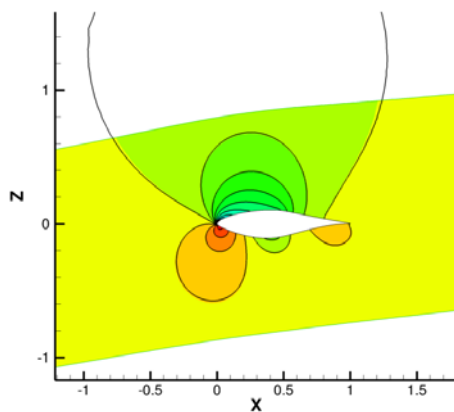


Abb. 1 : Stationäre Druckverteilung am S809-Profil ($Ma\ 0.3$, $\alpha\ 8^\circ$), im Vgl. Kanalströmung (in Farbe) und Fernfeldlösung (Isolinien)

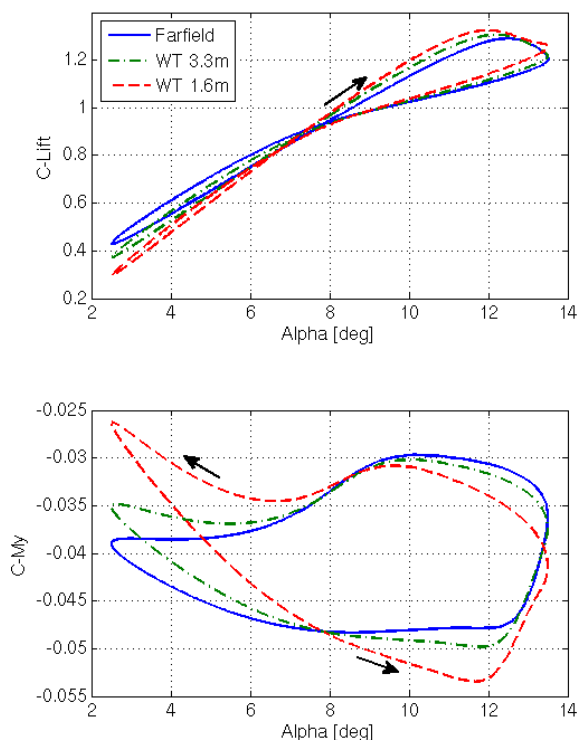


Abb. 2 : Einfluss von oberer und unterer Kanalwand auf die instationären Lasten für verschiedene Wandabstände

Mitteilung

Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Prediction of transition due to crossflow instability
within an unstructured CFD code, part I: Basics and 'C1 approach'

Cornelia Grabe¹, Nie Shengyang²,

¹DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung C²A²S²E,
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, cornelia.grabe@dlr.de

²DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung
C²A²S²E, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, shengyang.nie@dlr.de

Introduction

The correlation-based γ - $Re_{\theta t}$ model [1] uses only local quantities, available in a finite volume to predict laminar-turbulent transition within an unstructured CFD code. The local formulation is based on an analysis of the two-dimensional laminar boundary layer, which results in a general link between local (given in every finite volume of an unstructured CFD solver) and non-local quantities (integral quantities, e.g. the incompressible momentum thickness). This link is given by a fix ratio of characteristic Reynolds numbers: the locally computable maximum of the vorticity Reynolds number, $Re_{v,max}$, and the non-local momentum thickness Reynolds number Re_{θ} :

$$\frac{Re_{v,max}}{Re_{\theta}} = 2.193. \quad (1)$$

The constant value of 2.193 on the right hand side of eq. (1) is only exact for zero pressure gradient, but it is an acceptable approximation for moderate positive and negative streamwise pressure gradients. An empirical transition criterion is used to obtain information about transition onset in terms of $Re_{\theta t}$, i.e. if eq. (1) is fulfilled for $Re_{\theta t}$, the location of transition onset is identified.

As the empirical transition criterion is only valid at the boundary-layer edge, information about transition onset is transported into the boundary layer by diffusion and convection of $Re_{\theta t}$ (transport equation for $Re_{\theta t}$). The transition process is mapped to the flow via an intermittency γ (transport equation for γ), which is zero for purely laminar and one for fully turbulent flow. It is coupled to the source terms of the transport equation for the turbulent kinetic energy k .

The ratio of local to non-local Re-numbers in eq. (1) only works for transition mechanisms appearing in two-dimensional boundary layers. In three-dimensional boundary layers, transition can be triggered due to crossflow instability (CF-transition). It is one of the dominating transition mechanisms in external flows of aircraft configurations. To apply the γ - $Re_{\theta t}$ model to these configurations, it needs to be extended to a γ - $Re_{\theta t}$ -CF model, which is the subject of this work.

Basic idea for the CF-extension

The similarity equations of Falkner-Skan and Cooke (FSC) were used to analyze the three-dimensional laminar boundary layer to set up a new correlation of local to non-local quantities active in the crosswise direction [2]. It is specified by the ratio of a Reynolds number based on the maximum of the wall-normal gradient of the crosswise velocity, $Re_{dv/dz,max}$, and a Reynolds number based on the crosswise displacement thickness, $Re_{\delta 2}$, eq. (2). Crossflow instability only exists in flows where a streamwise pressure gradient is present, which means, no constant value is set for the right hand side of eq. (2), but a function of the shape parameter H_{12} is introduced. The shape parameter H_{12} is the ratio of the streamwise displacement thickness to the

streamwise momentum thickness and it represents the influence of the streamwise pressure gradient:

$$\frac{Re_{dv/dz,max}}{Re_{\delta 2}} = f(H_{12}). \quad (2)$$

The challenge for the extended γ - $Re_{\theta t}$ -CF model is to replace non-local quantities like the wall-normal gradient of the crossflow velocity dv/dz by local quantities. This maintains the advantage of the original γ - $Re_{\theta t}$ model: the implementation of the γ - $Re_{\theta t}$ -CF model into an unstructured CFD code.

The C1-based γ - $Re_{\theta t}$ -CF model

During the development of the local γ - $Re_{\theta t}$ -CF model, two different versions emerged. The first version, which is called the 'C1 approach', closely follows the introduced Reynolds-number ratio given above. Here, transition onset is signaled by the well-known empirical C1 criterion [3]. The limitations for characterizing the three-dimensional boundary layer by the FSC equations and for applying the C1 criterion hold: the application of the approach requires wing-like geometries with low aspect and taper ratios and flows, where CF-transition appears close to the leading edge in the region of accelerated flow.

The second version of the γ - $Re_{\theta t}$ -CF model incorporates some significant simplifications that permit its application to arbitrarily shaped three-dimensional configurations. We call it the 'helicity approach'. It is presented in the second part of this paper.

Validation

The model is validated with flows over infinite swept wings, where the geometry meets the requirements stated above. The computed transition locations are compared to results obtained with the original γ - $Re_{\theta t}$ model, to experimental data and to results of other groups. Transition prediction computations are also performed on three-dimensional geometries, these include the segmentally different swept wing also known as 'sickle wing' (ISM, TU Braunschweig) [4] as well as the DLR-F4 wing-body configuration [5]. For the latter, transition was predicted at different chord Reynolds-numbers and lift coefficients. We likewise compare to experimental data, to results obtained with the original γ - $Re_{\theta t}$ model and to results of other groups.

[1] Menter, F. R., Langtry, R. B., "Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes", AIAA Journal, Vol. 47, No. 12, 2009, pp. 2894-2906, DOI: 10.2514/1.42362.

[2] Grabe, C., Krumbein, A., "Correlation-based Transition Transport Modeling for Three-dimensional Aerodynamic Configurations", Journal of Aircraft, Vol. 50, No. 5, September-October 2013, pp. 1533-1539, DOI: 10.2514/1.C032063.

[3] Arnal, D., Habiballah, M., Coustols, E., "Laminar Instability Theory and Transition Criteria in Two and Three-Dimensional Flow", La Recherche Aéronautique, 1984, n° 2, pp. 45-63.

[4] Petzold, R. Radespiel, R., "Transition on a Wing with Spanwise Varying Crossflow and Linear Stability Analysis", AIAA Journal, Vol. 53, No. 2, February 2015, pp. 321-335, DOI: 10.2514/1.J053127.

[5] Fey, U., Engler, R.H., Egami, Y., Iijima, Y., Asai K., Jansen, U., Quest, J., "Transition Detection by Temperature Sensitive Paint at Cryogenic Temperatures in the European Transonic Wind Tunnel (ETW)", 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, ICIASF 2003, Göttingen, Germany, August 25.-29., pp. 77-88, DOI: 10.1109/ICIASF.2003.1274855.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Computational Fluid Dynamics at High Altitude Conditions –
Continuum Flow versus DSMC

R. Höld, J. Zacher

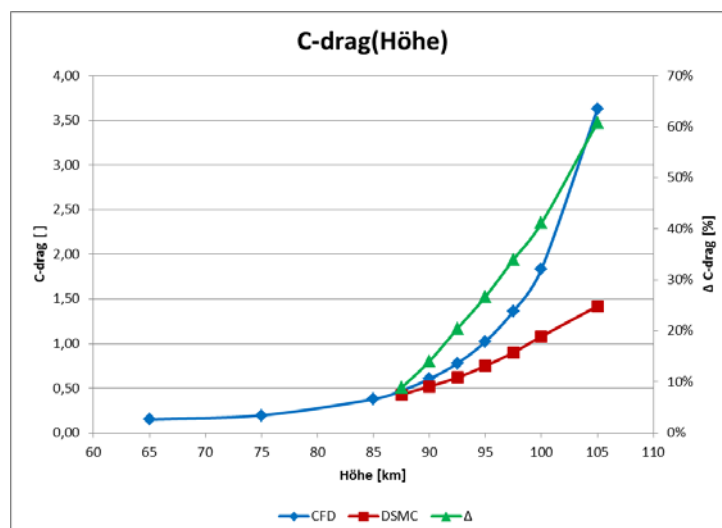
MBDA Deutschland GmbH, Hagenauer Forst 27, 86529 Schrobenhausen,
roland.hoeld@mbda-systems.de

In the framework of threat analysis the prediction of aerodynamic coefficients and thermal heating of flight vehicles along trajectories up to high atmosphere altitudes beyond 80km is required. In this context MBDA Germany has developed a coupled procedure based on the CFD Navier-Stokes solver Tau from DLR and RadTherm to predict the aerodynamic heating of surfaces of flight vehicles and the resulting infrared signatures.

As known for the classical Navier-Stokes solver applications a typical upper limit of about 70km to 90km flight altitude exists for accurate results using the continuum flow approach. To get some more information about this limiting altitude and to investigate alternative approaches like the DSMC method (Direct Simulation Monte Carlo method) the Navier-Stokes Solver Tau from DLR and the DSMC method dsmcFoam have been investigated for a range of flight altitudes up to 200km.

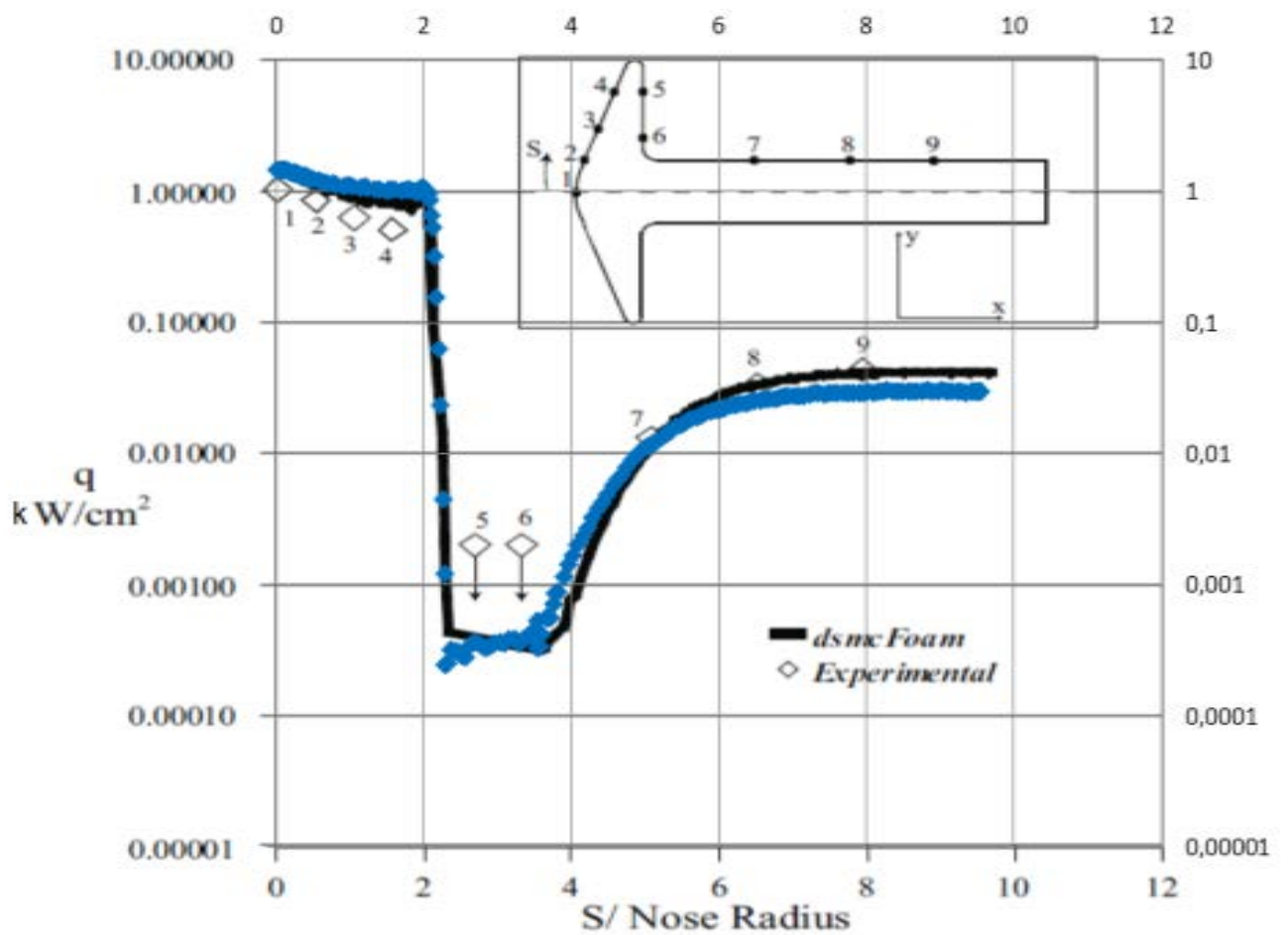
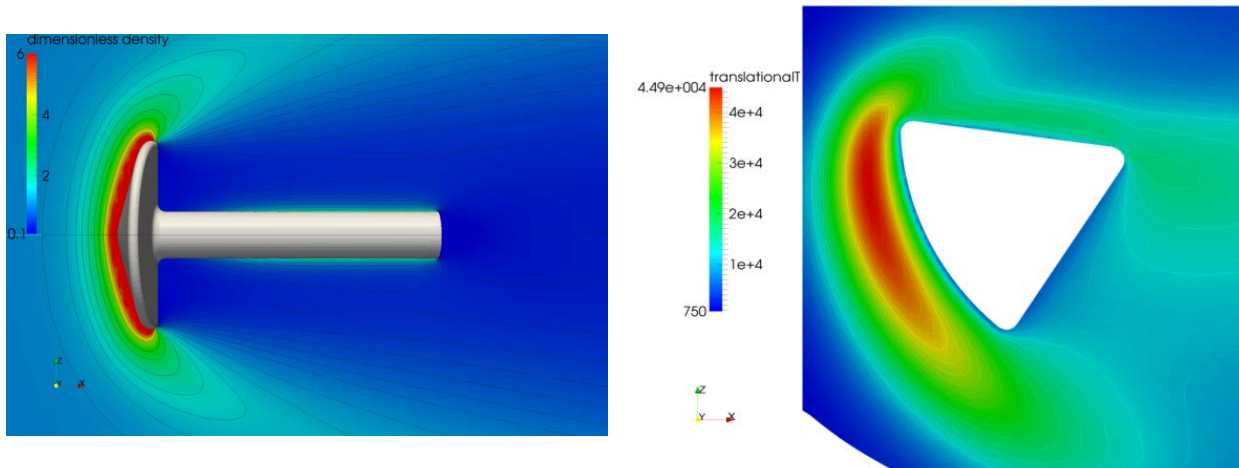
In a first step of the investigation the DSMC code dsmcFoam has been implemented at MBDA Germany. For validation issues a set of available experimental testcases at high flight altitudes has been used to validate this DSMC code implementation. In a second step the aerodynamic behavior of a typical threat reentry vehicle has been calculated by both methods, the continuum approach and the DSMC approach, to get information about applicability of the different methods.

The results of the aforementioned investigations and some lessons learned will be discussed in the presentation.



Drag coefficients over flight altitude for a reentry configuration (Tau vs DSMC)

Results for testcase calculations at high atmosphere altitudes using the DSMC approach:



Surface heat flux for the probe experiment

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Tobias Knopp

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology (AS)
C²A²S²E Center for Computer Applications in AeroSpace Science
and Engineering (CAS)

Adresse: Bunsenstr. 10 **Telefon:** 0551 7092451
37073 Göttingen **E-Mail:** Tobias.Knopp@dlr.de

Weitere Partner: Nico Reuther, Institute for Fluid Mechanics and Aerodynamics,
Universität der Bundeswehr (UniBw) München, 85577 Neubiberg

Thema: A wall-law for adverse pressure gradient flows and modification for k - ω models

The reliable prediction of low-speed flow separation of a turbulent boundary layer (TBL) on a smooth surface due to an adverse pressure gradient (APG) using RANS-based CFD methods is still an open issue. In the literature, there is no law-of-the-wall for APG flows, which could be used for a modification of RANS models.

The first step towards a possible extension of existing RANS models for flow separation is to derive a new law-of-the-wall for the mean velocity in the inner 15% of a TBL at APG (that is, $y < 0.15\delta_{99}$). The wall-law is derived for flows at a sufficiently large Reynolds number, that is, $Re_\theta > 12000$. This wall-law consists of a log-law formulation in the inner part for $y^+ < y_{\log, \max}^+$ and a square-root-law (sqrt-law) formulation in the outer part for $y^+ > y_{\text{sqrt}, \min}^+$ [1,2]. We present an empirical correlation for $y_{\log, \max}^+$ and $y_{\text{sqrt}, \min}^+$ as a function of the pressure gradient parameter in inner scaling Δp_x^+ . For $\Delta p_x^+ \rightarrow 0$, the log-layer is recovered for the entire inner layer ($y < 0.15\delta_{99}$) as $y_{\log, \max}^+ \rightarrow \infty$. The value of the slope parameter (κ in the log-law at zero pressure gradient) is a function of Δp_x^+ and is decreasing with increasing values of Δp_x^+ .

We present a composite formula for the turbulent viscosity ν_t . The blending of a log-law- and a square-root-law relation for ν_t is based on $y_{\log, \max}^+$ and $y^+ > y_{\text{sqrt}, \min}^+$. From the profiles for the mean velocity and for ν_t in the log-law region and in the square-root region at APG, we derive the solutions for k and for ω in both regions.

In a next step, we study the boundary-layer equations for k and for ω in the log-law region and in the square-root-law region at APG. We show that the ω -equation is consistent with the derived solution at APG in the log-layer, but needs to be modified in the square-root-law region. The k -equation needs to be modified both in the log-law region and in the square-root-law region. The modification terms can be used for all ω -based two-equation turbulence models and Reynolds stress models (RSM).

We apply the new modelling terms to different two-dimensional airfoil flows near maximum lift in order to assess the effect on the lift-stall. We consider the NACA4412 airfoil at $Re = 1.5 \times 10^6$ and $Re = 4.2 \times 10^6$ and the NACA0012 airfoil at $Re = 12 \times 10^6$. The simulations are two-dimensional, so that the role of the wind-tunnel walls on the lift-stall cannot be assessed. Moreover we show the results for the recent TBL flow experiment designed by AS-CAS and UniBw, which is funded by DFG and DLR-AS [1,3].

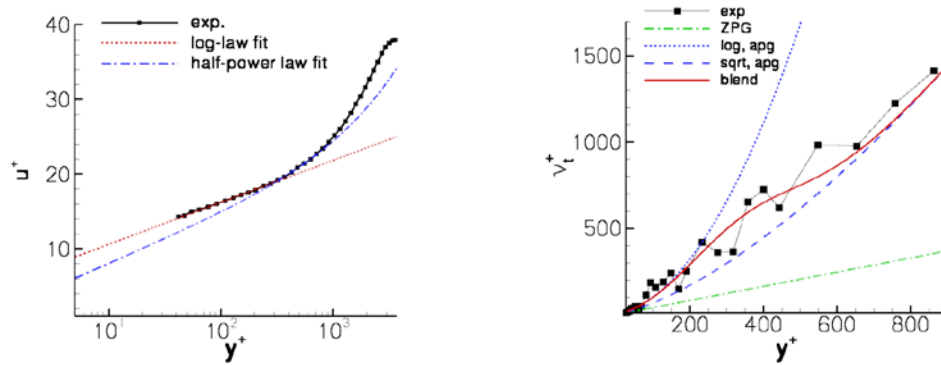


Fig. 1 – Left: Composite wall-law for the mean velocity using the experimental data by Marusic and Perry (1995) at $x=3.08\text{m}$ showing the log-law fit region and the half-power law (or sqrt-law) fit region. Right: New composite profile for the turbulent viscosity and experimental data by Skare & Krogstad (1994).

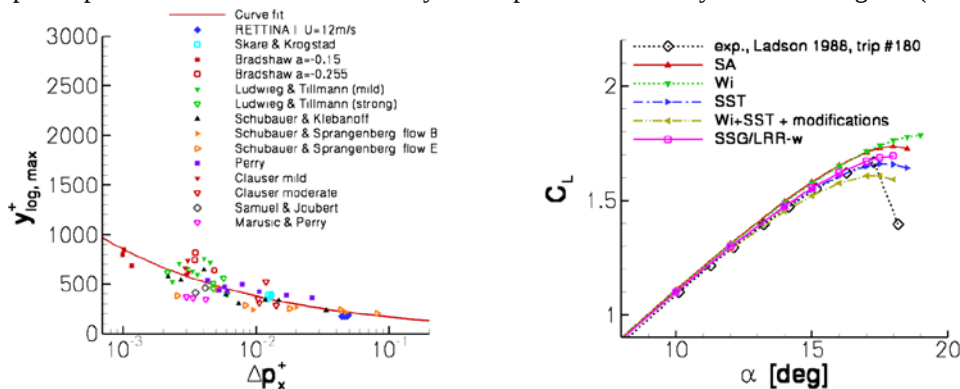


Fig. 2 - Left: Empirical correlation between the outer edge of the log-law fit region and the pressure gradient parameter. Right: Lift-curve for NACA0012 airfoil at $\text{Re}=12\text{Mio}$ (exp. data not seen as reference).

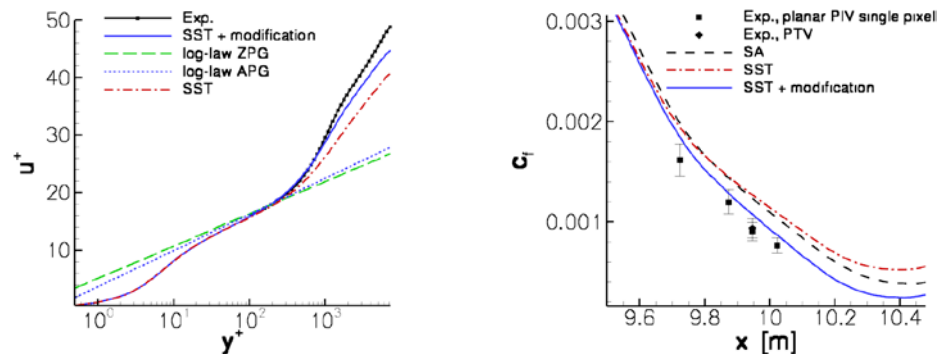


Fig. 3 – Turbulent boundary layer at APG studied experimentally at UniBw München [1,3]. Left: Mean velocity profile at $x=9.95\text{m}$. Right: Prediction of c_f vs. x in the adverse pressure gradient region.

Literatur:

- [1] Knopp, T.: „A new wall-law for adverse pressure gradient flows and modification of $k-\omega$ type turbulence models”. To be presented at the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, USA, January 2016.
- [2] Knopp, T. et al.: „Investigation of scaling laws in a turbulent boundary layer flow with adverse pressure gradient using PIV”. J. Turbulence, 16:250-272, 2015.
- [3] Reuther et al.: „Experimental investigation of adverse pressure gradient boundary layers by means of large-scale PIV”. Proc. PIV15, Santa Barbara, USA, 2015.

Datum: 21.09.2015

STAB

Pradeep Kumar pradeep.kumar@tu-bs.de, Ana Carolina Botelho e Souza a.botelho-e-souza@tu-bs.de, Rolf Radespiel r.radespiel@tu-bs.de

TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk Str 37, 38108 Braunschweig

Under the current collaborative research SFB880, a volume-averaged Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) numerical model is being developed to simulate the turbulent flows over bodies equipped with porous surface segments. The Reynolds stress turbulence model for isotropic porous medium has been developed [1] and implemented in the DLR-TAU code at TU Braunschweig. In order to develop the modeling capabilities further, different turbulence models have recently been implemented in the code. This extension would diversify the modeling capabilities of the numerical tool. The primary idea is to modify the Darcy and Forchheimer terms in the original governing equations for each of the turbulence models; therefore, the mathematical development required is considerably straight-forward for one-equation models such as Spalart Allmaras and relatively complex for models such as $k-\omega$ and SST (Menter's Shear Stress Transport), which require modelling the porous terms for the turbulent kinetic energy and the specific dissipation rate equations.

For the validation of the existing Reynolds stress model[1], simulations were performed for different cases such as channel flows[1] and the DLR F15 airfoil[2] among others. The channel case, shown in Figure 1, consists of a channel with porous medium at its lower half, the VRANS simulations of which were compared with DNS simulations[3]. The simulations show a good agreement.

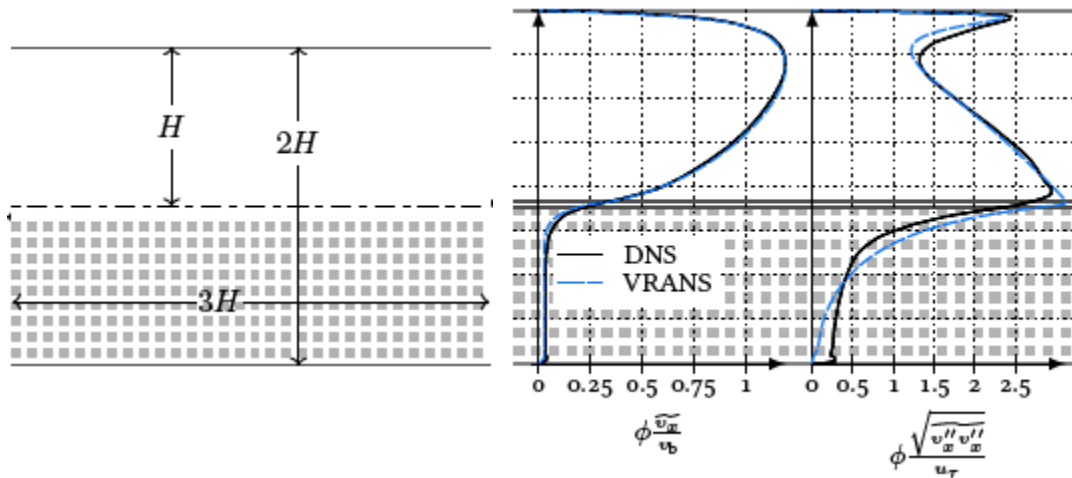


Figure 1. Channel setup with porous bottom (left) and comparison of normalized velocity turbulence obtained from DNS[3] and Reynolds stress model[2] simulations. (Image source: [2])

For the validations with DLR F15 airfoil, experiments were conducted in order to provide valid comparisons with the steady-state numerical calculations. Lift curves and boundary layer profiles at the porous trailing edge match well between numerical and experimental results. We

note that the turbulence profiles have larger differences primarily in the wake, of the airfoil model. The validation of the newly implement 1-equation and 2-equation turbulence models will involve similar scenarios, with variations of porosity, permeability and Reynolds number. Results obtained from simulations using these models will be compared with the results obtained from already validated Reynolds stress model.

Another aspect of the SFB-880 framework is to estimate the aerodynamic sensitivities of high lift airfoils with porous segments over the trailing edges. A modified DLR F15 high lift airfoil configuration is designed [4] within the SFB-880 equipped with a droopnose and circulation control. The major concern is any resulting loss of lift due to the porous trailing edges. For this purpose, simulations for airfoils with and without porous surfaces are carried out by means of 2D uRANS simulations with Reynolds Stress model. The uRANS simulations are conducted for the modified airfoil and the original DLR-F15 airfoil at $Ma = 0.15$ and two Reynolds numbers corresponding to the wind-tunnel experiments ($Re = 1$ Million) and the flight conditions ($Re = 12$ Million, shown in Figure 2). The simulations are conducted at the maximum lift for these flow conditions i.e. the angles of attack and blowing intensities of the Coanda flap correspond to the Cl_{max} configuration without any porous surfaces. A 3-4% loss in maximum-lift (Cl_{max}) is observed for $Re = 12$ Mil represented here in Figure 2. More work is needed here to identify a porous material for better aerodynamic performance of the airfoil.

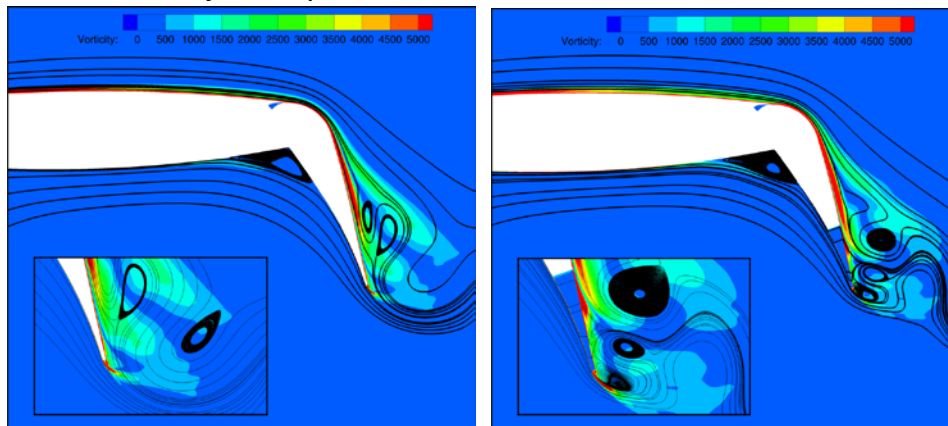


Figure 2. Comparison of mean flow for airfoil without and with trailing edge.

References:

1. M. Mößner and R. Radespiel. "Modelling of turbulent flow over porous media using a volume averaging approach and a Reynolds stress model", *Computers & Fluids*, Vol. 108 (2015), pp. 25–42.
2. Michael Mößner and Rolf Radespiel. "Flow Simulations over Porous Media – Comparisons with Experiments". Eighth International Conference on Computational Fluid Dynamics, Chengdu, China, July 14-18, 2014, ICCFD8-2014-0272.
3. Wim-Paul Breugem. "The influence of wall permeability on laminar and turbulent flows". PhD thesis. Technische Universiteit Delft, Jan. 2005.
4. Marco Burnazzi and Rolf Radespiel. "Design and Analysis of a Droop Nose for Coanda Flap Applications", *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 5 (2014), pp. 1567-1579.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Verfahren / Aerodynamik

Thema / Titel des Beitrags

Accuracy improvements and investigations of a compressible second order finite volume code towards the incompressible limit

Autor(en)

Stefan Langer

Institution, Adresse, e-mail

German Aerospace Center, Member of the Helmholtz Association

Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Lilienthalplatz 7

38108 Braunschweig

Stefan.langer@dlr.de

The accuracy of many existing finite volume codes, originally implemented to simulate compressible flows in the transonic or supersonic regime, often degrades as the onflow Mach number is small and tends to zero. The problem is that at low Mach number the Roe scheme or a similar formulated artificial viscosity scheme which is close to a Roe scheme present an excess of artificial viscosity which causes the loss of accuracy [1]. The reason is that at low Mach number the stabilization terms are not of the same order as the flux terms because the wave speeds are of different magnitudes.

Because of this several years ago a modification of these kinds of schemes was introduced by Turkel [1, 2]. Such modification yield a significant improvement of the accuracy of the solution for the low Mach regime. In particular, for inviscid flows at low Mach number it was shown in the literature that the accuracy of the results obtained with the modification of Turkel is comparable with results obtained with CFD codes designed for incompressible flows.

Unfortunately, when simulating compressible high Reynolds number viscous flows often a loss of robustness in the solution algorithm can be observed when the modification of Turkel is used. This means that the algorithm does not converge to a steady state solution. Though no theoretical reasons allow a final conclusion it seems that this loss of robustness is inherent to the suggested modification.

On the other hand, typical examples simulated in aerodynamics which are of major interest in aerospace industry are configurations at high angle of attack, for example an aircraft in landing configuration. Besides other complex flow phenomena, for these kind of flows both strong locally compressible flows and large regions of incompressible are observed. And, in particular for these kind of flows the modification of the code for an accurate simulation towards the incompressible limit needs to work robust such that it can be used in an industrial process chain.

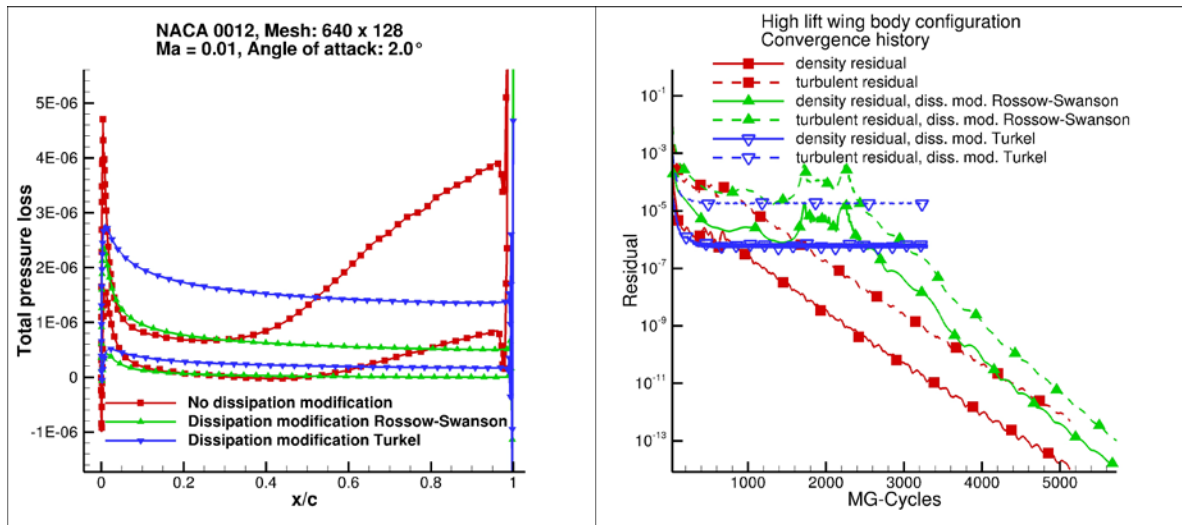
Based on the work of Rossow and Swanson [3, 4, 5] we present a further modification for the extension of a compressible code towards the incompressible limit. We

pick up the ideas of the latter authors and carry their methodology over to unstructured finite volume methods. Details of the required modifications and generalizations will be presented.

Basic numerical examples for inviscid flows at low onflow Mach number are shown to compare the developed method with the modification of Turkel to show its superiority. Moreover, numerical examples considering 2-D and 3-D high Reynolds number viscous flows demonstrate that the presented modification can be used to obtain robust steady state solutions for aircraft configurations at high angle of attack and that a significant gain in the accuracy is obtained.

Below in the picture on the left a comparison is shown of the simulation of an inviscid flow around a NACA0012 airfoil at onflow Mach number 0.01 and angle of attack 2.0° . It can be observed that the total pressure loss at the trailing edge degrades significantly for the non modified scheme whereas the modification of Turkel and the one presented here show a significant accuracy improvement with advantages of the latter one.

The picture on the right shows the convergence history for the simulation of a high lift wing body configuration. The onflow Mach number is 0.186, $Re = 32.5e6$ and the angle of attack is 24.0° . The mesh has about $11e6$ nodes. With the used implicit solution algorithm [6] we were not able to obtain a steady state solution for the modification of Turkel, whereas for the modification suggested a steady state solution can be reached.



- [1] Turkel, E.: *Preconditioned Methods for Solving the Incompressible and Low Speed Compressible Equations*, Journal of Computational Physics, Vol. 72, 1987, pp. 277–298.
- [2] Radespiel, R., Turkel, E., and Kroll, N.: *Assesment of Preconditioning methods*, DLR Forschungsbericht, 1995.
- [3] Rossow, C.-C.: *Efficient computation of compressible and incompressible flows*, Journal of Computational Physics, Vol. 220, 2007, pp. 879–899.
- [4] Swanson, R. C., Turkel, E., and Rossow, C.-C.: *Convergence acceleration of Runge-Kutta schemes for solving the Navier-Stokes equations*, Journal of Computational Physics, Vol. 224, 2006, pp. 365–388.
- [5] Swanson, R. C. and Rossow, C.-C., *An efficient solver for the RANS equation and a one-equation turbulence model*, Computers & Fluids, Vol. 42, 2011, pp. 13–25.
- [6] Langer, S.: *Agglomeration multigrid methods with implicit Runge-Kutta smoothers applied to aerodynamic simulations on unstructured grids*, Journal of Computational Physics 277, pp 72-100, 2014.

Mitteilung

Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Prediction of transition due to crossflow instability
within an unstructured CFD code, part II: Helicity approach

Nie Shengyang¹, Cornelia Grabe²,

¹ DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung C²A²S²E, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, shengyang.nie@dlr.de

² DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung C²A²S²E, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, cornelia.grabe@dlr.de

Introduction

A new robust and fully local approach to compute transition due to crossflow instability is proposed. It uses the helicity as an indicator for the strength of the crossflow instability within the framework of the γ -Re_{θt} model [1]. It includes a new empirical transition criterion for transition due to stationary crossflow waves. The helicity-based version of the γ -Re_{θt}-CF model can be implemented into the framework of the γ -Re_{θt} model without much effort. It yields very promising results in terms of the predicted transition locations for infinite swept wing flows, but also for three-dimensional configurations with varying geometrical complexity and flow conditions.

The helicity-based γ -Re_{θt}-CF model

Helicity, He, eq. (1), is a measure of the knottedness of vortex lines in the flow:

$$He = \vec{u} \cdot (\nabla \times \vec{u}) \text{ and } Re_{He} = \frac{\rho z^2}{\mu} \frac{He}{|\vec{u}|}. \quad (1)$$

The crossflow velocity v can be linked to the helicity He. It can be shown that the stronger the crossflow velocity in the boundary layer, the higher the value of the helicity. We define a Reynolds number based on the helicity, Re_{He} , given in eq. (1). It is formulated with the density ρ , the dynamic viscosity μ , the square of the wall-normal distance z and the absolute value of the local velocity vector $|\vec{u}|$. Figure 1 shows, that the main contribution to the Reynolds number based on the wall-normal gradient of the crosswise velocity $Re_{dv/dz}$ comes from the Reynolds number based on the helicity Re_{He} in the boundary layer. Here, δ is the boundary-layer thickness.

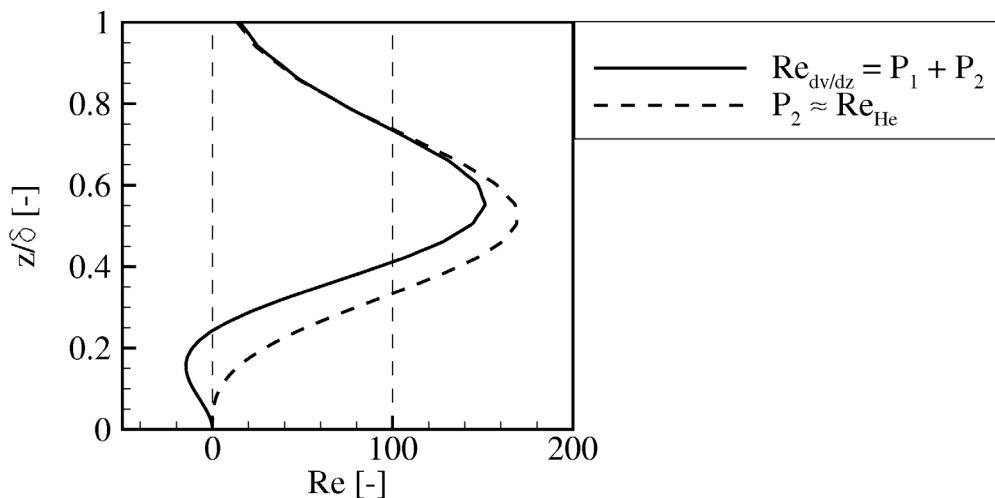


Figure 1: Relation of the Reynolds numbers $Re_{dv/dz}$ and Re_{He} in the boundary layer

The main advantage of replacing $Re_{dv/dz}$ by Re_{He} is that Re_{He} can be computed locally within an unstructured CFD code. It is not necessary to apply the Falkner-Skan and Cooke (FSC) equations to obtain additional information about the three-dimensional boundary layer, i.e. there are no limitations in the application range of this approach concerning the geometry of a configuration.

Numerical simulations for infinite swept wing flows show that the helicity-based Reynolds number at the point of transition onset $Re_{He,t}$ correlates with the streamwise shape factor H_{12} , so a new empirical transition criterion is proposed. The final Reynolds-number ratio used for this approach becomes

$$\frac{Re_{He,max}}{Re_{He,t}} = f(H_{12}). \quad (2)$$

The new transition criterion can be related to the well-known C1 criterion, which uses the Reynolds number based on crosswise displacement thickness $Re_{\delta_{2t}}$ as an indicator for transition due to crossflow instability. However, the new criterion is not only constructed using results of flows over infinite swept wings but also on results of flows over three-dimensional configurations.

The streamwise shape factor H_{12} in the new transition criterion is not locally available within an unstructured CFD code, so a correlation function based on the local streamwise pressure gradient is introduced.

Validation

The helicity-based γ - $Re_{\theta t}$ -CF model has been validated on different infinite swept wing flows and on the same three-dimensional configurations given in part I, the sickle-wing (ISM, TU Braunschweig) as well as the DLR-F4 wing-body configuration. Additionally, experimental data for the 6:1 inclined prolate spheroid at different angles of attack [2] were used for validation. These test cases cover different types of configurations; transition occurs at different locations with both, strong and weak pressure gradient.

Results obtained with the helicity approach are compared to results obtained with the C1 approach, with the original γ - $Re_{\theta t}$ model, to experimental data and to results presented by other groups. It is beyond the scope of application of the C1 approach to compute the flow over the 6:1 inclined prolate spheroid due to the geometry and the flow conditions. It shows only limited transition prediction capabilities, while the helicity approach predicts transition correctly for almost the whole spheroid surface and all considered angles of attack.

[1] Menter, F. R., Langtry, R. B., "Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes", AIAA Journal, Vol. 47, No. 12, 2009, pp. 2894-2906, DOI: 10.2514/1.42362.

[2] Kreplin, H-P., Vollmers, H., Meier, H.U., "Wall shear stress measurements on an inclined prolate spheroid in the DFVLR 3 m x 3 m low speed wind tunnel, Göttingen", DFVLR-AVA, report IB 22-84 A 33, 1985.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: MEPHISTO

Low Speed Experimental and Numerical Investigations on Unconventional Control Concepts for Agile and Highly Swept Aircraft Configurations

Michael Paul

DLR, Institute for Aerodynamics and Flow Technology
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, Germany

Michael.paul@dlr.de

The use of delta and lambda wing configurations has increased in recent years as the reliance on Unmanned Combat Air Vehicles (UCAV) has surged. The tailless lambda wing configuration is desirable for its stealth characteristics and natural aerodynamic efficiency, but poses significant stability and control challenges. Future UCAVs will need to achieve stealth performance as well as high maneuverability, two factors which directly oppose each other due to the stealth penalty of traditional control surfaces.

The German Aerospace Center (DLR) has conducted many numerical and experimental studies on the generic lambda wing SACCON (Stability And Control CONfiguration)¹. These have focused on using traditional trailing edge control surfaces to create the desired forces and moments. Instead, this study explores new ideas for control surface design and placement for eventual testing on the DLR-F17E model.

The flow over the SACCON aircraft is highly vortical at medium to high angles of attack, resulting in non-linear aerodynamics²⁻⁴. As a result, control surface effectiveness is not easily predicted and therefore lends itself to numerical simulation.

The DLR-F17E is a lambda wing configuration with a leading edge sweep of 53° and a five degree wing washout. The leading edge is not altogether sharp or round, but varies along the wing span. The DLR-F17E model is shown in Figure 1 with reference lengths included.

To this clean model, we apply various control surface concepts. There are two categories of control systems considered in this study. In the first category, we replace the wingtips with smoothly deformed wingtips, which eliminate control surface gaps. The second category places control surfaces on the upper surface of the aircraft to keep the view from ground based sensors unchanged.

The DLR-F17E model with rear sting and a clean upper surface has been used for the numerical investigations. The grids were created using the commercial tool Centaur. The grid for the clean configuration has 1.9 million grid points and 6.3 million total elements.

The numerical investigations are completed with the DLR flow solver TAU running steady RANS simulations. The farfield conditions are set to match the experimental conditions. The farfield velocity is 52m/s and the resulting Reynolds number is 762,000. Due to the number of configurations, the simulations were only completed at $\alpha = [0^\circ, 10^\circ, 13^\circ, 15^\circ, 17^\circ, 20^\circ]$.

The DLR-F17E model was tested in the 1-Meter Tunnel (1MG) of the DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology. The 1MG is an atmospheric facility that can be operated with an open or closed test section. Only the data at 52m/s is presented

and discussed. A side view of the tunnel is shown in Figure **Error! Reference source not found.**2. During these tests, the pitch was varied from 0° to 30° in one degree increments. The forces and moments were measured via a 6-component strain gauge.

The CFD results from each concept are presented and compared against experimental results where available. Only three configurations were able to be tested in the 1MG, but the CFD results for each configuration are presented and compared.

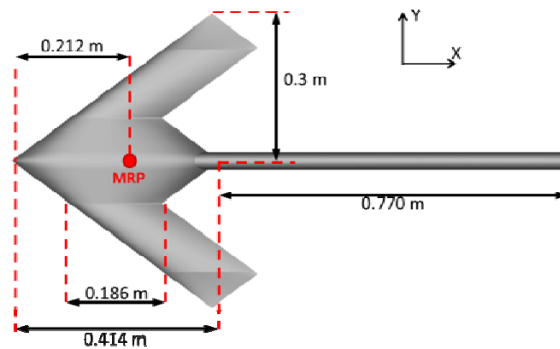


Figure 1: A top view of the DLR-F17E showing the location of the Moment Reference Point and other reference lengths.

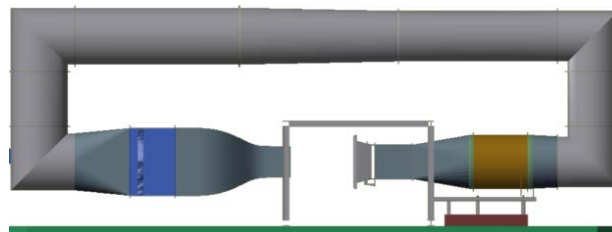


Figure 2: Side view of the 1MG showing the open test section.

REFERENCES

- [1] Schütte, A., Hummel, D., Hitzel, S., "Flow Physics Analyses of a Generic Unmanned Combat Aerial Vehicle Configuration," J. Aircraft 49, 1638 – 1651, 2012.
- [2] Hummel, D. "Effects of boundary layer formation on the vortical flow above slender delta wings", RTO AVT Symposium on "Enhancement of NATO Military Flight Vehicle Performance by Management of Interacting Boundary Layer Transition and Separation", Prague, Czech Republic, 4-8 Oct 2004, Meeting Proceedings RTO-MP-AVT-111, 30-1 to 30-22, 2004.
- [3] Kandil, O.A., Chuang, H.A. "Computation of Vortex-Dominated Flow for a Delta Wing Undergoing Pitching Oscillation", AIAA Journal vol. 28 no. 9 Sep. 1990 pp 1589-1595, 1990.
- [4] Spaid, F.W., Hakkinen, R.J. "On the Boundary Layer Displacement Effect Near the Trailing Edge of an Aft-Loaded Airfoil", Journal of Applied Mathematics and Physics (ZAMP), vol. 28, 1977.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung

Large-eddy simulations of jet flows of chevron nozzles

Vitali Pauz, Matthias Meinke, Wolfgang Schröder

Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University, Wüllnerstr. 5a, 52062
Aachen Germany
v.pauz@aia.rwth-aachen.de

Chevron or serrated nozzles have an important influence in reducing jet noise. Bridges and Brown studied a parametric family of chevron nozzles to investigate the dependence of the nozzle design on the flow field and far-field noise [1]. Numerical simulations were performed to reproduce experimental data [2,3].

In the context of developing a shape-optimization tool for chevron nozzles, we present the simulation of the turbulent flow of the SMC000 and SMC006 benchmark nozzles (Fig. 1a,b) with a Reynolds number based on the jet outlet diameter D and the jet outflow velocity at centerline U_j $Re = 400,000$ and a Mach number $Ma = \frac{U_j}{a} = 0.9$, where a is the speed of sound.

The Navier-Stokes equations for unsteady compressible flow are spatially discretized on a hierarchical Cartesian mesh with a modified advection upstream splitting method (AUSM). The embedded boundaries are treated by a strictly conservative cut-cell method based on a second-order accurate least-squares reconstruction of the cell center derivatives [4]. The massively parallel grid generation is described in Lintermann et al. [5].

Each mesh of the flow domain contains 66 million cells with several refinement patches as illustrated in Fig. 1c. To estimate the nozzle inlet conditions, one dimensional isentropic relations are used to fit the desired conditions at the nozzle exit. The radial tangent hyperbolic velocity profile at the inlet is disturbed with synthetic isotropic turbulence of 10% intensity [6].

The decay of the mean centerline velocity and the Reynolds normal stress of the LES with the SMC000 nozzle are compared in Fig. 2 with data from the literature [3,7,8,9] and show encouraging agreement. Fig. 3a shows the half-velocity jet width and Fig. 3b the decay of the mean streamwise velocity profile at different downstream locations. In the final paper, the simulation of the turbulent flow field for the SMC006 chevron nozzle will be presented as well. Furthermore the acoustic field will be computed by solving the acoustic perturbation equations.

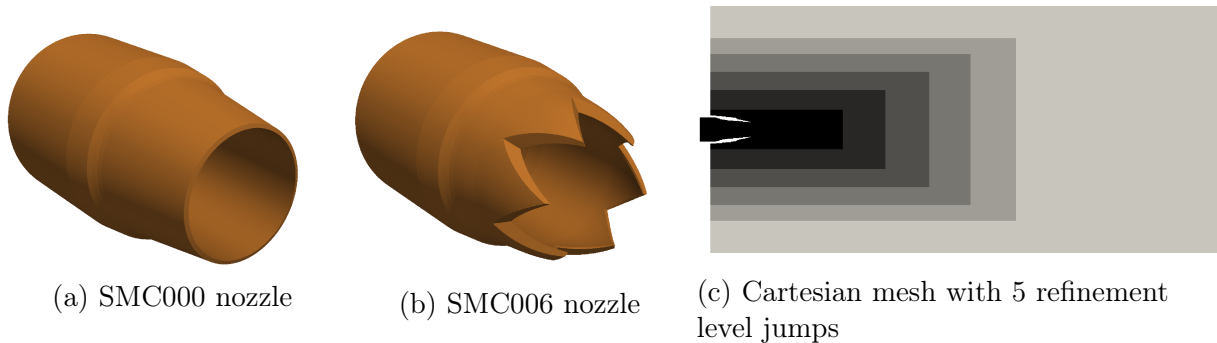


Fig. 1: Geometry of the used NASA Glenn nozzles [1] and the computational grid.

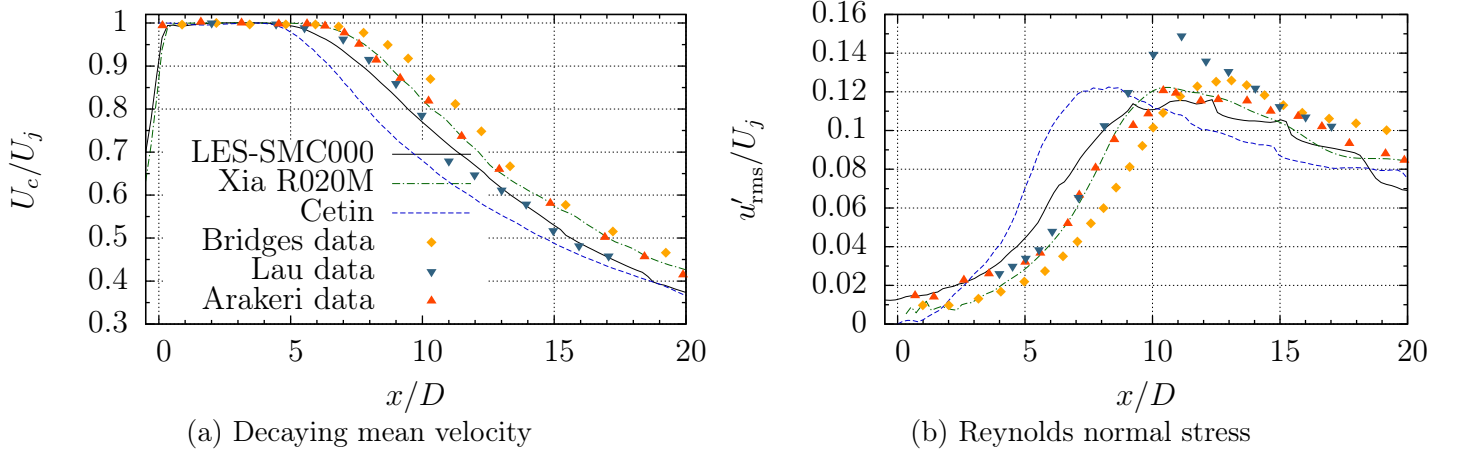


Fig. 2: Results of the centerline characteristics of the SMC000 jet compared with simulations [3,7] and measurements [1,8,9].

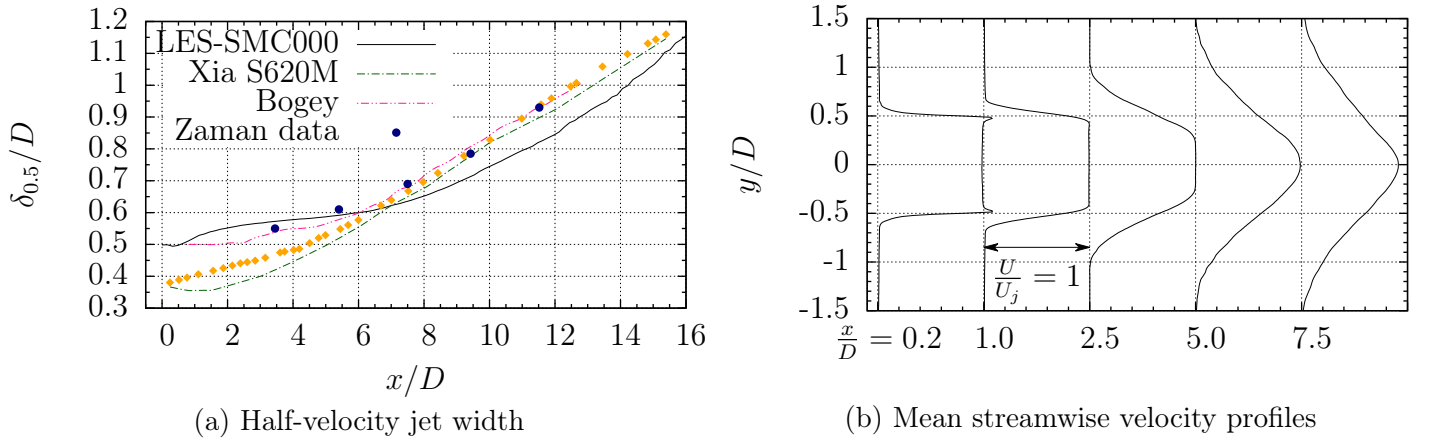


Fig. 3: Demonstration of the jet spreading measured by the half-velocity jet width distribution compared with [2,10,11] and mean streamwise velocity profiles at various x locations.

References

- [1] Bridges, James, and Clifford A. Brown. "Parametric testing of chevrons on single flow hot jets." AIAA paper 2824 (2004)
- [2] Xia, Hao, Paul G. Tucker, and Simon Eastwood. "Large-eddy simulations of chevron jet flows with noise predictions." *International Journal of Heat and Fluid Flow* 30.6 (2009): 1067-1079.
- [3] Xia, Hao. "Turbulent jet characteristics for axisymmetric and serrated nozzles." *Computers & Fluids* 110 (2015): 189-197.
- [4] Hartmann, Daniel, Matthias Meinke, and Wolfgang Schröder. "A strictly conservative Cartesian cut-cell method for compressible viscous flows on adaptive grids." *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* 200.9 (2011): 1038-1052.
- [5] Lintermann, A., Schlimpert, S., Grimm, J. H., Günther, C., Meinke, M., and Schröder, W. (2014). Massively parallel grid generation on HPC systems. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 277, 131-153.
- [6] Kunnen, R. P., Siewert, C., Meinke, M., Schröder, W., and Beheng, K. D. (2013). Numerically determined geometric collision kernels in spatially evolving isotropic turbulence relevant for droplets in clouds. *Atmospheric Research*, 127, 8-21.
- [7] Cetin, M. O., Koh, S. R., Meinke, M., and Schroeder, W. (2015). Aeroacoustic Analysis of a Helicopter Engine Jet Including a Realistic Nozzle Geometry. In 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (p. 2533).
- [8] Arakeri, V. H., et al. "On the use of microjets to suppress turbulence in a Mach 0.9 axisymmetric jet." *Journal of Fluid Mechanics* (2003): 75-98.
- [9] Lau, Jark C., Philip J. Morris, and Michael J. Fisher. "Measurements in subsonic and supersonic free jets using a laser velocimeter." *Journal of Fluid Mechanics* (1979): 1-27.
- [10] Bogey, Christophe, and Christophe Bailly. "Computation of a high Reynolds number jet and its radiated noise using large eddy simulation based on explicit filtering." *Computers & fluids* 35.10 (2006): 1344-1358.
- [11] Zaman, K. B. M. Q. "Flow field and near and far sound field of a subsonic jet." *Journal of sound and vibration* 106.1 (1986): 1-16.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Fluid- und Thermodynamik

Ein Algorithmus zur massenerhaltenden Auftragung von berechneten Eisgeometrien an Flügelprofilen

Jan Steiner

DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung C²A²S²E, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, jan.steiner@dlr.de

Einleitung

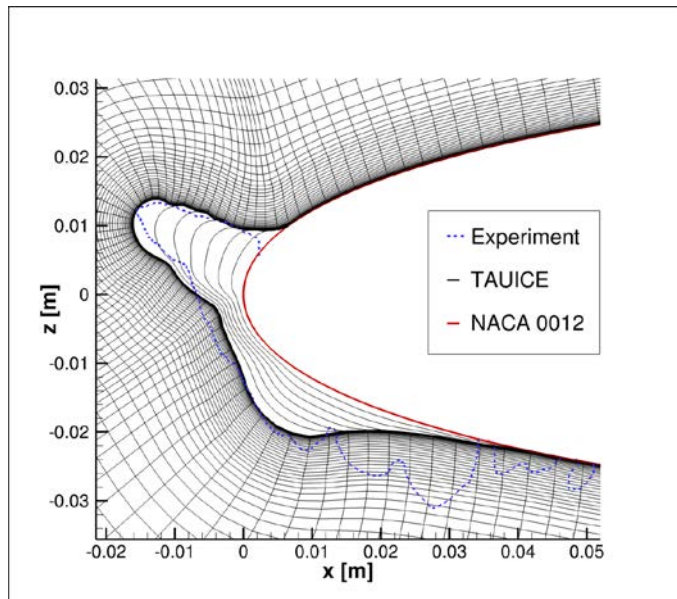
Die Entwicklung von numerischen Verfahren zur Berechnung von Eisformen an Flügelprofilen sind für Flugzeughersteller und Zulassungsbehörden von Interesse, weil so langfristig Kosten für Experimente verringert werden können.

Das Eisbildungsverfahren TAUICE ist zur Zeit am DLR-Institut AS in der Entwicklung. Es verwendet das weit verbreitete und gut validierte LEWICE-Verfahren[1,2], um 2D-Eisformen mittels der sogenannten Messinger-Bilanz[3] zu berechnen. Eisbildungsverfahren benötigen als Input unter anderem eine Strömungslösung. Da TAUICE nicht wie LEWICE ein Potenzialverfahren verwendet, sondern den Finite-Volumen-Strömungslöser TAU, muss ein Feldgitter erzeugt werden. Da für die Berechnung eines Eiswachstums über die Zeit Strömungslösungen mit der vereisten Geometrie notwendig sind, muss TAUICE vereiste Oberflächengeometrien an einen Gittergenerator weitergeben, woraus dieser automatisch ein neues Feldgitter erstellen kann. Angesichts der Komplexität von Eisgeometrien ist dies eine nichttriviale Aufgabe. Der Algorithmus, mit dem TAUICE eine mit der Messinger-Bilanz errechnete Verteilung der Eismasse auf eine Geometrie aufträgt, soll hier vorgestellt werden.

An eine von TAUICE erzeugte vereiste Geometrie werden drei wichtige Anforderungen gestellt:

1. Sie muss massenerhaltend sein, das heißt die Querschnittsfläche der 2D-Eisform muss gleich der Masse des hinzugefügten Eises geteilt durch eine angenommene Eisdichte (und eine Einheitslänge in Spannweitenrichtung) sein.
2. Es muss möglich sein, mit der Geometrie ein neues Rechengitter für TAU zu erzeugen.
3. Das Eis sollte in einer Weise hinzugefügt werden, dass die Ergebnisse der Messinger-Bilanz so wenig wie möglich verfälscht werden, zum Beispiel indem Eis an anderer Stelle als berechnet hinzugefügt wird.

Forderung 2 und 3 können einander unter Umständen zuwiderlaufen, denn 2 erfordert, dass die Oberfläche möglichst glatt ist, während 3 erfordert, dass Details so fein wie möglich aufgelöst werden.



Algorithmus

Der Auftragungsalgorithmus ist vom Prinzip her ähnlich der hyperbolischen Gittergenerierung, der wesentliche Unterschied ist der, dass bei der Eisauftragung die Fläche der entstehenden Zellen vorgegeben ist.

Jeder Punkt einer gegebenen Ausgangsgeometrie, für den TAUICE eine festfrierende Eismasse berechnet hat, wird in eine bestimmten Wachstumsrichtung um einen bestimmten Betrag (lokale Eisschichtdicke) verschoben. Die Wachstumsrichtungen können im Prinzip frei gewählt werden, solange sie physikalisch sinnvoll sind (die naheliegendste Annahme ist Wachstum senkrecht zur bestehenden Oberfläche). Zwei Möglichkeiten für das Eiswachstum wurden untersucht. Ein besonderes Problem ist, dass in konkaven Regionen die Wachstumsrichtungen aufeinander zulaufen und Gefahr besteht, dass die Punkte so verschoben werden, dass die entstehende Geometrie sich selbst schneidet und unmöglich zu vernetzen ist. Methoden, diese Gefahr zu verringern, werden vorgestellt.

Danach werden die Eisschichtdicken so berechnet, dass die Querschnittsfläche Forderungen 1 und 3 so gut wie möglich erfüllt. Dazu wird die Querschnittsfläche in Segmente unterteilt, die je einem Punkt zugeordnet sind. Die Fläche eines Segments hängt nur von der Ausgangsgeometrie, den Wachstumsrichtungen und den unbekannten Eisschichtdicken für den aktuellen Punkt und seine beiden Nachbarn ab. Damit ergibt sich ein nichtlineares Gleichungssystem, das linearisiert und mit dem Newton-Algorithmus gelöst werden kann.

Der entstehende Algorithmus erfüllt Forderung 1 und Forderung 3 automatisch (solange der Newton-Algorithmus konvergiert), da die Flächensegmente immer ihre Fläche behalten und immer in der Nähe ihres zugehörigen Punkts auf der Ausgangsgeometrie bleiben.

Die so erzeugte Geometrie wird anschließend mit dem Algorithmus nach Kuprat et al.[4] geglättet, um Forderung 2 zu erfüllen. Allerdings kann danach Forderung 3 nicht mehr exakt erfüllt werden. Das beste Gleichgewicht zwischen Forderung 2 und 3 ist Gegenstand andauernder Arbeiten.

Es wird außerdem eine Methode vorgestellt, die Flächensegmente so zu manipulieren, dass die Geometrie geglättet werden kann, ohne Forderung 3 zu verletzen. Diese Methode kann die Notwendigkeit für weitere Glättung mit dem Kuprat-Algorithmus verringern, sie jedoch nicht ganz überflüssig machen.

Testfälle

Die Berechnung der Wachstumsrichtungen wird anhand zweier Fälle demonstriert: der ebenen Platte und einer Platte mit einer konkaven Stelle ("Delle").

Der Gesamtalgorithmus wird anschließend an einem NACA0012-Profil demonstriert. Die Bedingungen dieses Testfalls entsprechen Fall 401 aus [2].

Literatur

[1] Wright, W.B., *User's Manual for LEWICE Version 3.2.*, NASA/CR-2008-214255, 2008

[2] Wright, W.B., Rutkowski, A., *Validation Results for LEWICE 2.0.*, NASA/CR-1999-208690, 1999

[3] Messinger, B.L., *Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed*, Journal of the Aeronautical Sciences, 1953

[4] Kuprat, A., Khamayseh, A., George, D., Larkey, L., *Volume Conserving Smoothing for Piecewise Linear Curves, Surfaces and Triple Lines*, Journal of Computational Physics Vol. 172, pp. 99-118, 2001

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Verfahren

Numerische Wandrandbehandlung in Navier-Stokes-Strömungssimulationen aus primaler und dualer Sicht

Arthur Stück

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
arthur.stueck@dlr.de

Einleitung: Die Verwendung inkonsistenter Diskretisierungen für Navier-Stokes-Gleichungen und aerodynamische Zielfunktionale (wie z.B. Kraft- und Momentenbeiwerte) führt zu diskret-adjungierten Systemen, die keine gültige Approximation an die zugrunde liegenden adjungierten Differentialgleichungen darstellen [1]. Insbesondere bei der Verwendung von stark aufgeprägten Dirichlet-Geschwindigkeitsrandbedingungen, die häufig zusammen mit einer kantenbasierten Finite-Volumen-Diskretisierung (FV) auf einer knotenzentrierten Gittermetrik eingesetzt werden, werden bei der Ermittlung von kraftbasierten Zielfunktionen im Post-Processing oft eigene Diskretisierungsvorschriften für den Impulsfluss genutzt. Sind letztere unabhängig von der Residuenberechnung formuliert, wird das Schnittprinzip verletzt, wenn auf gegebenem Netz die Wandkraft auf das Fluid nicht mit der negativen fluidinduzierten Kraft auf die Wand übereinstimmt [2]. Aus primaler Sicht geht damit der Genauigkeitsaspekt, der sich aus der Impulskonservativität der FV-Diskretisierung ergeben sollte, in der Zielfunktionalintegration verloren. Diese primale *Flussinkonsistenz* überträgt sich als *adjungierte Inkonsistenz* in Form degenerierter diskret-adjungierter Randbehandlungen auf das zugehörige duale Problem, das sich aus den Diskretisierungen von Zielfunktion und Residuum zusammensetzt.

Ziel: Die beschriebene diskrete Inkonsistenz von Zielfunktional und Impulsrandbehandlung soll durch eine Harmonisierung der Diskretisierungen von Kraftberechnung und Residuum behoben werden. Ziel aus primaler Sicht ist es, in den Ausgabegrößen bzw. Zielfunktionalen exakte Flusskonservativität der FV-Methode auch für starke Randbehandlung zur gewährleisten. Aus dualer Sicht wird eine adjungiert-konsistente Randbehandlung angestrebt.

Lösungsweg: Das starke Aufprägen des Dirichlet-Geschwindigkeitsrandwertes geht einher mit einer Deaktivierung (Null-Setzung) des Residuums in den wandnächsten dualen Gitterhalbzellen. Dieser Zusammenhang kann ausgenutzt werden, indem man anstelle einer inkonsistenten Ersatzdiskretisierung des Wandimpulsflusses diesen je Wandzellfläche zellweise als negative Summe der inneren Impulsflüsse abzüglich möglicher Quellterme auf konservative Art rekonstruiert. Die Harmonisierung wirkt sich unmittelbar auf die Randoperatoren des diskret-adjungierten Problems aus [2]. Es lässt sich zeigen, dass der stark gesetzte Randwert damit systematisch Eingang in allen Beiträgen der diskret-adjungierten Impulsgleichung findet – einschließlich des numerischen Diffusionsterms im zentralen, Matrix-dissipativen Konvektionsschema.

Ergebnis: Als stark vereinfachter Prototyp wurde zunächst ein 1D-Advektions-Diffusions-Ersatzproblem mit stark aufgeprägten Dirichlet-Rändern auf einem Einheitsintervall untersucht. Die knotenzentrierte FV-Diskretisierung zweiter Ordnung wurde so gewählt, dass sie die genutzten relevanten Eigenschaften des Navier-Stokes-Lösers TAU repräsentiert: zentrale Konvektion mit einem Dissipationsterm aus ungeteilten dritten Differenzen auf den Zellflächen und zentrale viskose Diffusion. Als Zielfunktional wurde der Transportfluss durch den linken Rand gewählt, was stark vereinfacht dem Impulsfluss in der Kraftintegration im Navier-Stokes-Fall entspricht. Die Lösungen ϕ^* der zugehörigen adjungiert-(in)konsistenten diskret-adjungierten Probleme und des kontinuierlich-adjungierten Problems sind in Bild 1 (links) für 11 Gitterknotenpunkte dargestellt. Die Störung am linken Rand verschwindet, sobald Zielfunktional und Randbehandlung auf flusskonsistente Weise behandelt werden. Im numerischen Experiment zeigen die diskret-adjungierte konsistente und die kontinuierlich-adjungierte Auswertung des Zielfunctionals eine

Konvergenz zweiter Ordnung, während diese im adjungiert-inkonsistenten Fall auf Ordnung eins zurückfällt, vgl. Bild 1 (rechts).

Die entsprechende adjungiert-konsistente Reynolds-gemittelte Navier-Stokes (RANS) Formulierung wurde für 2D- und 3D-Gittersequenzen untersucht. In Bild 2 sind die berechneten Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte gezeigt, die sich aus RANS-Simulationen für die DPW-5 CRM-Flügel-Rumpf-Konfiguration in vollturbulenter Strömung ($Ma = 0,85$; $Re = 5 \times 10^6$; Anstellwinkel $2,209^\circ$; Spalart-Allmaras-Turbulenzmodell) auf Gittern von 0,66–41,2 Millionen Knoten ergeben. Bei flusskonsistenter Kraftberechnung wird für *gelöste* Navier-Stokes-Gleichungen demonstriert, dass körper- (**wall cons**) und fernfeldbasierte (**farfield cons**) Auswertungen der Rumpfkraft numerisch exakt äquivalent sind. Für die untersuchten Fälle nähern sich die flusskonsistente (**cons**) und flussinkonsistente (**non-cons**) Kraftauswertung dem gleichen gitterunabhängigen Wert an. Bei adjungiert-konsistenter Formulierung kann diese Äquivalenz auch für die zugehörigen körper- und fernfeldbasierten adjungierten Probleme verifiziert werden. Wie bereits im 1D-Fall beobachtet, werden randnahe Oszillationen in der adjungiert-inkonsistenten diskret-adjungierten Lösung durch die adjungiert-konsistente Formulierung eliminiert. Es wird demonstriert, wie dies insbesondere auf den numerischen Dissipationsoperator des diskret-adjungierten Problems zurückgeführt werden kann, der bei adjungiert-konsistenter Formulierung die gewünschte Dissipationswirkung in Randnähe erhält, anstatt Oszillationen anzufachen.

Durch die diskrete, operatorweise Vorgehensweise wird die diskret-adjungierte näher an die kontinuierlich-adjungierte Methode herangeführt, wobei die exakte Dualität der diskret-adjungierten Methode auf gegebenem Netz erhalten wird.

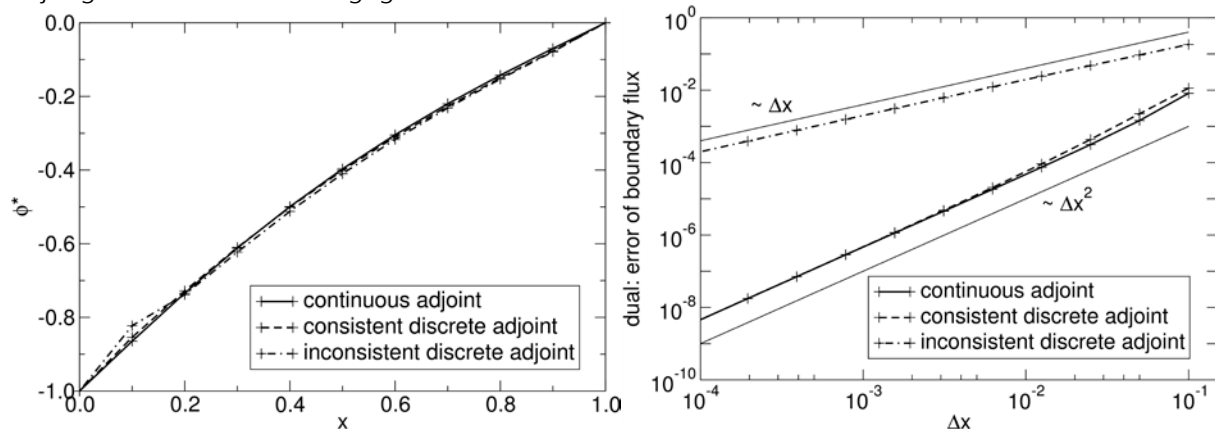


Bild 1: Lösungen des dualen 1D-Advektions-Diffusionsproblems mit adjungierter Inkonsistenz am linken Rand (links); Gitterkonvergenz des Zielfunktional über Gitterweite Δx in dualer Auswertung (rechts) [2].

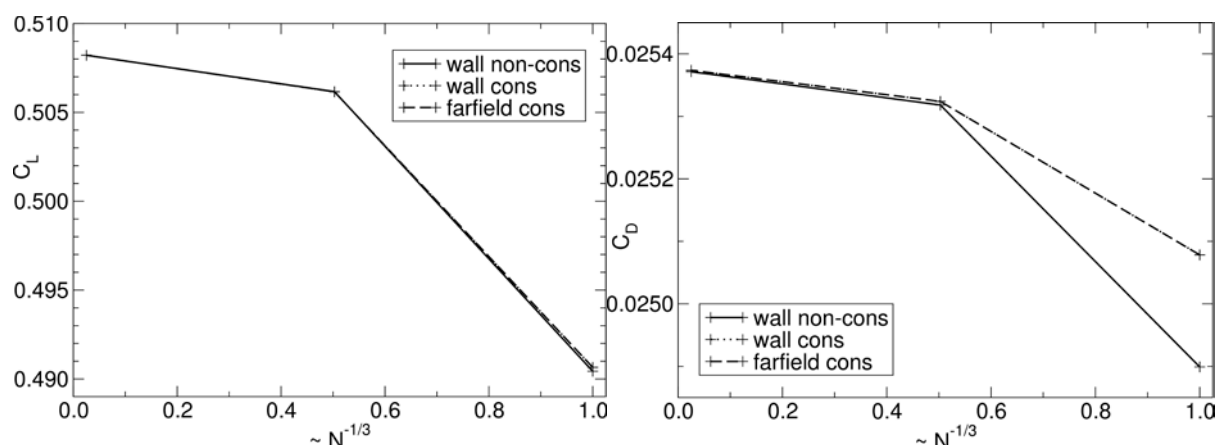


Bild 2: DPW5-CRM Flügel-Rumpf-Konfiguration: Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte auf Gittersequenz mit N Knoten bei fluss(in)konsistenter ((non)cons) Auswertung am Rumpf (wall) bzw. Fernfeld (farfield).

Literatur

- [1] Lu, J. C.-C., An a posteriori Error Control Framework for Adaptive Precision Optimization using Discontinuous Galerkin Finite Element Method, PhD Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2005.
- [2] Stück, A., An adjoint view on flux consistency and strong wall boundary conditions to the Navier–Stokes equations, J. Comp. Phys. 301 (2015) 247–264.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Unsteady Wake of the NASA Common Research Model in Low Speed Stall

A. Waldmann, T. Lutz, E. Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
waldmann@iag.uni-stuttgart.de

Einführung

Die korrekte Abbildung von massiver Ablösung am Tragflügel stellt eine Herausforderung für die numerische Simulation dar. Je nach Flugzustand können in so einem Fall großskalige turbulente Strukturen entstehen, die stromab in Richtung des Leitwerkes transportiert werden und gegebenenfalls mit diesem interagieren. Die Erfassung dieser instationären Phänomene erfordert geeignete numerische Ansätze. Im Rahmen der vorliegenden Studie sollen instationäre RANS-Verfahren und hybride RANS/LES-Methoden für Nachlaufuntersuchungen verwendet werden.

Durchgeführte Arbeiten

Die Untersuchungen stützen sich dabei auf im Rahmen des EU-Projektes ESWIRP im Europäischen Transsonischen Windkanal (ETW) durchgeführte Messungen [1]. Nach dieser Messkampagne stehen unter anderem zeitaufgelöste PIV-Daten [2] zur Verfügung, die Einblick in die Eigenschaften des abgelösten Flügelnachlaufes geben und Vergleiche mit Simulationen ermöglichen. Es werden im Wesentlichen zwei grundverschiedene Anströmsituationen betrachtet: einerseits die druckinduzierte Ablösung bei hohen Anstellwinkeln und subsonischen Anströmmachzahlen und andererseits die stoßinduzierte Ablösung bei Reisefluggeschwindigkeit. Gegenstand der hier vorgestellten Untersuchung ist der subsonische Fall, d.h. der low speed stall. Dazu wurden instationäre Simulationen an einem Halbmodell des Common Research Model [3] durchgeführt, wobei der Bereich des Flügelnachlaufes besonders fein mit Hilfe von Hexaederzellen aufgelöst wurde. Es kam sowohl bei URANS als auch bei DDES das Spalart-Allmaras-Eingleichungsturbulenzmodell zum Einsatz.

Exemplarische Ergebnisse

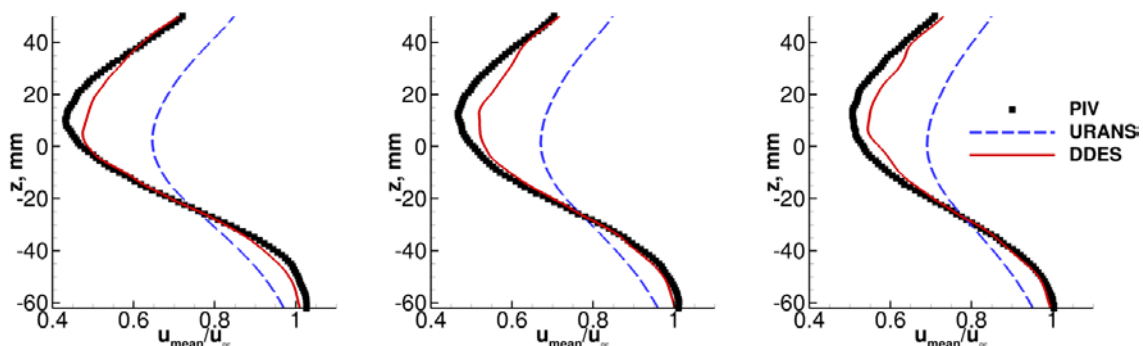
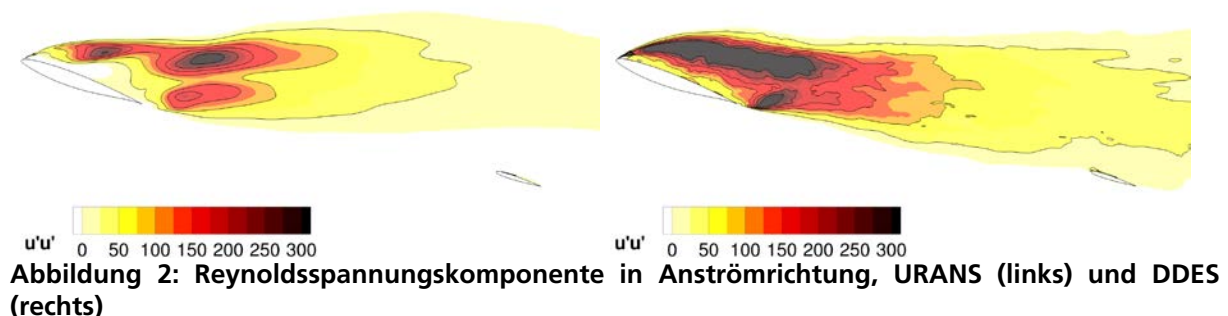


Abbildung 1: Zeitlich gemittelte Geschwindigkeitskomponente im Flügelnachlauf ($M=0.25$, $Re=11,6 \cdot 10^6$, $\alpha=18^\circ$) [4]

Die Simulation mit TAU offenbart die Unterschiede zwischen den beiden numerischen Ansätzen bei der Abbildung des abgelösten Nachlaufes. Während die zeitlich gemittelten DDES-Ergebnisse gute Übereinstimmung mit den experimentellen Ergebnissen aufweisen,

sind bei der URANS-Simulation mit dem linearen Wirbelviskositätsmodell deutliche Defizite bei der Abbildung des Nachlaufes zu erkennen, wie in Abb. 1 exemplarisch zu sehen ist.

Durch die stärkere Dissipation des Nachlaufdefizites sowie der turbulenten Nachlaufstrukturen ergeben sich auch Unterschiede für die Anströmung des stromab gelegenen Leitwerks. Dabei beschränken sich diese nicht nur auf die höherfrequenten spektralen Anteile der turbulenten Fluktuationen, die in der URANS-Lösung erwartungsgemäß gegenüber dem Hybridmodell stärker gedämpft werden. Sowohl Nachlauftopologie und –form als auch die Strömung oberhalb der Flügelsaugseite werden unterschiedlich wiedergegeben. So ist in der DDES-Lösung ein von der Vorderkante ausgehendes Gebiet starker Geschwindigkeitsfluktuation zu beobachten (s. Abb. 2), welches die Strömung über der Flügelsaugseite stark beeinflusst und entsprechende Druckfluktuationen an der Flügeloberfläche hervorruft. In der URANS-Lösung ist die Vorderkantenablösung mit deutlich geringeren Fluktuationen verbunden. Zudem weist der Nachlauf hier deutlicher voneinander abgegrenzte regelmäßige Strukturen auf, welche mit einer dominanten Frequenz verbunden sind.



Weiteres Vorgehen

In den nächsten Schritten sollen je nach Verfügbarkeit der PIV-Daten weitere Anstellwinkel untersucht werden. Außerdem soll bewertet werden, ob Reynoldsspannungsmodelle im vorliegenden Fall eine nennenswerte Verbesserung der Ergebnisqualität gegenüber dem Eingleichungsmodell ermöglichen. Dies ist insbesondere im Hinblick auf den deutlich höheren Ressourcenaufwand beim Einsatz solcher Modelle von Bedeutung.

Referenzen :

- [1] Lutz, T.; Gansel, P. P.; Waldmann, A.; Zimmermann, D.-M.; Schulte am Hülse, S. A.: "Prediction and Measurement of the Common Research Model Wake at Stall Conditions", accepted for publication in AIAA Journal of Aircraft, DOI 10.2514/1.C033351
- [2] Konrath, R.; Geisler, R.; Agocs, J.; Otter, D.; Ehlers, H.; Philipp, F.; Quest, J.: "High-Speed PIV Applied to Wake of NASA CRM Model in ETW Under High Re-Number Stall Conditions for Sub- and Transonic Speeds". 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee (FL), USA, 5 – 9 January, AIAA 2015-1095, 2015
- [3] Vassberg, J.C.; DeHaan, M.A.; Rivers, S.M.B.; Wahls, R.A.: "Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies," AIAA 2008-6919, 2008
- [4] Waldmann, A.; Gansel, P. P.; Lutz, T.; Krämer, E.: "Unsteady Wake Flow Analysis of an Aircraft under low-speed Stall Conditions using DES and PIV", 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee (FL), USA, 5 – 9 January, AIAA 2015-1096, 2015

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Effiziente instationäre Luftkraftberechnung für veränderliche Struktureigenmoden
mittels CFD-basierten Modellen reduzierter Ordnung

Dipl.-Ing. Maximilian Winter, B.Sc. Florian Heckmeier, 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 Entwurf- und Nachrechnungsprozess 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 oder Buffeting die Flugenvelope begrenzen. Die hauptsächlich im Kontext der aeroelastischen Strömungsmodellierung eingesetzten Potenzialverfahren weisen allerdings Genauigkeitsdefizite im transsonischen Geschwindigkeitsbereich beziehungsweise bei größeren Anstellwinkeln auf. Das Ziel der Forschungsbestrebungen ist es daher, die Potenzialmethoden innerhalb der genannten Einsatzbereiche durch moderne 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 aufwendigen CFD-Verfahren jedoch erheblich an, was deren Einsatzmöglichkeiten 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 Randbedingung erfüllen, werden in der Literatur als Modelle reduzierter Ordnung (*reduced-order models*, ROMs) bezeichnet [1]. Ein ROM stellt dabei in diesem Zusammenhang eine mathematische Modellstruktur dar, welche anhand von ausgewählten stationären und instationären CFD-basierten Simulationsdaten konditioniert wird.

Für aeroelastische Stabilitätsanalysen wird die Struktur bezüglich der als konstant betrachteten Eigenmoden deformiert, wobei die Berechnung der bewegungsinduzierten Luftkräfte im Rahmen dieser Betrachtungen mithilfe von CFD-basierten Verfahren erfolgt. Werden innerhalb der strukturdynamischen Modellierung Massen- oder Steifigkeitsänderungen vorgenommen, verändern sich allerdings die Modalformen, sodass die damit generalisierten aerodynamischen Kräfte ihre Gültigkeit verlieren. Entsprechend müssen alle instationären Simulationen für die neuen Moden wiederholt werden. Diese Einschränkung limitiert vor allem den Einsatz der rechenintensiven CFD-basierten Verfahren in der Auslegungs- bzw. Optimierungsphase, in welcher häufige strukturelle Modifikationen erforderlich sind. Im Gegensatz zu bisherigen Eingabe/Ausgabe-Modell-basierten ROM-Ansätzen, welche auf dem oben diskutierten Grundprinzip aufbauen, ist das neu entwickelte Verfahren robust gegenüber Variationen des Strukturmodells. Dies liegt darin begründet, dass zur Erzeugung des Modells nicht die modalen Auslenkungen zugrunde gelegt werden, sondern eigens zu diesem Zweck generierte „Basismoden“. Diese generischen Moden werden mithilfe von radialen Basisfunktionen (RBF) erzeugt und äquidistant über den Flügel verteilt, sodass lokal eingegrenzte Bereiche des Flügels ausgelenkt werden können. Für infinitesimal kleine RBF-Breiten entspricht dieser Ansatz der Vorgehensweise zur Berechnung der *Aerodynamic Influence Coefficient*-Matrix (AIC).

Ausgehend von bereits entwickelten instationären aerodynamischen ROM-Methoden mittels linearer bzw. nichtlinearer Systemidentifikation (siehe auch Fleischer und Breitsamter [2] bzw. Winter und Breitsamter [3, 4]) wird zunächst ein Trainingsdatensatz zur Modellkonditionierung benötigt. Zu diesem Zweck wird eine instationäre CFD-Simulation mit erzwungener Strukturbewegung bezüglich der definierten Basismoden durchgeführt, wobei die resultierenden zeitdiskreten Luftkräfte aufgezeichnet werden.

Nachdem das Modell reduzierter Ordnung trainiert worden ist (z.B. mittels ROM/ERA, ROM/RBF), können die relevanten dynamischen Strömungsphänomene in Form von integralen Beiwerten bezüglich der Basismoden erfasst werden. Anschließend kann das auf diese Weise gewonnene Modell dazu verwendet werden, Luftkraftantworten für neuartige Anregungen zu liefern (Generalisierungsphase).

Um von den für die Basismoden geltenden Beziehungen auf die Ergebnisse der strukturell berechneten Moden schließen zu können, müssen die Strukturmoden zunächst anhand der Basismoden rekonstruiert werden (via Superposition). Aus dieser Betrachtung ergeben sich Wichtungsfaktoren für die einzelnen Basismoden, welche bezüglich der Anregung des identifizierten Modells berücksichtigt werden. Diese Wichtungsfaktoren können zudem für die Projektion der basismodenbezogenen Luftkräfte auf die generalisierten Luftkräfte (strukturmodenbezogen) eingesetzt werden. Auf diese Weise lassen sich unter der Voraussetzung einer hinreichenden Anzahl an Basismoden beliebige Moden abbilden, ohne erneute CFD-Simulationen durchführen zu müssen. Damit kann das generierte ROM auf recheneffiziente Weise auch für sich ändernde Strukturmoden verlässliche Resultate liefern und schließlich über geeignete Schnittstellen mit einem strukturell dynamischen Modell gekoppelt werden. Alternativ können über den Zwischenschritt der Fourieranalyse auch generalisierte Luftkraftmatrizen (GAF-Matrizen) erzeugt werden, welche für klassische Flutteranalysen im Frequenzbereich benötigt werden.

Zur Erprobung der vorgestellten Methode soll die AGARD 445.6-Konfiguration für verschiedene Einspannungsvarianten betrachtet werden. Dazu wird das modenunabhängige ROM für eine Anströmbedingung (Machzahl 0,96, Anstellwinkel 0°) mittels einer „forced motion“-CFD-Berechnung (AER-Eu) konditioniert. Die Ergebnisse des ROMs für die verschiedenen Strukturkonfigurationen werden anschließend mit CFD-Referenzsimulationen verglichen, um die Genauigkeit und Effizienz der beschriebenen Verfahrenskette zu bewerten.

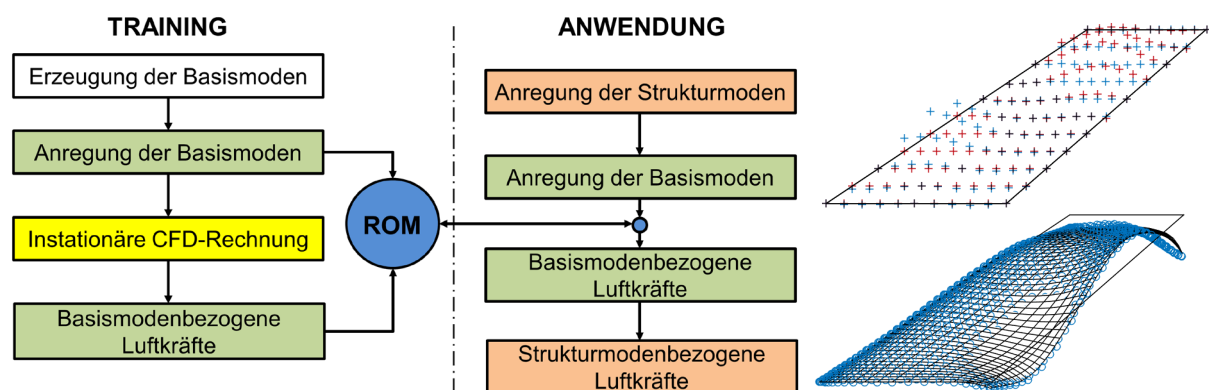


Abbildung 1: Schematische Darstellung der ROM-Modellierung für variable Strukturmoden.

Die Autoren bedanken sich bei der Bayerischen Forschungsförderung (BFS), die das Forschungsprojekt ROM-Aer (AZ-1050-12) fördert.

Literatur

- [1] D. J. Lucia, P. S. Beran und W. A. Silva, "Reduced-Order Modeling: New Approaches for Computational Physics," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 40, pp. 51-117, 2004.
- [2] D. Fleischer und C. Breitsamter, "Efficient Computation of Unsteady Aerodynamic Loads Using Computational-Fluid-Dynamics Linearized Methods," *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 2, pp. 425-440, 2013.
- [3] M. Winter und C. Breitsamter, "Reduced-Order Modeling of Unsteady Aerodynamic Loads using Radial Basis Function Neural Networks," 63. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg, DGLR Paper 2014-340013, 2014.
- [4] M. Winter und C. Breitsamter, "Nonlinear Reduced-Order Modeling of Unsteady Aerodynamic Loads based on Dynamic Local Linear Neuro-Fuzzy Models," *16th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, St. Petersburg, Paper IFASD-2015-82, 2015.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Anwendung eines korrelationsbasierten γ -Re θ -Modells zur numerischen Transitionsmodellierung

J. Zacher, R. Höld
MBDA Deutschland GmbH, Hagenauer Forst 27, 86529 Schrobenhausen,
joerg.zacher@mbda-systems.de

Die nachfolgend beschriebenen Untersuchungen wurden im Rahmen einer Masterarbeit bei der MBDA Deutschland GmbH in Kooperation mit der Technischen Hochschule Ingolstadt durchgeführt. Ziel der Arbeit war die Anwendung und Bewertung eines korrelationsbasierten γ -Re θ -Modells zur numerischen Transitionsmodellierung für den industriellen Einsatz. Hierfür wurde der bei der MBDA zur Verfügung stehende TAU-Code des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt verwendet.

Im Rahmen der Arbeit wurden zunächst die Grundlagen der numerischen Strömungssimulation und diejenigen der Stabilitätstheorie inkl. der zugehörigen Transitionsphänomene dargestellt und Möglichkeiten zur Transitionsmodellierung, insbesondere innerhalb des TAU-Codes, erläutert. Hierzu zählen die sog. e^N -Methoden und das zu untersuchende γ -Re θ -Modell.

Im Anschluss wurde das γ -Re θ -Modell auf zwei Validierungsfälle, welche das DLR inkl. strukturierter Netze zur Verfügung stellte, angewendet. Am Beispiel der ebenen längsangeströmten Platte, Testfall ERCOFTAC T3A -, konnte eine gute Übereinstimmung sowohl mit experimentellen als auch numerischen Vergleichsdaten erzielt werden. Darauf aufbauend wurde der Einfluss von Eingabeparametern auf die Simulationsergebnisse untersucht. Hierbei lag besonderes Augenmerk auf den zwei zusätzlich benötigten Parametern Turbulenzintensität und Viskositätsverhältnis, wobei eine Erhöhung jeder einzelnen Größe zu einer gering früher einsetzenden Transition und somit zu einer kürzeren laminaren Laufstrecke führt. Eine Erhöhung der Machzahl führt hingegen auf Grund des Reynoldszahleinflusses zu einer erheblich verminderten laminaren Laufstrecke bei sonst gleichen Randbedingungen.

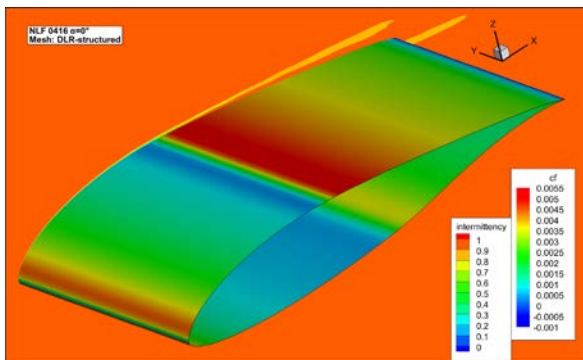
Am Beispiel des laminaren Tragflügels NLF0416 wurde anschließend bei Mach=0.1 der Einfluss des Anstellwinkels und des Parameters „Sustaining Turbulence“ untersucht. Zusätzlich wurden dazu in Abhängigkeit des Anstellwinkels die Transitionslagen bestimmt und mit Windkanaldaten verglichen, wobei sich auch hier gute Übereinstimmung zeigt. Dies gilt ebenso für die dimensionslosen aerodynamischen Beiwerte C_d , C_l und C_p .

In einem weiteren Schritt wurde mit Hilfe des Airbus Defence and Space Vernetzers für die ebene Platte, Testfall ERCOFTAC T3A-, ein unstrukturiertes Netz erzeugt, um den Einfluss des Netztyps analysieren zu können. Dabei handelt es sich um ein hybrides unstrukturiertes Netz, wobei zur Auflösung der Grenzschicht Prismenschichten verwendet werden. Für das Beispiel der ebenen Platte wurde untersucht, wie viele solcher Zellschichten verwendet werden müssen, um die Transition gut bestimmen zu können. Außerdem wurde der Einfluss des $yPlus$ -Wertes herausgearbeitet: bereits mit 25 Zellschichten lässt sich die Transition modellieren. Allerdings liegen die $yPlus$ -Werte, welche gute Ergebnisse liefern, im Bereich 0.001 bis 0.01.

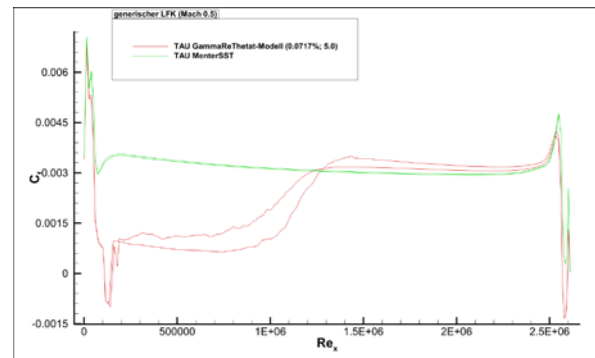
Schließlich wurde die Transitionsmodellierung auf einen generischen Flugkörper der MBDA angewendet, wobei ein Netz mit 35 Prismenschichten und einer adaptierten $yPlus$ -Verteilung mit $yPlus = 1$ zur Grenzschichtauflösung verwendet wurde. Mit Hilfe dieses Netzes konnte die Transition modelliert werden, sodass sich Unterschiede im Widerstandsbeiwert von ma-

ximal -10% für die zugrunde liegende Machzahl von 0.2 gegenüber volltrubulenter Rechnung ergaben. Neben der Simulation für $Ma = 0.2$ wurden Simulationen mit den Machzahlen 0.5 und 0.7 durchgeführt, wobei bei allen Machzahlen der Einfluss des Anstellwinkels überprüft wurde, sodass jeweils Simulationen mit $\alpha = 0^\circ$, 2° und 4° durchgeführt wurden. Zusätzlich wurde noch der Einfluss der abzuschätzenden Parameter Turbulenzintensität und Viskositätsverhältnis überprüft, jedoch haben diese im Rahmen der verwendeten Bereiche nur einen geringen Einfluss ($< 2\%$) auf die betrachteten Beiwerte C_d und C_l .

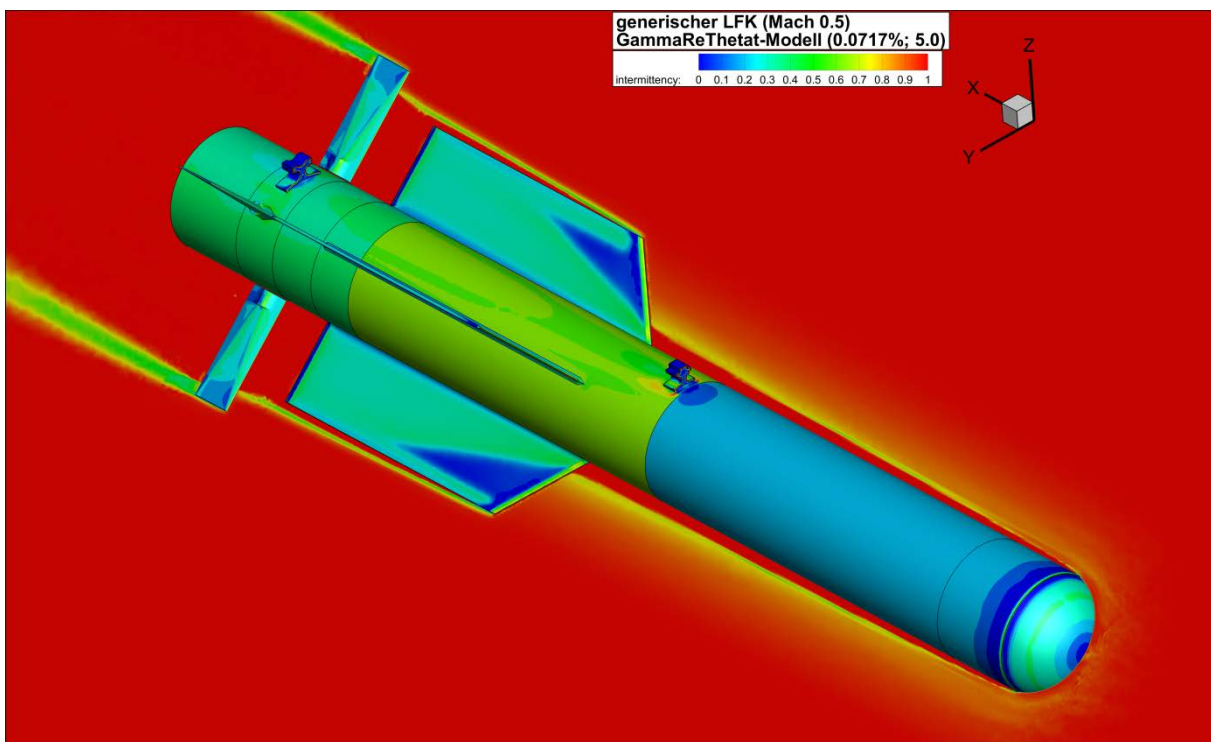
Abschließend lässt sich festhalten, dass mit Hilfe des verwendeten Modells zur Transitionsmodellierung die zweidimensionalen Transitionsphänomene an einfachen und komplexen dreidimensionalen Geometrien abgebildet werden können. Mit Hilfe zukünftiger Erweiterungen für dreidimensionale Phänomene und für die Anwendung im Bereich des Über- bis in den Hyperschall ist Entwicklungspotenzial für das γ -Re θ t-Modell für industrielle Anwendungen vorhanden.



C_F -Verlauf auf der Oberfläche des Tragflügelprofils NLF0416 und γ -Verlauf im Schnitt



C_F -Vergleich der durchgeführten Simulationen anhand des Flügels W045 des generischen LFK



Intermittenz-Darstellung im mittigen Schnitt durch Flügel und Ruder des generischen LFK

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Laminarhaltung und Transition

Stör- und Mustererkennung wandnaher Strömungsinstabilitäten mit Hilfe der Hough-Transformation

G. Axtmann, U. Rist

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

Im Vordergrund der Stör- und Mustererkennung steht die spezifische Auslegung eines Koinzidenzsensors aus flexiblen Haaren zur Erkennung wandnaher Störmuster. Zunächst wird die mögliche Erfassung solcher Störmuster in Strömungen untersucht, die kein Hintergrundrauschen aufweisen. Dies ist in einer laminaren Kanalströmung gewährleistet. Unter Störmustern sind hier eventartige oder übergangsanzeigende Ereignisse gemeint. Diese werden entweder der Grundströmung von außen überlagert oder durch Grenzschichtinstabilitäten hervorgerufen. Es ergibt sich eine Art „Fußabdruck“ im wandnahen Bereich, welcher durch Haarsensoren wahrgenommen werden kann.

Zur experimentellen Untersuchung wurde an der TU Freiberg ein entsprechender Couette-Kanalversuch aufgebaut. In diesem transparenten Kanal befindet sich ein Wasser-Glycerin-Gemisch und ein durch einen Schrittmotor angetriebenes, durchsichtiges Band. Wie in Abbildung 1a) dargestellt, bewegt sich das Band entlang einer im Kanal befestigten transparenten Wand, wodurch sich im Zwischenraum eine Couette-Strömung bildet. Die einzelnen Haarsensoren sind flexibel auf einem Träger befestigt, siehe Abbildung 1b). Eine Hochgeschwindigkeitskamera zeichnet die Bewegung der Sensoren auf. In Abbildung 1c) sind erste Probeaufnahmen in Luft dargestellt. Dabei werden die Haarsensoren als binäre Sensoren genutzt. Im Grundzustand reflektieren die Sensoren das Licht mit minimaler Intensität. Durch vorüberstreifende Störungen „feuern“ die Sensoren und reflektieren das einfallende Licht maximal. Die Auslenkung erfolgt ab einem gewissen Schwellwert und fungiert binär.

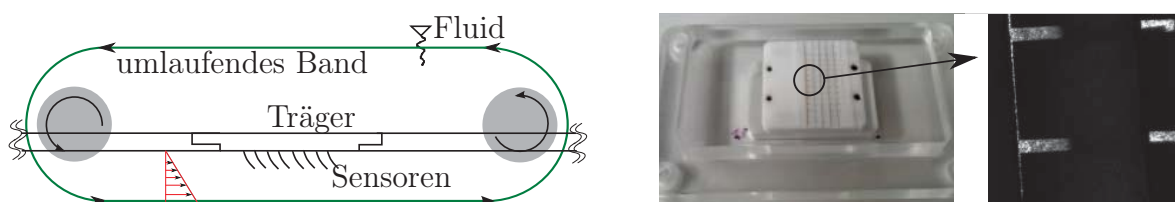


Abbildung 1: a) Schematischer Aufbau des Couette-Kanalversuchs, b) Montierte Sensoren auf einem Träger, c) Kameraaufnahmen erster Versuche in Luft.

Als geeigneter Algorithmus zur Detektion von einfachen, parametrisierbaren mathematischen Funktionen wird für diese Anwendung die Hough-Transformation gewählt. Diese ist ein robustes Verfahren zur Erkennung von Geraden, Kreisen oder anderen simplen geometrischen Figuren[1]. Zur Erkennung dieser Objekte wird ein Akkumulatorraum (x_H, y_H) erschaffen, in dem für jeden Punkt auf einer Kante im Bild alle Informationen zu finden sind. Anschließend wird über die Häufung relevanter Parameter der Akkumulatorraum nach der gesuchten Geometrie ausgewertet. Für Kreise ist dies beispielsweise der Mittelpunkt sowie der Radius. Für Geraden wäre

dies die Steigung und der y-Achsenabschnitt. Der hohe Rechenaufwand dieser Methode kann über Filter und geschickte Einschränkung der Parameter so stark reduziert werden, dass diese Methode eine probate Option für den Einsatz zur Mustererkennung durch Haarsensoren ist. In Abbildung 2 ist die Vorgehensweise der Hough-Linientransformation schematisch dargestellt.

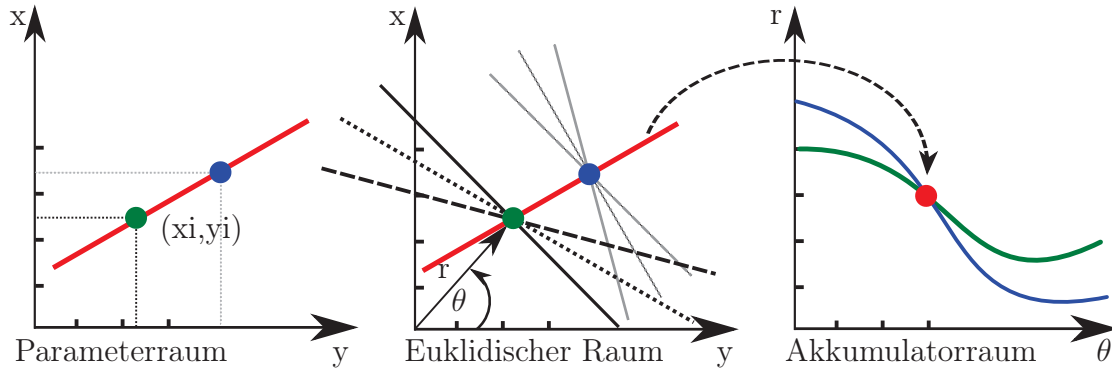


Abbildung 2: Hough-Linientransformation mit bekanntem Radius r . Für jeden Punkt im Parameterraum werden im euklidischen Raum Geraden für $\theta \in [0, 180]$ und $r \in R$ (oder $\theta \in [0, 360]$ und $r \geq 0$) berechnet. Es ergibt sich im Akkumulatorraum ein „sinusähnlicher“ Verlauf. Punkte die im Parameterraum auf einer Geraden liegen werden durch Häufungen bzw. Schnittpunkte im Akkumulatorraum dargestellt.

Eine für Grenzschichten realistische Anwendung der Methodik ist im Folgendem dargestellt. Als Eingangssignal wird die Wandschubspannung τ_w einer transitionellen, ebenen Plattengrenzschichtströmung zu einem ausgewählten Zeitpunkt t gewählt, siehe Abbildung 3a). Deutlich sind kohärente Strukturen zu erkennen, welche über Transition in Turbulenz übergehen. Die Mustererkennung erfolgt analog zur Vorgehensweise der Hough-Transformation. Das Sensorfeld wird der Strömung überlagert und reagiert binär auf einen Schwellwert der Wandschubspannung. Die Λ - und Ω -Wirbel werden durch die Sensoren gut erfasst und nun gilt es, diese über die Hough-Transformation zu detektieren. Hierbei sind die Λ -Wirbel als sich überschneidende Geraden, die Ω -Strukturen als vertikale und horizontale Linien detektiert worden, siehe Abbildung 3b). Die Ergebnisse für den gezeigten Testfall bestätigen die Qualität und Flexibilität der angewendeten Methodik zur Mustererkennung mit Hilfe der Hough-Transformation.

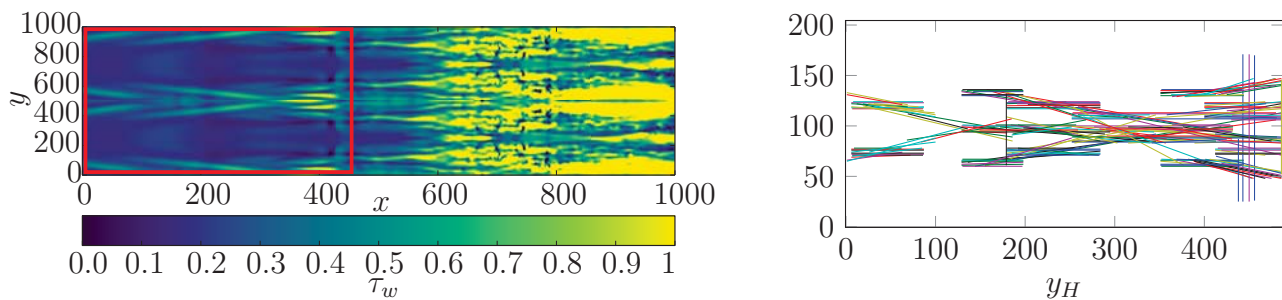


Abbildung 3: a) Wandschubspannung τ_w entlang der ebenen Platte, b) Lösung der Hough-Linientransformation in der markierten Region

Literatur

- [1] R. Duda, Pattern classification and scene analysis. *John Wiley and Sons*, 1973.

Mitteilung

DFG SFB TRR40:

Experimentelle Untersuchungen zur passiven Strömungsbeeinflussung an einer zurückspringenden Stufe im Transschall

I. Bolgar, S. Scharnowski, C.J. Kähler

Universität der Bundeswehr, Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg

Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik

istvan.bolgar@unibw.de

Einige der heutigen Trägerraketen leiden unter sogenanntem 'Buffeting' auf der Düse des kryogenen Haupttriebwerks während der transsonischen Phase des Fluges, welches durch eine sich wiederanlegende turbulente Scherschicht erzeugt wird [1]. Dies ist ein inhärentes Problem, was durch die Geometrie des Heckbereichs der Trägerrakete verursacht wird, die vergleichbar zu einer zurückspringenden Stufe ist. Wegen des Kühlbedarfs des kryogenen Antriebs, ist es schwer eine solch aerodynamisch nachteilige Geometrie zu vermeiden. Aus diesem Grund befasst sich diese Arbeit mit der Stabilisierung und der Verkürzung der abgelösten Scherschicht im Transschall bei einer zurückspringenden Stufe, durch passive Strömungsbeeinflussung. Verschiedene Längswirbelgeneratoren wurden dazu im trisonischen Windkanal München (TWM) mithilfe von Particle Image Velocimetry (PIV) vermessen. Die Experimente wurden an einem 2D-Modell bei einer Machzahl von 0,8 und einer Reynoldszahl von $1,8 \times 10^5$ bezogen auf die Stufenhöhe durchgeführt.

Ein Weg Längswirbel in die Scherschicht einzubringen wäre die Verwendung von sogenannten 'Chevrons', eine Technologie die sich bei Gasturbinen für die Durchmischung der verschiedenen Scherschichten bewährt hat, um die akustische Belastung zu reduzieren. Allerdings wurden diese auch schon in Verbindung mit Trägerraketen untersucht, wobei die Verbesserung im Bezug auf die Länge des Rezirkulationsgebietes und die Reynoldsspannungen vernachlässigbar waren [2]. Das zeigt, dass eine noch stärkere Manipulation der Strömung nötig ist um die turbulente Durchmischung zu verstärken. Eine weitaus effektivere Technologie um den Kern- und Bypassstrahl in Gasturbinen zu vermischen ist der Blütenmischer, oder 'lobed Mixer' auf englisch. Wegen der geometrisch induzierten aerodynamischen Belastung in die spannweite Richtung, sind die Längswirbel die von so einer welligen Hinterkante in die Hauptströmung aufgeprägt werden weitaus großskaliger und intensiver als die, die sich in einer turbulenten Grenz- oder Scherschicht von Natur aus bilden [4]. Daher wird bei der Anwendung einer zurückspringenden Stufe, die mit solch Blüten-ähnlichen Geometrien versehen ist, die turbulente Durchmischung der Scherschicht verstärkt, während gegenläufige Längswirbel von benachbarten Blüten sich ineinander auflösen. Dadurch wiederum, werden die kohärenten Strukturen zum Zerfall gebracht, wodurch die Strömung komplett drei-dimensional wird, was eines der Hauptkriterien für eine sich wiederanlegende Scherschicht ist [3].

Die Untersuchungen ergaben, dass insbesondere zwei Varianten der Blüten die Länge des Rezirkulationsgebietes stark reduziert, und die Geschwindigkeitsfluktuationen im wandnahen Bereich verringert haben. Die eine Variante hat halbkreisförmige Blüten, also 'circular Lobes' (CL), während die andere Variante eckige Blüten hat, also 'square Lobes' (SL) (siehe Abb. 1). Beide Geometrien haben den mittleren Wiederanlegepunkt von 6 Stufenhöhen auf 1,5 Stufenhöhen um 75% reduziert (siehe Abb. 2). Verschiedene Größen der Blüten wurden untersucht (0,2h, 0,3h, 0,4h), wobei sich ergeben hat, dass kleinere Blüten nicht ganz so effektiv waren wie die großen, allerdings das Rezirkulationsgebiet noch immer um mehr als 50 % reduziert haben. Bei den Reynoldsspannungen sieht man dass die SL Versionen für die Anwendung bei Trägerraketen von Vorteil wären, da diese die Reynoldsschen Schubspannungen $u'v'$ im wandnahen Bereich ($z/h < 1/3$) mehr reduzieren (ca 70 % gegenüber der Ausgangskonfiguration), wie in Abb. 3 zu sehen ist.

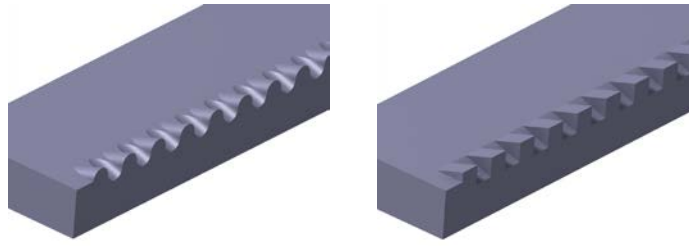


Abb. 1: Zurückspringende Stufen mit sogenannten Lobes, rund (links) und eckig (rechts)

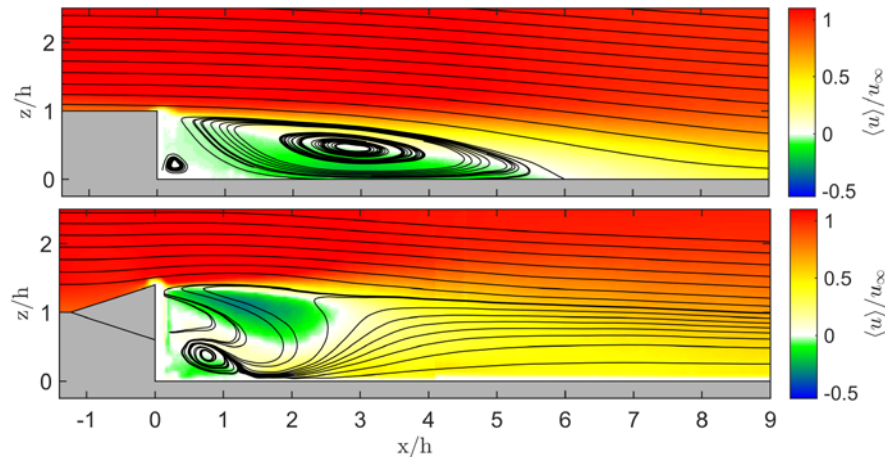


Abb. 2: Axiale Geschwindigkeitskomponente der mittleren Strömungsfelder für die Ausgangskonfiguration (oben), SL 0,4h (unten)

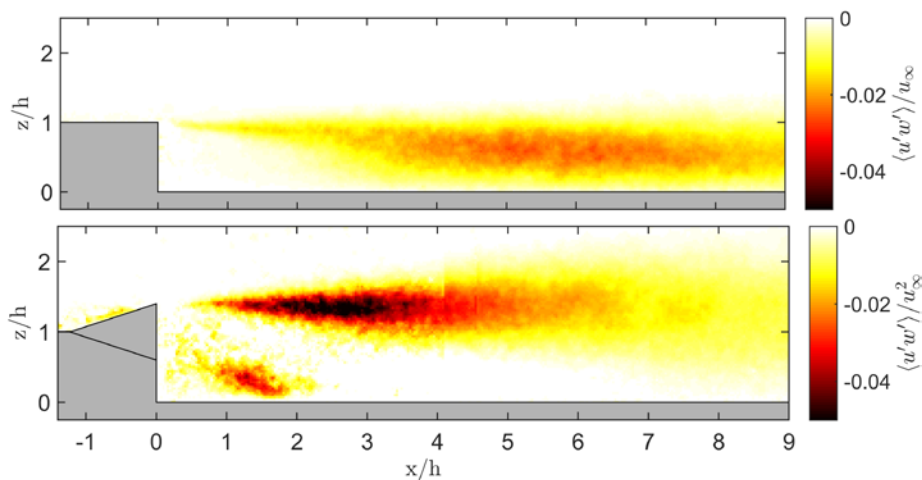


Abb. 3: Verteilung der Reynoldsspannung bei der Ausgangskonfiguration (oben) und bei SL 0,4h

- [1] Hannemann, K., Lüdeke H., Pallegoix, J.F., Ollivier, A., Lambaré, H., Maseland, J.E.J., Geurts, E.G.M., Frey, M., Deck, S. Schrijer, F.F.J., Scarano, F., Schwane, R. (2011) Launch Vehicle Base Buffeting – Recent Experimental and Numerical Investigations. Proc EUCASS 7
- [2] Schrijer, F.F.J., Sciacchitano, A., Scarano, F. (2010) Experimental investigation of flow control devices for the reduction of transonic buffeting on rocket afterbodies. Int Symp on ALTFM, 1 – 12
- [3] Simpson, L.R. (1989) Turbulent boundary-layer separation. Annual Review of Fluid Mechanics 21, 205 – 232
- [4] Waitz, I.A., Qui, Y.J., Manning, T.A., Fung, A.K.S., Elliot, J.K., Kerwin, J.M., Krasnodebski, J.K., O'Sullivan, M.N., Tew, D.E., Greitzer, E.M., Marble, F.E., Tan, C.S., Tillman, T.G., (1997) Enhanced Mixing with Streamwise Vorticity. Prog Aerospace Sci 33, 323 – 351

Mitteilung

Aeroelastik und Strukturdynamik Q 1.2

Experimentelle Untersuchung zur Auswirkung der Flügelpfeilung auf die Flatterstabilität bei kleinen Reynoldszahlen im 2.5D-Versuch

Marc Braune

*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Aeroelastik,
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, Marc.Braune@dlr.de*

Der Einfluss des Pfeilungswinkels auf die Flattergeschwindigkeit von Tragflächen wurde mit einem Flatterversuchsstand für eine 2.5D-Konfiguration bei kleinen Reynoldszahlen untersucht. Es wurden Dämpfungs- und Frequenzverläufe sowie Flattergeschwindigkeiten für einen Pfeilungswinkelbereich von 0° bis 45° aufgezeichnet.

Erste theoretische sowie experimentelle Arbeiten zur Auswirkung der Flügelpfeilung auf die Flattergeschwindigkeit und das Flatterverhalten von Tragflächen wurden bereits in den 50er Jahren des letzten Jahrhunderts durchgeführt (Barmby et al., 1950; Babister, 1950; Molyneux, 1950). Hierbei zeigten sich die weitestgehend stabilisierenden Auswirkungen der Pfeilung (in positive Richtung) auf das Flatterverhalten.

Sämtlichen experimentellen Untersuchungen dieser Thematik gemein ist jedoch der stets große Parameterraum, welcher bei Flatterversuchen mit Pfeilungswinkelvariationen zu betrachten ist. Eine Veränderung des Pfeilungswinkels war immer gekoppelt mit einer Veränderung weiterer Parameter. Eine klare Aussage über die alleinige Auswirkung der Flügelpfeilung auf die Flatterstabilität ist infolge dessen kaum möglich.

Ausgehend hiervon wurde am Institut für Aeroelastik ein 2.5D-Flatterexperiment für einen Niedergeschwindigkeitswindkanal ($Re_{\max} \approx 4 \cdot 10^5$) entworfen. Die Zielsetzung war es die Flattergeschwindigkeit bei einer systematischen Pfeilungswinkelvariation mit einem stark reduzierten Parameterraum zu messen und Pfeilungseffekte, insbesondere die Auswirkungen bzgl. der Flattergeschwindigkeit genauer zu identifizieren.

Das Versuchssetup umfasst einen Versuchsstand mit einem, über Federsysteme elastisch gelagerten Tragflügel (Flügeltiefe $2c = 125 \text{ mm}$) mit den zwei Freiheitsgraden Hub und Torsion. Der Versuchsaufbau ermöglicht eine vollständige Drehung des gesamten Flatterversuchsstandes im Freistrahle des Windkanals. Hierrüber wird eine kontinuierliche Einstellung der Pfeilung bis zu einem Winkel von 45° gewährleistet, ohne dass die elastomechanischen Eigenschaften verändert werden.

Die Modellbewegung wird über Beschleunigungssensoren sowie am Versuchsstand angebrachte Lasertriangulatoren aufgezeichnet. Strömungsgeschwindigkeiten werden über statische Druckmessungen am Windkanal gemessen. Eine elektrodynamische Erregung wird zur aktiven Anfachung oder Dämpfung der Modellbewegung eingesetzt.

Die zwei maßgeblichen Versuchsparameter reduzieren sich auf den Pfeilungswinkel bzw. die sich verändernde Geschwindigkeitskomponente normal zur Vorderkante der

Tragfläche sowie auf die Auftriebsfläche des Modells. Die Normalgeschwindigkeit v_n verringert sich direkt proportional mit dem Kosinus der Pfeilung ($v_n \sim \cos \phi$) wobei sich die Auftriebsfläche A hierzu invers vergrößert ($A \sim 1/\cos \phi$).

In Abbildung 1 sind die Ergebnisse der Messungen für zwei verschiedene Abstände e (in m) der elastischen Achse hinter der Modellvorderkante dargestellt. Es sind jeweils die Flattergeschwindigkeiten in Abhängigkeit des Pfeilungswinkels aufgetragen.

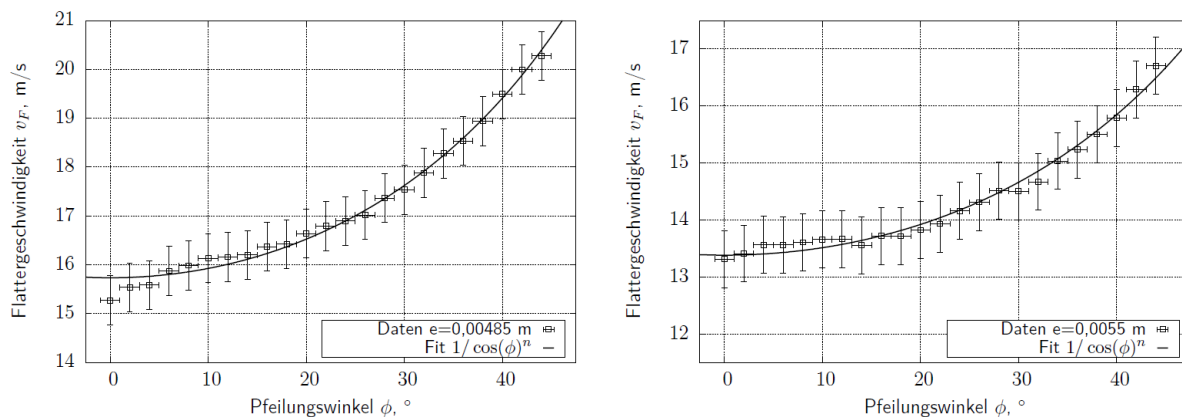


Abbildung 1: Messdaten für die Flattergeschwindigkeit in Abhängigkeit des Pfeilungswinkels für zwei verschiedene Abstände e der elastischen Achse zur Vorderkante. Weiterhin ist eine Approximation der Daten mit einer $1/\cos(\phi)^n$ – Funktion dargestellt.

Die Ergebnisse sind mit einer $1/\cos(\phi)^n$ – Funktion approximiert worden (durchgezogene Linie in Abb. 1). Für die dargestellten Messdaten ergeben sich für n die Werte 0,788 im ersten und 0,634 im zweiten Fall. Hierbei zeigt sich, dass die Flattergeschwindigkeit langsamer ansteigt als die Normalgeschwindigkeit abnimmt, es gilt

$$v_F \sim \frac{1}{\cos(\phi)^n}, \quad 0,5 < n < 1.$$

Führt man eine Normierung der gemessenen Geschwindigkeiten ($v_F \frac{A}{A_0} = \frac{v_F}{\cos \phi}$) bzgl. der jeweiligen Auftriebsfläche A auf die Ausgangsfläche A_0 durch und trägt somit dieser Parameterveränderung Rechnung, so steigt die normierte Flattergeschwindigkeit deutlich stärker an. Es deuten sich somit Abhängigkeiten der Flattergeschwindigkeit vom Pfeilungswinkel in einem Bereich von

$$v_F \sim \frac{1}{\cos(\phi)^n}, \quad 1 < n < 2$$

an. Eine experimentelle Überprüfung ist im Rahmen eines Folgeversuches geplant.

Literatur :

BARMBY, J. G. ; CUNNINGHAM, H. J. ; GARRICK, I. E. : *Study of effects of sweep on the flutter of cantilever wings*. NACA TN 2121, 1950

BABISTER, A. W. : *Flutter and Divergence of Swept-back and Swept-forward Wings*. R. & M. 2761, 1950

MOLYNEUX, W. G. : *The Flutter of Swept and Unswept Wings with Fixed-Root Conditions*. R.& M. 2796, 1950

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik / Mess- und Versuchstechniken

Volumetrische Erfassung von Reynoldsspannungen ohne optischen Zugang

D.Freudenhammer¹, J.Feldmann¹, C.Tropea¹, S.Grundmann²

¹Center of Smart Interfaces, TU Darmstadt, Flughafenstr. 19, 64347 Griesheim

²Lehrstuhl Strömungsmechanik, Uni Rostock, Albert-Einstein-Str. 2, 18059 Rostock
freudenhammer@csi.tu-darmstadt.de

Hintergrund

Turbulente Strömungen sind in technischen Anwendungen allgegenwärtig. Die Geschwindigkeitsfluktuationen einer turbulenten Strömung finden Eingang in die Reynoldsspannungen, die ein wichtiges Merkmal zur Strömungs-Charakterisierung darstellen. Zur experimentellen Bestimmung der Geschwindigkeitsfluktuationen wird heute üblicherweise auf optische Messtechnik (LDA bzw. PIV) zurückgegriffen. Diese optischen Messtechniken sind weit ausgereift und ermöglichen eine Strömungsuntersuchung ohne diese durch in der Strömung befindliche Sensorik zu beeinflussen. Auf Grund des benötigten optischen Zugangs sind Untersuchungen an optisch schwer zugänglichen Stellen, etwa in gekrümmten Kanälen, erheblich aufwändiger beziehungsweise gänzlich unmöglich im Falle von Hinterschneidungen, Totalreflektionen etc.

Das Messverfahren der Magnetic Resonance Velocimetry (MRV) basiert auf dem quantenmechanischen Prinzip der Kernspinresonanz und ermöglicht die Bestimmung von Strömungsgeschwindigkeiten in Wasserströmungen. MRV ist ein nicht-invasives Messverfahren und benötigt aufgrund seines Messprinzips keinen optischen Zugang. Zudem können volumetrische Geschwindigkeitsfelder stationärer oder periodischer Strömungen innerhalb kurzer Messzeit (Minuten) aufgenommen werden. MRV entstammt der klinischen Diagnostik (u.a. Bryant 1984) und erweckt seit geraumer Zeit zunehmend Aufmerksamkeit in den Ingenieurwissenschaften.

Neben der Messung von Geschwindigkeitsfeldern besteht die Möglichkeit, mit Hilfe einer modifizierten MRV-Messsequenz auch volumetrische Turbulenzmessungen durchzuführen. Das hier verwendete Verfahren wurde erstmals von Gao & Gore (Gao & Gore 1991) vorgestellt und basiert auf einem durch künstlich hinzugefügte Magnetfeldgradienten provozierten Signalabfall in Bereichen turbulenter Strömung, hervorgerufen durch intra-voxel Dephasierung. Durch Variation der aufgeprägten «Turbulenzgradienten» und Quantifizierung des hervorgerufenen Signalabfalls können die örtlichen Geschwindigkeitsfluktuationen in jedem Punkt in der Strömung bestimmt werden.

Experimenteller Aufbau

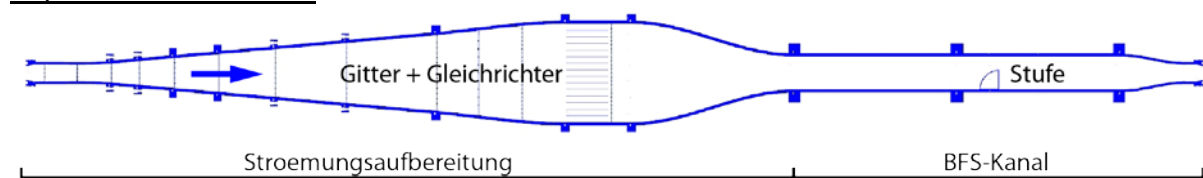


Abb. 1 Der experimentelle Aufbau. Diffusor (1) inkl. Gitter und Gleichrichter zur Strömungsaufbereitung. Die Messstrecke (2) besteht aus einem quadratischen Kanal (50mm Kantenlänge)

Abbildung 1 zeigt den experimentellen Aufbau, in welchem die MR-Messungen durchgeführt werden. Der Aufbau besteht aus einem Diffusor zur Strömungsaufbereitung sowie dem stromabwärts befindlichen Kanal mit quadratischem Querschnitt (50mm Kantenlänge) und zurückspringender Stufe mit 30mm Stufenhöhe (engl. Backward facing step, BFS-Kanal), der geometrisch nahezu dem BFS-Kanal von Elkins (Elkins 2009) entspricht. Die MRV-Messungen werden am Universitätsklinikum in Freiburg durchgeführt. Der Kanal wird im Tomographen liegend an ein Strömungsbereitstellungssystem (Grundmann et al. 2012) angeschlossen und stationär durchströmt. Das Arbeitsmedium ist destilliertes Wasser mit einem Kontrastmittel auf Kupfersulfat-Basis.

Ergebnisse

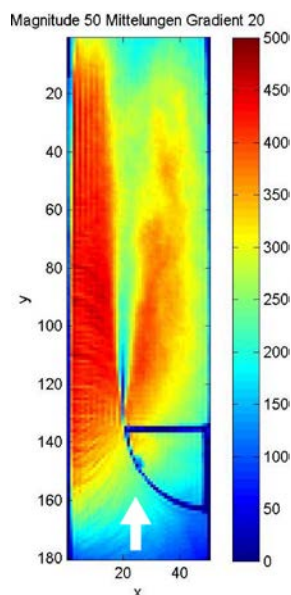


Abb.2 Darstellung der gemessenen Signalmagnitude innerhalb des BFS-Kanals.

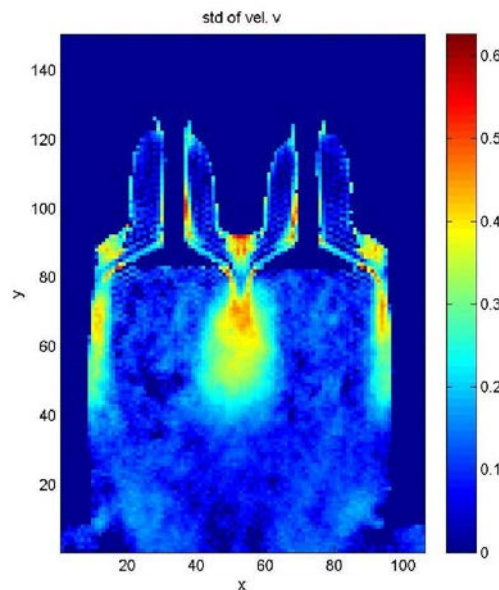


Abb.3 Standardabweichung der Strömungsgeschwindigkeit innerhalb einer stationär durchströmten Motorgeometrie.

Ein Zwischenergebnis ist in Abbildung 2 dargestellt. Diese Messung wurde bei einem Volumenstrom von 70l/min durchgeführt. Dargestellt ist die Signalmagnitude der Strömung im Bereich der zurückspringenden Stufe, die mit der modifizierten MRV-Sequenz vermessen wurde (blau – geringe Signalmagnitude, rot – hohe Signalmagnitude). Zu sehen ist ein deutlicher Signalabfall stromabwärts der Stufe ($x \sim 20\text{mm}$, $y \sim 110\text{--}130\text{mm}$). Der Signalabfall stromaufwärts der Stufe ($x \sim 170\text{mm}$) rührt von der Inhomogenität der Haupt-

magnetfelds B_0 und darf nicht fälschlicherweise auf Turbulenz zurückgeführt werden.

Ausblick

Die Wahl des in Abb.1 dargestellten Aufbaus zur Untersuchung der Turbulenzmessung mittels der MR-Technik fiel aufgrund des bereits vorhandenen Literaturfalls (Elkins 2009), sowie der guten optischen Zugänglichkeit des BFS-Kanals mittels LDA-Messungen. Die LDA-Messungen dienen dabei zur quantitativen Validierung MR-Turbulenzmessungen. Nach erfolgreicher Validierung soll die MR-Turbulenzmessung für eine Motorinnenströmung innerhalb einer 1:1 skalierten Motorgeometrie (Baum 2014) durchgeführt werden. Abbildung 3 zeigt ein «first shot» Ergebnis dieser Strömung, das quantitativ noch nicht belastbar ist.

Literatur

- 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
- Bryant D, Payne J, Firmin D, Longmore D (1984) Measurement of Flow with NMR Imaging Using a Gradient Pulse and Phase Difference Technique. *Journal of Computer Assisted Tomography* 8(4):588-593
- Elkins J, Alley M, Saaetran L, Eaton J (2009) Three-dimensional magnetic resonance velocimetry measurements of turbulence quantities in complex flow. *Experiments in Fluids* 46:285-296 DOI 10.1007/s00348-008-0559-4
- 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
- Gao J, Gore J (1991) Turbulent flow effects on NMR imaging: Measurement of turbulent intensity. *Medical Physics* 18(5):1045-1051
- Grundmann S, Wassermann F, Lorenz R, Jung B, Tropea C (2012) Experimental investigation of helical structures in swirling flows. *Int J Heat Fluid Flow* 37(1):51-63

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Institut für Strömungsmechanik am KIT

Präzise Bestimmung von Wandschubspannungsänderungen in einer Kanalströmung

Andreas Güttler und Bettina Frohnäpfel

Institut für Strömungsmechanik
am Karlsruher Institut für Technologie
Kaiserstraße 10, Geb. 10.23, R 612
in 76131 Karlsruhe
andreas.guettler@kit.edu

In unserem Beitrag stellen wir vor, wie mit vergleichsweise geringem finanziellen Einsatz eine einfach zu beherrschende Anlage erstellt werden kann, mit der sehr kleine Änderungen der Wandschubspannung gemessen werden können.

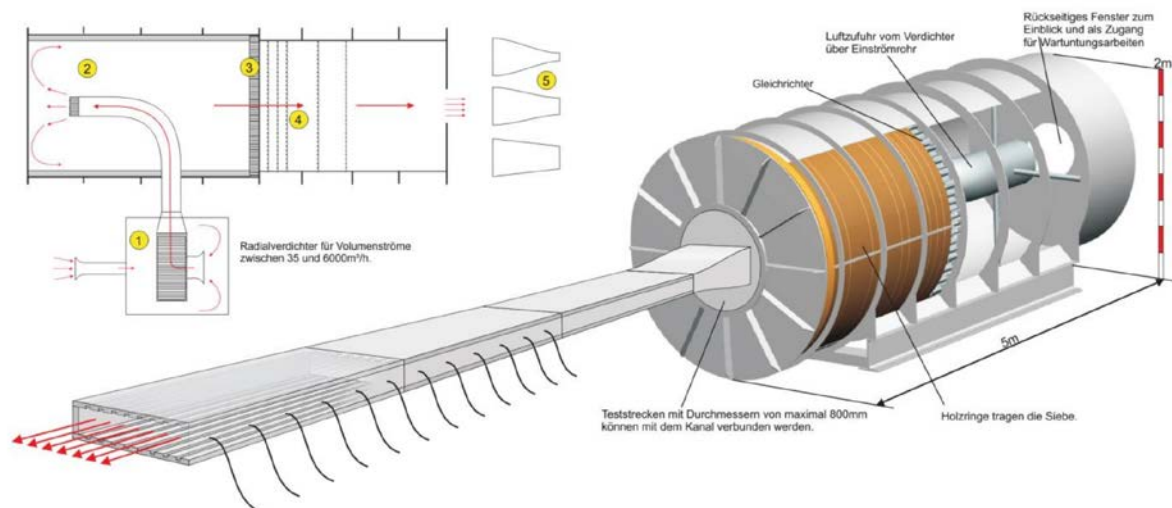
Neben der ursprünglichen Fragestellung der STAB sich mit Strömungsablösung zu beschäftigen, hat sich in den vergangenen drei Jahrzehnten ein Schwerpunkt der Forschungstätigkeit entwickelt, der sich mit der Reduktion der Wandreibung beschäftigt. Diese Fragestellung ist immer dann von Interesse, wenn der Gesamtströmungswiderstand nicht ablösungsdominiert ist, insbesondere für den in der technischen Anwendung besonders relevanten Fall der turbulenten Strömung. Moderne Reiseverkehrsflugzeuge, Schiffe oder Pipelines sind Beispiele für solche Anwendungsfälle. Aus wirtschaftlicher Sicht lohnen hier sich bereits kleine Verringerungen der Wandreibung. Inzwischen wurden viele unterschiedliche Konzepte zur Reduktion der Wandschubspannung entwickelt, von denen nur wenige, die den Entwicklungsstand erreicht haben, dass Prototypen für Versuche zur Verfügung stehen. Diese liefern oft nur geringe prozentuale Reduktionen Wandschubspannung im niedrigen einstelligen Bereich. Zur Bewertung und zum Vergleich verschiedener Konzepte ergibt sich daraus die Forderung Reibungsreduktion sehr präzise zu bestimmen.

Nur wenige Strömungskanäle erfüllen die Anforderung Unterschiede in der Wandschubspannung kleiner als 1% zu detektieren. In der Regel wird dann fertigungs- und messtechnischen Hürden durch die Verwendung von Ölkanälen begegnet [Bechert et al. 1992]. Sowohl die Anlagen selbst, als auch die zur Messung verwendeten hochpräzisen Wandschubspannungswaagen stellen dabei aufwändige und teure Spezialkonstruktionen dar, deren Konstruktion und Handhabung nach Erfahrung verlangt. Da derartige experimentelle Aufbauten nur an wenigen Instituten zur Verfügung stehen, müssen in der Folge für viele Untersuchungen Kompromisse bei der Messumgebung oder dem Messverfahren eingegangen werden. Diese wirken sich sowohl negativ auf die Genauigkeit, als auch auf die Vergleichbarkeit von Ergebnissen verschiedener Versuchseinrichtungen aus.

Wir stellen unseren Versuchsaufbau [Güttler 2015] bestehend aus einem Blaswindkanal und einer Kanalmesstrecke (Seitenverhältnis 12:1) vor. Das konventionelle Messverfahren zur Wandschubspannungsbestimmung mittels Druckverlustmessung entlang des Kanals kommt zum Einsatz. In Kombination mit einer präzisen Bestimmung der Lufteigenschaften wird eine sehr gute Reproduzierbarkeit der Messungen erreicht. Im Reynolds-Zahlbereich von $Re_b=6000-24000$ können Unterschiede in der Wandschubspannung kleiner 0,5% aufgelöst werden. Dabei ermöglicht der Versuchsaufbau die Untersuchung von passiven wie auch aktiven Konzepten zur Reibungsminderung [Gatti et al. 2015].

Wir zeigen Ergebnisse zu unserer Referenzoberfläche und zu erreichten Reduktionen durch Oberflächenstrukturierung (Riblets [Walsh 1982]). Bei den Messungen der hydraulisch glatten Oberfläche wird das Erreichen einer vollturbulenten Strömung sowie einer ausreichenden Entwicklungslänge diskutiert. Der Reibungskoeffizient in Abhängigkeit der Reynoldszahl zeigt eine sehr gute Übereinstimmung mit Literaturdaten [Dean 1978]. Die Messergebnisse zu den Ribletoberflächen werden hochgenauen Ölkanalmessungen [Bechert et al. 1997] gegenübergestellt.

Ein Augenmerk des Vortrags gilt der detaillierten Fehleranalyse, um die während der Konzeption des Versuchsaufbaus errechneten Messunsicherheiten mit den erzielten Messergebnissen zu bestätigen.



Die Abbildung zeigt eine Übersicht von Aufbau und Funktionsweise des Windkanals.

Literaturquellen:

Bechert, D. W., Hoppe, G., van der Hoeven, J. G. T., & Makris, R. 1992. *The Berlin oil channel for drag reduction research*. Exp. Fluids, 12, 251–260

Bechert, D. W., Bruse, M., Hage, W., van der Hoeven, J. G. T., & Hoppe, G. 1997. *Experiments on drag-reducing surfaces and their optimization with an adjustable geometry*. J. Fluid Mech., 338, 59–87.

Dean, R. B. 1978. *Reynolds number dependence of skin friction and other bulk flow variables in two-dimensional rectangular duct flow*. J. Fluids Engin., 100, 215–223.

Gatti, D., Güttler, A., Frohnäpfel, B., Tropea, C. 2015, *Experimental assessment of span-wise -oscillating dielectric electroactive surfaces for turbulent drag reduction in an air channel flow*. Exp. Fluids, 56, 110

Güttler, A. 2015. *High accuracy determination of skin friction differences in an air channel flow based on pressure drop measurements*. Karlsruher Institut für Technologie.

Walsh, M. J. 1982. *Turbulent boundary layer drag reduction using riblets*. AIAA Paper 82-0169

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroacoustics

Calibration of Large Eddy Simulation for Sound Source Prediction

P. Bernicke¹, R.A.D. Akkermans¹, R. Ewert², and J. Dierke²

¹Institute of Fluid Mechanics, TU Braunschweig, p.bernicke@tu-bs.de

²Institute of Aerodynamics and Flow Technology, German Aerospace Center (DLR)

***Abstract:** A hybrid Overset LES approach has been presented to efficiently account for sound source mechanism in aeroacoustics. This contribution presents the latest results of the calibration process of Large eddy simulation in homogeneous decaying isotropic turbulence. At first the simulation parameter, setup and procedure of initialization is illustrated briefly and subsequently, the results are discussed in detail. As we can get from the overall good agreement with DNS reference data, the subgrid-scale modelling is properly ensuring for the correct amount of dissipation in the high wavenumber regime. Further information about near wall performance in more realistic flow has to be investigated in turbulent channel flow.*

INTRODUCTION

The computational Aero-Acoustics Code PIANO [1] (Perturbation Investigation of Aerodynamic NOise) is a highly efficient tool to investigate acoustic wave propagation phenomena. It allows accurate sound propagation prediction in non-uniform flow by solving, e.g., the linearized Euler equations. The governing equations are formulated in perturbation formulation, where small fluctuations which contain the acoustic information are solved on top of a background flow. Apart the linearized Euler equations and Acoustic Perturbation equations (APE), also the non-linearized Euler equations are implemented. Along with high-order numerics it is worthwhile to extend the latter with viscous terms. The resulting full Navier Stokes equations can then be used as a DNS tool, to consider no longer propagation solely but also sound sources on first principle basis [2][3]. To properly account for source mechanisms that result from the transformation of vortical energy into acoustic energy, scale-resolving simulation is indispensable. Although computational power is increasing, DNS is still very demanding, especially when applied to complex geometries at significant Reynolds number. This contribution presents the calibration of a zonal hybrid Overset LES (OLES) approach, similar to the one proposed by Terracol [4], where large scales are resolved only in a region that is known to be crucial for sound generation. The influence of unresolved scales is modelled by a classical Smagorinsky subgrid-scale model, which is validated in homogeneous isotropic decaying turbulence [5]. The Smagorinsky constant C_s appears as a new parameter to be calibrated, which maintains the local equilibrium of energy production in large scales and dissipation in small scales. After a short introduction into the initialization procedure for decaying isotropic turbulence, the results of LES calibration are presented.

HOMOGENEOUS DECAYING ISOTROPIC TURBULENCE

To investigate the spectral decay of homogeneous isotropic turbulence a velocity field from a DNS simulation (resolution: 512^3) [4] at $Re_\lambda=104.5$ is initialized on a 2π -periodic cube (figure 1). The pressure- and density field is obtained from a simulation with frozen velocity source term on the RHS of the momentum equation. After reaching a steady state the developed pressure and density can be extracted from the steady solution. The resulting independent variables has then been truncated to a LES grid of size 64^3 .

LES CALIBRATION

Along with the initialization there are DNS reference spectra, at certain time steps, the PIANO OLES is validated with. Figure 2 displays the energy decay for PIANO in DNS- and

LES-mode at dimensionless time $t/t^*=1/3, 3, 5$. From the overall agreement it can be concluded that it is possible to minimize the difference between DNS reference and LES by adjusting the subgrid-scale dissipation (changing C_s). The fact that the turbulent kinetic energy is resolved up to the cut off wavenumber $\kappa_c=32$, which correspond to the smallest scales that can be represented on the LES grid (64^3), is a promising indicator for significant

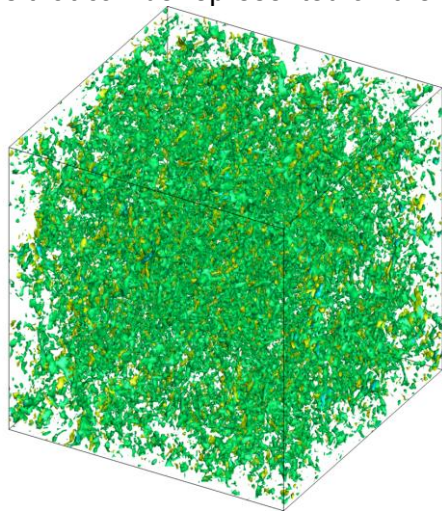


Figure 1: Q -criterion representing initial state of turbulence

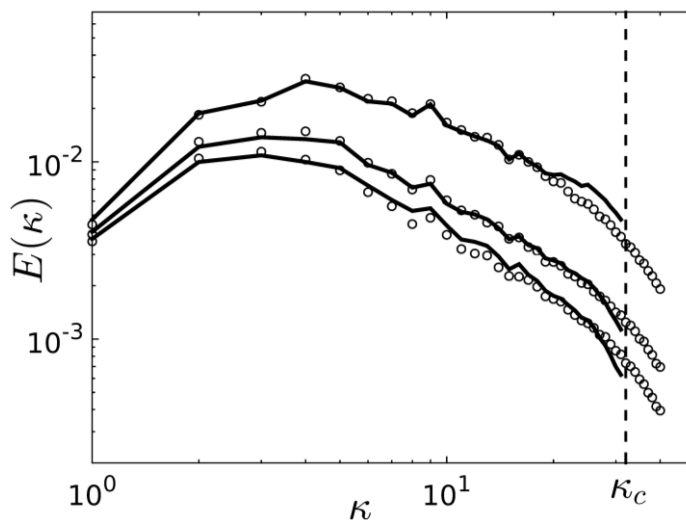


Figure 2: 3D Energy spectrum at $t/t^*=1/3, 3, 5$. Wray DNS, 512^3 ($\circ$), PIANO LES, 64^3 (—)

savings in resolution. Though, there are two inconsistencies occurring from the plot. First, $t/t^*=1/3$ shows an offset near κ_c , which can be explained by the fact that unsteady effects (real turbulence is not frozen) are neglected in the initialization. For later stages (at $\kappa \approx 10$) of the simulation another offset appears in the transition between large- and small scales. Aliasing effects should be out of question since, inspired by Moin [6], non-linear convection terms in the governing equations are formulated in skew-symmetric respectively divergence form. Apparently, this deviations rather result from tackling this classical incompressible test case with a compressible code.

OUTLOOK

The promising results from isotropic decaying turbulence raises the question how OLES is performing in turbulent flow near solid walls. In particular the magnitude of grid points that can be saved in more realistic turbulence at significant Reynolds number is of interest. Despite that, it is relevant to find out if there is a demand for wall damping (e.g. Van-Driest damping) to counterbalance over predicted shear stresses. To tackle these questions, turbulent channel flow simulations [7] of various resolution will be performed.

References:

- [1] J.W. Delfs, M. Bauer, R. Ewert, H.A. Grogger, M. Lummer, and T.G.W. Lauke. *Numerical Simulations of Aerodynamic Noise with DLRs aeroacoustic code PIANO*, Version 5.2. User Manual, 2008.
- [2] M.S.A. Moghadam. *Implementation of viscous terms into the computational aeroacoustics code PIANO*. MSc.-thesis TU Braunschweig, 2012.
- [3] R.A.D. Akkermans, R. Ewert, M.S.A. Moghadam, J. Dierke, N. Buchman. *Overset DNS with Application to Sound Source Prediction*. Paper contributions to the 5th Symposium on Hybrid RANS-LES Methods, 2014, Texas, USA.
- [4] M. Terracol. *A Zonal RANS/LES Approach for Noise Sources Prediction*. Flow Turbulence Combustion, Vol. 77, 2006.
- [5] A. Wray: *Unpublished DNS data from AGARD database*. Test Cases for the Validation of Large-Eddy Simulations of Turbulent Flow, France, 1998.
- [6] A. G. Kravchenko and P. Moin. *On the effect of numerical errors in large eddy simulations of turbulent flows*. Journal of Computational Physics, NO 131:310322, 1997.
- [7] R.D. Moser, J. Kim, N.N. Mansour. *Direct numerical simulation of turbulent channel flow up to $Re=590$* . Phys. Fluids, Vol. 11, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Strömungsakustik

Beeinflussung der Strömung und Akustik an einem umströmten Zylinder mittels elastischer Klappen

Laura Kamps¹, Thomas F. Geyer², Ennes Sarradj², Christoph Brücker³

¹TU Bergakademie Freiberg, Institut für Mechanik und Fluidodynamik,

Laura.Kamps@imfd.tu-freiberg.de

²BTU Cottbus - Senftenberg, Lehrstuhl Technische Akustik,

thomas.geyer@b-tu.de, ennes.sarradj@b-tu.de

³City University London, Department of Mechanical Engineering and Aeronautics,

Christoph.Bruecker@city.ac.uk

In der Strömungsmechanik kommt es bei der Umströmung eines Zylinders zu alternierend ablösenden Wirbelstrukturen im Nachlauf (Kármánsche Wirbelstraße). Diese übertragen Schwingungen auf den Zylinder und sind für eine hohe Geräuscentwicklung verantwortlich, beides Faktoren, deren Reduktion bei vielen Forschungsarbeiten im Vordergrund steht. In einer vorangegangenen Studie wurde gezeigt, dass mittels elastischer Strukturen am Zylinder eine Beeinflussung der Ablösefrequenz und Reduktion der fluktuierenden Lasten erzielt werden kann (Kunze & Brücker 2012). In dieser Studie wird untersucht, in wieweit diese Beeinflussung auch Konsequenzen auf die akustischen Emissionen hat. Dazu wurden an einem kleine flexible Klappen (englisch „flaps“) an der strömungsabgewandten Seite angebracht. Dieser Flap-Zylinder wurde im Windkanal der BTU Cottbus akustisch vermessen. Mit einer Hochgeschwindigkeitskamera wurde rückseitig die Bewegung der Flapreihen aufgenommen und anschließend die Flapbewegung für eine Beispielring in der Zylindermitte ausgewertet. Neben einem Referenzzylinder ohne Modifikationen wurden die Akustikmessungen mit einem Zylinder mit starrem Nachlauf und einem Zylinder mit haarähnlichen Fasern wiederholt (Modelle siehe Abbildung 1).

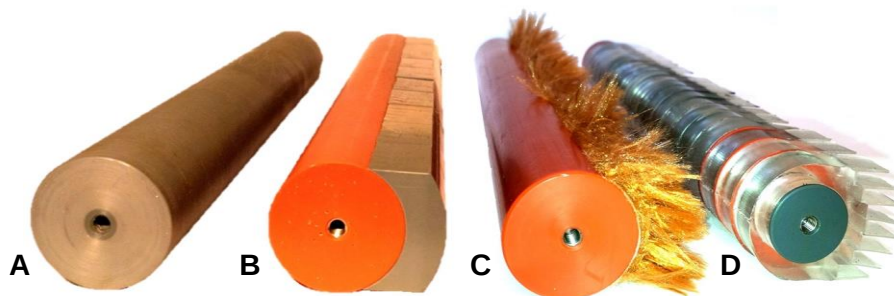


Abbildung 1: Verwendete Zylindermodelle mit einem Durchmesser von 30 mm: Referenzzylinder (A), Zylinder mit starrem Nachlauf (B), Zylinder mit haarähnlichen Fasern von ca. 15 mm Länge (C), Zylinder mit Silikonflaps (D)

Die Akustikmessungen des Referenzzylinders zeigen eine starke Geräuscentwicklung im Bereich der Wirbelablösefrequenz und deren ersten beiden harmonischen Schwingungen. Auch die Modifikationen mit starrem Nachlauf und den Fasern erzeugen diese Frequenzen, sind jedoch etwa 10-20 dB geringer in ihrer Geräuschemission. Der Flapzylinder hingegen weist etwas höhere Wirbelablösefrequenzen auf, die mit steigender Reynoldszahl weiter ansteigen. Zwischen Reynoldszahl 19.300 und 22.100 kommt es zu einem sichtbaren Sprung in der maximalen Wirbelablösefrequenz am Flapzylinder angedeutet durch die grau

gestrichelte Linie in Abbildung 2. Gleichzeitig wird der Schalldruckpegel um ca. 10dB reduziert. Abbildung 2 zeigt die mit der Wirbelablösefrequenz gebildeten Strouhalzahlen für die gemittelte Flapbewegung (blau) und die aus der akustischen Messung resultierenden Strouhalzahlen (grau) über der Reynoldszahl dargestellt. Der Verlauf der Strouhalzahlen beider Auswertungen stimmen sehr gut überein und zeigen ein Verschieben der Wirbelablösung bei größeren Reynoldszahlen hin zu höheren Frequenzen.

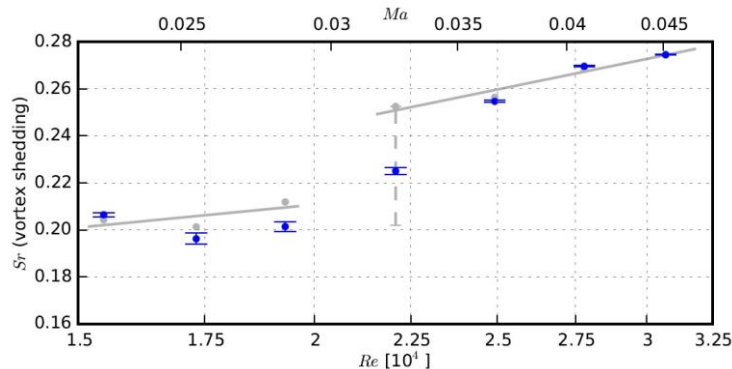


Abbildung 2: Strouhal Zahlen errechnet mit dem zweiten Frequenzmaximum über den gemessenen Reynolds Zahlen für die Bewegung der Flaps (blau) sowie den akustischen Messungen (grau)

Das Bewegungsverhalten aus den Hochgeschwindigkeitsaufnahmen zeigt eine Anregung der Eigenfrequenz und einen starken Anstieg der Bewegungsamplitude, die mit diesem Sprung einhergeht. Nachlaufvisualisierungen mit einer Rauchharke für den Referenzzylinder und den Flap-Zylinder unter gleichen Anströmbedingungen zeigen eine deutliche Veränderung, wie sie auch von Kunze & Brücker (2012) bereits beobachtet wurde. Es kommt zu einer deutlichen Reduktion der Nachlaufbreite. PIV-Aufnahmen haben in der vorangegangenen Studie gezeigt, dass sich der Abstand zwischen den alternierend ablösenden Wirbelpaaren verringert, der Nachlauf folglich schmaler wird.

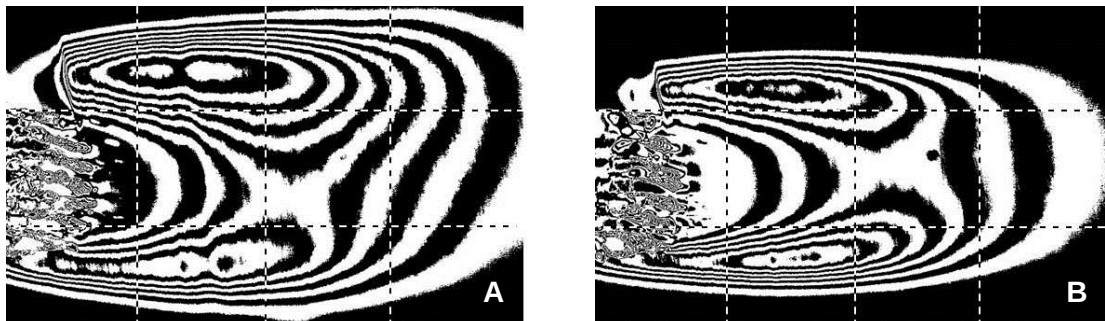


Abbildung 3: Gemittelte Nachlaufvisualisierungen des Zylinders mit Silikonflaps für $Re = 17.300$ (A) und $Re = 30.700$ (B)

In der hier vorliegenden Studie konnte gezeigt werden, dass durch flexible Flapstrukturen im Nachlauf die Geräuschentwicklung vermindert wird, gleichzeitig aber auch eine Verschiebung der charakteristischen tonalen Komponente (aeolische Töne) zu höheren Frequenzen beobachtet wird. Eine Publikation ist in Vorbereitung.

Literatur

S. Kunze and C. Brücker (2012): Control of vortex shedding on a circular cylinder using selfadaptive hairy flaps, *Comptes Rendus Mécanique* 340(1), 41-56

T. Geyer, E. Sarradj, and G. Herold (2015): Flow noise generation of cylinders with soft porous cover, 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Dallas, USA, AIAA-Paper 2015-3147

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömung

Intensity-Analysis of Cross-Correlated Synchronized PIV and Microphone Measurements

L. Siegel, K. Ehrenfried, A. Henning and C. Wagner
DLR, Institute for Aerodynamics and Flow Technology, Fluid Systems
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, lars.siegel@dlr.de

The localization of noise sources in turbulent flows is one of the main targets in research of aeroacoustics. The knowledge of not only the position but also the strength and efficiency of the sources are the starting point for the modification and reduction of flow induced noise. The goal is to identify flow structures involved in the noise generation process and to acquire the ability of reconstructing the sound propagation in flows. In general, the consideration and calculation of the sound intensity provides a methodology to gain such information and abilities. The classical acoustic sound intensity is defined as the product of the pressure fluctuation and the acoustic particle velocity and provides information about the direction acoustic energy is propagating. But the common techniques to measure the sound intensity like pressure-pressure or pressure-velocity probes are not suitable in flows. The interaction of the probes with the flow generates unwanted acoustic fluctuations and leads to the so-called probe contamination [1]. In order to avoid this problem, non-invasive flow measurement techniques were applied to aeroacoustic problems like the Particle Image Velocimetry (PIV). Especially the high-speed PIV (HS-PIV) has become a widely used method in the last decade due to its time-resolved characteristic [2]. Though, it is still challenging to separate acoustic from hydrodynamic pressure fluctuations in flows based on time resolved PIV data. The disparity problem together with the superimposition of turbulent fluctuations not related to sound generation, encounters the limited dynamic range and temporal resolution of HS-PIV, which are still low compared to techniques like hot-wire anemometry.

The approach in this analysis is based on the inhomogeneous wave equation equivalent to the common acoustic analogies. Following the theorem of Noether, the existence of a conservation principle for the fluctuation energy can be assumed. Based on a variational principle and a Lagrangian analysis, one yields a generalized expression for the acoustic energy and intensity, respectively. Then, the temporal average of the generalized intensity and the divergence of this quantity can be used to analyse the local source efficiency. An important requirement for the acoustic variable which is used for the intensity calculation is to fulfill of the homogeneous wave equation in a region where the medium is at rest on average. In principle, the velocity components obtained by PIV satisfy this. Though, the problems of superimposed turbulent fluctuations not related to sound propagation and the insufficient temporal resolution remain. To overcome these problems, correlation functions resulting from combined and synchronized far- and near-field measurements are applied in the here proposed approach. This so called causality correlation technique allows to identify flow regions where coherent flow structures are involved in the sound generating process in a statistical manner [3]. In the present case, causality correlation results will be used which are obtained from synchronized PIV measurements in the near-field and microphone measurements in the far-field. The PIV measurement provides the spatial resolution while the microphone measurements supplies the temporal resolution of the cross-correlation

function. The statistical accuracy is gained by a high amount of statistically independent PIV samples. The described methodology is examined based on the data from two different correlation experiments. The first case is a rather simple cylinder wake flow ($Re_d \approx 20000$). The data of measurements in the slat region of a high-lift system ($Re_c \approx 120000$) serves as a second validation example [4].

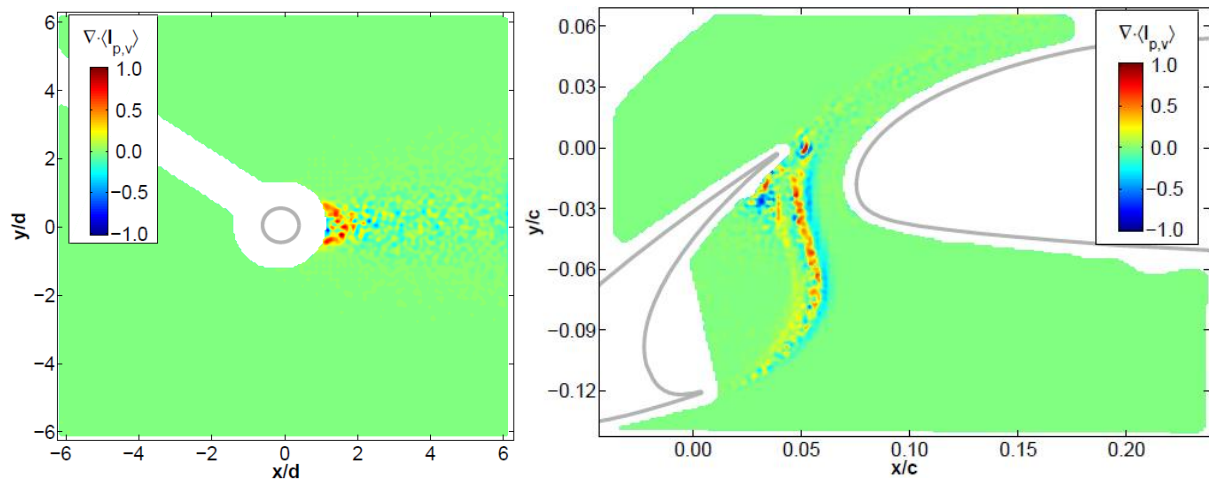


Fig.1 : Two examples for the divergence of the temporal averaged intensity calculated with the correlation function of the pressure p' and the velocity-component v' in y -direction: cylinder wake flow (*left*) and high-lift airfoil configuration (*right*).

In Figure 1 the flow direction is from left to right and the axes are scaled with the cylinder diameter ($d = 0.01$ m) and the airfoil chord length ($c = 0.3$ m), respectively. It is demonstrated that the proposed method allows to identify areas of energy fluctuations related to the sound generating process. In the case of the cylinder, the most significant values are located in the immediate vicinity of the cylinder wake with positive production rate of fluctuation energy. This is most probably a direct consequence of the frequency excitation by the Karman-vortex-street. Furthermore, lower values can be determined further downstream with changing sign resulting from the convected vortices. In the case of the high-lift configuration, high energy fluctuations can be detected at the trailing-edge of the slat caused by the impingement of the vortices which are emanating from the slat-cusp. Additionally, significant values are present along the path of the vortices and lower values are visible in the shear layer between the accelerated flow of the slat-gap and the incoming flow on the suction side of the airfoil. It is obvious that this advanced analysis of the cross-correlation results represents a promising tool for the understanding and identification of the noise-generation and -sources on bodies in flows based on PIV.

- [1] Rackel R. and Siddon T. E., "Causality Correlation analysis of flow noise with fluid dilatation as source fluctuation", *Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 65, No. 5, 1979, pp. 1147-1155
- [2] Koschatzky V. et al., "High speed PIV applied to aerodynamic noise investigation", *Experiments in Fluids*, Vol. 50, 2011, pp. 863-876
- [3] Henning A., Koop L. and Ehrenfried K., "Simultaneous Particle Image Velocimetry and Microphone Array Measurements on a Rod-Airfoil Configuration", *AIAA Journal*, Vol. 48, No. 10, 2010, pp. 2263-2273
- [4] Henning A., Wrede B. and Geisler R., "Aeroacoustic Investigation of a High-Lift Device by Means of Synchronized PIV and Microphone Measurements", *16th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, Lisbon, Portugal, 2012

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Akkermans	128	Kamps	130	Schüle	42,60
Axtmann	118	Klatt	32	Selent	62
Bangga	74	Knopp	96	Semaan	64
Behruzi	86	Konopka	86	Siegel	132
Bengsch	26	Krämer	74,76,112	Simon	58,66
Bernicke	128	Kruse	56	Steiner	108
Bolgar	120	Küchlin	34	Stemmer	28
Botelho e Souza	98	Kumar	98	Stück	110
Božić	36	Kümmel	78	Stuhlpfarrer	78
Braune	122	Kurz	62	Theiß	68
Breitsamter	46,78,114	Langer	100	Tropea	124
Brücker	130	Li, L.	50	Wagner, C.	132
Buchmann	42	Li, W.	52	Wagner, A.	40
Buhr	80	Liu, D.	54	Waldmann	112
Buzica	46,78	Liu, Y.	52	Wenzel	70
Di Giovanni	28	Lutz	74,76,112	Winter	114
Dierke	128	Maruyama	54	Witte	88
Dimitrov	90	Meinke	106	Yang	44
Ehrenfried	80,132	Merrem	36	Zacher	94,116
Eich	20	Möller	84	Zahn	72
Ewert	128	Munoz	50,56		
Feldmann	124	Nehring	22		
Fragner	82	Nemitz	58,66		
Freudenhammer	124	Nie	92,102		
Frohnappfel	126	Nitzsche	90		
Geyer	130	Noeding	38		
Gorji	30,34	Paul	104		
Görtz	54	Pauz	106		
Grabe	92,102	Petervari	40		
Grimminger	48	Petzold	56		
Grundmann	58,66,124	Polifke	88		
Güttler	126	Radespiel	44,50,56,98		
Hannemann	40	Reimann	26		
Heckmeier	114	Reuther	24,96		
Hein	68	Rist	62,70,72,118		
Henning	80,132	Sarradj	130		
Höld	94,116	Schanz	24		
Hruschka	32	Scharnowski	120		
Hühne	84	Schenk	42		
Jenny	30,34	Schmitz	38		
Jessen	52	Schnepf	60		
Jost	76	Schröder, A.	24		
Kähler	20,24,120	Schröder, W.	52,106		