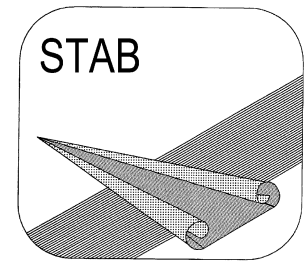


STAB



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

2017

zum

18. STAB-Workshop

7. - 8. November 2017

Göttingen

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

	Seite
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 18. STAB-Workshop, 2017)	16
Mitteilungen	19
Namensverzeichnis der Autoren und Koautoren	115

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 2017 zum 18. STAB-Workshop, der am 7. und 8. November 2017 in Göttingen stattfindet.

Der Bericht enthält 48 „Mitteilungen“ über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen, über die beim Symposium vorgetragen wird. Den „Mitteilungen“ vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 16 bis 18), das nach Projektgruppen/Fachkreisen gegliedert ist. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Die Beiträge verteilen sich (bezogen auf den Erstautor) zu 4 % auf die Industrie, 54 % auf die Hochschulen, 42 % auf Forschungseinrichtungen (DLR, DNW, ISL). Auf Seite 115 sind die Autoren und Koautoren dieses Berichtes aufgelistet.

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

Falls Sie ein Exemplar des nächsten Jahresberichts, in diesem Fall 2018, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muss jährlich neu angefordert werden.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 180 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 2017

Auch per E-mail: stab@dlr.de	☐ Ich bitte um Zusendung des STAB-Jahresberichts 2018
	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 zukunftsträchtiges Teilgebiet zu vertiefen“ (Auszug aus der Präambel der Verfahrensordnung der STAB).

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

STAB ist als ‚Kompetenznetzwerk‘ der DGLR angegliedert. Auf der DGLR-Webseite findet man STAB unter: <http://www.dglr.de/index.php?id=2428>

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 70er 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 Programmleitung 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 Neuorganisati- on der Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablö- sung" (AG STAB)	Köln-Porz, 23.02.1982
Konstituierung von Programmlei- tung/Programmausschuss	Göttingen, 24.03.1982
Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten in der Bun- desrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981)	April 1982
Fachtagung anlässlich der ILA '82 „Strömungen mit Ablösung“	Hannover, 19.05.1982
Neue Impulse für die Strömungsforschung- und Ae- rodynamik; Vortrag von H.-G. Knoche, DGLR-Jahrestagung	Hamburg, 01.-03.10.1984
DGLR Workshop „2D-Messtechnik“	Markdorf, 18.-19.10.1988

Symposium

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 |
| 20. DGLR-Fach-Symposium | Braunschweig, 08.-09.11.2016 |

Workshop

- | | |
|-------------------|---------------------------|
| 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 |
| 18. STAB-Workshop | Göttingen, 07.-08.11.2017 |

Kurs über „Application of Particle Image Velocimetry, PIV“:
findet seit 1993 regelmäßig im DLR-Göttingen statt,
letztmalig am

20. - 24.03.2017

Die STAB-Symposiums-Tagungsbände durchlaufen einen Begutachtungsprozess.
Die Bände der letzten Jahre finden Sie hier aufgelistet.

- 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
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 132; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, C. Wagner, C. Breitsamter; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2016

Vorschau:

21. DGLR-Fachsymposium der STAB

Herbst 2018

26. Kurs „PIV“

Göttingen, 19. – 23. März 2018

Programmleitung

Dipl.-Ing. R. Behr
roland.behr@astrium.eads.net

(Astrium-Space, München)
Tel.: 089 / 607-251719

Prof. Dr. C. Breitsamter
christian.breitsamter@aer.mw.tum.de

(Technische Universität München)
Tel.: 089 / 289-16137

Prof. Dr. A. Dillmann (Sprecher)
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

(MBDA Deutschland GmbH,
Schrobenhausen)
Tel.: 08252 / 99 8845

Dr. G. Heller (Sprecher)
gerd.heller@airbus.com

(Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-2649

Prof. Dr. E. Krämer (Sprecher)
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

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

Transportflugzeuge einschl.
Triebwerksintegration

Multidisziplinäre Optimierung und
Neue Konfigurationen

Turbulenzforschung/-modellierung

Hyperschallaerothermodynamik

Flow Control, Transition und
Laminarhaltung

Hochagile Konfigurationen

Drehflügler aerodynamik

Technische Strömungen

Sprecher:

Dr. A. Seitz (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2888
E-mail: arne.seitz@dlr.de

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

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

und

Prof. Dr. N. Adams (Technische Universi-
tät München)
Tel.: 089 / 289-16120
E-mail: Nikolaus.Adams@tum.de

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

Dr. G. Schrauf (Airbus Deutschland,
Bremen)
Tel.: 0421 / 538-3232
E-mail: contact@schrauf.de

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

Dr. A. Gardner (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2267
E-mail: anthony.gardner@dlr.de

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:

Q 1.2	Anja Heuer (Airbus) Tel.: 08459 / 81-65936 E-mail: anja.heuer@airbus.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 2017

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 zwei 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 - 2464

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, Cologne

Managing Editors: Cornelia Hillenherms, DLR, Cologne

The CEAS Aeronautical Journal is devoted to publishing 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. Reports on new developments in design and manufacturing of aircraft, rotorcraft, missiles and unmanned aerial vehicles are also welcome.

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 (London, Imperial College)

Managing Editor: Wilhelm Kordulla, 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 „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“		Seite
Löcherer Liersch Schütte	Untersuchung alternativer Steuerkonzepte für eine Giersteuerung ohne Seitenleitwerk an einer hoch gepfeilten Nurflügelkonfiguration	19
Reiss	Modellreduktion in Systemen mit stark lokalisierten, bewegten Strukturen	21
2. Projektgruppe „Turbulenzforschung/-modellierung“		
Eich Kähler	Detektion und Skalierung großskaliger, kohärenter Strukturen in turbulenten Grenzschichten	23
Eisfeld	Die Anisotropie der Reynolds-Spannungen in selbsterhaltenden freien Scherschichten	25
Fernex Semaan Noack	POD on big data	27
Fröhlich Schneiders Meinke Schröder	Assesement of Lagrangian two-way coupled point-particle models using direct particle-fluid simulations	29
Mommert Schiepel Schmeling Wagner	Charakterisierung verschiedener Rekonfigurationsmoden in turbulenter Mischkonvektion	31
Vogler Rist	Wavelet-Based Compression Algorithm for Volumetric CFD Data Sets	33
Wetzel Wagner	Spectral analysis of turbulent structure properties in thermal convection based on direct numerical simulation	35
3. Projektgruppe „Hyperschallaerothermodynamik“		
Cao Klioutchnikov Olivier	Numerical investigation of Görtler vortices in hypersonic ramp flow	37
Franze	Strömung- /Strukturgekoppelte Trajektoriensimulation am Beispiel von SHEFEX II	39
Hepp Grabe Schlegat Hannemann, K.	DSMC-Simulation einer Wiedereintrittskonfiguration in verdünnter Hyperschall-Strömung	41
Jack	Simulation of Fluid Structure Interaction in Overexpanded Cold Gas Rocket Nozzles using the DLR TAU Code	43
Martinez Schramm Jauch	Impact of Temperature Sensitive Paint Degradation on its Application in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen, HEG in Hypersonic High Temperature Flows	45
Meyer Keiderling Hannemann, K.	Numerical investigation of the wall contact angle influence on the movement of free surfaces in launch vehicle upper stage tanks	47
Noeding Konopka Nizenkov	Vergleichende Analysen von verdünnten Raumfahrzeug-Umströmungen in der Hochatmosphäre	49

Zilker Ecker Dumont Hannemann, K.	Aerothermal Analysis of Reusable First Stage Launcher during Re-Entry Retro-Propulsion	51
4. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“		
Nemitz Romblad Tropea	Laminar-turbulente Transition unter instationären Anströmbedingungen: Freiflugexperimente	53
Oertel Wenzel Rist	Widerstandsreduzierung von kompressiblen, turbulenten Grenzschichten durch gleichmäßiges Ausblasen (Uniform Blowing) mit unterschiedlichen Temperaturen	55
Ohno Romblad Rist	Laminar-turbulente Transition unter instationären Anströmbedingungen: Direkte Numerische Simulation	57
Puckert Rist	On the role of global instability in roughness-induced laminar-turbulent transition	59
Romblad Ohno Nemitz Würz Krämer	Laminar to Turbulent Transition under unsteady Inflow Conditions: Wind Tunnel Experiments	61
Wenzel Rist	DNS of compressible turbulent boundary layers	63
5. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“		
Höld	Berechnung der Aufheizung von Wiedereintrittskonfigurationen zur Bestimmung von IR-Signaturen	65
Holzer Höld Dahlem	Analyse einer Hyperschallgleiterkonfiguration mit Hilfe numerischer Simulation	67
Mielke Klatt Mundt	Investigation of the Magnus effect for fast-spinning finned projectiles in different flow regimes	69
Schütte Pelzel	Untersuchung der Wirbelaerodynamik an hoch gepfeilten Mehrfach-Deltaflügel-Konfigurationen	71
6. Projektgruppe „Drehflügler aerodynamik“		
Kümmel Stuhlpfarrer Breitsamter	Methoden zur Propellerberechnung und -optimierung hinsichtlich maximalem Wirkungsgrad	73
Pölzlbauer Desvigne Breitsamter	CFD-Based Aerodynamic Design Optimization of a Helicopter Rotor Blade-Sleeve Fairing	75
Ströer Krumbein	Integration analytischer Nachlaufmodelle in Fernfeld-Randbedingungen für Rotorsimulationen im axialen Flug	77
7. Projektgruppe „Technische Strömungen“		
Brückner Westhoff Wagner	Experimentelle Untersuchung von konvektiver Kanalströmung mit Phasenübergang	79

Lemke Reiss Sesterhenn	Adjungierten-basierte Datenassimilation in Reaktiven Strömungen	81
Müller Ehrenfried Wagner	Frequenzanalyse bei der Inbetriebnahme eines Böengenerators zur Untersuchung von Lasten bei instationärer Anströmung	83
Pearson Horchler Hannemann, V. Karl Hannemann, K.	Vorhersage von Flammenlängen in Raketenbrennkammern	85
Shafiee	Strömungssimulation und Modellierung der Wassertropfenerosion an den Rotorblattvorderkanten im Regenerosionsprüfstand des Fraunhofer IWES	87
8. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“		
Alder	Numerische Untersuchungen zur Dynamik axial umströmter Kreiszylinderschalen	89
Rozov Winter Breitsamter	Antimetrische Randbedingung für CFD-Verfahren kleiner Störungen	91
9. Fachkreis „Numerische Aerodynamik“		
Di Giovanni Stemmer	Direct numerical simulations of boundary-layer instabilities on a generic capsule geometry with a rough surface	93
Loosen Meinke Schröder	Numerical investigation of jet-wake interaction for a dual-bell nozzle at altitude mode	95
Niemöller Meinke Schröder	Numerical analysis of chevron nozzle noise	97
Ströer Probst	Untersuchung höherwertiger Flussrekonstruktionen für skalenauflösende Simulationen mit einem unstrukturierten Finite-Volumen Löser	99
Teschner Mundt	Numerische Untersuchungen der laminar-turbulenten Transition mit Hilfe der parabolisierten Stabilitätsgleichungen in Kombination mit einer Euler/Grenzschichtmethode zweiter Ordnung	101
10. Fachkreis „Experimentelle Aerodynamik“		
Cerny Ruhland Stuhlpfarrer Breitsamter	Systematische Untersuchungen von Propellern unter Schräganströmung	103
Frey Lommatzsch	Einsatz der Infrarotthermographie zur Transitionsfixierung bei Windkanalmessungen	105
Heckmeier Iglesias Breitsamter	Entwicklung einer Mehrlochdrucksonde zur Erfassung instationärer Phänomene	107
Lunte Schneppf Schülein	Optische Wandschubspannungsmessung auf der Leeseite eines Deltaflügels	109
Moioli Breitsamter	Turbulence Model Conditioning for Vortex Dominated Flows Based on Experimental Results	111
Yousry Merbold Egber	Influence of hexagonal structured patterns on the flow behaviour inside a turbulent pipe flow	113

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Untersuchung alternativer Steuerkonzepte für eine Giersteuerung ohne Seitenleitwerk an einer hoch gepfeilten Nurflügelkonfiguration

Patrick Löchert
Carsten Liersch
Andreas Schütte

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig, Patrick.Loechert@dlr.de

Im Rahmen des DLR Projekts Mephisto soll ein Steuerkonzept für eine hoch gepfeilte Nurflügelkonfiguration, der MULDICON¹, ohne Seitenleitwerk ausgelegt werden [2]. Auf ein konventionelles Seitenleitwerk zur Giersteuerung soll in diesem Auslegungsprozess zu Gunsten einer geringen Radarsignatur verzichtet werden. Aus diesem Grund ist es notwendig, alternative Konzepte für die Giersteuerung zu untersuchen. Diese sollen sowohl die flugmechanischen Anforderungen als auch die Anforderungen an die Radarsignatur erfüllen.

An die Aerodynamik werden dabei neue Herausforderungen gestellt, damit das alternative Steuerelement für einen großen Teil des Flugbereichs anwendbar ist. Aufgrund der hohen Vorderkantenpfeilung bildet sich für mittlere bis hohe Anstellwinkel ein wirbelbehaftetes Strömungsfeld über dem Flügel aus, welches mit den Steuerflächen interagiert. Dieses muss im Rahmen der Auslegung der Steuerelemente berücksichtigt werden. Es konnte bereits für konventionelle Steuerflächen an der Hinterkante gezeigt werden, dass dieses einen großen Einfluss auf die Steuerflächenwirksamkeit besitzt [3].

Der Inhalt dieser Arbeit beschäftigt sich mit der Untersuchung alternativer Steuerkonzepte und deren Auswirkungen auf das aerodynamische Verhalten. Die Randbedingungen der erforderlichen Steuerwirksamkeiten ergeben sich aus den flugmechanischen Anforderungen, die im Rahmen des Projekts Mephisto erarbeitet wurden [4].

Aus diesem Grund wurden drei Konzepte in Designstudien untersucht. Als erstes ein Spoilerkonzept, dann eines mit einer Spreizklappe und abschliessend ein Konzept mit abgelenkten Flügelspitzen [5].

Spoilerkonzept:

Mit Hilfe einer Designstudie eines Spoilers wurden die Einflussfaktoren auf die aerodynamischen Momente untersucht. Der Spoiler für die Designstudie besteht aus zwei doppelseitigen Spoilerklappen, welche sich an der Ober- und Unterseite der Flügelspitze befinden. Dadurch soll ein großes, möglichst roll- und nickmomentenneutrales Giermoment erzeugt werden. **Bild 1(a)** zeigt den integrierten Spoiler für die Designstudie, welche numerisch mit dem CFD RANS-Verfahren DLR-TAU durchgeführt wird.

Mit Hilfe von Parameterstudien wurden die Einflüsse des Ausschlagwinkels vom oberen, vom unteren und dem beiseitigen Ausschlag der Spoilerklappen untersucht. Es konnte gezeigt werden, dass mit bestimmten Spoilerausschlagwinkeln für die Ober- und Unterseite für einen bestimmten Flugzustand ein großes, fast roll- und nickmomentenneutrales Giermoment generiert werden kann.

Ein weiterer Aspekt, der untersucht wurde, ist der Einfluss der Spoilerposition auf die aerodynamischen Momente. Durch die Flügelprofilierung resultiert eine Reduzierung des Abtriebsverlustes vom Spoiler, je weiter hinten dieser positioniert ist. Mit der Untersuchung konnte eine erhebliche Verringerung des Roll- und Nickmomentes, bei gleichbleibendem Giermoment, in Abhängigkeit des reduzierten Auftriebsverlustes gezeigt werden.

¹ Neuentwurf basierend auf der SACCON Geometrie nach [1] mit einer Hinterkantenpfeilung von 53°

Spreizklappe :

Darüber hinaus wurde ein Konzept mit einer beidseitig aufklappbaren Spreizklappe an der Hinterkante der Flügelspitze untersucht. **Bild 1(b)** zeigt die doppelseitig integrierte Spreizklappe an der MULDICON Geometrie.

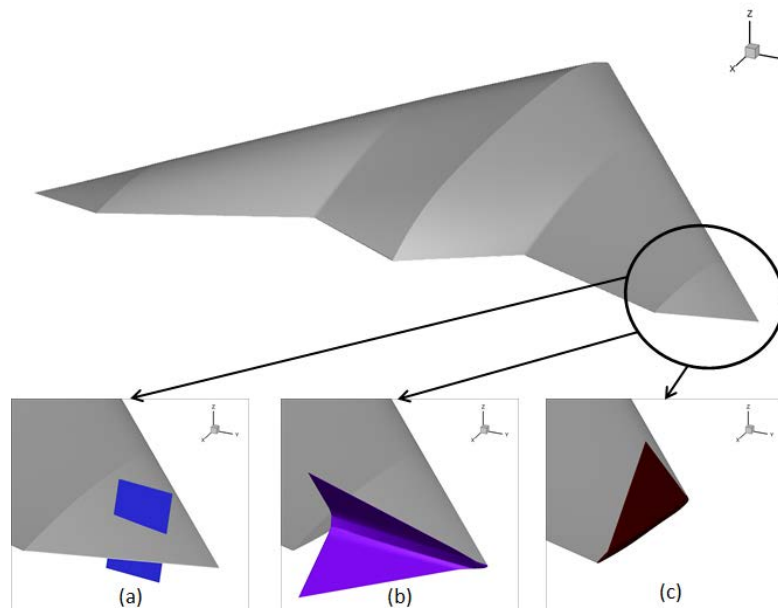


Bild 1 MULDICON Geometrien für Designstudien zur Giersteuerung

(a) Geometrie mit integriertem Spoiler, (b) Geometrie mit Spreizklappe, (c) Geometrie mit abgeknickter Flügelspitze

Es wurden numerische Strömungssimulationen mit DLR-TAU für verschiedene Ausschlagwinkel der Spreizklappe durchgeführt. Dabei zeigte sich ein adäquates Giermoment mit wenig Roll- und Nickmoment über einen großen Anstellwinkelbereich.

Abgeknickte Flügelspitzen (Morphing Surfaces) :

Spoiler und Spreizklappen nutzen das Prinzip des Widerstands. Als Alternative sollen abgeknickte Flügelspitzen auf die Wirksamkeit einer reinen Giersteuerung aerodynamisch untersucht werden. Das **Bild 1(c)** zeigt eine nach oben abgeknickte Flügelspitze, die durch die Umlenkung der Auftriebskraft ein Giermoment generieren soll. In der Arbeit von Paul et. al [5] wurden im Rahmen von Mephisto bereits abgeknickte Flügelspitzen an der SACCON Konfiguration erprobt. Das Prinzip soll nun auch für die MULDICON Konfiguration adaptiert werden. Dazu wurden zunächst Vorentwurfsuntersuchungen und anschließend numerische Simulationen mit DLR-TAU durchgeführt.

Mit Hilfe der Untersuchungen eines Spoilers, einer Spreizklappe und einer abgeknickten Flügelspitze als reine Giersteuerungselemente konnte das Verständnis über die Einflüsse relevanter Designparameter auf das aerodynamische Verhalten vertieft werden, was für spätere Optimierungsvorgänge genutzt werden soll.

Literaturverzeichnis

- [1] Schütte, A., Hummel, D., Hitzel, S.: Flow Physics Analyses of a Generic Unmanned Combat Aerial Vehicle Configuration. *Journal of Aircraft*. Vol.49, No.6, November-December 2012
- [2] Liersch, C.M., Huber, K.C., Schütte, A., Zimmer, D., Siggel, M.: Multidisciplinary design and aerodynamic assessment of an agile and highly swept aircraft configuration. *CEAS Aeronautical Journal*, Volume 7, No. 4, pp. 677–694, Oct. 2016.
- [3] Winkler, M.; Huber, K.: Numerische Bewertung innovativer Steuerflächen einer generischen Lambdaflügel-konfiguration. *EB 124-2016/901*, 2016.
- [4] Schwithal, J.; Rohlf, D.; G. Looye, G.; Liersch, C.M.: An innovative route from wind tunnel experiments to flight dynamics analysis for a highly swept flying wing. *CEAS Aeronautical Journal*, Volume 7, No. 4, pp. 645–662, Dec. 2016.
- [5] Paul, M.; Rein, M.: Transonic Numerical and Experimental Investigation into Unconventional Lambda Wing Control Surfaces. *AIAA Paper 2016-0799*, Jan. 2016.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Modellreduktion in Systemen mit stark lokalisierten, bewegten Strukturen

J. Reiss

Numerische Methoden kompressibler und reaktiver Strömungen

TU Berlin, Strasse des 17. Juni, ISTA

reiss@tnt.tu-berlin.de

Eine Modalzerlegung wird vorgestellt, die bei Systemen mit bewegten Strukturen oder Stößen eine erhebliche Reduktion der Modenzahl gegenüber der POD erlaubt.

Die numerische Simulation von Strömungsvorgängen ist in der Regel sehr aufwendig. In der Modellreduktion wird häufig versucht die Strömungskonfiguration $u(x,t)$ durch die Linearkombination weniger Moden darzustellen.

$$u(x,t) = \sum_l \alpha_l(t) \phi_l(x)$$

Ist dies möglich, kann der Aufwand neue Lösungen zu bestimmen erheblich reduziert werden. Dabei wird statt der hoch-dimensionalen, räumlich-diskretisierten Lösung eine Lösung in Ansatzkoeffizienten α gesucht. Dies kann ein Gleichungssystem für stationäre Strömungen oder eine Ersatzdynamik für dynamische Systeme sein. Häufig wird auch eine Interpolation in den Ansatzkoeffizienten verwendet, da dies eine sehr schnelle Auswertung z.B. die Variation von Designparametern im Rahmen einer Vorauslegung ermöglicht.

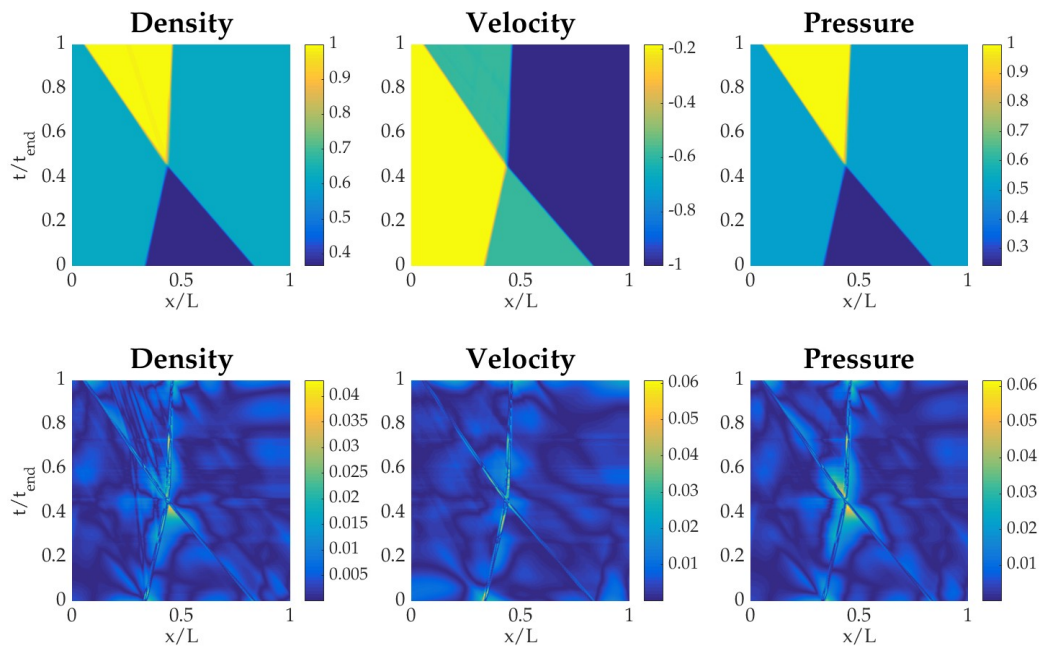
Die Anzahl der benötigten Moden ist dabei entscheidend für den Aufwand bzw. Qualität der Ersatzmodelle. Stark lokalisierte Strukturen die sich in der Zeit, oder entsprechend abhängig von einem Designparameter, ändern sind herausfordernd. Mit dem klassischen modalen Ansatz wird eine große Zahl von Moden benötigt. Ein typisches Beispiel aus der Strömungsmechanik sind instationäre Stoßwellen oder Stoßwellen die sich abhängig von der Anströmgeschwindigkeit oder Winkel verschieben.

Wir diskutieren eine Erweiterung der SVD oder POD, die shifted POD (sPOD), die es erlaubt eine *Vielzahl* von bewegenden Strukturen so zu behandeln, dass eine Beschreibung mit wenigen Moden möglich ist. Das Strömungsfeld wird dargestellt als

$$u(x,t) = \sum_k T^{x_{\text{shift}}^k}(t) \left(\sum_l \alpha_l^k(t) \phi_l^k(x) \right)$$

wobei der Index k über die Anzahl bewegter Strukturen läuft. Dabei ist $T^{x_{\text{shift}}^k}(t)$ ein Translationsoperator der die Bewegung oder Verschiebung der Struktur beschreibt. Eine Null-Translation ergibt die klassische POD (proper orthogonal decomposition), so dass diese als Spezialfall enthalten ist.

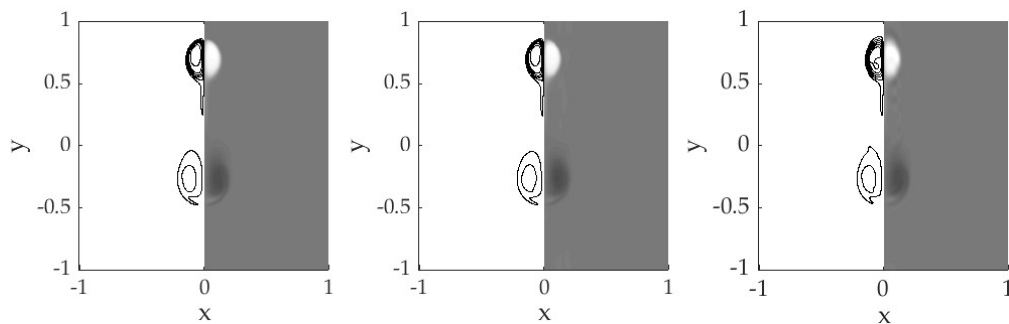
Kern der Methode ist ein Algorithmus der eine geeignete Zerlegung des Feldes in die bewegten Strukturen liefert. Dazu wurde eine iterative Methode in [arXiv:1512.01985] vorgestellt. Auf Basis eines heuristischen Ansatzes liefert er gute Ergebnisse für ein- und zweidimensionale, dynamische Strömungskonfigurationen. Als Beispiel dienen hier ein 1D Fall interagierender Stöße und ein 2D Vortex Fall.



Testfall 1: Das Raum-Zeit-Diagramm der zweier kreuzender Stöße in 1D

Oben: Die reskalierten primitiven Größen.

Unten: Der Fehler bei der Darstellung des Testfalls mittels der sPOD mit 4 Moden für den linkslaufenden, 3 Moden für den Rechtslaufenden Stoß. Die klassische POD benötigt 51 Moden für eine entsprechende Fehlernorm.



Testfall 2: Ein Schnappschuss der Rotation zweier auseinanderlaufenden Wirbelpaare in 2D.

Links: Simulation, Mitte: die Darstellung mit der sPOD.

Rechts: Die POD zeigt bei gleicher Modenzahl Artefakte.

Im Beitrag wird eine neue Formulierung der Zerlegung als Optimierungsproblem vorgestellt. Sie numerisch effizient und ist theoretischen Betrachtungen leichter zugänglich als die bisherige Methode. Weiterhin wird das in vielen praktischen Fällen wichtige Thema der Randbehandlung diskutiert und eine Lösung aufgezeigt.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/ -modellierung

Detektion und Skalierung großskaliger, kohärenter Strukturen in turbulenten Grenzschichten

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

Trotz intensiver Forschungen auf dem Gebiet der turbulenten Grenzschichten in den vergangenen Jahrzehnten ist bis heute wenig über die instantante, räumliche Anordnung sowie den Einfluss großskaliger, kohärenter Strukturen auf den wandnahen Bereich der Grenzschicht und die turbulenten Mischungsvorgänge bekannt. Wandparallele PIV Messungen von Tomkins und Adrian zeigten, dass großskalige, kohärente Strukturen als wechselweise Regionen mit langsamerer und höherer Geschwindigkeit auftreten. Das Field of View der Messung in Strömungsrichtung war jedoch zu klein um die Strukturen in ihrer Gesamtlänge abzubilden [Tomkins *et al.* 2003]. Durch Messungen mit Hitzdrahtsonden sowie zeitaufgelöstem PIV konnten unter Anwendung der Taylor Hypothese nachgewiesen werden, dass die Länge der Strukturen mehrere Grenzschichtdicken δ in Strömungsrichtung überschreitet [Dennis *et al.* 2011, Hutchins *et al.* 2007]. Es wurden kohärente Strukturen bis zu 20 Grenzschichtdicken Länge in Strömungsrichtung detektiert [Dennis *et al.* 2011]. Volumetrische Tomo-PIV Messungen von Bross [Bross *et al.* 2016] in denen lokale Rückströmungen in unmittelbarer Wandnähe in einer anliegenden, turbulenten Grenzschicht beobachtet wurden, sowie die Analyse der Hitzdrahtdaten mittels Hoch/- und Tiefpassfilterung von Hutchins [Hutchins *et al.* 2007] zeigen zudem, dass großskalige Strukturen in der logarithmischen Schicht einen Einfluss auf den wandnahen Bereich der Strömung haben.

Im Rahmen der im Folgenden vorgestellten experimentellen Studie wurden turbulente Grenzschichten mittels 2D2C PIV und Stereo PIV untersucht. Ziel ist es, die kohärenten Strukturen zu detektieren und ihre Skalierung in Abhängigkeit der Reynolds-Zahl und dem Wandabstand zu charakterisieren. Deshalb wurden Messungen in einem Reynolds-Zahl Bereich von $Re_\tau = 4200 - 13400$ durchgeführt. Durch die Verwendung mehrerer nebeneinander angeordneter Kamerasysteme war es möglich, die großskaligen, kohärenten Strukturen in ihrer gesamten räumlichen Ausdehnung aufzunehmen. Die Experimente wurden im Atmosphärischen Windkanal München (AWM) durchgeführt. Dabei handelt es sich um einen Eiffel-Windkanal mit 22 m Länge und einer Messstrecke mit $1,8 \times 1,8 \text{ m}^2$ Querschnitt. In der Kanal Seitenwand wurde ein 7 m langes Grenzschichtmodell eingebaut, welches aus zwei S-förmigen Strömungsumlenkungen mit einer 4 m langen, flachen Platte dazwischen besteht. Dadurch ist es möglich den Einfluss verschiedener Druckgradienten auf die kohärenten Strukturen zu untersuchen. In Abbildung 1 links ist das Grenzschichtmodell im Windkanal dargestellt. Der eingezeichnete Messaufbau entspricht einer Stereo PIV Messung im Bereich der ebenen Platte ohne Druckgradient. Die Kameras sind dabei über dem Kanal angebracht. Das Foto in Abbildung 1 rechts zeigt eine Visualisierung der turbulenten Grenzschicht einer Ebene normal zur Hauptströmungsrichtung.

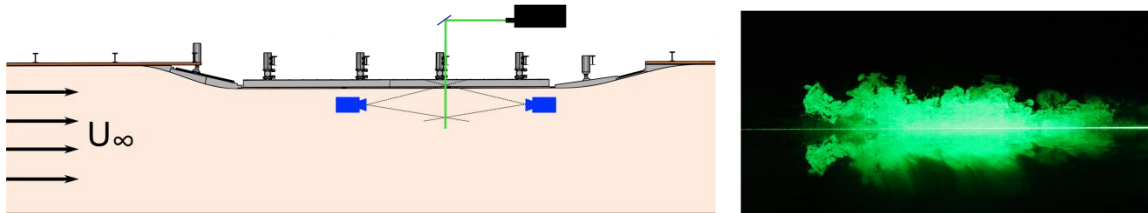


Abbildung 1- Links: Grenzschichtmodell im Windkanal mit Skizze einer Stereo-PIV Messung. Rechts: Visualisierung der turbulenten Grenzschicht.

In Abbildung 2 links ist das Strömungsfeld bei $Re_\tau = 9300$ im Bereich ohne Druckgradient (ZPG) in einer wandparallelen xz -Ebene dargestellt. Erkennbar sind die in Strömungsrichtung gestreckten Bereiche mit niedriger (schwarz) und höherer (weiß) Geschwindigkeit, welche abwechselnd in spannweitischer Richtung auftreten. Das streifige Muster ist sehr beständig in der ganzen Aufnahme und verdeutlicht die Signifikanz kohärenter Strukturen innerhalb der turbulenten Grenzschicht.

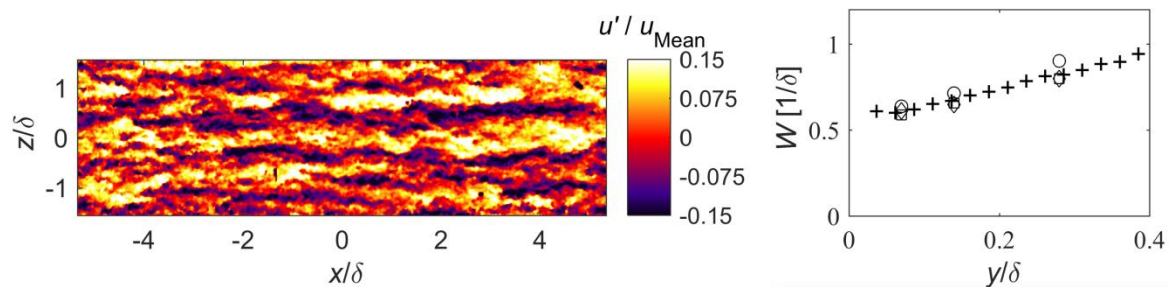


Abbildung 2 - Links: Momentaufnahme des normierten Geschwindigkeitsfluktuationfelds $u' / \bar{u}$ im Wandabstand $y/\delta = 0.07$. Rechts: Spannweitischer Abstand der kohärenten Strukturen als Funktion der Höhe. Symbole bezeichnen verschiedene Reynolds-Zahlen: $\circ$ $Re_\tau = 13500$, $\square$ $Re_\tau = 9300$, $\diamond$ $Re_\tau = 4200$ aus den wandparallelen xz -Ebenen. $+$ $Re_\tau = 9300$ aus der y -Stereo PIV Messungen.

Durch die Betrachtung einer Momentaufnahme lässt sich die Topologie der Strukturen in der turbulenten Grenzschicht qualitativ abschätzen, jedoch ist es nahezu unmöglich festzustellen, welche Bereiche eine diskrete kohärente Struktur sind. Dadurch ist es schwierig Strukturgrößen zu definieren und die räumliche Ausdehnung der kohärenten Strukturen abzuschätzen. Deshalb wurden die aus den Messungen ermittelten Vektorfelder mittels statistischer Zweipunkt-Korrelation analysiert. In Abbildung 2 rechts ist der resultierende spannweitische Abstand W der kohärenten Strukturen über dem normierten Wandabstand y dargestellt. Wie in der Abbildung erkennbar, nimmt mit zunehmendem Wandabstand y auch der Abstand der Strukturen zu. Im Gegensatz zum Wandabstand ist der Einfluss der Reynolds-Zahl gering, obwohl der Anteil der turbulenten, kinetischen Energie innerhalb der großskaligen, kohärenten Strukturen mit der Reynolds-Zahl zunimmt [Hutchins et al. 2007].

Neben der Analyse aller gemessenen Geschwindigkeitsfelder, kann durch Konditionierung der Zweipunkt-Korrelationen der Fokus der Auswertung auf besondere Ereignisse gelegt werden, z.B. besonders schnelle oder langsame Strukturen. Bei der Betrachtung von Abbildung 2 links fällt auf, dass vor allem Bereiche mit großen Fluktuation u' deutlich in Strömungsrichtung gestreckt sind. Die Auswertung der konditionierten Korrelation, bei der nur Geschwindigkeitsfelder berücksichtigt wurden, in denen für die Fluktuation im Korrelationspunkt gilt $|u'| \gg u_{RMS}$, bestätigt diese Beobachtung. Zu gleichem Ergebnis kamen auch Buchmann [Buchmann et al. 2016] bei der Analyse von kohärenten Strukturen in kompressiblen turbulenten Grenzschichten.

Literatur:

- Bross, M. & Kähler, C. J. 2016 Time-resolved 3D-PTV analysis of near wall reverse flow events in APG turbulent boundary layers. In *18th International Symposia on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, 04. - 07. July. 2016, Lisbon, Portugal.
- Buchmann, N. A., Kücükosman, Y. C., Ehrenfried, K. & Kähler, C. J. 2016 Wall pressure signature in compressible turbulent boundary layers. In *Progress in Wall Turbulence 2*, pp. 93-102. Springer.
- Dennis, D. J. C. & Nickels, T. B. 2011 Experimental measurement of large-scale three-dimensional structures in a turbulent boundary layer. Part 2. Long structures. *Journal of Fluid Mechanics* **673**, 218-244.
- Hutchins, N. & Marusic, I. 2007 Large-scale influences in near-wall turbulence. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. **365** (1852), 647-664.
- Tomkins, C. D. & Adrian, R. J. 2003 Spanwise structure and scale growth in turbulent boundary layers. *Journal of Fluid Mechanics* **490**, 37-74.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Die Anisotropie der Reynolds-Spannungen
in selbsterhaltenden freien Scherschichten

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

Einleitung

Die numerische Simulation turbulenter Strömungen ist ein Standardwerkzeug beim Entwurf und der Auslegung moderner Fluggeräten. Die stetige Erweiterung ihrer Einsatzgebiete in Richtung der Flugbereichsgrenzen und der wachsende Detaillierungsgrad der untersuchten Strömungen zeigen jedoch zunehmend die Grenzen der zugrundeliegenden physikalischen Modelle, insbesondere der Turbulenzmodelle. Da skalenauflösende Simulationen für viele industrielle Anwendungen noch zu aufwendig sind, ist eine Verbesserung der Modellierung auf Basis der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) daher weiterhin erstrebenswert.

Abweichungen zwischen numerischer Simulation und Experiment betreffen vor allem die Vorhersage von Strömungsablösungen, sind aber auch mit dem Auftreten freier Scherschichten verbunden. Einblicke in deren Turbulenzstruktur könnten daher ein neues Licht auf die Ursache für einige bekannte Modelldefizite werfen.

Durchgeführte Untersuchungen

Bei hinreichend hohen Reynolds-Zahlen gelten für freie Scherschichten dieselben vereinfachenden Annahmen wie für Grenzschichten [5]. Deren Übertragung auf die Transportgleichungen der Reynolds-Spannung führt auf Gleichgewichtsbedingungen zwischen verschiedenen Termen [4].

Experimentelle Ergebnisse zeigen, dass einige kanonische freie Scherschichten gegen einen selbsterhaltenden Zustand streben, der mathematisch unter Zuhilfenahme eines einfachen Modells für die Turbulenz durch eine selbstähnliche Lösung der beschrieben werden kann [3].

Die Kombination der beiden Beobachtungen führt in Verbindung mit dimensionsanalytischen Betrachtungen zur Modellierung der Druck-Scher-Korrelation [1] auf Aussagen über die Anisotropie der Reynolds-Spannungen, die sich experimentell überprüfen lassen.

Ergebnisse

Die theoretischen Aussagen wurden anhand von Messdaten für verschiedene freie Scherschichten überprüft und bestätigt [2]. Wie sich zeigt, unterscheiden sich dabei vor allem die Werte der Anisotropie der Reynoldsen Schubspannung zwischen den verschiedenen freien Scherschichten. Diese Unterschiede lassen sich in Verbindung mit bekannten Modelldefiziten bringen, wie der Anomalie zwischen der Vorhersage ebener und axialsymmetrischer Freistrahlen oder der Verzögerung des Wiederaanlegens abgelöster Grenzschichten [2].

Schlussfolgerungen

Die Ergebnisse liefern einen Ansatz zur Verbesserung der Turbulenzmodellierung auf Basis des RANS-Ansatzes. Notwendig hierfür ist die Entwicklung von Sensoren, die den Charakter der lokalen Strömungssituation erfassen.

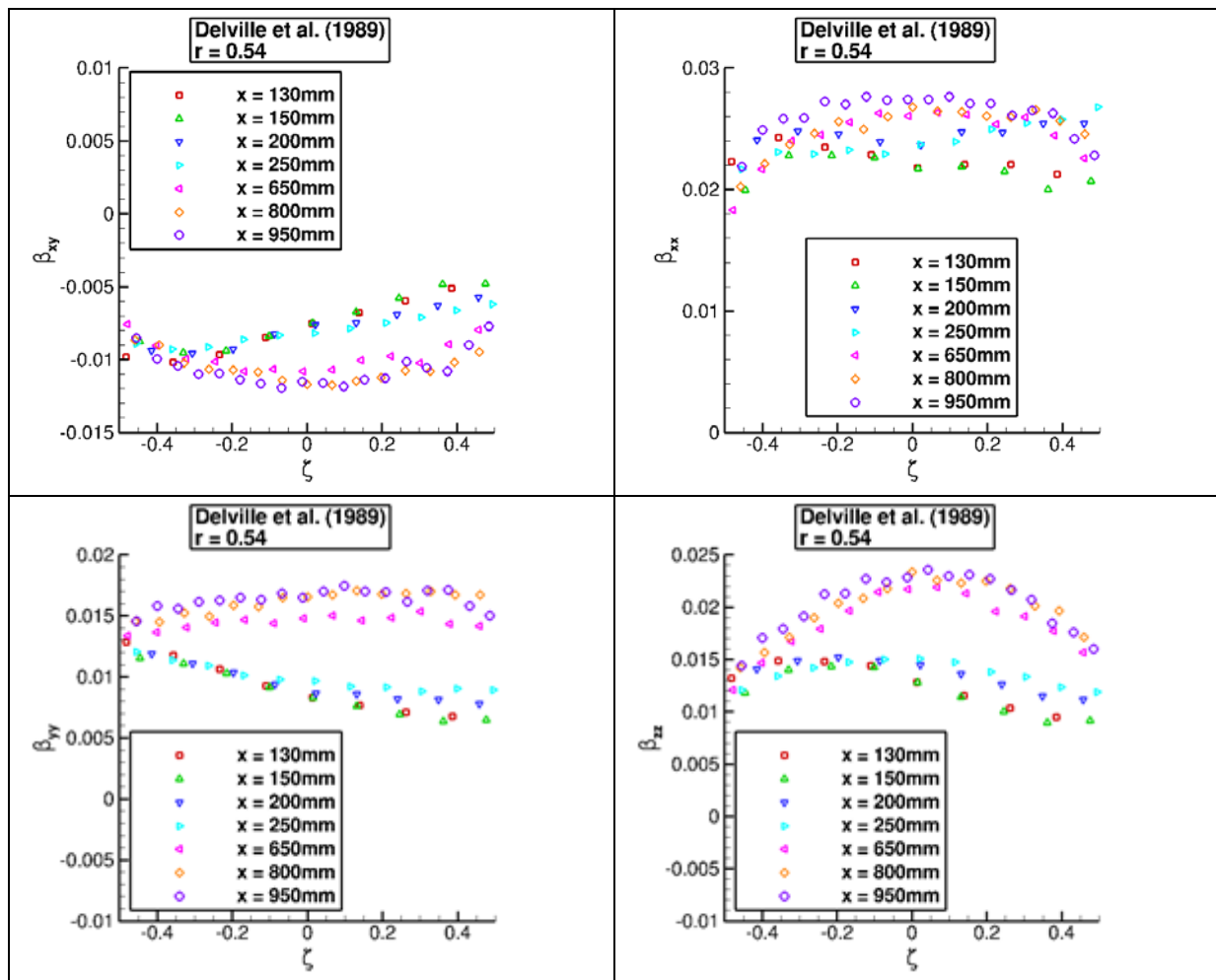


Abb. 1: Koeffizienten der Reynolds-Spannungen einer ebenen Trennungsschicht

Literatur

1. Durbin, P., Pettersson Reif, B.A.: Statistical Theory and Modeling for Turbulent Flows, Wiley, Reprint 2003.
2. Eisfeld, B.: Reynolds Stress Anisotropy in Self-Preserving Turbulent Shear Flows, Interner Bericht DLR-IB-AS-BS-2017-106, 2017.
3. Görtler, H.: Berechnung von Aufgaben der freien Turbulenz auf Grund eines neuen Näherungsansatzes, ZAMM 22 (1942) 244-254.
4. Hinze, J.O.: Turbulence, McGraw-Hill, 2nd Edition, 1975.
5. Pope, S.B.: Turbulent Flows, Cambridge, 2000.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

POD on big data

Daniel Fernex, Richard Semaan, Bernd Noack

Institute of Fluid Mechanics, TU Braunschweig, *d.fernex@tu-bs.de*

The identification of coherent structures is important for understanding and modelling turbulent flows. They reveal key flow features and enable a better understanding of the physics. The proper orthogonal decomposition (POD) is an ideal dimensionality reduction tool capable of identifying the most energy-containing coherent structures. The POD is an optimal decomposition in the sense that it guarantees the least residual for a given number of modes: For these reasons, POD has gained wide popularity within the fluid mechanics community. Since its introduction to the field by Lumley [1], POD has been widely used in reduced order modelling [2] and control [3], to name only a few.

Conducting POD analysis on big data is challenging. High fidelity simulations such as large eddy simulations (LES) or direct numerical simulations (DNS) can easily produce hundreds of gigabytes of data. Such sizable data cannot be handled with standard processes and introduce a range of challenges, such as storage limitation, overloading of the random-access memory (RAM) while loading all the snapshots, and long computational time.

In this study, we review existing enablers of POD on big data and propose a novel mesh sparsification technique that allows computational speed-up and storage reduction. Mesh sparsification uses the fact that most energy-containing coherent structures are spatially limited to a finite region. By choosing the turbulent kinetic energy as a metric, the method is capable of selectively sampling the most important points. A crucial part of the process is the mesh reconstruction. Once the data is reduced, it is necessary to create a new mesh based on the resulting cloud of points. This is achieved using the Delaunay triangulation. However, since the mesh geometrical properties are not taken in account during the reduction, the resulting mesh can be very distorted. Therefore, an additional mesh improvement step is added to get rid of the highly skewed elements. Two cases are investigated: the widely-used 2D cylinder flow and a more challenging 3D DES of an airfoil with Coanda blowing. The two steps of the mesh sparsification are exemplified with the cylinder case in fig. 1. First, the mesh is decimated based purely on the metric (fig. 1b), then a mesh treatment is applied to improve the quality (fig. 1b). With the proposed method, we demonstrate that it is possible to considerably reduce the original mesh and still keep a good accuracy in the POD modes. This allows to reduce the data to a fraction of their original size and thus allowing faster computation. Therefore, it becomes possible to run POD on big data even with a standard laptop. The first two mode coefficients for three reduction rates are presented in Figure 2. The accuracy decreases with the reduction but is still satisfying for a reduction of 70 %. Results from the 3D airfoil will be shown and discussed during the presentation.

References

- [1] Lumley, J. L., “The structure of inhomogeneous turbulent flows,” *Atmospheric turbulence and radio wave propagation*, 1967.

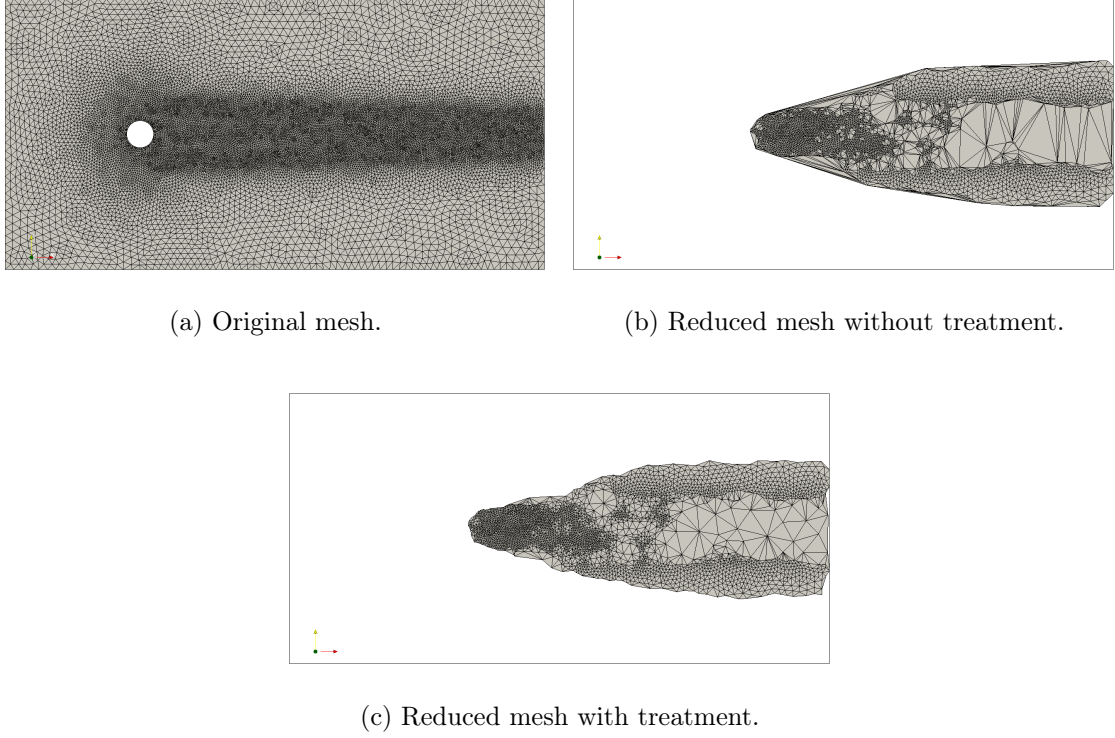


Figure 1: Mesh decimation of 70 % applied to the cylinder: (a) Original mesh and reduced mesh (b) before and (c) after mesh treatment.

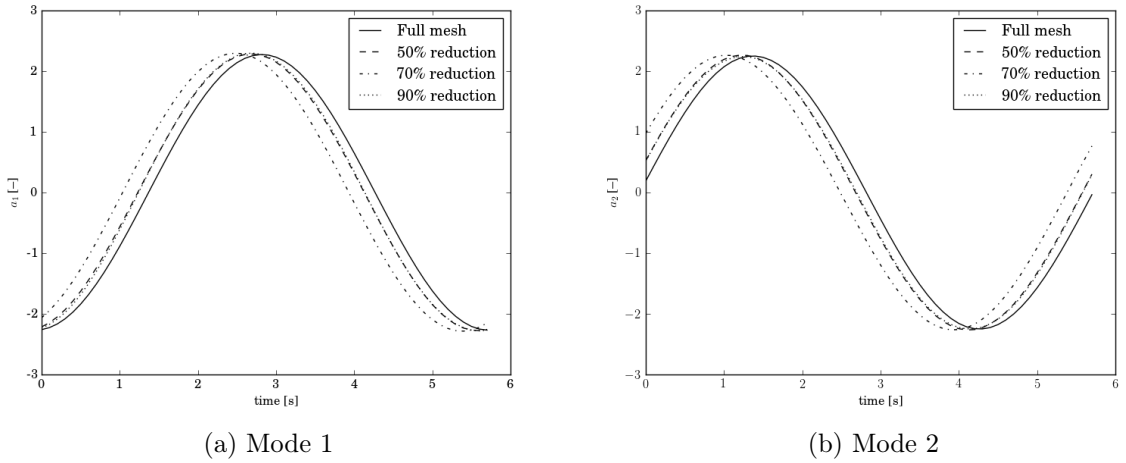


Figure 2: The first two POD mode coefficients using the original and three sparsified meshes. The reduction of 70 % still provides good results.

- [2] Semaan, R., Kumar, P., Burnazzi, M., Tissot, G., Cordier, L., and Noack, B. R., “Reduced-order modelling of the flow around a high-lift configuration with unsteady Coanda blowing,” *J. Fluid Mech.*, Vol. 800, 2016, pp. 72–110.
- [3] Noack, B. R., Tadmor, G., and Morzyński, M., “Low-dimensional models for feedback flow control. Part I: Empirical Galerkin models.” *AIAA Paper 2004-2408 (invited contribution)*, June 28 – July 1 2004.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Assessement of Lagrangian two-way coupled point-particle models using
direct particle-fluid simulations

K. Fröhlich, L. Schneiders, M. Meinke, W. Schröder
Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University
Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen, Germany

1. Introduction

Extensive research efforts have provided insight into the interaction of turbulent flow with rigid particles. However, the formulation of two-way coupled Lagrangian point-particle models, where the impact of the particles on the turbulent flow is projected into the governing equations for the flow field, poses modeling challenges. The accuracy of such models is still controversially discussed and no universal method is defined yet. Moreover, point-particle models in general are only valid for particle diameters d_p smaller than the Kolmogorov length scale η_k . Due to the lack of alternatives, point-particle models are also used for finite-size particles, i.e. $d_p \geq \eta_k$. One approach to improve point-particle models for the analysis of particle-turbulence interaction is to calibrate Lagrangian models by direct particle-fluid simulations (DPFS). Such simulations require the resolution of the smallest turbulent scales as well as boundary layers and wakes of the particles. Recently, 45,000 spherical particles with $d_p \approx \eta_k$ in isotropic decaying turbulence at $Re_\lambda = O(50)$ have been considered using DPFS [1], [2]. The results provide a basis for an improved formulation of traditional point-particle models. In this contribution, the shortcomings of traditional point-particle models for finite-size particles will be discussed and a new perspective of point-particle models for particles of arbitrary shape will be proposed.

2. Comparison of direct particle-fluid simulation with point-particle models

Highly-accurate reference results have been generated using DPFS. The simulations are based on a recently developed numerical method which is ideally suited for moving-boundary problems by using a strictly conservative cut-cell approach, where the computational effort is reduced by applying adaptive mesh refinement and dynamic load balancing [3].

In this contribution, results of the DPFS performed in [2] will be compared with results from a direct numerical simulation using an Euler-Lagrange point-particle model (DNS - EL). Figure 1 shows the instantaneous vortical structures of the cubic domain generated by a DPFS visualized by contours of the λ_2 - criterion. A close-up view of Fig. 1 shown in Fig. 2 reveals symmetrical vortical structures forming in the vicinity of the particles.

Figure 3 shows the temporal development of the mean viscous dissipation rate $\mathcal{E}^*$ of a DPFS compared to the results of a DNS - EL. The mean viscous dissipation rate $\mathcal{E}^* = \langle \varepsilon \rangle(t) / \varepsilon_{ref}$ and the time scale $t^* = t \varepsilon_0 / u_0$ are normalized using the initial root-mean square velocity u_0 , the initial viscous dissipation rate ε_0 , and the reference viscous dissipation rate $\varepsilon_{ref} = \rho u_0^3 / L$, with the density ρ and the box length L . The results show that the dissipation rate $\mathcal{E}^*$ is significantly underpredicted by the DNS - EL. Moreover, the mean interphase energy exchange rate $\Psi^* = \langle \psi \rangle(t) / \varepsilon_{ref}$ between the particles and the fluid shown in Fig. 4 exhibits an opposite behavior. In DPFS, the particles transfer kinetic energy into the fluid at the particle surfaces, whereas in the DNS the particles acts as sink of kinetic energy.

While in DPFS the viscous dissipation rate introduced by the particles is fully captured in the vicinity of the resolved particles, point-particle approaches have to model the dissipation, i.e., the projection method of the point-particle model has to include the surface forces of the particles and the dissipation of the particle boundary layer. An analysis of turbulent kinetic energy budgets will be presented at the conference which explains the results shown in Figs. 3 and 4. In addition, the setup considered in the DPFS and DNS - EL is adapted for a particle-laden isotropic decaying turbulence using implicit LES. The accuracy of particle-laden LES using an Euler-Lagrange point-particle model (LES - EL) to predict the turbulence modulation will be discussed at the conference.

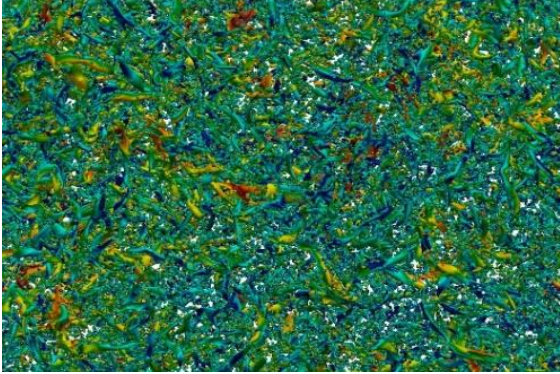


Figure 1: Turbulent particle-laden flow field visualized by λ_2 – contours, colored by the velocity-magnitude.

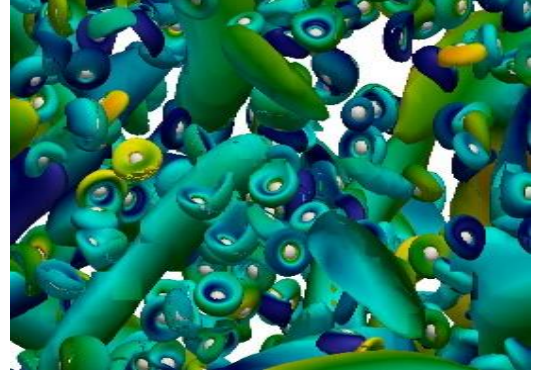


Figure 2: Close-up view of Fig. 1. Vortical structures are formed in the vicinity of the particles.

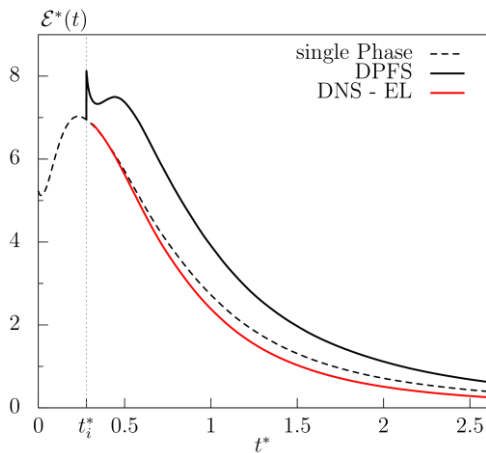


Figure 3: Comparison of the viscous dissipation rate $\mathcal{E}^*$ using DPFS and a spherical point-particle model (DNS - EL). As a reference, the results of a particle-free isotropic turbulence is included (single phase).

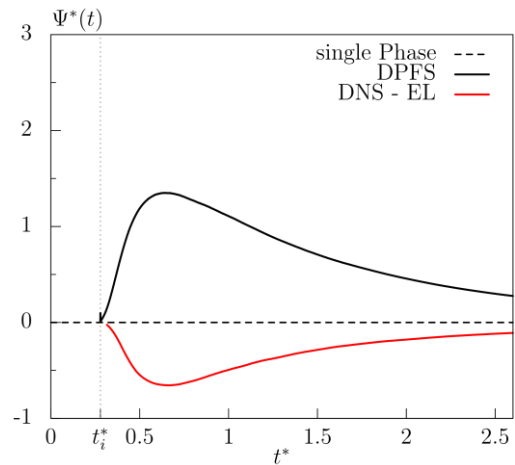


Figure 4: Comparison of the interphase energy exchange rate Ψ^* using DPFS and a spherical point-particle model (DNS - EL). In DPFS the particles act as source, whereas in DNS the particles act as a sink.

References

- [1] Schneiders, L., Meinke, M. and Schröder, W.: On the accuracy of Lagrangian point-mass models for heavy non-spherical particles in isotropic turbulence, *Fuel* 216, (2016).
- [2] Schneiders, L., Meinke, M. and Schröder, W.: Direct particle-fluid simulation of Kolmogorov-length-scale size particles in decaying isotropic turbulence, *J. Fluid Mech.* 819, (2017).
- [3] Schneiders, L., Meinke, M. and Schröder, W.: An efficient conservative cut-cell method for rigid bodies interacting with viscous compressible flows, *J. Comput. Phys.* 235, (2016).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Charakterisierung verschiedener Rekonfigurationsmoden in turbulenter Mischkonvektion

Michael Mommert, Daniel Schiepel, Daniel Schmeling, Claus Wagner
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, michael.mommert@dlr.de

Turbulente Mischkonvektion beschreibt die physikalischen Grundlagen des technischen Problems der Kabinenklimatisierung. Um das Verständnis dieses Strömungszustands zu erweitern, sind Untersuchungen an einer quaderförmigen Mischkonvektionszelle (s. Abbildung 1) durchgeführt worden.

Die Strömung wird dabei durch die Temperaturdifferenz zwischen Boden- und Deckenplatte ($\nearrow$ Rayleigh-Zahl Ra), die Geschwindigkeit der einströmenden Luft ($\nearrow$ Reynolds-Zahl Re) und die Stoffeigenschaften des verwendeten Fluids Luft ($\nearrow$ u.a. Prandtl-Zahl Pr) bestimmt. Aus den angegebenen Kennzahlen lässt sich die Archimedes-Zahl Ar bestimmen, welche eine Aussage über den vorherrschenden Konvektionsmechanismus trifft: thermisch dominierte Zustände weisen hohe Ar auf, trägheitsdominierte dagegen niedrige.

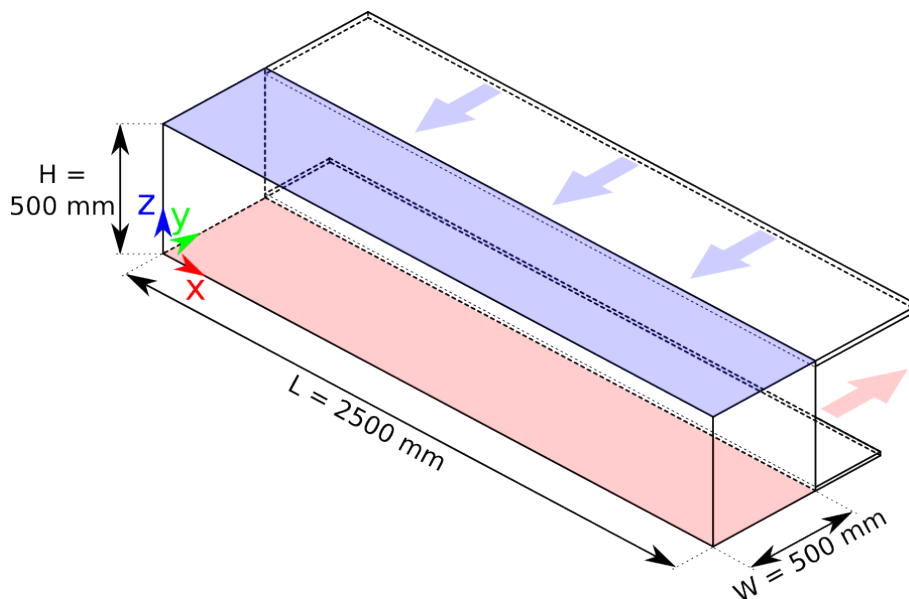


Abbildung 1: Schematische Darstellung der Mischkonvektionszelle.

Vorangegangene Untersuchungen [1] haben gezeigt, dass sich das System für bestimmte Parameterbereiche instabil verhält. Als Indikator für die beobachteten Rekonfigurationen der großskaligen Strömungszustände dienen Temperatursensoren bei $(x = \{0,25 L; 0,5 L; 0,75 L\}; y = 0,25 W; z = 0,2 H)$. Die Temperaturen an diesen Positionen werden in Abbildung 2 unten für das Abfahren der im oberen Teil dargestellten Re -Kurve bei konstantem Ra dargestellt. Der Gradient wird dabei durch eine zeitliche Änderung des einströmenden Volumenstroms erzeugt. Aus dem unteren Diagramm gehen sowohl für steigende als auch fallende Reynolds-Zahlen jeweils zwei Bereiche hervor, in denen die Änderung der Temperaturen die überlagerten turbulenten Schwankungen übersteigt. Diese Zustände werden folgend als hochfrequenter (HF) und niederfrequenter (LF) Rekonfigurationen bezeichnet.

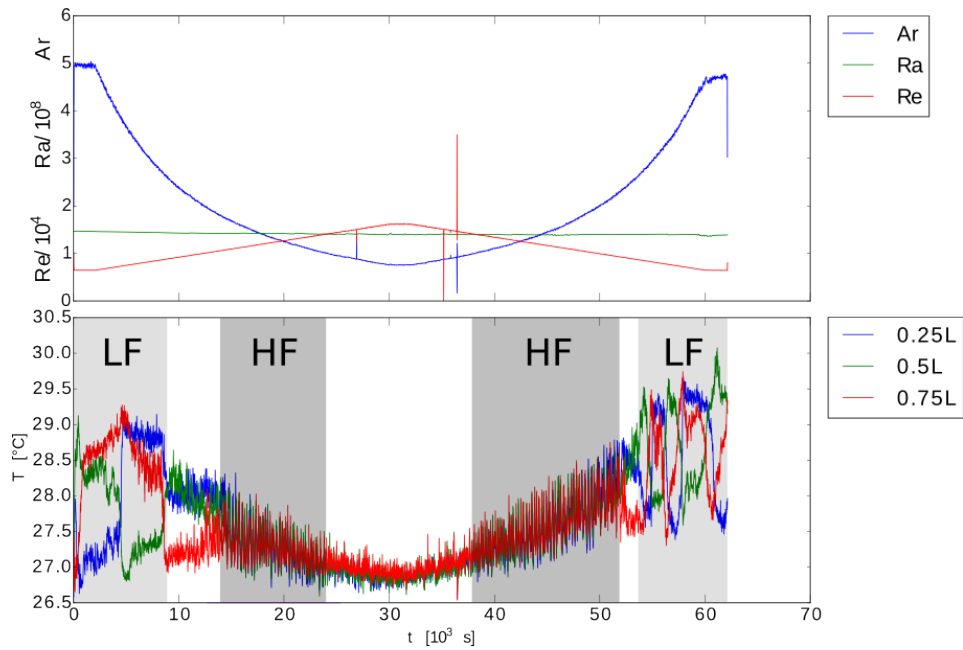


Abbildung 2: Kennzahlen des Systems (oben) und dazugehörige Temperaturen an ausgewählten Positionen unter Einfluss einer langsam verändernden Einströmgeschwindigkeit.

Die Ursachen für die Entstehung und Erhaltung dieser kontinuierlichen Rekonfigurationen sind noch ungeklärt. Die angewandte stereoskopische Particle Image Velocimetry [2] verspricht dabei einen ersten Einblick anhand von zweidimensionalen 3-Komponenten-Geschwindigkeitsfelder, um die Ursachen besser verstehen zu können. Entsprechende Messungen wurden in den Querschnitten $x = \{50; 150; 250; 350; 450; 550\}$ mm durchgeführt. Diese Messungen sind für jeweils instabile Zustände bei konstanten Parametern in den Bereichen von HF und LF durchgeführt worden. Abbildung 3 zeigt gemittelte Geschwindigkeitsfelder der beiden Konfigurationen für die Ebene $x = 350$ mm. Ein erster Vergleich offenbart stärkere Querkomponenten für LF. Für den HF-Fall sind diese deutlich schwächer und weisen eine komplexere Struktur auf. Die planaren Geschwindigkeitskomponenten ähneln für HF stärker der Festkörperrotation als bei LF für die hier verwendete zeitliche Mittelung.

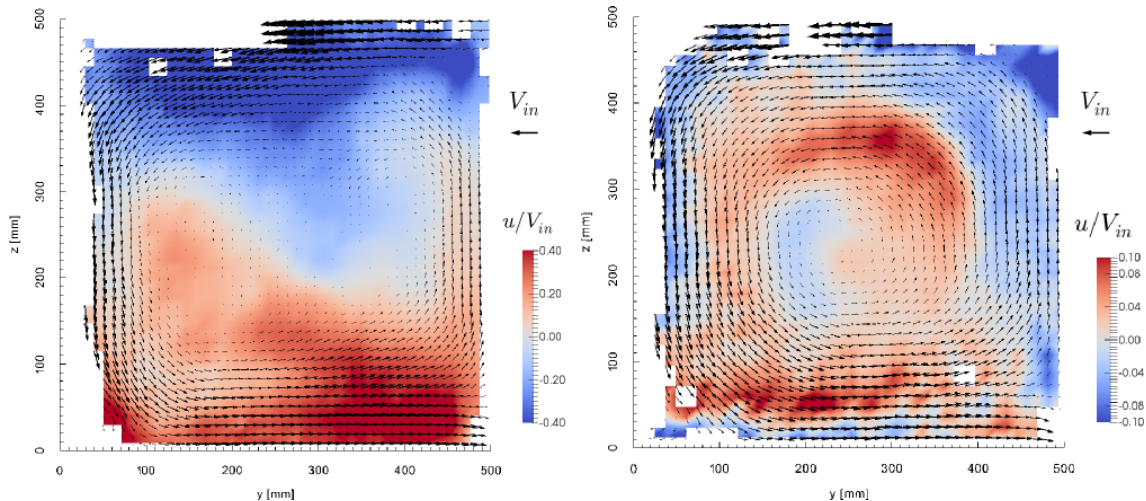


Abbildung 3: Charakteristische, über jeweils einen Konvektionsrollenumlauf gemittelte Geschwindigkeitsfelder für LH ($Re = 0,7E4$, $Ra = 1,4E8$, $Ar = 3,9$ - links) und HF ($Re = 1.3E4$, $Ra = 1,9E8$, $Ar = 1,7$ - rechts).

[1] Schmeling, D.; Bosbach, J. & Wagner, C. Oscillations of the large-scale circulation in turbulent mixed convection in a closed rectangular cavity. *Experiments in Fluids* **54**: 1517, 2013.

[2] Mommert, M. et al. Temperature triggered large-scale stereoscopic PIV using HFSB and LED illumination for the investigation of mixed convection in multiple planes. *The 12th International Symposium on Particle Image Velocimetry*, 2017.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Wavelet-Based Compression Algorithm for Volumetric CFD Data Sets

P. Vogler, U. Rist

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

The steady increase of available computer resources has enabled engineers and scientists to use progressively more complex models to simulate a myriad of fluid flow problems. Yet, whereas modern high performance computers (HPC) have seen a steady growth in computing power, the same trend has not been mirrored by a significant gain in data transfer rates. Current systems are capable of producing and processing high amounts of data quickly, while the overall performance is oftentimes hampered by how fast a system can transfer and store the computed data. Considering that CFD researchers invariably seek to study simulations with increasingly higher temporal resolution on fine grained computational grids, the imminent move to exascale performance will consequently only exacerbate this problem [2].

One way to alleviate the I/O bottleneck would be to reduce the number of time steps which are written to the file system. While this trivial data reduction method may be tolerable for simulations that reach a steady state solution after a minuscule amount of time, the same approach would be fatal for highly transient physical phenomena. Considering that most fluid flow problems are subject to diffusion, however, we can conclude that our numerical datasets will typically be smooth and continuous, resulting in a frequency spectrum that is dominated by lower modes [2]. Thus our best way forward should be to use the otherwise wasted compute cycles by exploiting these inherent statistical redundancies to create a more compact form of the information content. Since effective data storage is a pervasive problem in information technology, much effort has already been spent on developing newer and better compression algorithms. Most of the prevalent compression techniques that are available for floating-point datasets, however, are so-called lossless compressors that either solely consist of dictionary encoders, which merely act upon the statistical redundancies in the underlying binary data structure, or use a preceding predictor stage to decorrelate intrinsic spatial redundancies. These compression schemes are limited to a size reduction of only 10–30%, not allowing for a more efficient compression by neglecting parts of the original data that contribute little to the overall information content [1].

Prominent compression standards that allow for lossy compression, however, can be found in the world of entertainment technology. In this context, Loddoch and Schmalzl [1] have extended the Joint Photographic Experts Group (JPEG) standard for volumetric floating-point arrays by applying the one-dimensional real-to-real discrete cosine transform (DCT) along the axis of each spatial dimension. The distortion is then controlled by a frequency dependent damping of the DCT coefficients followed by a quantization stage which maps the floating-point values onto an integer range with adjustable size. Finally, the quantized DCT coefficients are encoded using a variable-length code similar to that proposed by the JPEG standard. Lindstrom [1], on the other hand, uses the fixed point number format Q, which maps the floating point values onto the dynamic range of a specified integer type, followed by a lifting based integer-to-integer implementation of the discrete cosine transform. The DCT coefficients are then encoded using an embedded coding algorithm to produce a quality-scalable codestream. While these compression algorithms are simple and efficient in exploiting the low frequency nature of most numerical datasets, their major disadvantage lies in the non-locality of the basis functions of the discrete cosine transform. Thus, if a DCT coefficient is quantized, the effect of a lossy compression

stage will be felt throughout the entire flow field [3]. To alleviate this, the numerical field is typically divided into small blocks and the discrete cosine transform is applied to each block one at a time. While partitioning the flow field also facilitates random-access read and write operations, this approach gives rise to block boundary artifacts which are synonymous with the JPEG compression standard.

In order to circumvent this problem, we propose to adapt the JPEG-2000 (JP2) compression standard for volumetric floating-point arrays. In contrast to the baseline JPEG standard, JPEG-2000 employs a lifting-based one-dimensional discrete wavelet transformed (DWT) that can be performed by either the reversible LeGall-(5,3) taps filter for lossless or the non reversible Daubechies-(9,7) taps filter for lossy coding [3]. Due to its time-frequency representation, which identifies the time or location at which various frequencies are present in the original signal, the discrete wavelet transform allows for the entire frame to be decorrelated. This eliminates blocking artifacts at high compression ratios, commonly associated with the JPEG standard. We therefore demonstrate the viability of a wavelet-based compression scheme for large-scale numerical datasets. A comparison with established compression techniques is presented using three-dimensional data sets from a numerical simulation of a turbulent flat-plate boundary layer flow and Taylor-Green vortex decay (see Fig. 1).

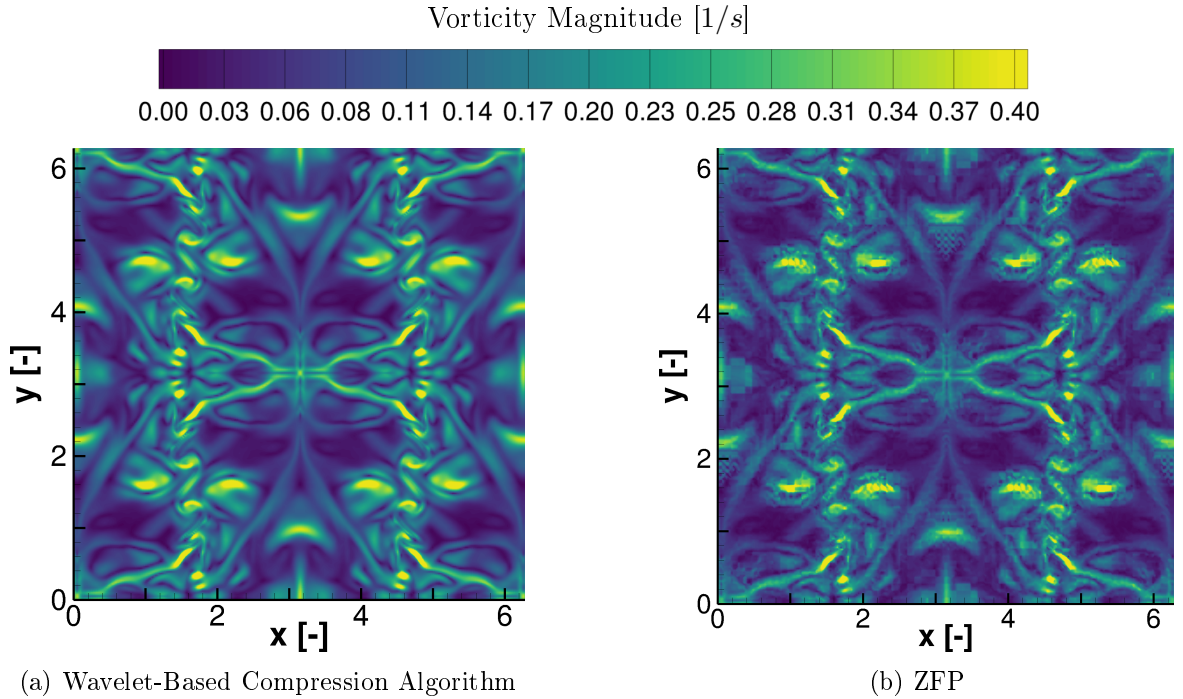


Figure 1: Visualization of the Taylor-Green vortex decay test case with a 256^3 grid. The normalized vorticity magnitude is shown for the wavelet-based (a) and ZFP (b) compression algorithm at a compression ratio of ≈ 80 .

References

- [1] Lindstrom, P.: Fixed-Rate Compressed Floating-Point Arrays. *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics* **20**(12), 2674-2683 (2014). doi:10.1109/TVCG.2014.2346458
- [2] Schmalzl, J.: Using standard image compression algorithms to store data from computational fluid dynamics. *Computers and Geosciences* **29**, 1021-1031 (2003). doi:10.1016/S0098-3004(03)00098-0
- [3] Taubman, D., Marcellin, M.: *JPEG2000: Image Compression Fundamentals, Standards and Practice*. Springer US, New York City (2002)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung-/modellierung

Spectral analysis of turbulent structure properties in thermal convection based on direct numerical simulation

T. Wetzel, C. Wagner

German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology,
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen,
tim.wetzel@dlr.de

Performing direct numerical simulations (DNS), Kasagi & Nishimura (KN) [2] were the first who analysed turbulent mixed convection in a vertical channel with differentially heated walls. The latter pose as sources of aiding and opposing buoyant forces altering the amplification and suppression of turbulent motions. In comparison with isothermal channel flow as published by Kim, Moin & Moser in 1987 [1], this offers the possibility for analysing amplification and suppression of turbulent fluctuations close to the heated and cooled walls, respectively. KN discussed a variety of statistical results including stress balances and budgets of the turbulent kinetic energy. They found that the heating and cooling lead to an asymmetric flow structure. Close to the heated channel wall buoyancy aids and augments the mean flow and vice versa opposes it near the cooled wall. Although one can expect that the locally higher Reynolds number in the aiding flow leads to increased turbulence intensities. Instead, the turbulence is suppressed there and augmented on the opposing flow side. They also presented not fully resolved depictions of streaky structures near the walls, which they compared to the ones observed in channel flows altered by uniform suction and blowing on the walls as well as channel flows influenced by magnetohydrodynamic forces.

In order to study this asymmetric channel flow in more detail, direct numerical simulations of asymmetrically heated turbulent vertical channel flow at a bulk Reynolds number $Re_b = 4328$ and Prandtl number $Pr = 0.71$ are performed for different Grashof numbers (Gr), i.e. 0 , $6.5 \cdot 10^5$, $9.5 \cdot 10^5$ and $1.6 \cdot 10^6$. For this, the Navier-Stokes equations with the Boussinesq approximation are solved together with the energy equation using a finite volume method. The latter is based on a fourth order accurate interpolation scheme in space, which has been adapted to cartesian grids from the cylindrical version used in Feldmann & Wagner [3]. A second order accurate Euler-Leapfrog scheme is applied in time. The coupling between the velocity and the pressure is realised with Chorin's projection method and a direct poisson solver. The numerical grid employed is refined towards the wall by applying a tanh-function to the grid spacing in order to resolve the steep wall-normal gradients. In dimensionless wall-units, the wall-normal grid spacing varies from $\Delta_z^+ = 0.16$ at the wall to $\Delta_z^+ = 3.7$ in the channel center. In streamwise direction, the grid spacing is uniform with $\Delta_x^+ = 4.46$ and in spanwise direction, the spacing is $\Delta_y^+ = 3.6$.

At the STAB workshop we will present a spectral analysis of the turbulent velocity fluctuations obtained for the vertical channel with differentially heated walls in comparison to those predicted in the isothermal channel flow. All simulations are conducted for the same $Re_b = 4328$ and are rescaled to their respective friction Reynolds number Re_τ in order to be able to compare the resulting statistical profiles in local viscous coordinates. Figure 1 shows a depiction of the instantaneous streamwise velocity fluctuations u' near the heated (left) and cooled (right) channel walls at a wall-normal distance of $z^+ = 15$. The fluctuations organize in the well-known streaky structures and appear more elongated and smooth near the heated wall while they are shorter and more disrupted near the cooled wall. This behaviour is reflected in the turbulent kinetic energy (TKE) profile, which shows lower values of TKE in the aiding flow. The results from an earlier analysis of the full budget equations of the Reynolds stresses revealed that the buoyancy term has no significant direct influence on the turbulent stresses. Thus, in this presentation, we will focus on the spectral analysis of the Reynolds stresses and will show which structure sizes are mainly influenced by a change in Gr. Figure 2 shows a comparison of the power density

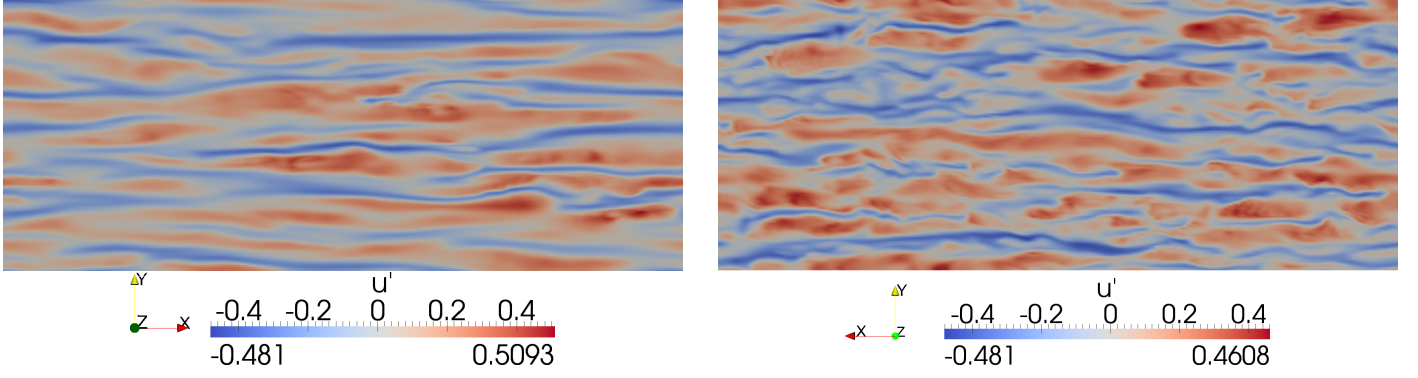


Figure 1: Colour contours of the fluctuating streamwise velocity u' at $z^+ = 14.5$ (left) and $z^+ = 276.5$ (right) showing streaks, taken from the DNS.

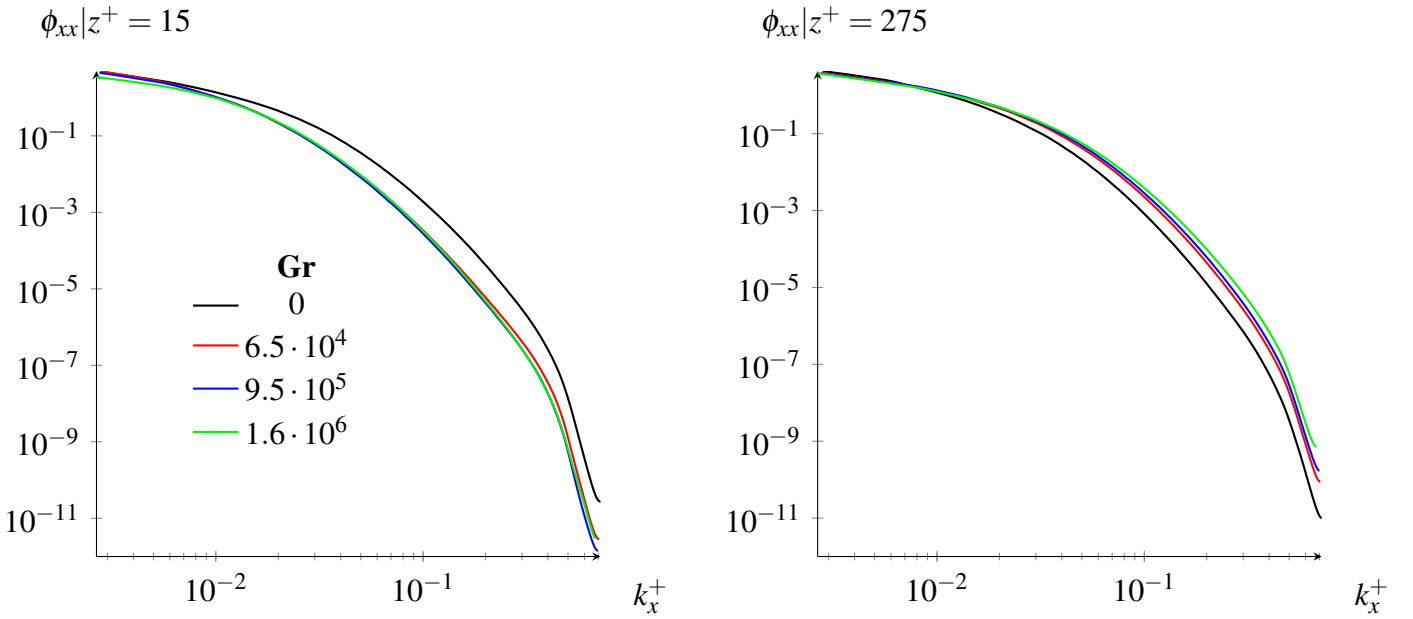


Figure 2: Streamwise power spectral density ϕ_{xx} for the streamwise Reynolds stress $u'u'$ at $z^+ = 15$ (left) and $z^+ = 275$ (right), normalized with u_τ^*

spectra of the streamwise Reynolds stress at a wall distance $z^+ = 15$ from the heated (left) and cooled (right) wall compared for the different Grashof numbers. It is clearly visible that all wavenumbers and structures of all sizes are influenced by the buoyant forces. At the workshop, we will also present a detailed analysis of which structure sizes are energetically dominant and how their spectral statistics can help build an understanding of the decay in Reynolds stresses in aiding flow for increasing Gr.

- [1] Kim, J., Moin, P., Moser, R.: Turbulence statistics in fully developed channel flow at low Reynolds number. *Journal of Fluid Mechanics* 177: 133-166, 1987.
- [2] Kasagi N., Nishimura M.: Direct numerical simulation of combined forced and natural turbulent convection in a vertical plane channel. *International Journal of Heat and Fluid Flow* 18: 88-99, 1997.
- [3] Feldmann D., Wagner C.: Direct numerical simulation of fully developed turbulent and oscillatory pipe flows at $Re_\tau = 1440$. *Journal of Turbulence* 13/32:1-28, 2012.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Numerical investigation of Görtler vortices in hypersonic ramp flow

Shibin Cao, Igor Klioutchnikov, Herbert Olivier
Shock Wave Laboratory, RWTH Aachen University
Aachen, Germany
cao@swl.rwth-aachen.de

1 Introduction

Hypersonic ramp flow involves lots of typical aerodynamic phenomena such as shock wave / boundary layer interaction, flow separation, boundary layer transition. Particularly, under separated flow, centrifugal instability could occur owing to a certain curved shear layer near reattachment. This instability, also called Görtler instability, leads to the formation of Görtler vortices, which not only produce huge spanwise heat flux variations downstream of the reattachment, but also cause the transition of boundary layer at a lower Reynolds number. The occurrence of the Görtler vortices can be predicted by means of introducing the Görtler number adapted to ramp flow. A new concept of estimating the local curvature and shear layer thickness is presented in this paper. In addition, the heat flux variation, taking a striation pattern, is examined based on a jet impingement model.

2 Numerical method and ramp model

To numerically study the ramp flow especially the vortex structures, an in-house direct numerical simulation (DNS) code is applied. The full three-dimensional Navier-Stokes equations are solved by a fifth-order WENO (Weighted Essentially Non-Oscillatory) scheme for the convective terms, a sixth-order central difference scheme for the viscous terms and a third-order Runge-Kutta scheme for the time integration. The simulation of three-dimensional ramp flow was conducted with a sufficient grid resolution of $1056 \times 256 \times 256$ grid points. 576 cores were used on the RWTH Compute Cluster to reach more than 2×10^5 iteration steps for the converged solution.

The computational ramp model has a 100-mm flat plate with sharp leading edge, followed by a compression ramp with 100 mm length and 15° wedge angle. The spanwise width of the model is 30 mm. Wall temperature is kept constant (300 K). The freestream temperature, Mach number and Reynolds number based on flat plate length are 116.7 K, 7.7, and 4.1×10^5 , respectively. The flow structure is illustrated in Figure 1.

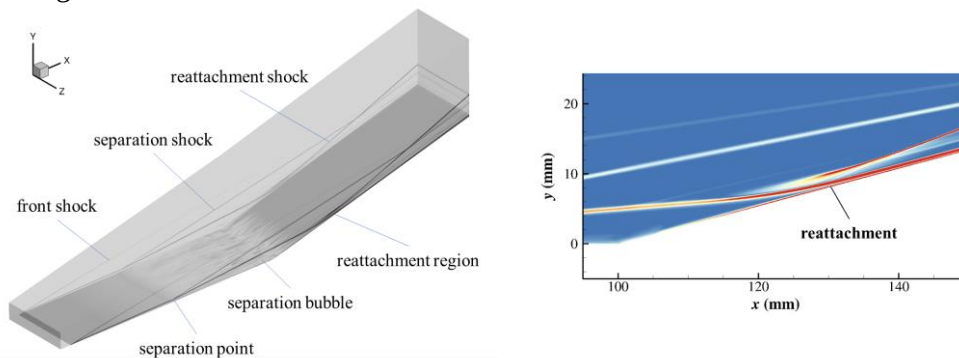


Figure 1: Hypersonic ramp flow structure and local curvature of shear layer near reattachment

3 Görtler number for ramp flow

The appearance of Görtler vortices can be predicted using the Görtler number, which is defined as

$$G_{\delta_2} = Re_{\infty, \delta_2} (\delta_2 / R)^{0.5}$$

where δ_2 is the boundary layer momentum thickness at the beginning of the curved shear layer at reattachment and R is the corresponding radius of curvature of the shear layer.

The momentum thickness is determined by a classical theory of compressible flat plate boundary layer. As inspired by Bushnell and Weinstein (1968), the separated ramp flow could be idealized by a

simple model, shown in Figure 2(a), which correlates the distance (x_p) from the reattachment point to the peak heating point with the shear layer thickness (δ_s) at the reattachment point

$$x_p = \delta_s / \sin(\theta_w - \theta_s)$$

where θ_w is the ramp angle and θ_s is the separation angle. Based on this equation, it is possible to develop the radius of curvature.

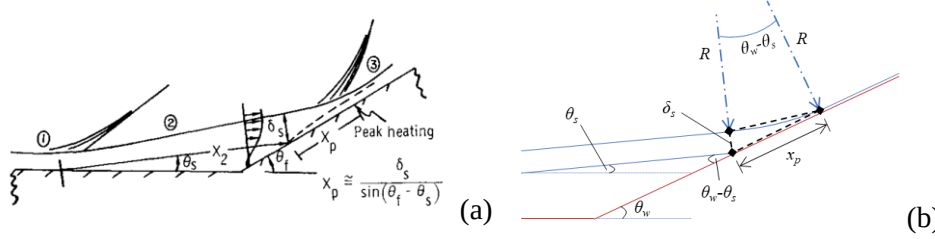


Figure 2: (a) Idealized ramp flow model; (b) model for the Görtler number estimation

As shown in Figure 2(b), the arc angle of the curved shear layer is equal to $(\theta_w - \theta_s)$. Then the radius of curvature R is related to x_p : $\tan(\theta_w - \theta_s) = x_p / R$. Thus, a formula for the estimation of the radius can be obtained based on shear layer thickness, ramp angle, and separation angle

$$R = \delta_s / [\sin(\theta_w - \theta_s) \tan(\theta_w - \theta_s)]$$

4 Görtler vortices induced heat flux estimation

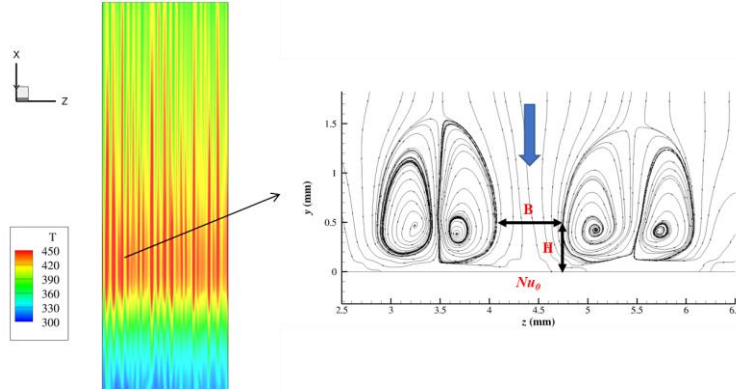


Figure 3: Temperature distribution at the ramp and vortex structure 48 mm behind ramp hing line

The heat flux variation induced by Görtler vortices is reported in Figure 3. It can be seen that the peak heating region is just adjacent to the reattachment region and the temperature near wall (the first grid point above wall) rises to more than 450 K. It also indicates that the vortices evolve on the ramp with a constant wavelength. The typical “mushroom” structures of Görtler vortices, located at the peak heating region, are also visible in Figure 3. With the help of a jet impingement model, the heat transfer between the two vortex pairs is examined. An empirical correlation was determined by Lytle and Webb (1994)

$$Nu_0 = 0.726 Re_\infty^{0.53} (H / B)^{-0.191}$$

where H donates the height of the smallest cross section of the impinging flow from wall, B donates the width of the cross section, Re_∞ is the local Reynolds number of the jet flow, and Nu_0 is the Nusselt number at the stagnation region. This can be compared with the corresponding numerical value of the Nusselt number determined by

$$Nu = \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_w B (T_\infty - T_w)^{-1}$$

The result of the comparison ($Nu_0 = 3.27$; $Nu = 3.34$) shows a good agreement of the jet impingement model with the numerical solution.

Reference

- Bushnell, Dennis M., and Leonard M. Weinstein. "Correlation of peak heating for reattachment of separated flows." *J. Spacecraft* 9.9 (1968): 1111-1112.
- Lytle, D., and B. W. Webb. "Air jet impingement heat transfer at low nozzle-plate spacings." *International Journal of Heat and Mass Transfer* 37.12 (1994): 1687-1697.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschall-Aerothermodynamik

Strömung- /Strukturgekoppelte Trajektoriensimulation am Beispiel von SHEFEX II

Dipl.-Ing. Marius Franze

DLR e.V., Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raum-
fahrzeuge

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Marius.Franze@dlr.de

SHEFEX, das **Sharp Edge Flight Experiment**, des DLR ist eine Studie für ein wiederverwendbares Wiedereintrittsfahrzeug, dass kostengünstige erdorbitale Mikrogravitationsexperimente anbieten kann. Der erwünschte Wiedereintritt macht es erforderlich, dass SHEFEX im gesamten Geschwindigkeitsbereich vom Start über Hyperschallwiedereintritt bis zur Landung stabil fliegt.

Um eine detaillierte Einflussanalyse über verschiedene Faktoren des Fluges anzufertigen wurde eine gekoppelte Fluid-/Struktur-/Flugmechanikprozesskette aufgebaut, siehe Abbildung 1. In dieser Arbeit werden Strömungs-/Strukturgekoppelte Simulationsergebnisse der ersten 60 Sekunden Freiflug von SHEFEX-II dargestellt.

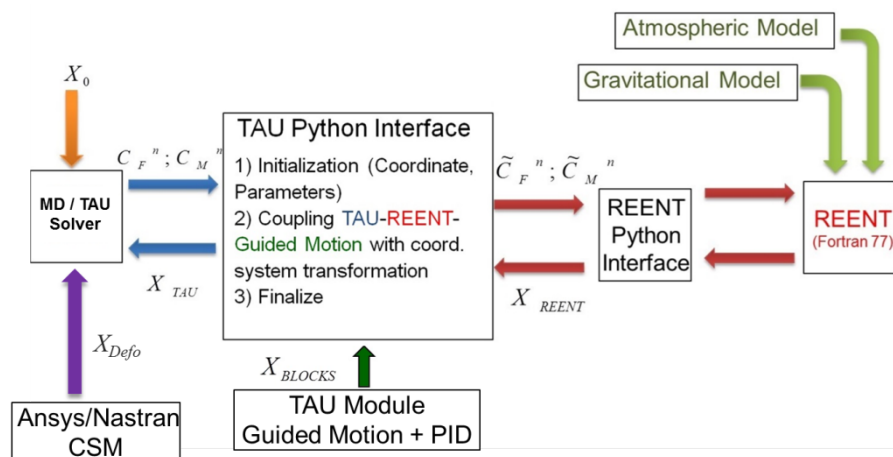


Abbildung 1: Schematische Darstellung der gekoppelten Prozesskette

Der aus den Messdaten extrahierte Flugvektor wird dabei auf die Geometrie aufgeprägt, ähnlich einer erzwungenen Oszillation. Die sich daraufhin ergebende Aerodynamische Last wirkt auf die Finnen am Heck von SHEFEX-II und verformen diese, je nach Flugzustand, stark.

Zu Beginn des Fluges ist die Geschwindigkeit und Spinrate noch gering, jedoch steigen beide über die Zeit bis hin zu ihrem Maximum und flachen weiterhin wieder ab, wenn die finale Rollrate erreicht ist und die Dichte stetig durch die steigende Flughöhe abnimmt. Dieser Verlauf ist in Abbildung 2 zu sehen. Hierfür kommt als Atmosphärenmodell ein Modell von Lübken und von Zahn zur Anwendung.^[1]

Gerade durch die Spinstabilisierung erfahren die Finnen von SHEFEX-II eine sehr hohe dynamische Last, welche sich auf die Verdrehung dieser auswirkt. Wie im kleinen Diagramm in Abbildung 3 zu sehen ist, drehen sich diese aus dem Wind heraus und sorgen so in einer gekoppelten Simulation mit elastischen Finnen dafür, dass

das effektive Rollmoment geringer wird als im starren Fall. Dies hat wiederum Auswirkungen auf die sich ergebende Flugbahn.

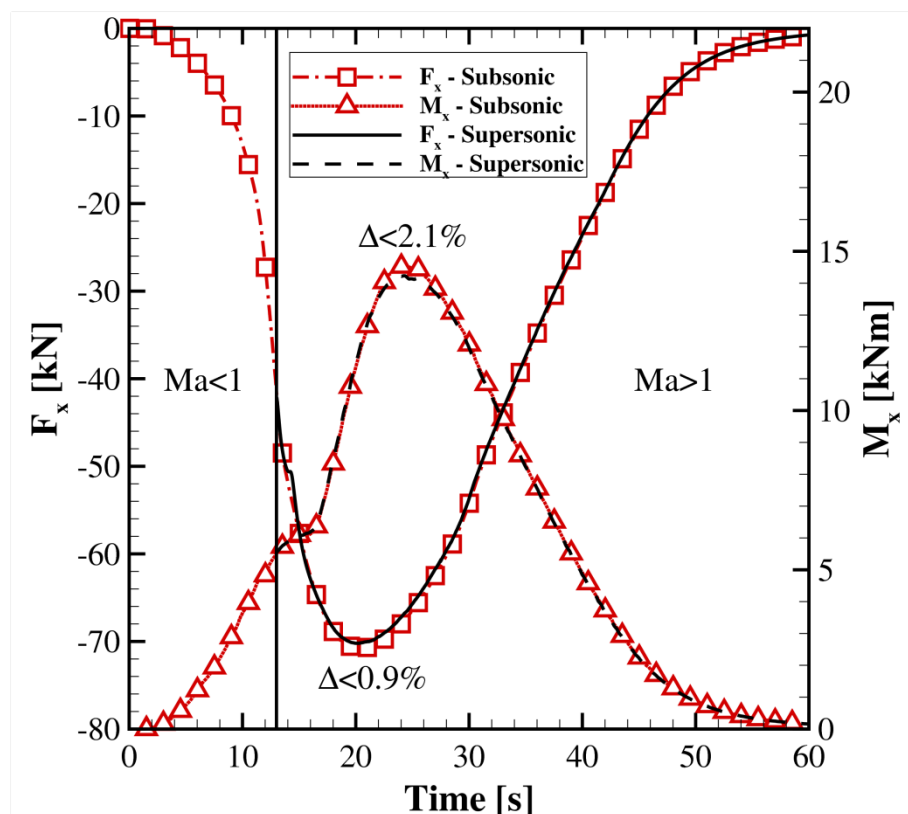


Abbildung 2: Widerstandskraft und Rollmoment über Flugzeit

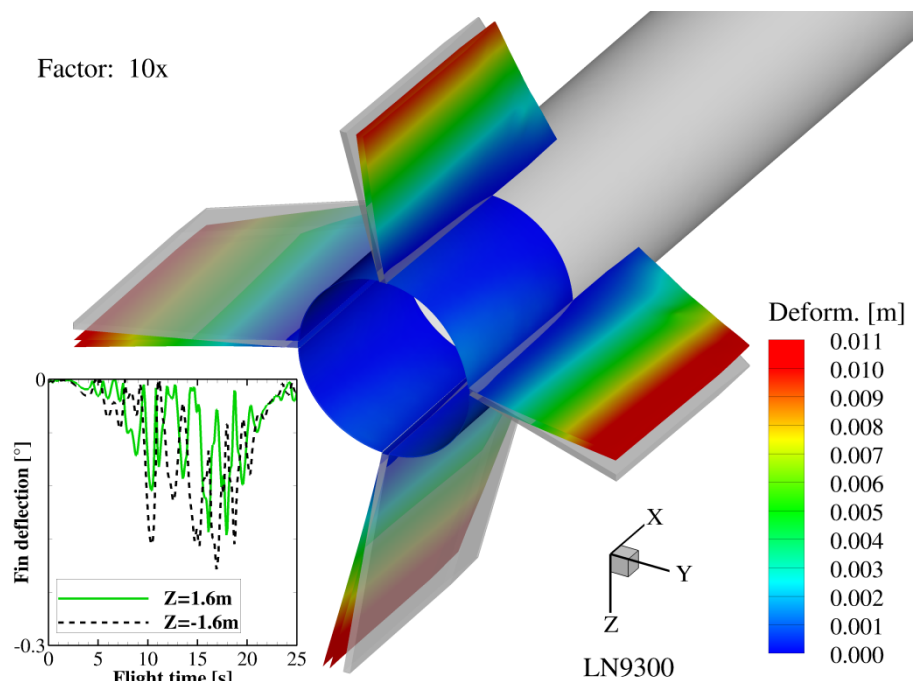


Abbildung 3: Maximale Finnendeformation und Finnenverdrehung über Flugzeit

[1] Lübken, F. J., Berger, U., and Baumgarten, G., "Temperature Trends in the Midlatitude Summer Mesosphere," *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, Vol. 118, 2013, pp. 13347–13360.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik DSMC-Simulation einer Wiedereintrittskonfiguration in verdünnter Hyperschall-Strömung

C. Hepp[†], M. Grabe[†], T. Schlegat[†], K. Hannemann[†]

[†] DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raumfahrzeuge
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, Christian.Hepp@dlr.de

Die aerodynamische Auslegung von Wiedereintrittskonfigurationen erfordert eine genaue Kenntnis der aerodynamischen Beiwerte für Hyperschallströmungen auch im Bereich nicht verschwindend kleiner Knudsenzahlen Kn (verdünnter Gasströmungen). In der Abteilung Raumfahrzeuge des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Göttingen wurden vor kurzen Kraftmessungen an stumpfen und scharfkantigen Wiedereintrittskonfigurationen durchgeführt, um den Einfluss der Gasdichte auf die aerodynamischen Beiwerte zu charakterisieren [1]. Mit der hier vorgestellten Arbeit werden einzelne Messergebnisse numerisch nachvollzogen.

Die Vergleichsrechnungen in dieser Arbeit wurden mit dem Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) Code SPARTA [2] durchgeführt. Der DSMC-Algorithmus stellt ein Partikelverfahren zur Lösung der Boltzmann-Gleichung dar und wird zur Berechnung verdünnter Gasströmungen verwendet [3]. Dabei wurden exemplarisch für eine scharfkantige Wiedereintrittskonfiguration (siehe Abbildung (1)) Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte für eine Knudsenzahl von $3.68 \cdot 10^{-3}$ und Machzahl von 11.16 bei Anstellwinkeln zwischen 0° und 50° ermittelt und mit den Messungen verglichen. Die Gitterzellen wurden in jeder Rechnung basierend auf der lokalen mittleren freien Weglänge der Strömungsteilchen verfeinert und es wurde ein Nächste-Nachbar-Algorithmus [4] zur Auswahl der Stoßpartner verwendet, der Einfluss von Simulationsparameter wie Wandtemperatur und Akkomodationskoeffizient wurde anhand einer Parameterstudie charakterisiert.

Um die aerodynamischen Beiwerte der Wiedereintrittskonfiguration mit einfachen und schnellen Mitteln in freimolekularer ($Kn \rightarrow \infty$) und hypersonischer Kontinuumsnäherung ($Kn \rightarrow 0$) effizient berechnen zu können wurde ein numerisches Werkzeug (*FreeNew*) entwickelt. Zur Validierung dieses Werkzeuges wurden aufwändigere, freimolekulare Rechnungen mit dem DSMC-Verfahren und Euler-Rechnungen mit dem DLR TAU-Code durchgeführt.

Abbildung (2) zeigt experimentell gemessene und mit DSMC berechnete Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sowie die Gleitzahl k aufgetragen gegen den Anstellwinkel α . Experimentelle Messungen sind bis 34° Anstellwinkel vorhanden, DSMC Berechnungen wurden bis 50° Anstellwinkel durchgeführt. In Abbildung (3) sind die Polaren C_A (C_W) jeweils für die experimentell bestimmten Beiwerte, die mit DSMC berechneten Beiwerte sowie die mit *FreeNew* berechneten Beiwerte in freimolekularer und hypersonischer

STAB

Kontinuumsnäherung dargestellt.

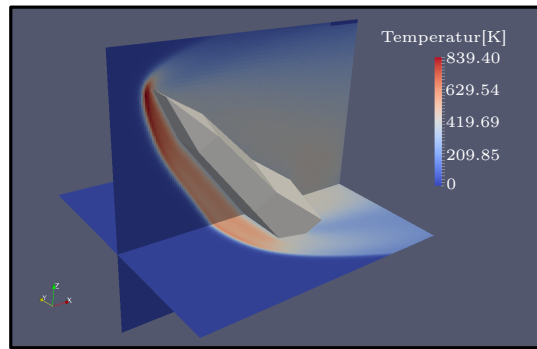


Abbildung 1: Berechnete Umströmung der scharfkantigen Wiedereintrittskonfiguration bei 50° Anstellwinkel.

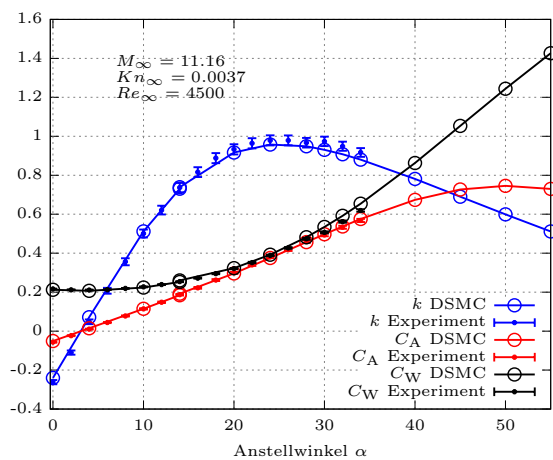


Abbildung 2: Auftriebs-, Widerstands- beiwert und Gleitzahl für verschiedene Anstellwinkel.

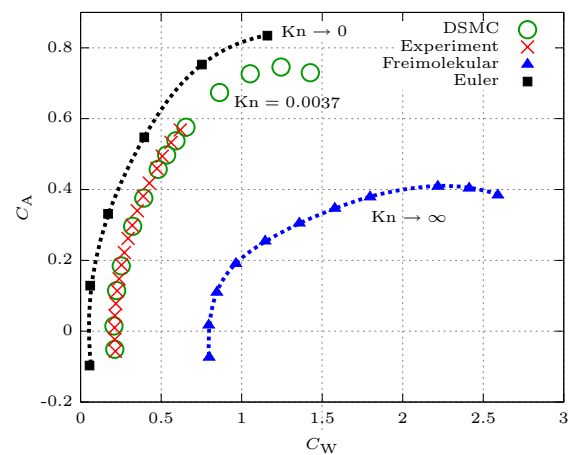


Abbildung 3: Berechnete und gemessene Polaren, sowie freimolekularer und hypersonischer Kontinuums-grenzwert („Euler“).

Literatur

- [1] T. Schlegat, Dissertation, JLU Gießen (unveröffentlicht)
- [2] Direct Simulation Monte Carlo: The Quest for Speed, M. A. Gallis, J. R. Torczynski, S. J. Plimpton, D. J. Rader, and T. Koehler, Proceedings of the 29th Rarefied Gas Dynamics (RGD) Symposium, Xi'an, China, July 2014
- [3] Bird, G. A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows. 1994. Clarendon.
- [4] M. A. Gallis, J. R. Torczynski, Effect of Collision-Partner Selection Schemes on the Accuracy and Efficiency of the Direct Simulation Monte Carlo Method, International Journal for Numerical Methods in Fluids, 67(8):1057-1072. DOI:10.1002/fd.2409 (2011)

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Simulation of Fluid Structure Interaction in Overexpanded Cold Gas Rocket Nozzles using the DLR TAU Code

Sebastian Jack

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik e. V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raumfahrzeuge
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
Sebastian.Jack@dlr.de

During the transient startup and shutdown process of a rocket engine high side loads occur, due to unsymmetrical flow patterns. The resulting deformation, and its retroactive effect onto the internal flow, may excite the nozzle structure and can lead to its fatal damage. Flow separation at the nozzle wall amplifies the deformation.

To simulate the unsteady interaction between the internal separated flow within a rocket engine nozzle and the deformation of its structure, a tightly coupled partitioned method between the computational fluid dynamics code DLR-TAU and the structural analysis software MSC Nastran has been extended. A description of the basic method, including its validation for panel flutter test cases, was published by Alder [1]. This method has been enhanced to meet the requirements of a nozzle simulation, e.g. the interpolation of inner and outer forces and the conservation of the structure's wall thickness.

TAU is a finite volume solver that solves the instationary Reynolds-averaged Navier Stokes equations (RANS). For comparability to earlier simulations and experimental data [2] Nitrogen as perfect gas was used as fluid model. To close the equation system a Reynolds stress (RSM) turbulence model was used, which has proven to perform well for the simulation of separated flows in cold gas nozzles [2]. For a more detailed description of the applied numerical methods (e.g. the used turbulence model or coupling scheme), see [3].

To reduce the problems complexity and to make underlying effects observable and especially measurable, the present work, as well as all preceding investigations, have focussed on subscale TIC nozzles. While other authors (e.g. Östlund or Frey) have proven that these assumptions are valid to investigate the effects within the fluid domain, there is little comparable unrestricted information available for the structural properties of rocket engine nozzles. The geometry and eigenmode information of the Vulcain nozzle extension prototype HM60 published by Nyden and Rosendahl [4] has been used as a reference for scalability considerations. Similar to the used structure mesh, the geometry has been modelled by shell elements with a constant analogue thickness. Figure 1 shows the comparison of the eigenfrequencies (f) of the original HM60 nozzle and the analogue model for different circumferential (n) and axial (m) wavenumbers. To compensate for the neglected stiffeners and hollow tube structure the shell thickness has been increased until the eigenfrequencies fit the reference values (see right side of Figure 1, where ϕ and δ are the analogue model's frequency and thickness normalized by their original counterpart). The analogue model shows good overall agreement for a thickness around $\delta \approx 9$ for the ovalization and triangulization mode, while there are bigger thickness-independent deviations for the bending mode. The eigenfrequency of this mode is dominated by the complex design of the load transmitting cone of the nozzle that has been neglected and reduced to a simple clamping boundary condition. Besides this principal deviation, the used analogue model reproduces the nozzles structural behavior. A subscale nozzle, with eigenfrequencies scaled by the ratio of the residence times of a flow particle in the flexible nozzle section, manufactured from glass-fiber reinforced plastic, has been used for all further investigations.

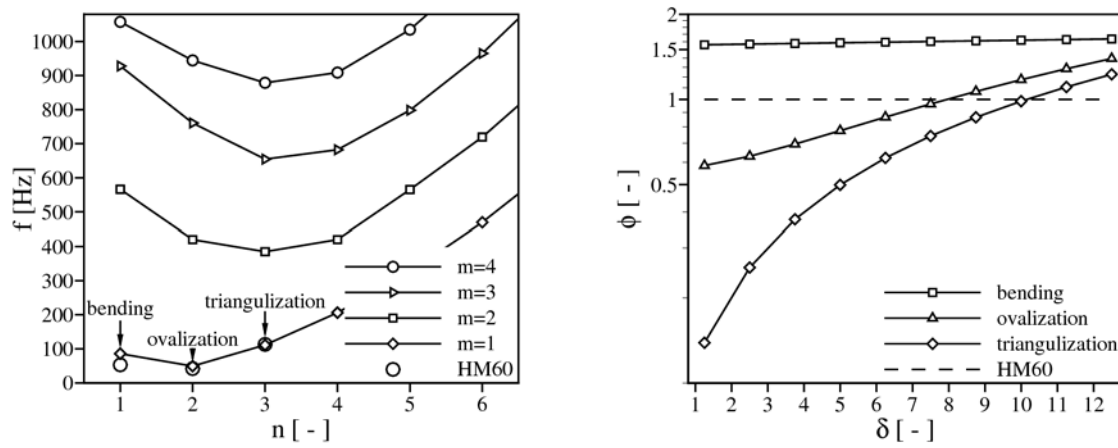


Figure 1 Comparison of original [4] and analogue model results (left) and wall thickness influence on the eigenfrequency (right) for the HM60 nozzle extension

The internal separation shock within the overexpanded nozzle causes a high axial pressure gradient that leads to a local deformation around the shock. This deformation produces axial waves that move along the nozzle wall in up- and downstream direction. These axial waves produce a peak at approximately 9kHz in the fast Fourier transformation of the displacement at three representative points A, B, C at the nozzle's surface (see right side of Figure 2). Since the wall pressure change and the exciting deformation feature a position-dependent phaseshift the fluid performs work on the wall structure. The history of this work, integrated over the complete domain interface, has been used as a stability criterion for the coupled system. The left side of Figure 2 shows the logarithmic decrement (Λ) of an exponential function fitted to the work. For shell-thicknesses $t_w > 1.0\text{mm}$, the coupled system is stable ($\Lambda < 0$), while thinner nozzle structures tend to excite the system and show a diverging amplitude of the triangular shaped eigenmode (peak at 550Hz in the FFT in Figure 2).

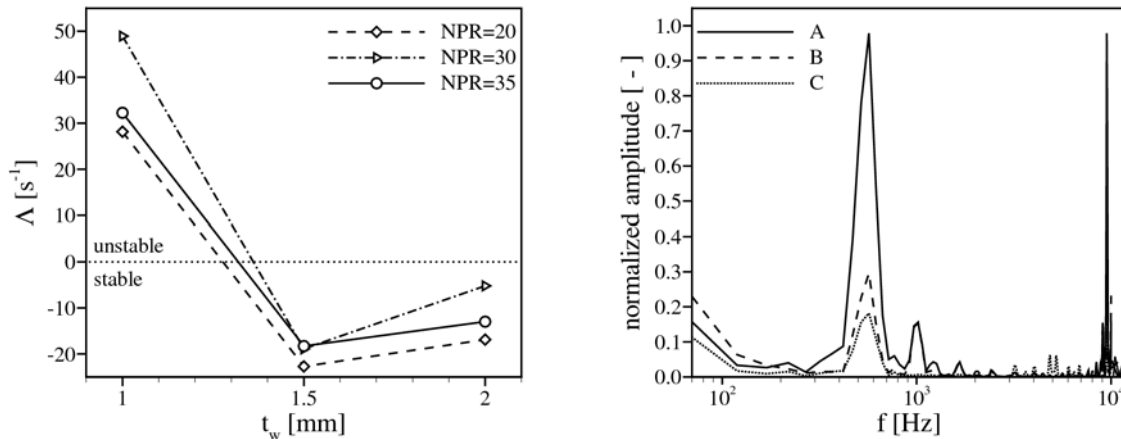


Figure 2 Logarithmic decrement (Λ) over structures wall thickness (t_w) for different nozzle pressure ratios (NPR) (left) and FFT (right) of work performed on the structure by the fluid

The chosen sub scale nozzle model is assumed to be manufactured from glass-fiber reinforced plastic with a wall thickness of at least 1.0mm with relevant structural and aeroelastic eigenfrequencies below 2.0 kHz. Both scales seem realistic to produce and measure within a testbench environment.

- [1] Alder, Development and Validation of a Fluid–Structure Solver for Transonic Panel Flutter, AIAA Journal, 53(12):3509–3521, December 2015
- [2] Jack and Génin, Flow Separation Study in Stiff Ovalized Rocket Nozzles, Part II: Numerical Approach, Joint Propulsion Conference, Orlando, USA, July 2015
- [3] Jack and Oswald, Simulation of Fluid Structure Interaction in Overexpanded Cold Gas Rocket Nozzles using the DLR TAU Code, EUCASS 2017, Milan, Italy, July 2017
- [4] Nyden and Rosendahl, Development of the HM60-Vulcain Nozzle Extension, Joint Propulsion Conference, Sacramento, USA, June 1991

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschall

Impact of Temperature Sensitive Paint Degradation on its Application in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen, HEG in Hypersonic High Temperature Flows

Jan Martinez Schramm

Jan.Martinez@dlr.de

Jannik Jauch

Jannik.Jauch@dlr.de

DLR Göttingen

Bunsenstrasse 10

37073 Göttingen

Computational fluid dynamics methods provide increasingly powerful possibilities for the simulation of supersonic and hypersonic configurations. Nevertheless, the difficulties in the accurate modeling of high-temperature effects in chemically reacting flows, boundary-layer transition and shock-wave/boundary-layer interactions, mean that ground-based testing will remain an important tool for evaluating the heating levels encountered by high-speed vehicles for the foreseeable future. One of the most important parameters in thermal protection system design of a spacecraft traveling at hypersonic speeds is the accurate quantification of the surface heat flux (Bertin and Cummings, 2006). Traditional surface-mounted temperature sensors such as thermocouples and thin film gauges have been widely used in wind tunnel tests and fundamentals of their application have been reported already over 40 years ago (Schultz and Jones (1973)). Modern thermocouples and thin film gauges have response times on the order of a few μs , and thus the recorded temperature data can be sampled with a high temporal resolution; typically 1 MHz. Conventional heat-flux sensors, such as thin-film gauges and thermocouples, have been employed successfully in hypersonic wind tunnels in general and also in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) for a few decades. However, the spatial resolution is less satisfactory: the packing density is limited by the sensor size and a great amount of expertise is needed to mount sensors on narrow geometries (e.g. sharp leading edges or corners). In addition, the installation of large numbers of transducers results in complicated wiring and high costs for amplification and recording. The clear advantages of temperature sensitive paints (TSPs) over classical temperature measurement techniques are the non-intrusive measurement approach and the high spatial resolution. The spatial resolution is only limited by the optical system applied to visualize the paint layer. TSPs have been applied to hypersonic flows (Hubner (1999), Hubner(2002), Nakakita (2003), Nagai (2008)). A TSP (see Figure 1) consists of a luminescent molecule, the luminophore, dissolved in a suitable binder and applied to the surface of the body to be inspected. When illuminated with light at appropriate wavelengths, the intensity of the emitted light of the color is reciprocal dependent on the mean temperature of the luminophores in the TSP layer. Thus, the emission intensity recorded by an imaging device can be related to the temperature at any visualized location on the surface during an experiment in HEG. The heat transfer rate can subsequently be determined from the time evolution of the temperatures on the surface. The laser dye 4-Methylumbelliferone, 4MU has been investigated for the application in HEG (Martinez and Edzards (2017)) and has already been applied at flow speeds of 2 km/s (Ozawa 2014) and at 6 km/s (Martinez and Edzards (2017)), here, within a feasibility study. Special care has been taken to bring the technique up to recording frequencies to the ranges needed to derive time resolved heat fluxes within a few milliseconds of test time in HEG.

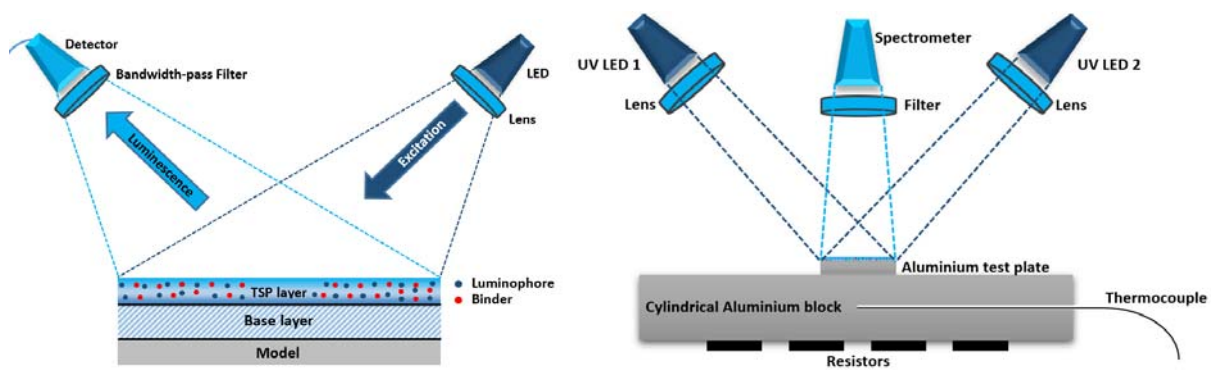


Figure 1: Schematics of the TSP measurement technique and calibration apparatus (Martinez (2017)).

Among a lot of matters that have to be considered, e.g. linearity, repeatability and accuracy, response time, light yield, the degradation of the TSP layer has been identified to be of importance with respect to the practical applicability in the HEG. The degradation with respect to time (natural degradation) has been measured, calibrated and quantified. The paper will discuss the results and the impact on the usability of 4MU in a large scale and short duration facility like HEG.

References

Bertin J, Cummings R (2006) : Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. *Annu Rev Fluid Mech* 38:129–157

Hubner JP, Carroll BF, Schanze KS, Ji HF, Holden MS (1999) : Temperature- and Pressure-Sensitive Paint Measurements in Short-Duration Hypersonic Flow. *AIAA Paper* 99-0388

Hubner JP, Carroll BF, Schanze KS (2002) : Heat Transfer Measurements in Hypersonic Flow Using Luminescent Coating Techniques. *AIAA paper* 2002-0741

Ozawa H, Laurence SJ, Martinez Schramm J, Hannemann K (2014) : Fast-response temperature-sensitive-paint measurements on a hypersonic transition cone, *Experiments in Fluids*, Vol 56, No 1, pp1853, 7.12.2014, issn=1432-1114, doi=10.1007/s00348-014-1853-y

Liu T, Campbell BT, Sullivan JP (1995) : Accuracy of Temperature-Sensitive Fluorescent Paint for Heat Transfer Measurements. *AIAA Paper* 95-2042

Martinez Schramm J, Edzards F, Hannemann K (2017) Calibration of Fast-Response Temperature Sensitive Paints for their Application in Hypersonic High Enthalpy Flows, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XI, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Editors: Andreas Dillmann, Gerd Heller, Ewald Krämer, Rolf Radespiel, Claus Wagner, Springer

Martinez Schramm J, Edzards F, Hannemann K. (2017) Development of Ultra-fast Temperature Sensitive Paints for Hypersonic High Speed Flows, *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences*, (AIAA 2017-2211)

Nagai H, Ohmi S, Asai K (2008) : Effect of Temperature-Sensitive-Paint Thickness on Global Heat Transfer Measurement in Hypersonic Flow. *J Thermophysics and Heat transfer* 22(3):373-381

Nakakita K, Osafune T, Asai K (2003) Global Heat Transfer Measurement in a Hypersonic Shock Tunnel Using Temperature-Sensitive Paint. *AIAA Paper* 2003-0743Liu T, Campbell BT, Sullivan JP (1995) : Accuracy of Temperature-Sensitive Fluorescent Paint for Heat Transfer Measurements. *AIAA Paper* 95-2042

Schultz DL, Jones TV (1973) : Heat transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. *AGARD-AG-165*

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fluid & Thermodynamik

Numerical investigation of the wall contact angle influence on the movement of free surfaces in launch vehicle upper stage tanks

L. Meyer, D. Keiderling, K. Hannemann

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

The understanding of the behavior of liquids under reduced gravity is crucial for the development of spacecrafts like launch vehicles or satellites. If the vehicle undergoes different acceleration states, e.g. a spacecraft that enters into a ballistic flight phase at the end of a thrust period, specific effects can be observed. The propellant reorients in a partially filled tank due to the new acceleration state. The liquid propellant contributes a major part to the total mass of a rocket system so the reorientation leads to a shift of the center of gravity. This behavior is an important input for the control system.

In addition, the motion of liquid propellants can lower the performance of the feed system. In the worst case this can lead to a total failure of the system. Therefore, several studies have been conducted to better understand liquid sloshing. Especially in a low-gravity environment gathering experimental data requires great effort and financial support. The numerical simulation requires less resources and is safer than the experiment therefore it is an appealing alternative.

In this study, different correlations modelling a dynamic contact angle including contact angle hysteresis are implemented in the incompressible branch of the DLR TAU code. The sloshing of the two phase flow is modeled with the volume of fluid (VOF) method implemented in TAU by Gauer [1]. In the original implementation the contact angle is modeled by a static contact angle.

The influences of the different models on the results of the simulations are investigated and compared to each other. The numerical results are subsequently compared to experimental data gained from two different drop tower experiments performed by Michaelis et. al [2]. The two experiments differ in the dynamic viscosity and hence in the behavior of the test fluids. In these experiments a reorientation of the free liquid surface takes place. The behavior of the contact line between the free surface and the tank wall influences the behavior of the flow. The situation in the experiment is comparable to a spacecraft in orbit at the end of a thrust-phase.

Calculations with the original implementation by Gauer [1] are compared with experimental data. This comparison is shown in figure 1 for the plot of the position of the contact line at the wall. The results calculated with a static contact angle differ strongly from the experimental data.

Comparing the influences of the different models for a dynamic contact angle it can be seen that the mere implementation of a model for the dynamic contact angle is not sufficient in order to produce numerical results that agree well with the experimental data. The inclusion of a hysteresis function reduces the differences between the numerical and the experimental results.

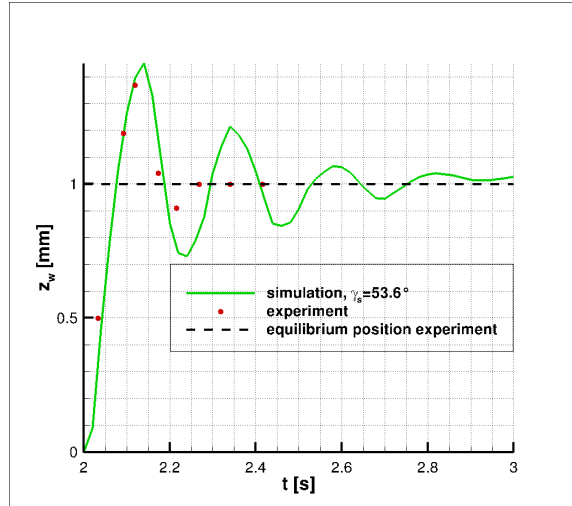


Fig. 1. Comparison of the position of the contact line at the wall between a numerical simulation with a static contact angle and experimental results

With the implemented function for the dynamic contact angle including contact angle hysteresis a significant improvement of the results of the simulations is achieved compared to the results gained by simulations with a static contact angle. This can be seen in figure 2 where a comparison of the contact line at the wall calculated with a hysteresis correlation as well as experimental data is shown.

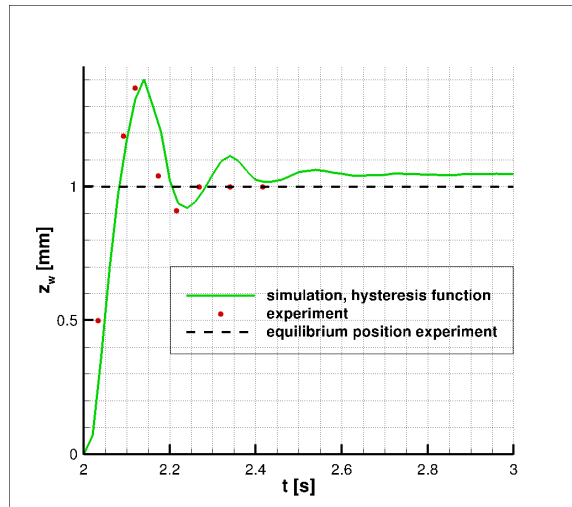


Fig. 2. Comparison of the position of the contact line at the wall between a numerical simulation with a hysteresis function and experimental data

References

- [1] Markus Gauer. Simulation of the sloshing behaviour of two-phase flows in cryogenic rocket upper stages. 2013.
- [2] M. Michaelis and M.E. Dreyer. Test-case no 31: Reorientation of a free liquid interface in a partly filled right circular cylinder upon gravity step reduction (pe). *Multiphase Science and Technology*, 16(1-3), 2004.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Vergleichende Analysen von verdünnten Raumfahrzeug-Umströmungen in der Hochatmosphäre

Peter Noeding

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

Martin Konopka

ArianeGroup GmbH, Airbus-Allee 1, martin.konopka@ariane.group

Paul Nizenkov

Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart, nizenkov@irs.uni-stuttgart.de

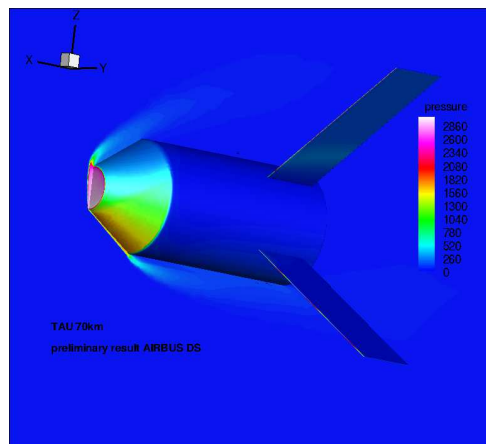
Einführung

Künftige nicht wieder verwendbare Raumfahrzeugsysteme sollten bereits in ihrem Entwurf die Notwendigkeit berücksichtigen, einen kontrollierten, destruktiven Eintritt in die Erdatmosphäre nach Missionsende zu erlauben, um einer weiteren Vermehrung des "Raumschrotts" in den wichtigsten Umlaufbahnen für Satelliten und andere Raumfahrzeuge vorzubeugen.

Um die destruktive Zerlegung des Fahrzeugs und den geographischen Bereich, wo die entstehenden Fragmente auf der Erde auftreffen, hinreichend gut vorherbestimmen zu können ist eine möglichst genaue aerothermodynamische Analyse (aerodynamische Beiwerte, aerokinetische Aufheizung) der Fahrzeuge bereits in der noch dünnen Hochatmosphäre erste Voraussetzung.

Eine Initiative der ESA strebt daher die Schaffung einer aerothermodynamischen Datenbasis für typische Geometrien und Flugbahnbedingungen an.

Der Raumfahrtstandort Bremen von *Airbus Defence and Space* und *ArianeGroup* beteiligt sich derzeit an diesen Aktivitäten mit aerothermodynamischen Berechnungen zu einem ATV - ähnlichen Versorgungsfahrzeug-Konzept für die Raumstation.



ATV-ähnliches Versorgungsfahrzeug für die Raumstation ISS (TAU Code CFD-Analyse - berechnete Druckverteilung in 70 km Höhe)

Vergleichende Analysen zur Aerothermodynamik eines ATV-ähnlichen Raumfahrzeugs mittels CFD, DSMC und Oberflächeninklinationsmethoden

Drei verschiedene methodische Ansätze kommen bei den Analysen zum Einsatz:

1. Oberflächeninklinationsmethoden erlauben die "schnelle" Berechnung der aerodynamischen Beiwerte auf Basis einer reinen Oberflächendiskretisierung der Fahrzeuggeometrie aber entsprechen nicht immer den Genauigkeitsanforderungen:
Der Airbus DS - intern hierzu entwickelte Code HyperTransflow-N (HTF) deckt den Bereich zwischen freier Molekularströmung und Kontinuumsströmung via Bridgingfunktionen ab.
2. DSMC-Methoden sind unverzichtbar für genaue Analysen jenseits von Knudsenzahlen, welche die Annahme einer Kontinuumsströmung noch erlauben:
Dafür steht Airbus DS/ArianeGroup der von der Universität Stuttgart (Institut für Raumfahrtssysteme/ Institut für Aerodynamik und Gasdynamik) ständig weiter entwickelte Code "PICLas" zur Verfügung.
3. CFD - Methoden (Navier-Stokes-Löser) können höhenabhängig erst in etwas dichteren Atmosphärenschichten Verwendung finden, sobald sich die Annahme einer Kontinuumsströmung rechtfertigen lässt, sind in diesem Bereich aber dann wesentlich rechenzeit-ökonomischer als DSMC:
Hier findet der DLR TAU-Code für die vorgestellten Analysen Verwendung.

Die Präsentation wird in Zusammenhang mit der vorgestellten Anwendung auf die Eingrenzung von Anwendbarkeit vs. Genauigkeitsanforderungen für die genannten aktuellen Analyse-Werkzeuge eingehen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik Aerothermal Analysis of Reusable First Stage Launcher during Re-Entry Retro-Propulsion

F. Zilker[†], T. Ecker[†], E. Dumont^{*}, K. Hannemann[†]

[†] DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raumfahrzeuge
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, franziska.zilker@dlr.de

^{*} DLR, Institut für Raumfahrtssysteme, Robert-Hooke Str. 7, Bremen

Reusable launch vehicles could have a huge impact on the launch service market if reliability and low refurbishment costs can be realized. DLR is currently working on a study comparing different reusable first stages.

Traditional passive re-entry methods, as well as retro-propulsion of capsules during extraterrestrial entries and landings have been extensively studied in the past. Whereas supersonic retro-propulsion of returning launch vehicles, such as operated by SpaceX, has rarely been a topic of scientific research. Ecker et al. [1] and Dumont et al. [2] presented an aerothermal analysis for reusable first stage launchers which determines the heat loads during re-entry retro-propulsion using Computational Fluid Dynamics (CFD).

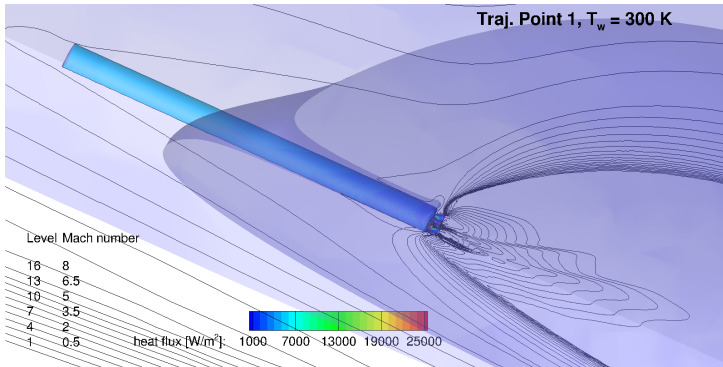


Fig. 1. Plume-body interaction at a height of 68 km and $M = 9.5$. Blue and dark-blue represent plume iso-surfaces of engine exhaust mass fractions of 0.3 and 0.7 respectively [2]

In this study their analysis is extended by evaluating the thermal loads on the vehicle wall, baseplate and nozzle during the retro-propulsion maneuver. Therefore, several numerical studies on the flowfield around the vehicle are carried out at different points of the retro-propulsion trajectory. An exemplary flow around the vehicle during retro-propulsion is shown in Fig. 1.

To discern and evaluate the influences of the modeling approach on the 3D flow structure, some

preliminary studies on 2D supersonic nozzle and plume flows were conducted.

The flowfield around the vehicle during descent was simulated via the RANS approach using the DLR in-house code Tau. For turbulence modeling the one-equation Spalart-Almaras eddy viscosity model was applied. The computational domain consists of a quarter slice of the launch vehicle without combustion chamber and nozzle flow being modeled. The combustion process of H_2/O_2 and the gas expansion in the nozzle were calculated separately from the 3D simulations using Cantera and Tau. The obtained exit profile was then applied at the nozzle exit as a Dirichlet boundary condition.

The retro-propulsion boost starts at around 68 km (243 s), lasts approximately 35 s (till 36.9 km) and covers a M range from 9.5 to 4.5. At seven distinct points, covering the whole retro-boost trajectory, RANS simulations were conducted to establish the heat flux database adapted from [1].

This database provides the necessary input for the aerothermal analysis of the vehicle shell.

For the analysis the heat transfer database is coupled with a simple lumped mass model solving a 0D heat transfer equation to estimate the wall temperature (cf. Fig. 2).

The time dependent evolution of the wall temperature along the trajectory is shown in Fig. 3. The section with the highest surface temperature is the part containing the LH2 tank where the side wall thickness is the lowest.

The existing heat flux database is extended with more detailed investigations on the baseplate and nozzle heat loads. Furthermore, different combustion chamber conditions are examined, nozzle cooling is applied and the database is validated.

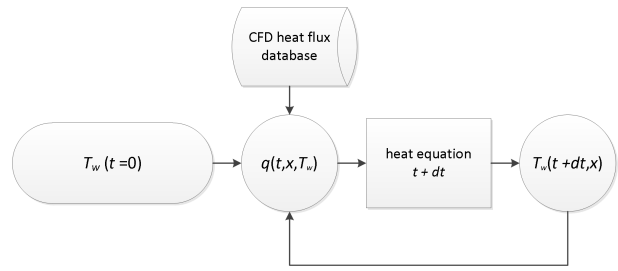


Fig. 2. Coupling of the aerothermal database and the simple lumped mass model

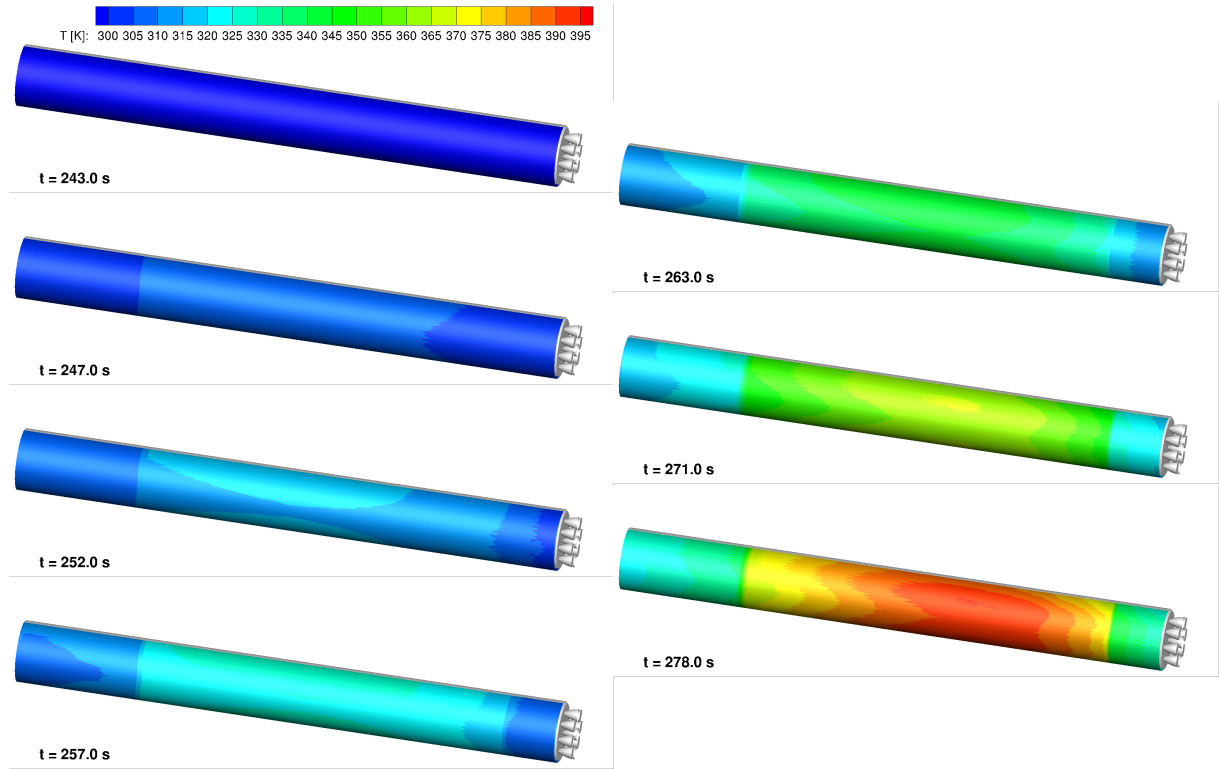


Fig. 3. Evolution of T_{Wall} during retro-propulsion [2]

References

- [1] T. Ecker, S. Karl, E. Dumont, S. Stappert and D. Krause. A Numerical Study on the Thermal Loads During a Supersonic Rocket Retro-Pulsion Maneuver. In *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2017.
- [2] E. Dumont, S. Stappert, T. Ecker, J. Wilken, S. Karl, S. Krummen and M. Sippel. Evaluation of Future Ariane Reusable VTOL Booster Stages. To be published at the 68th International Astronautical Congress (IAC), 2017.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Laminar-turbulente Transition unter instationären Anströmbedingungen: Freiflugexperimente

T. Nemitz¹, J. Romblad², C. Tropea¹,

¹Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt, 64347 Griesheim

²Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
70550 Stuttgart, nemitz@sla.tu-darmstadt.de

Einleitung: Die Laminarhaltung der Tragflügelumströmung und die damit einhergehende Reduktion des Widerstands ist ein wichtiger Baustein zur Effizienzsteigerung von zukünftigen Flugzeugen. Die Transition der Grenzschicht wird dabei in der Regel mit Hilfe der semiempirischen e^N -Methode von van-Ingén [3] berechnet. Diese hat im Laufe der Zeit zahlreiche Verbesserungen erfahren, u.a. eine Erweiterung von Mack, die den Turbulenzgrad eines Windkanals berücksichtigt [1]. Reeh [2] hat untersucht, inwieweit atmosphärische Turbulenz die Transitionsentwicklung beeinflusst und konnte erste wichtige Erkenntnisse gewinnen.

Im Verbundprojekt „Laminar-turbulente Transition unter instationären Anströmbedingungen“ im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo) soll ein tieferes Verständnis des Einflusses der atmosphärischen Turbulenz auf den Transitionsvorgang erreicht werden, um eine Grundlage für eine Weiterentwicklung von Vorhersagemethoden für die Transition im Freiflug zu bilden. Hierzu werden Freiflugversuche (SLA TU Darmstadt) mit Windkanalversuchen und direkter numerischer Simulation (IAG Uni Stuttgart) kombiniert. Die Freifluguntersuchungen unter realistischen Bedingungen sind dabei die Basis für einen Vergleich und weitergehende Untersuchungen unter kontrollierten Bedingungen im Windkanal und der Numerik.

Im ersten Schritt soll durch die hier dargestellten Flugversuche soll die Vergleichbarkeit von Flug- und Windkanalversuch sichergestellt werden.

Versuchsaufbau: Die Flugversuche werden mit einem Motorsegler G109b der TU Darmstadt durchgeführt. Dabei wird ein Flügelhandschuh (Profilform: MW-166-39-44-43, Sehnenlänge 1350 mm), der die Messtechnik aufnimmt, auf dem Flügel des Versuchsflugzeugs montiert. Die Untersuchungen werden im Gleitflug je nach Anstellwinkel bei Geschwindigkeiten von $U_\infty = 40 - 50$ m/s durchgeführt, wodurch sich $Re \approx 3.8 \cdot 10^6$ ergibt. Die Druckverteilung auf Druck- und Saugseite des Profils wurde mit einer CANDAQ-Einheit in Kombination mit einem differentiellen 64-Kanal-Druckaufnehmer gemessen. Ein Ausleger, an dessen Ende ein $5\text{ }\mu\text{m}$ -X-Draht montiert ist, ermöglicht in Verbindung mit miniaturisierten Hitzdrahtbrücken die Messungen der Geschwindigkeitsfluktuationen vor dem Handschuh und damit die Bestimmung des Spektrums der atmosphärischen Turbulenz.

Ergebnisse: Aus den Untersuchungen von Reeh [2] ist bekannt, dass die Transitionslage auf der Saugseite nahezu konstant ist, während auf der Druckseite starke Schwankungen auftreten können. Daher konzentrieren sich die Untersuchungen im Verbundprojekt auf die Grenzschichtentwicklung auf der Druckseite. Der erste Schritt für den Vergleich der Windkanal- und Flugexperimente ist der Vergleich der Druckverteilung an Handschuh und Windkanalmodell. Dieser ist für den Referenzfall von $\alpha = -1.4^\circ$ in Abb. 1 dargestellt.

Während es für die Experimente Abweichungen bezüglich der XFoil-Lösung und im Bereich der Profilnase gibt, zeigt der entscheidende Parameter für die Grenzschichtentwicklung, der Druckgradient auf der Druckseite im Bereich $x/c = 0.1 - 0.5$ gute Übereinstimmung.

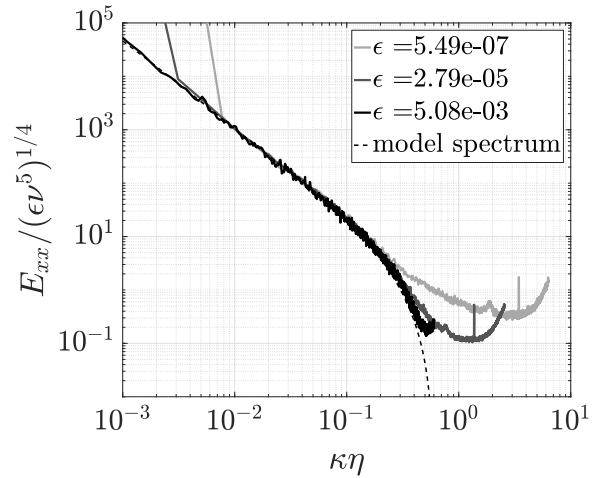
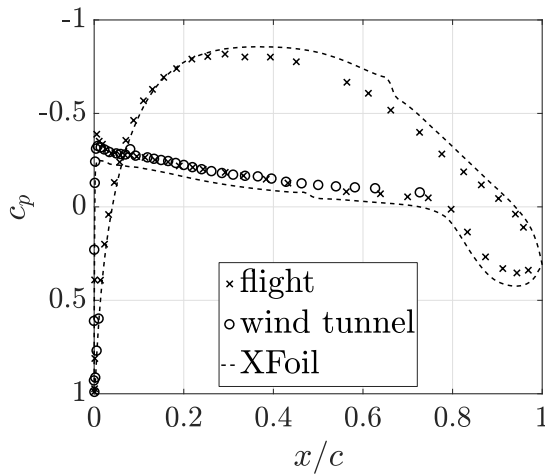


Abbildung 1: Vergleich der Druckverteilung am Windkanalmodell und Flügelhandschuh
Abbildung 2: normalisierte Turbulenzspektrum für den Flugversuch

Die Energiedissipationsrate ϵ beschreibt die Stärke der atmosphärischen Turbulenz. Abb. 2 zeigt normalisierte Turbulenzspektren für verschiedene Werte von ϵ über der normierten Wellenzahl im Vergleich mit dem Modellspektrum nach Kolmogorov. Im Inertialbereich fallen alle gemessenen Spektren zusammen. Für sehr niedrige Dissipationsraten kann das verwendete Hitzdrahtmesssystem die kleinen Skalen im Dissipationsbereich der Turbulenz nicht abbilden, während dies für höhere Dissipationsraten gut gelingt.

Abb. 3 zeigt den Vergleich ausgewählter Fälle für Windkanal und Flugversuch über der Frequenz. Zusätzlich ist der Frequenzbereich, in dem Tollmien-Schlichting-Wellen für den Referenzfall auftreten, dargestellt. Im Windkanal ist die Dissipationsrate über ein Gitter mit Druckluft variierbar. Im Frequenzbereich der TS-Wellen wird Übereinstimmung im Turbulenzspektrum zwischen Windkanal- und Flugversuch erzielt.

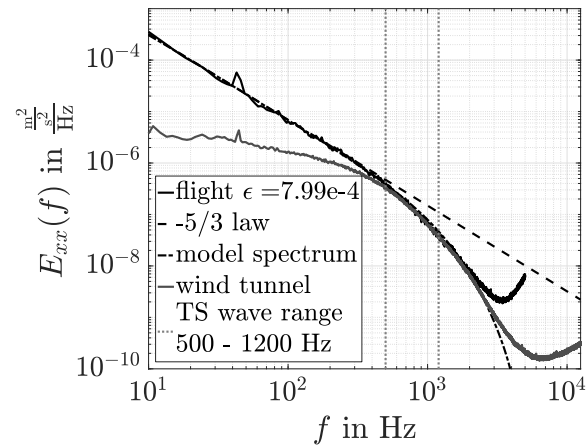


Abbildung 3: Vergleich des Turbulenzspektrums zwischen Flug- und Windkanalmessung

Ausblick: In der aktuellen Flugmesskampagne wird der Handschuh zur Erfassung der Grenzschichtentwicklung auf der Druckseite mit einem Mikrofonarray ausgerüstet.

Literatur:

- [1] L. M. Mack. *Transition and laminar instability*. NASA-CP-153203 Forschungsbericht. 1977.
- [2] A. D. Reeh und C. Tropea. "Behaviour of a natural laminar flow aerofoil in flight through atmospheric turbulence". In: *Journal of Fluid Mechanics* 767 (März 2015), S. 394–429. ISSN: 1469-7645.
- [3] J. Van Ingen. "The eN method for transition prediction: Historical review of work at TU Delft". In: *AIAA* 3830 (2008).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Laminarhaltung und Transition

Widerstandsreduzierung von kompressiblen, turbulenten Grenzschichten durch gleichmäßiges Ausblasen (Uniform Blowing) mit unterschiedlichen Temperaturen

P. Oertel, C. Wenzel, U. Rist

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

Zur Minderung des Reibungswiderstandes D_R turbulenter Strömungen hat sich das gleichmäßige Ausblasen (Uniform Blowing, UB) in wandnormaler Richtung durch poröse oder perforierte Oberflächen als aussichtsreiche Möglichkeit erwiesen. Dabei wird Masse in die Grenzschicht (GS) eingebracht, die den Geschwindigkeitsgradienten an der Wand $dU/dy|_w$ und damit die lokale Wandschubspannung τ_w verringert

$$D_R = \int_0^X \tau_w dx \quad \text{mit} \quad \tau_w = \mu_w \left. \frac{dU}{dy} \right|_w. \quad (1)$$

Die positiven Auswirkungen auf den lokalen Widerstandsbeiwert c_f inkompressibler Simulationen turbulenter Plattengrenzschichten ohne Druckgradient (ZPGTBL mit UB) wurden unter anderem von Kametani & Fugata [1] für unterschiedliche Ausblasegeschwindigkeiten mittels DNS untersucht. Bereits minimale Ausblasegeschwindigkeiten ($v_{UB} = 0,1\%U_\infty - 1\%U_\infty$) hatten deutliche Effekte auf den c_f -Verlauf. Bei einer Gegenüberstellung von Ausblaseaufwand (verlustfreier Ausblasemechanismus) und Reibungswiderstandsreduktion konnte zudem eine positive Bilanz ermittelt werden, die die Sinnhaftigkeit des vorgestellten Ansatzes belegt.

Die oftmals angeführte Diskrepanz zwischen der sich durch die Auslasung vergrößernden Impulsverlustdicke – die meist als direktes Maß für den Reibungswiderstand interpretiert wird – und dem sich gleichzeitig verkleinernden Widerstandsbeiwert c_f geht auf die ursprünglichen Herleitung der Impulsverlustdicke θ zurück. Wird diese um einen zusätzlichen Ausblaseterm ergänzt ergibt sich eine verkleinerte Impulsverlustdicke (siehe Wenzel & Rist [4]).

In der Literatur sind bereits zahlreiche Untersuchungen zur Reibungswiderstandsreduzierung mittels UB wie beispielsweise das schlitweise Ausblasen zu finden (Kametani *et. al.* [3]). Auch wenn sich für inkompressible Strömungen keine Vorteile gegenüber dem flächigen Ausblasen ergeben haben, sind die Auswirkungen für kompressible Strömungen bedingt durch den Temperatureinfluss des ausgeblasenen Fluides noch unklar. Es ist das Ziel dieser Arbeit, ein grundlegendes Verständnis zur widerstandsreduzierenden Wirkung gleichmäßigen Ausblasens unterschiedlicher Ausblasetemperaturen zu erlangen. Insbesondere die Heiz- bzw. Kühlwirkung im Nachlauf der Ausblasezone ist dabei von großem Interesse. Dazu wurden kompressible ZPGTBLs mit UB ($v_{b,FF} = 0,1\%U_\infty$) mittels DNS bei einer Fernfeldmachzahl von $M_\infty = 0.5$ simuliert. Das Rechengebiet und die Ausblasezone sind aus Validierungsgründen an Kametani *et. al.* [2] angelehnt. Die Ausblasetemperatur T_b unterscheidet sich in drei Fälle: kalt ($T_{b,cold} = 0.5T_\infty$), Fernfeld(FF)-Temperatur ($T_{b,FF} = T_\infty$) und heiß ($T_{b,hot} = 1.5T_\infty$). Der Ausblasemassenstrom wurde als konstant gesetzt ($\rho V = 0.208 \text{ kg}/(\text{m}^2\text{s})$). Folglich unterscheiden sich sowohl Ausblasedichte und Ausblasegeschwindigkeit für unterschiedliche Ausblasetemperaturen (Abb. 2).

Bei der Berechnung von Grenzschichtgrößen kompressibler Strömungen muss neben dem Geschwindigkeitsprofil auch das Temperaturfeld berücksichtigt werden. Da dieses durch das Ausblasen mit unterschiedlichen Temperaturen große Unterschiede aufweist, ergeben sich bereits bei der Validierung mit

einem inkompressiblen Vergleichsfall [2] große Unterschiede. Gerade bei der Reibungs-Reynoldszahl $Re_\tau = u_\tau \delta_{99}/\nu_e$ oder dem Formfaktor $H_{12} = \delta_1/\theta$ ist die Ursache für unterschiedliche Verläufe nicht mehr eindeutig bestimmbar. Zudem müssen Definitionen für die thermische GS-Dicke δ_{th} und die FF-Werte des mittleren Temperaturfeldes $\bar{T}_e$ gefunden werden. Es stellt sich zudem die Frage, ob anstatt massenstromneutral nicht geschwindigkeitsneutrales Ausblasen zum Abschätzen des Temperatureffekts besser geeignet wäre.

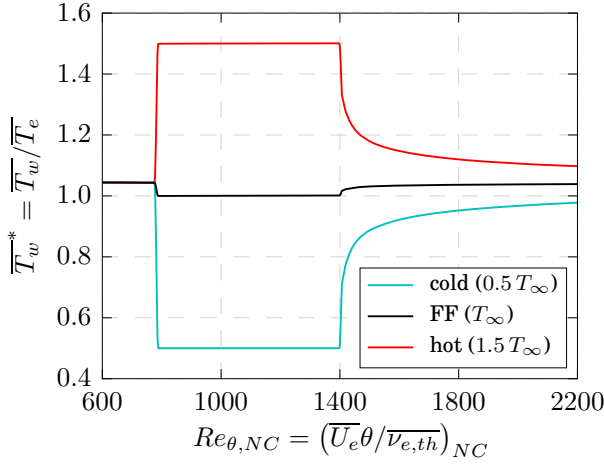


Abb. 1: Lokale Wandtemperatur $\bar{T}_w^*$.

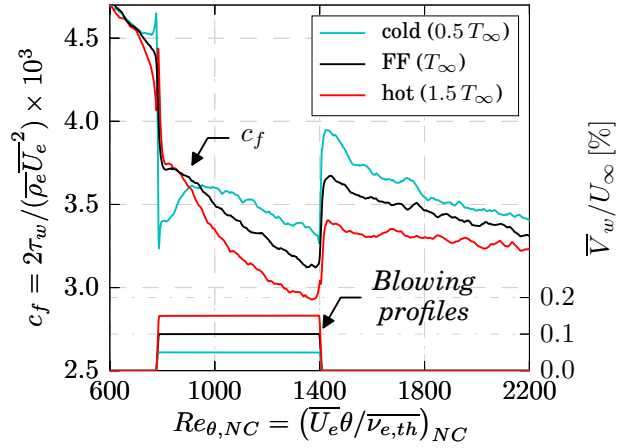


Abb. 2: Lokaler Reibungsbeiwert c_f und Ausblaseprofile.

In Abb. 1 und 2 sind die Verläufe der lokalen Wandtemperatur sowie des lokalen Reibungsbeiwertes über die Reynoldszahl, gebildet mit der lokalen Impulsverlustdicke, ohne Ausblasung (No Control, NC) aufgetragen. Die lokale Wandtemperatur in der Ausblasezone ($750 \leq Re_{\theta, NC} \leq 1400$) ist identisch zur Ausblasetemperatur. In der Nachlaufzone ($Re_{\theta, NC} > 1400$) nähert sie sich langsam wieder der adiabaten Wandtemperatur an. Dieser lange Nachlaufbereich wird auch vom c_f -Verlauf (Abb. 2) widerspiegelt. Eine vollständige Parallelität ist im dargestellten Ausschnitt noch nicht erkennbar. Die erhöhte Ausblasegeschwindigkeit beim heißen Fall führt zu einem geringeren Geschwindigkeitsgradienten an der Wand, der gegenüber der erhöhten dynamischen Viskosität (Sutherland's Law) dominiert und die c_f -Werte in der Ausblasezone senkt. Der kalte Fall zeigt den gegenteiligen Effekt. Der lange Nachlaufbereich, der sich auch bei den anderen GS-Größen zeigt, weist auf einen vielversprechenden Ansatz des schlitzweisen, temperaturabhängigen Ausblasens im kompressiblen Bereich hin.

Literatur

- [1] Y. Kametani and K. Fukagata. Direct numerical simulation of spatially developing turbulent boundary layer with uniform blowing or suction. *Journal of Fluid Mechanics*, 681:154–172, 2011.
- [2] Y. Kametani, K. Fukagata, R. Örlü, and P. Schlatter. Effect of uniform blowing/suction in a turbulent boundary layer at moderate reynolds number. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2015.
- [3] Y. Kametani, K. Fukagata, R. Örlü, and P. Schlatter. Drag reduction in spatially developing turbulent boundary layers by spatially intermittent blowing at constant mass-flux. *Journal of Turbulence*, 17(10):913–929, 2016.
- [4] C. Wenzel and U. Rist. Application of the von Kármán momentum theorem to turbulent boundary layers with uniform blowing. *Institutsbericht IB 16-1, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart*, 2016.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Laminar-turbulente Transition unter instationären Anströmbedingungen: Direkte Numerische Simulation

D. Ohno, J. Romblad, U. Rist

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

Bei der Auslegung zukünftiger Flugzeuge steht vor allem die ökologische Effizienz im Vordergrund, wodurch ein besonderes Augenmerk auf die Widerstandsbilanz gerichtet werden muss. Mithilfe von Laminarprofilen kann durch eine größere laminare Lauflänge der Reibungswiderstand an der Oberfläche erheblich reduziert werden. Beim Entwurf solcher Profile wird allerdings die genaue Vorhersage der Transition gefordert, was zum jetzigen Zeitpunkt nur für stationäre Anströmbedingungen möglich ist. Eine gängige Transitionsvorhersagemethode ist dabei die e^N -Methode von van Ingen [3], welche auf den Anfachungsraten aus der linearen Stabilitätsanalyse basiert. Jedoch liegt im Freiflug – aufgrund der atmosphärischen Turbulenz – eine instationäre Anströmung vor, welche von den Vorhersagemethoden nur bedingt berücksichtigt werden kann. Im Projekt „Laminar-turbulente Transition unter instationären Anströmbedingungen“ (LTT) im Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo) soll der Einfluss der atmosphärischen Turbulenz auf die Transitionslage in laminaren Grenzschichten untersucht werden. Direkte numerische Simulationen (DNS) sollen dabei die Freiflugexperimente der TU Darmstadt (T. Nemitz, C. Tropea) sowie Windkanalversuche der Universität Stuttgart (J. Romblad, W. Würz) begleiten und eine Basis zur Weiterentwicklung bzw. Adaption der Transitionsvorhersagemethoden im Hinblick auf realistische Freiflugbedingungen liefern. Im Rahmen des Projekts wird die instationäre Anströmung in zwei Szenarien unterteilt, welche separat untersucht werden: Niederfrequente Schwankungen bzw. Böen, durch welche ein instationärer Druckverlauf resultiert, sowie hochfrequente Freistromturbulenz welche die Anfangsstörungen in der Grenzschicht beeinflussen.

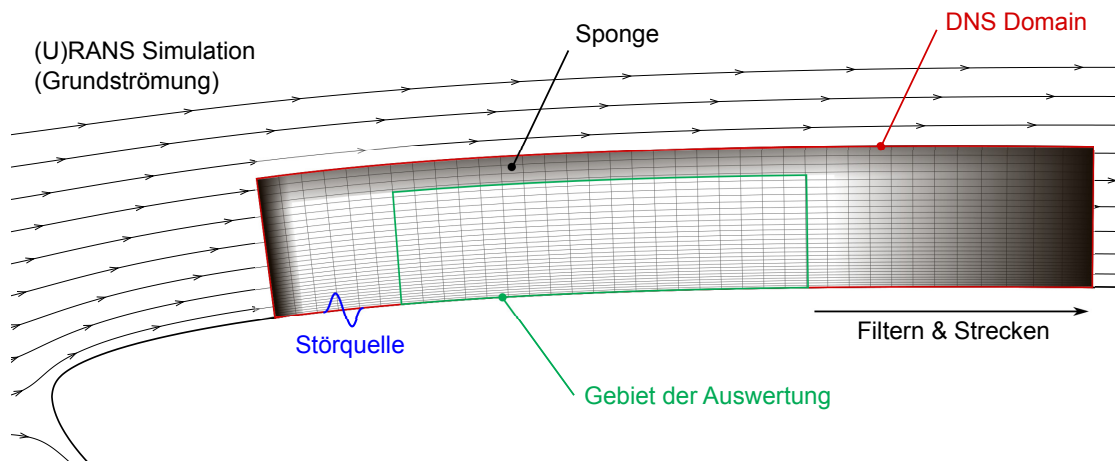
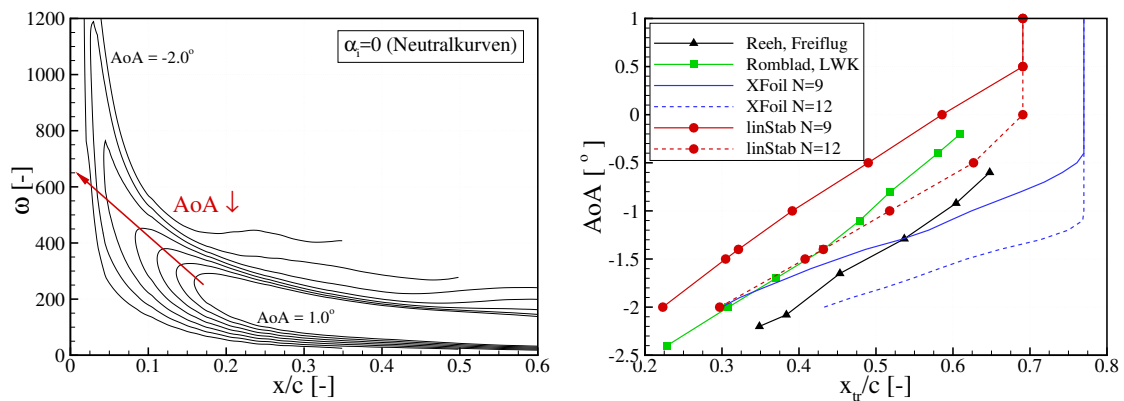


Abbildung 1: Setup für die direkte numerische Simulation auf der Unterseite des Profils.
Grobes Gitter nur zur Veranschaulichung.

Im LTT-Projekt werden die Untersuchungen an dem Laminarprofil MW-166-39-44-43 vorgenommen und beschränken sich auf die Unterseite des Profils. Der Aufbau bzw. das

Rechengebiet der direkten numerischen Simulation ist in Abb. 1 zu sehen. Die Grundströmung, welche die Anfangs- und Randbedingungen der DNS festlegt, wird in dieser Methodik grundsätzlich mit RANS- oder URANS-Rechnungen mit dem DLR-Code TAU erzeugt. Durch Interpolation der RANS-Lösung auf ein sehr fein aufgelöstes DNS-Gitter wird die Grundströmung an den in-house Code NS3D übergeben. Die oben erwähnten niederfrequenten Schwankungen bzw. Böen werden in diesem Fall als Änderungen des Anstellwinkels angenommen. In der DNS soll das Szenario der Anstellwinkelschwankungen durch instationäre Randbedingungen bzw. einer instationären Grundströmung realisiert werden. Die numerische Stabilität wird unter anderem durch eine instationäre Dämpfungszone (Sponge) gewährleistet. An späterer Stelle werden die hochfrequenten Schwankungen bzw. die Freistromturbulenz mithilfe einer Überlagerung von Freistrommoden aus der linearen Stabilitätstheorie am Einlass realisiert. Die numerischen Untersuchungen werden bei einer Reynoldszahl $Re = 3.4 \cdot 10^6$ und einer Machzahl von $Ma = 0.15$ durchgeführt.



(a) Neutralkurven für verschiedene Anstellwinkel. (b) Berechnete Transitionslage im Vergleich zu Ergebnissen aus Freiflug- und Windkanalversuchen.

Abbildung 2: Ergebnisse der linearen Stabilitätsanalyse, basierend auf den stationären Grundströmungen der RANS-Simulationen.

Zur Charakterisierung des quasistationären Verhaltens der Transition bei verschiedenen Anstellwinkeln AoA , werden die erzeugten stationären RANS-Grundströmungen mit der linearen Stabilitätstheorie analysiert. Die Ergebnisse – erzeugt mit linStab, basierend auf den Gleichungen von Mack [1] – werden in Abb. 2 gezeigt, wobei die mit der e^N -Methode [3] abgeschätzten Transitionslagen in Abb. 2(b) zu sehen sind. Neben den Ergebnissen aus XFOIL werden diese mit den experimentellen Ergebnissen aus dem Freiflug (A. Reeh, siehe [2]) sowie dem Laminarwindkanal (J. Romblad) verglichen. Bei den Ergebnissen aus dem Windkanal ist allerdings zu beachten, dass aufgrund des Versperrungsgrades der Anstellwinkel zu dem geometrischen Anstellwinkel um -0.7° korrigiert ist.

Literatur

- [1] L.M. Mack. Boundary-layer linear stability theory. *AGARD Report No.709 (Special Course on Stability and transition of Laminar Flow)*, pages 3/1–81, 1984.
- [2] A.D. Reeh and C. Tropea. Behaviour of a natural laminar flow aerofoil in flight through atmospheric turbulence. *Journal of Fluid Mechanics*, 767:394–429, 2015.
- [3] J.L. van Ingen. A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region. Report, TU Delft (Technische Hogeschool Delft), 1956.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

On the role of global instability in roughness-induced laminar-turbulent transition

Dominik K. Puckert, Ulrich Rist

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

Roughness-induced boundary layer instabilities are investigated by means of hot-film anemometry in a water channel to determine the role of global instability in an experiment. It is shown that the roughness wake dynamics depends on extrinsic disturbances (amplifier) at subcritical Reynolds numbers whereas intrinsic, self-sustained oscillations (wavemaker) are suspected at supercritical Reynolds numbers. The critical Reynolds number from recent theoretical results [1] is successfully confirmed, supporting the physical relevance of global instability. Although convective instabilities can trip the boundary layer earlier, global instability can be considered as an event at which laminar-turbulent transition occurs by latest [2,3].

Figure 1 shows the distribution of root mean square (rms) of the streamwise velocity fluctuation in streamwise direction (x normalized by the roughness height k) at increasing Reynolds number $Re_k = U_e k / \nu$. The dashed line indicates the beginning of a region where the contours become more independent of Re_k and show stronger velocity fluctuations downstream of $x = 30$. The fluctuation upstream edge moves upstream with increasing Re_k until it reaches the dashed line and then remains constant at $x = 4$. These changes occur at one distinct Reynolds number which we denote as the experimental critical Reynolds number $Re_{k,c,e}$. Most likely $Re_{k,c,e} = 556$ separates the system dynamics into convective amplification and intrinsic oscillation and is thus the value to be compared to the critical Reynolds number of 3-d global stability theory. Figure 2 shows the power spectra of a subcritical versus supercritical configuration. In the supercritical case, the spectral peak is much sharper and stronger than in the subcritical case. The same applies for the first harmonic. Such pure frequency oscillation is another evidence for a global instability. Together with a successful frequency comparison [4] there is little doubt that the observed self-sustained oscillation originates from a linear global instability.

The corresponding theoretical investigation [1] predicts a critical Reynolds number of $Re_{k,c,t} = 564$ for exactly the same configuration. Despite the necessary but restricting assumptions of linear theory, there is very good agreement to the highly nonlinear observations in this experiment. A similar comparison to an experiment has been done before [1,4], however, the theoretical critical Reynolds number has been compared to the transition Reynolds number, which can in the worst case be misleading. In our presentation we will discuss the problem that arises from such a comparison and conclude that global stability theory is physically relevant but restricted with regard to transition prediction.

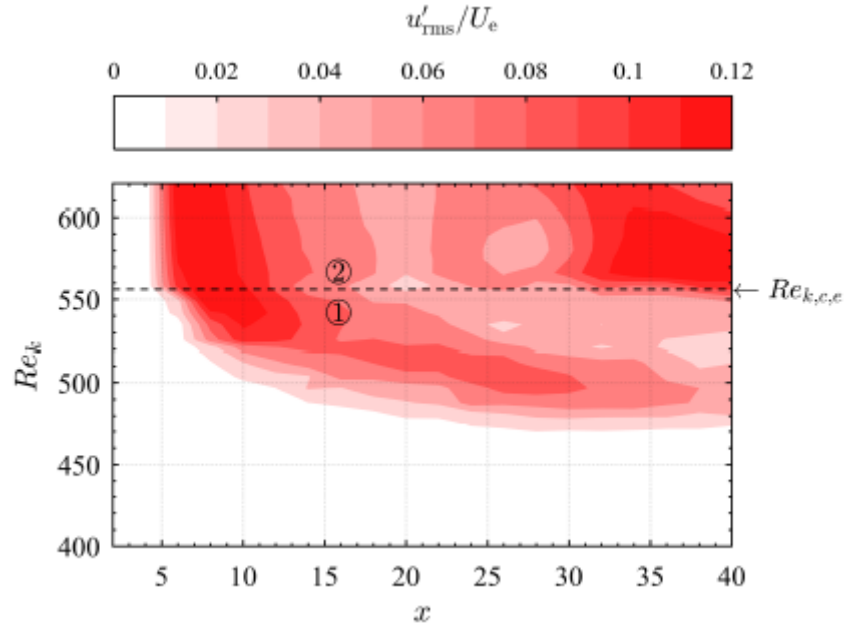


Figure 1. Dimensionless root mean square (rms) of streamwise velocity fluctuations as a function of x and Re_k , from [1].

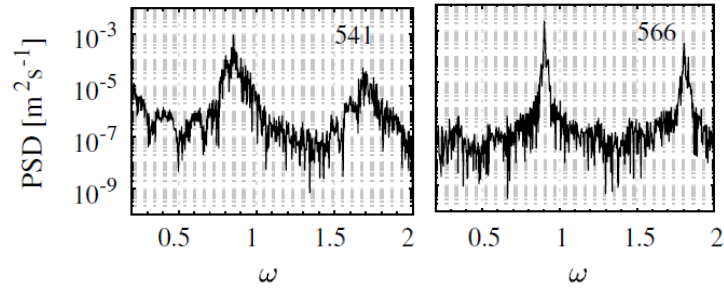


Figure 2. Power spectral densities (PSD) of streamwise velocity fluctuation at $x = 16$. Left plot $Re_k = 541$ (① in Figure 1) and right plot $Re_k = 566$ (② in Figure 1).

References

- [1] J. C. Loiseau, S. Cherubini, J. C. Robinet, and E. Leriche. Investigation of the roughness-induced transition: global stability analyses and direct numerical simulations. *J. Fluid Mech.*, 2014.
- [2] D. K. Puckert and U. Rist. Experimental observation of global instability in a roughness-disturbed laminar boundary layer. *Submitted to Phy. Rev. Letters*.
- [3] D. K. Puckert and U. Rist. Experiments on critical Reynolds number and global instability in roughness-induced laminar-turbulent transition. *Submitted to J. Fluid Mech.*
- [4] D. K. Puckert and U. Rist. Transition downstream of an isolated cylindrical roughness element on a flat plate boundary layer. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XI. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design* 136, 2016.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Laminar to Turbulent Transition under unsteady Inflow Conditions: Wind Tunnel Experiments

J. Romblad¹, D. Ohno¹, T. Nemitz², W. Würz¹, E. Krämer¹

¹Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart
70550 Stuttgart, romblad@iag.uni-stuttgart.de

²Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt, 64347 Griesheim

Introduction

The reduction of aerodynamic drag is an important way to further improve the efficiency of future aircraft and wind turbines. A reduction of the friction drag through extended laminar boundary layer flow offers a path to significant drag reduction and natural laminar flow airfoils are designed to exploit this path. The most generally used design methodologies rely on the prediction of the transition location based on the e^N -method, which typically assumes steady boundary layer conditions. However, atmospheric turbulence (see Reeh, [3]) causes unsteady inflow to the airfoils.

The project "Laminar-turbulente Transition unter instationären Anströmbedingungen" under the Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo) aims at improving the understanding of the effects of atmospheric turbulence on the transition of the laminar boundary layer. Measurements on a laminar flow airfoil in flight as well as in the wind tunnel are combined with direct numerical simulations (DNS) to provide the base for future improvements of transition prediction under unsteady inflow conditions. Of particular interest are large turbulence length scales leading to unsteady pressure distribution (see Studer et al. [4]) and small scales which correspond to the Tollmien-Schlichting disturbances in the boundary layer. The latter are investigated using an active grid in the inlet section of the LWT. First results are compared with the classic N-factor dependency of turbulence level proposed by Mack [2].

Experimental setup

The wind tunnel experiments are performed in the Laminar Wind Tunnel (base $Tu \leq 0.02\%$ in the range 10-5000 Hz) of the IAG on a MW-166-39-44-43 airfoil with 1.35 m chord. The wind tunnel model is identical to the wing-glove used for flight measurements at TU Darmstadt.

The model has 42 pressure taps of 0.4 mm diameter in a chordwise row, located around the leading edge and on the pressure side. Piezoresistive pressure transducers are used to measure unsteady surface pressures. These transducers are modified SensorTechnics HCL0050T allowing measurements up to around 8 kHz.

Hot wire measurements are performed in wall normal direction in the boundary layer using a computer controlled traversing system. An 80 channel, 16 bit AD converter is used to acquire both the hot wire and surface pressure signals, enabling phase correlation between the signals.

Small scale turbulence is generated by an active grid in the settling chamber, according to an approach by Kendall [1]. At the grid, a large number of jets of air are blowing upstream through 0.2 mm diameter holes. The level of turbulence can be varied by adjusting the supply pressure to the grid.

Results

Based on flight test results an angle of attack of -1.4° at $Re = 3.4 \cdot 10^6$ was selected as reference case. In the wind tunnel the geometric angle of attack is adjusted to provide a corresponding pressure gradient on the pressure side of the airfoil. Figure 1 shows boundary layer parameters for the stationary reference case compared to RANS simulations. Installing the turbulence grid in the settling chamber increases the turbulence level (10-5000 Hz) in the test section from 0.01% to 0.03% (Fig. 2). A supply pressure of 1.0 and 2.0 bar raises the turbulence level to 0.07% and 0.10% respectively. The transition location in the experiment has been determined as the location of maximum RMS of the unsteady pressure tap signals. Using linear stability theory to translate the transition locations into N-factors one can compare the measurements with the N-factor correction of Mack (Fig. 3). Besides an offset in the absolute levels, the general trend is very similar.

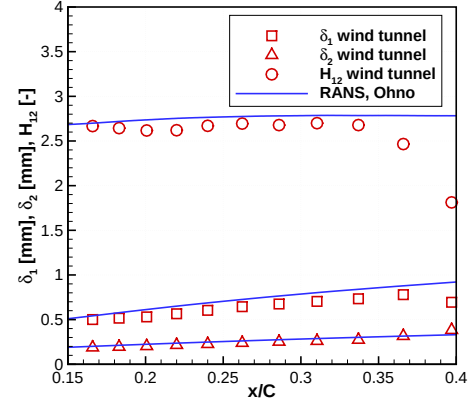


Figure 1: Steady boundary layer parameters from RANS and wind tunnel.

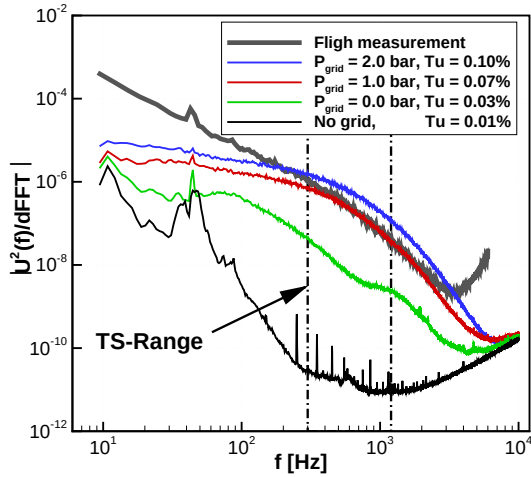


Figure 2: Turbulence spectra in wind tunnel and flight.

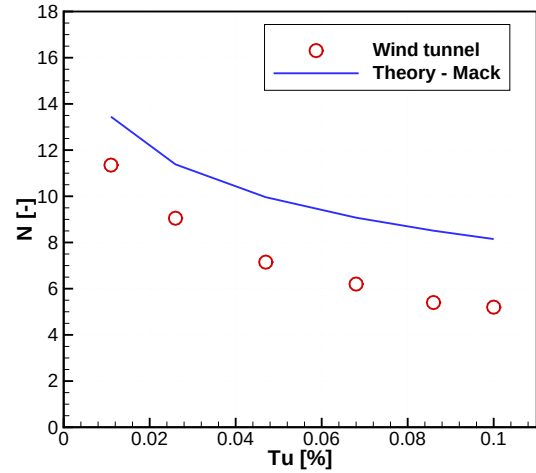


Figure 3: Transition n-factor from wind tunnel and Mack's method.

Outlook

The next wind tunnel experiments will focus on measurements under unsteady angle of attack variations up to reduced frequency $k = \omega c/2U = 2.2$, corresponding to large scale turbulence.

References

- [1] J. M. Kendall. Boundary-layer receptivity to freestream turbulence. *AIAA Proceeding*, 90-1504, 1990.
- [2] L. M. Mack. Transition and laminar stability. *NASA-CP-153203, JPL 77-15*, 1977.
- [3] A. D. Reeh. *Natural Laminar Flow Airfoil Behavior in Cruise Flight through Atmospheric Turbulence*. PhD thesis, Technische Universität Darmstadt, Darmstadt, May 2014.
- [4] G. Studer, D. Arnal, R. Houdeville, and A. Seraudie. Laminar-turbulent transition in oscillating boundary layer: experimental and numerical analysis using continuous wavelet transform. *Experiments in Fluids*, 41(5):685–698, 2006.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

DNS of compressible turbulent boundary layers

C. Wenzel, U. Rist

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

For many years now the canonical case of the spatially evolving zero-pressure-gradient turbulent boundary-layer (ZPGTBL) forms an essential foundation in turbulence research. With compressibility the problem becomes more intricate: large temperature gradients occur across the shear layer even under adiabatic-wall flow conditions, mean density gradients exist in addition to mean velocity gradients, and the turbulent field comprises also temperature, density and total-temperature fluctuations. The variations of mean density and viscosity cause a varying Reynolds number along the wall-normal direction. Since the general concepts for the overall description of Reynolds-number and Mach-number effects on turbulent flows are largely based on empirical correlations, direct numerical simulations (DNS) provide a powerful tool for creating detailed, high-fidelity data for their validation. However, DNS of turbulent boundary layers (TBLs) is still a challenging task regarding computational resources as well as set-up and numerical aspects.

As a consequence of data scatter in compressible DNS, however, some fundamental questions still remain since some simulations show strongly differing results. For instance, no generally accepted compressible mean-flow velocity profile exists. Although it was the prevailing opinion for many years on the basis of experiments and early DNS that the wake region of CTBL velocity profiles can not be transformed into the incompressible counterparts by applying the van Driest transformation, new results from highly resolved spatially evolving CTBLs[1] show perfect agreement. Since the wake region is strongly affected by the DNS approach and the turbulent inflow boundary conditions in particular, the question of compressible mean-flow scalability can not be answered for sure on the literature data-base. It is still unclear by which Reynolds number the compressible wake region can be scaled. Also, the exact quantitative influence of compressibility on the c_f -distribution is still unknown.

A direct-numerical-simulation study of spatially evolving compressible zero-pressure-gradient turbulent boundary-layers is presented for a fine-meshed range of Mach numbers from 0.3 to 2.5. The use of an identical set-up for all subsonic and supersonic cases warrants proper comparability and allows a highly reliable quantitative evaluation of compressible mean-flow scaling laws and the determination of a unique compressible mean-flow velocity profile. All data are compared to the literature data-base where significant data-scattering can be observed. The skin-friction distribution was found in excellent agreement with the prediction by the van Driest-II transformation, see Figure 1. Contrary to the prevailing appraisal, the wake region of the mean-velocity profile is observed to scale much better with the momentum-thickness Reynolds number calculated with the far-field-viscosity (index e) $Re_\theta = \rho_e u_e \theta / \mu_e$ than with the wall-viscosity (index w) $Re_{\theta,w} = \rho_e u_e \theta / \mu_w$. The time-averaged velocity fluctuations, density-scaled according to Morkovin's hypothesis, are found to be noticeably influenced by compressibility effects in the inner layer as well as in the wake region. Allowing wall- temperature fluctuations does not affect the density or velocity fluctuations.

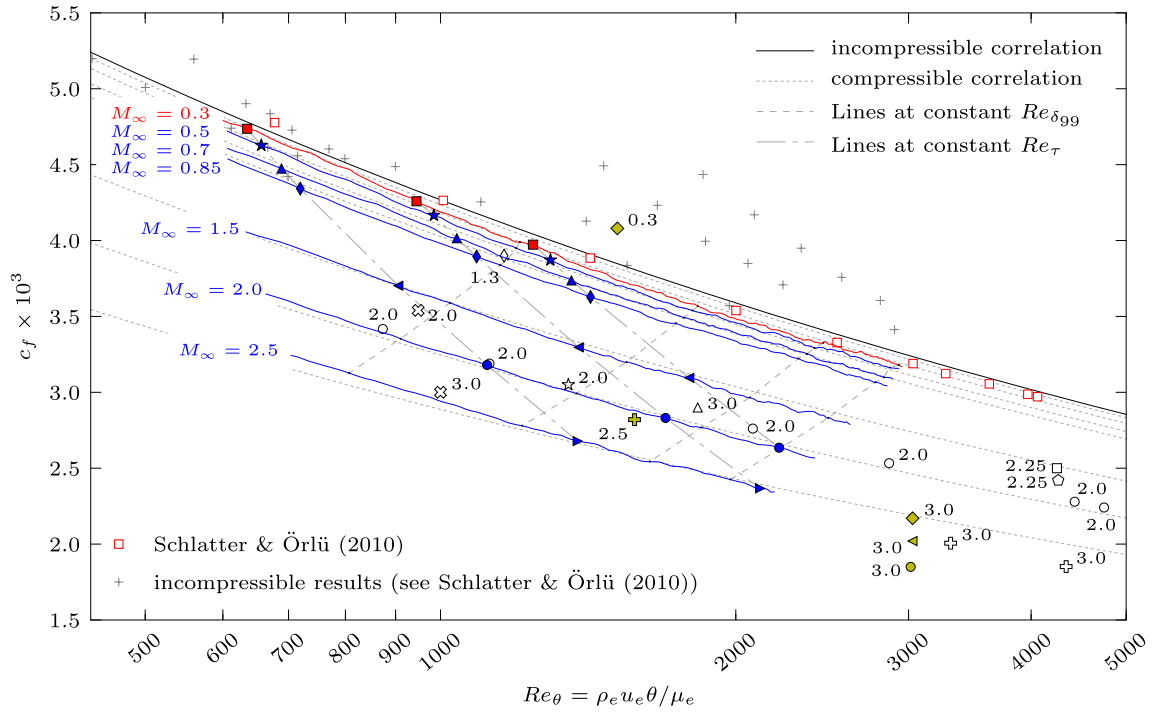


Figure 1: Skin-friction coefficient c_f as function of Re_θ (cf. Ref. [2]). The incompressible correlation is given by $c_f = 0.024 Re_\theta$ [3], the compressible one by the van Driest II transformation [4]. Re_θ is the momentum thickness Reynolds number with $Re_\theta = \rho_e u_e \theta / \mu_e$, where the index e denotes boundary layer edge values.

References

- [1] Sergio Pirozzoli and Matteo Bernardini. Turbulence in supersonic boundary layers at moderate reynolds number. *Journal of Fluid Mechanics*, 688:120–168, 12 2011.
- [2] Philipp Schlatter and Ramis Örlü. Assessment of direct numerical simulation data of turbulent boundary layers. *Journal of Fluid Mechanics*, 659:116–126, 009 2010.
- [3] AJ Smits, N Matheson, and PN Joubert. Low-Reynolds-number turbulent boundary layers in zero and favorable pressure gradients. *Journal of ship research*, 27(3):147–157, 1983.
- [4] Edward R Van Driest. On turbulent flow near a wall. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 23(11):1007–1011, 1956.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Berechnung der Aufheizung von Wiedereintrittskonfigurationen
zur Bestimmung von IR-Signaturen

Roland Höld

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

Ziel:

Die Abwehr von Bedrohungen durch Wiedereintrittskonfigurationen, insbesondere basierend auf ballistischen Trägerraketen, gewinnt aktuell wesentlich an Bedeutung. Um derartige Bedrohungen bekämpfen zu können, ist eine Detektion der Bedrohung während dessen Flug erforderlich. Eine Möglichkeit hierbei ist die Beobachtung des Luftraumes mithilfe von Infrarot-Sensoren (IR-Sensoren), die die aerodynamische Aufheizung der Wiedereintrittskonfiguration erfassen können. Zur Auslegung der IR-Sensoren ist es notwendig, die IR-Signaturen der Wiedereintrittskonfigurationen während des Fluges hinreichend genau zu kennen. Insbesondere auf Basis dieses Hintergrundes wurde ein Tau-Python-Tool entwickelt, das die Berechnung der Aufheizung der betrachteten Konfigurationen entlang deren Trajektorie ermöglicht. Die dabei erzeugten Daten werden zur Berechnung der IR-Signaturen genutzt.

Kurzbeschreibung:

Im Rahmen der Bedrohungsanalyse und der Auslegung von Lenkflugkörpern im Hyperschall ist die Vorhersage der Aufheizung der Oberfläche der Flugkörper von großer Bedeutung.

Dabei spielt die Temperaturentwicklung der Oberflächen von Flugkörpern entlang ihrer Flugbahnen eine wesentliche Rolle hinsichtlich unterschiedlicher Aspekte. Im Rahmen der Bedrohungsanalyse ist beim Einsatz von IR-Sensoren eine hinreichend genaue Kenntnis von IR-Signaturen, die auf Grund der Oberflächentemperaturen bei Flugkörpern erzeugt werden, wichtig. Daneben ist aber auch die Vorhersage der Aufheizung von Sichtfenstern, die IR-Sensoren schützen, sowie der Aufheizung der Strukturmaterialien für eine Auslegung von Flugkörpern erforderlich.

Zur Berechnung der Temperaturentwicklung insbesondere auf Oberflächen von Wiedereintrittskonfigurationen wurde eine Tau-Python-Umgebung entwickelt, die in der Lage ist, entlang kompletter Flugtrajektorien, die Oberflächenaufheizung mit Hilfe von CFD-Simulation zu ermitteln. Dabei basiert das Tool auf einer Kopplung des Wärmestromes aus dem strömenden Gas an der Oberfläche der Konfigurationen mit der Wärmeleitung in der Wand des umströmten Körpers. Es können dabei unterschiedliche Strukturmaterialien sowie Oberflächenbeschichtungen modelliert werden. Je nach Temperaturentwicklung in der Strömung können unterschiedliche Modelle für das Gasverhalten modelliert werden, um wesentliche physikalische Einflüsse berücksichtigen zu können.

Im Vortrag wird das Tool und dessen Arbeitsweise vorgestellt. Daneben werden Basisexperimente gezeigt, die zur Validierung der CFD-Rechnungen dienen. Es werden beispielhafte Vergleiche unterschiedlicher Gasmodellierungen und unterschiedlicher Parameter, die einen Einfluss auf die aerodynamische Aufheizung besitzen können, dargestellt.

In den nachfolgenden Abbildungen sind Beispiele für ermittelte Oberflächentemperaturen dargestellt.

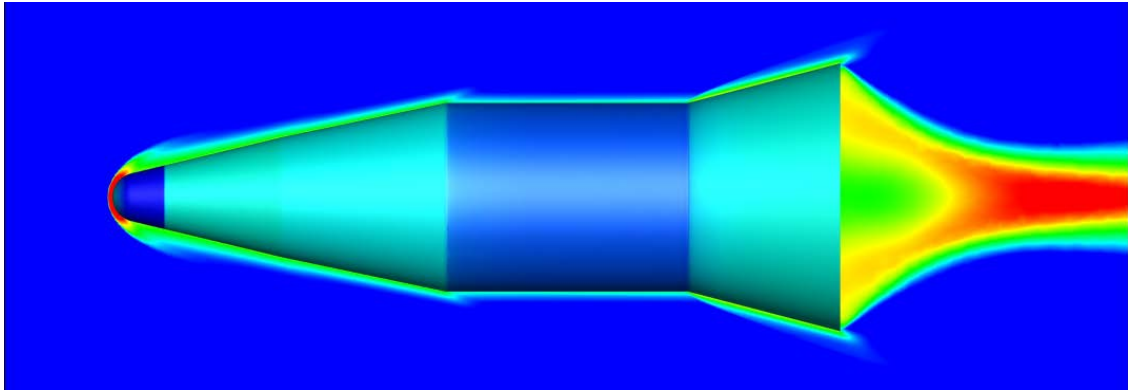


Abb. 1) Temperaturverteilung an einem Wiederintrittsflugkörper an der Körperoberfläche und in einem Schnitt in der Strömung

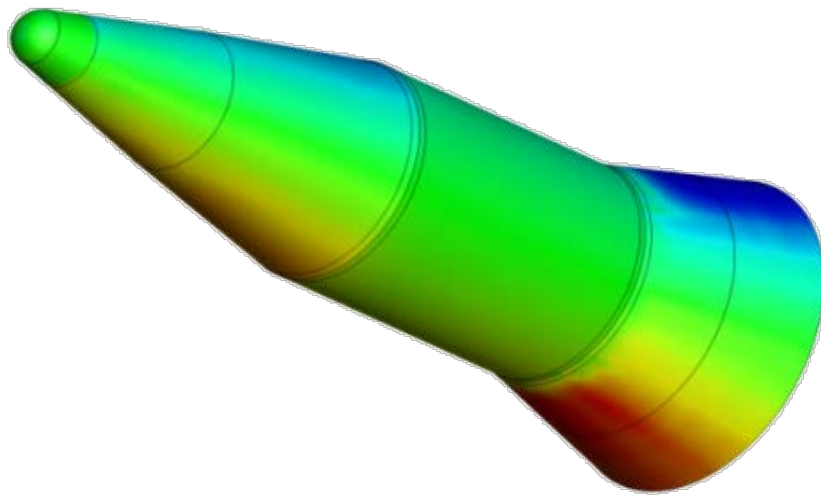


Abb. 2) Oberflächentemperaturverteilung an einem Wiederintrittsflugkörper unter Einfluss eines Anstellwinkels

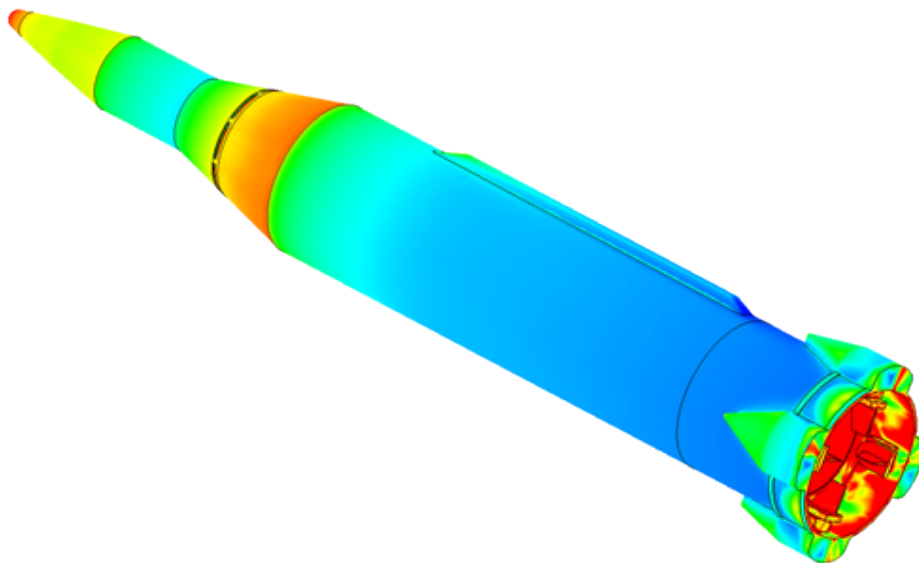


Abb. 3) Oberflächentemperaturverteilung an einer Gesamtkonfiguration

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Analyse einer Hyperschallgleiterkonfiguration mit Hilfe numerischer Simulation

Robert Holzer*, Roland Höld** und Karl Dahlem**

*TH Ingolstadt ;

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

Abstrakt:

In mehreren Staaten existieren Programme zur Entwicklung von manövrierbaren Hyperschallgleitern. Diese stellen zunehmend eine neue Bedrohungssituation dar, da solche Hyperschallgleiter im militärischen Bereich existierende Abwehrmaßnahmen umgehen können. Um die Fähigkeiten derartiger Fluggeräte besser bewerten und beurteilen zu können, wurde ein typischer Hyperschallgleiter modelliert und analysiert. Dazu wurde zunächst die Geometrie eines typischen manövrierbaren Hyperschallgleiters aufgebaut. Mit Hilfe von CFD-Simulationen wurde anschließend ein aerodynamischer Datensatz erzeugt, der als Basis für flugmechanische Simulationen genutzt wurde. Die flugmechanischen Simulationen zeigen die Leistungsfähigkeit des manövrierbaren Hyperschallgleiters. Weiterführende erste Analysen zur Thermal- und Strukturbelastung am Hyperschallgleiter zeigen Grenzen aktueller Technologien und Herausforderungen bei der Realisierung dieser Fluggeräte auf.

Kurzfassung:

„Prompt Global Strike“ ist der Name eines militärischen Programms der US Regierung aus der Zeit um die Jahrtausendwende, das einen Angriff auf ein weit entferntes Ziel innerhalb kürzester Zeit beschreibt. Dazu bedarf es eines Flugkörpers mit Geschwindigkeiten im Hyperschallbereich, mit hoher Reichweite und der Fähigkeit die gegnerische Luftabwehr zu umgehen. Klassische ballistische Langstreckenflugkörper des heutigen Standards sind technisch oder physikalisch nicht in der Lage diese Anforderungen zu erfüllen. Mit Hilfe von Hyperschallflugkörpern sind solche Szenare aber realisierbar [1]. In mehreren Ländern laufen seit Jahren Programme, die die Entwicklung derartiger Hyperschallgleiter zum Ziel haben [2].

Alle bekannten Demonstratoren, die bei diesen Programmen entwickelt wurden, nutzen eine hohe Manövrierfähigkeit während des Fluges. Dadurch wird es möglich, hohe Treffergenauigkeit zu realisieren und gleichzeitig Ausweichmanöver gegen Abwehrmaßnahmen zu kommandieren [3]. Die hierzu erforderliche Steuerung wird durch Ruder oder Schubdüsen realisiert.

Manövrierbare Hyperschallflugkörper lassen sich typischerweise in zwei Plattformtypen unterteilen:

- 1.) Flugkörperkonzept mit Staustrahlantrieb (siehe Abb. 1 links)
- 2.) Boost-Glide-Konzepte ohne Permanentantrieb (siehe Abb. 1 rechts)

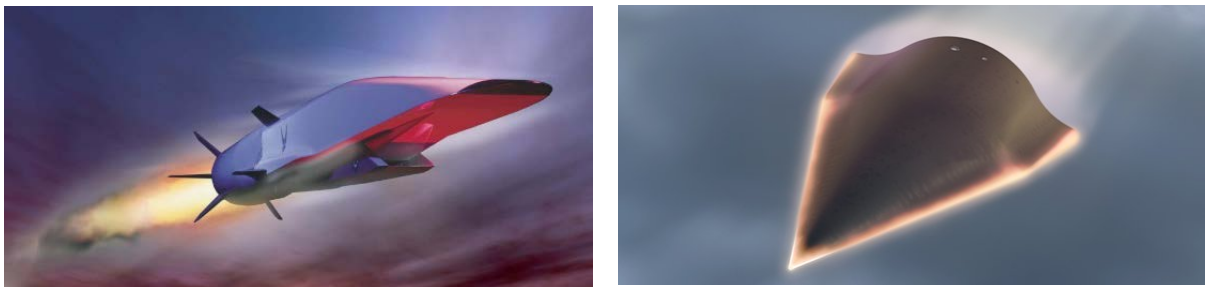
Das erstgenannte Konzept arbeitet mit einem Booster, welcher den Flugkörper auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt, um anschließend mithilfe des Staustrahltriebwerks Schub zu produzieren. Beim Boost-Glide-Konzept wird insbesondere der aerodynamische Auftrieb in geeigneten Schichten der Atmosphäre genutzt, um hohe Reichweiten zu erzielen [4]. Dabei bestimmt ein gutes Auftriebs-Widerstands-Verhältnis die erzielbaren Reichweiten. Die Form eines Gleiters weicht deshalb auch von der Form eines konventionellen ballistischen Flugkörpers ab. Ein nicht-angetriebener Gleiter erfordert jedoch ein Transportmedium, welches ihn auf Starthöhe befördert. Hierfür dient eine Trägerrakete, von der sich der Gleiter in Zielhöhe abkoppelt, Geschwindigkeit aufbaut und anschließend Manöver fliegt, die unter Nutzung aerodynamischen Auftriebs große Reichweiten ermöglichen. [5]

In der vorliegenden Arbeit wurde zur Untersuchung eines typischen Boost-Glide-Konzeptes ein Hyperschallgleiter nachprojektiert und analysiert. Dazu wurde eine CAD Geometrie für den Hy-

perschallgleiter auf Basis verfügbarer Daten erstellt. Anschließend wurde mit Hilfe von CFD-Simulationen ein aerodynamischer Datensatz inklusive dynamischer Derivativa erzeugt, der als Basis für eine flugmechanische Simulation diente. Es wurden mögliche Steuerkonzepte untersucht und deren Wirksamkeit bewertet. Begleitende CFD-Analysen zu Thermal- und Strukturbelastungen fanden statt. Als Ergebnis der Arbeiten wurden mögliche Flugtrajektorien (siehe Abb. 2) sowie Grenzen und Problembereiche von Boost-Glide-Konzepten dargestellt.

Literatur

- [1 A. F. Woolf, „Conventional Prompt Global Strike and Long-Range Ballistic Missiles:
] Background and Issues,“ Congressional Research Service, 2016.
- [2 E. Eleni, „Hypersonic Weapons and Escalation Control in East Asia,“ Strategic Studies
] Quarterly, 2015.
- [3 L. Caston, R. S. Leonard, C. A. Mouton, C. J. R. Ohlandt, S. C. Moore, R. E. Conley und G.
] Buchan, The Future of the U.S. Intercontinental Ballistic Missile Force, RAND Corporation, 2014.
- [4 M. Malenic, P. Butowski und R. Doraisamy, „Hypersonic hustle: Global efforts stepped-up to
] satisfy military need for speed,“ IHS Jane's International Defence Review, 2016.
- [5 J. M. Acton, „Hypersonic Boost Glide Weapons,“ Science & Global Security, Washington,
] 2016.



**Abb. 1) Typische Formen von Hyperschallgleitern:
links: Staustrahlantrieb; rechts: Boost-Glide-Konzept)**

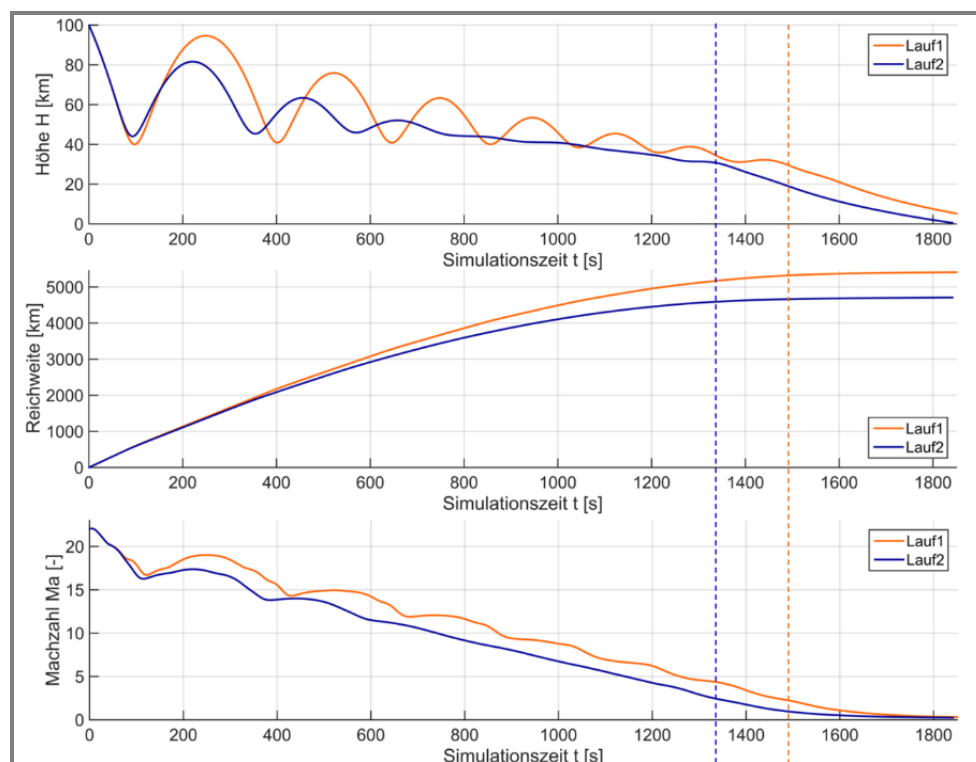


Abb. 2) Beispiel für eine Trajektorie des Hyperschallgleiters während des Gleitflugs.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Title: Investigation of the Magnus effect for synchronously spinning finned projectiles in different flow regimes
Autor(en): Alina Mielke, alina.mielke@isl.eu
Daniel Klatt, daniel.klatt@isl.eu
Christian Mundt, christian.mundt@unibw.de
Adress: French-German Research Institute of Saint Louis (ISL),
68301 Saint-Louis, France, 5 rue de Général Cassagnou

Investigation of the Magnus effect for fast-spinning finned projectiles in different flow regimes

Overview

The Magnus effect on three different, generic tangential-ogive-cylinder type, finned projectiles at angles of attack ranging from 0° to 15° will be studied by means of 3D unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) simulations as well as wind tunnel experiments. Magnus characteristics of projectiles with canted canards, mid fins or tail fins, spinning synchronously at a dimensionless spin rate of $p=0.185$, are being analyzed and compared in supersonic, transonic and subsonic flow conditions. First results show the Magnus force to vary periodically with the roll angle with a periodicity of 90° , as expected in the four fin configuration. Since the side forces on the fins oppose the side forces on the body, the total Magnus force can be reduced or even reversed compared to the force on the non-finned model. Additionally, the Magnus force on the body is affected by the interaction of fins and model body.

Introduction

Projectiles have to satisfy increasing range, speed, agility, control, and maneuverability requirements. Therefore they often are equipped with lifting surfaces, guidance canards, or fins. There are two common ways to stabilize a projectile on its flight trajectory: Either it spins rapidly around its longitudinal axis, which stabilizes by gyroscopic effects, or it is equipped with control surfaces or fins for aerodynamic stabilization.

Combining these approaches by spinning a finned projectile yields extra benefits, such as eliminating eccentricity effects and simplifying the control system [1].

When flying at non-zero angle of attack the projectile experiences side forces and yawing moments, due to the spin induced asymmetry of the flow field around the projectile. This is called the Magnus effect, which can affect the aerodynamic performance of projectiles and cause significant deviations on flight trajectories. For non-finned projectiles the Magnus forces were found to be caused by boundary layer distortion and asymmetrical flow separation on the lee side of the body [2]. In contrast, the flow around spinning, finned projectiles is much more complex and only analyzed for some special projectile configurations and flow regimes, most often for low spin rates in supersonic flows [3,4].

Magnus effect on fast-spinning finned projectiles

The forces and moments on fast-spinning finned projectiles are unsteady, showing a periodic variation with the roll angle of the projectile (fig. 1). The periodicity depends on the symmetry of the projectile, given by the number of fins. Due to the interaction of fin and body vortex systems, the shielding of fins by the leeward body wake and various shock interactions, the Magnus effect for this projectiles is highly non-linear. The resulting force can be reduced, increased or even opposed compared to the classical Magnus force on the non-finned body. It depends on multiple parameters such as angle of attack, Mach and Reynolds number, the fin position and spin rate of the projectile. Figure 2 shows the distribution of Magnus force on a tail finned projectile at Mach 2 and an angle of attack of 15° in comparison with the distribu-

tion on the non-finned model under same conditions. As one can see, the fin force opposes the body generated forces. Also the body force distribution is significantly affected by the presence of fins.

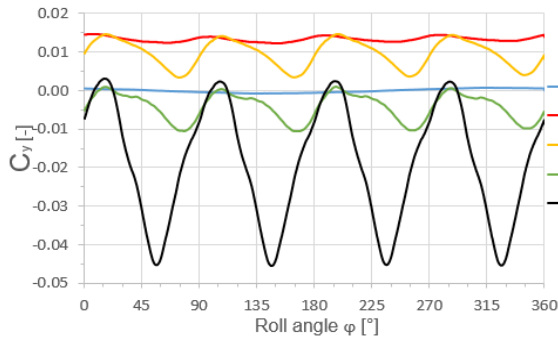


Figure 1: Time averaged side force coefficients of a tail finned projectile against roll position at different angle of attack at $Ma = 2$, $p = 0.185$.

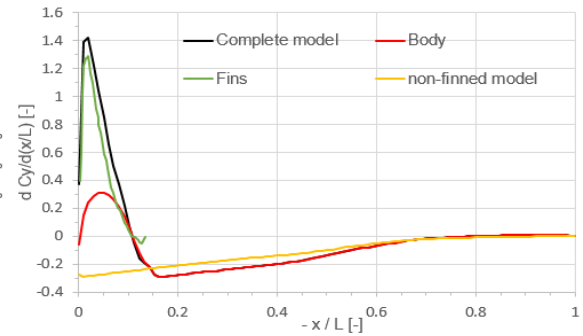


Figure 2: Magnus force coefficient distribution over the length of the projectile for tail finned and non-finned model at $Ma = 2$, $\alpha = 15^\circ$, $p = 0.185$.

Investigation Approach

In this study three different generic tangent-ogive-cylinder type finned projectile configurations (fig. 3), one with canards, one with lifting surfaces located near the center of gravity of the projectile and one with tail fins are investigated in supersonic, transonic and subsonic flow regimes. The wings are canted to generate a fast synchronous spinning motion at dimensionless spin rate $p=0.185$, pursuant to typical spin rates of spin stabilized projectiles. Experimental investigations will be done in the trisonic wind tunnel including force balance measurements as well as flow visualizations. In addition, 3D unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) simulations are carried out to identify and analyze the underlying mechanisms responsible for non-linear behavior of the Magnus effect on fast-spinning finned projectiles.

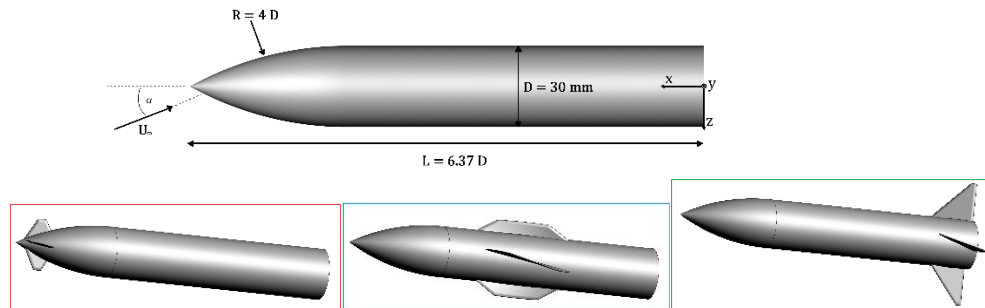


Figure 3: Model geometry and different fin configurations.

References

- [1] Yin, J., Wu, X. and Lei, J., "Body-fin interference on the Magnus effect of spinning projectile in supersonic flows," *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 11, No. 1, 2017, pp. 496-512.
- [2] Klatt, D., Hruschka, R. and Leopold, F., "Investigation of the Magnus effect of a generic projectile a Mach 3 up to 16 degrees angle of attack," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 80, 2014.
- [3] Benton, E. R., "Supersonic Magnus effect on a finned missile," *AIAA Journal*, Vol. 2, 1964, pp. 153-155.
- [4] Oberkampf, W. L. and Nicolaides, J.D., "Aerodynamics of finned missiles at high angle of attack," *AIAA Journal*, Vol. 9, 1971, pp. 2378-2384.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Untersuchung der Wirbelaerodynamik an hoch gepfeilten
Mehrfach-Deltaflügel-Konfigurationen

Andreas Schütte, Allison Pelzel

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig, andreas.schuette@dlr.de

Einleitung

Die Strömung um Deltaflügelkonfigurationen ist schon bei kleinen bis mittleren Anstellwinkel geprägt durch eine Wirbeltopologie, die maßgeblich das Auftriebs-, und Stabilitäts- und Steuerungsverhalten beeinflussen. Die Stärke der Wirbel sowie das Ablöseverhalten wird neben den Zuströmbedingungen maßgeblich durch die Pfeilung und Kontur der Vorderkante bestimmt [1][2][3].

Nachdem in den letzten Jahren im Rahmen von wehrtechnischen Projekten im DLR der Schwerpunkt auf den Entwurf und der Bewertungsfähigkeit von hoch gepfeilten, getarnten, agilen UAV Konfigurationen lag, rückt in Zukunft die Forschung von Technologien für konventionelle Kampfflugzeugkonzepte der nächsten Generation wieder in den Fokus.

Man hat sich im DLR schon in früheren Jahren mit Mehrfach-Deltaflügelkonfigurationen und dem Einfluss der Wirbelaerodynamik und Wirbel-Wirbelinteraktion beschäftigt. Ein Beispiel sind die Untersuchungen des Einflusses der Strakewirbel auf die Flügelaerodynamik an der Vielflächnerkonfiguration DLR-F10 [4]. Darüber hinaus sind auch die experimentellen und numerischen Untersuchungen an der X-31 Konfiguration zu nennen [5].

In Zukunft soll ein Schwerpunkt der Forschung im DLR Projekt Diabolo die systematische Untersuchung von Mehrfachdeltaflügelkonfigurationen sein. Untersucht werden soll der Einfluss der Grundrissform, Vorderkantenkontur und Strömungssteuerungselementen wie Strakes oder LEVCON Elementen (Leading Edge Vortex Control) auf die Wirbeltopologie und – aerodynamik. Diese Untersuchungen sollen sowohl im Trans- als auch im Überschall experimentell und numerisch durchgeführt werden.

Die Grundgeometrie wurde von Airbus Defence & Space bereitgestellt und ist Basis für gemeinsame experimentelle und numerische Forschungen im Rahmen der DLR Projekte Mephisto/Diabolo und Forschungsgruppen der NATO STO/AVT.

Zielsetzung und Durchführung

Ziel der vorliegenden Arbeiten ist zunächst zu zeigen, wie sich die Geometrie der Vorderkante auf die Wirbeltopologie einer Doppeldeltakonfiguration mit negativem Strake (LEVCON) verhält. Darüber hinaus soll in ersten Simulationen der Einfluss des LEVCON-Winkels auf die Wirbeltopologie gezeigt werden. Schlussendlich soll der Effekt auf das Verhalten diskutiert werden.

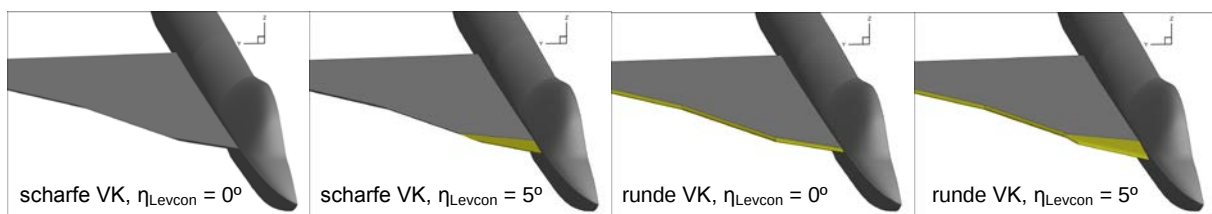


Bild 1: Modellkonfigurationen

Hierfür wurden numerische Voruntersuchungen an zwei Doppel-Deltaflügelkonfiguration mit scharfer und runder Vorderkante durchgeführt. Beide Konfigurationen wurden sowohl ohne als auch mit LEVCON-Ausschlag berechnet, vergl. **Bild 1**.

Sämtliche Berechnungen wurden mit den DLR RANS Verfahren TAU durchgeführt [6]. Für die Generierung der hybriden Rechnernetze wurde das Netzgenerierungsverfahren Centaur verwendet [7]. Sämtliche Berechnungen wurden bei einer Machzahl von $Ma = 0.4$ unter Verwendung des Spalart-Allmaras Turbulenzmodells und Annahme einer voll turbulenten Strömung durchgeführt. Die Modellgröße wurde entsprechend der Dimensionierung eines zukünftigen Windkanalmodells für den DNW-TWG mit einer Spannweite von $s = 0.5\text{m}$ gewählt. Hieraus ergibt sich eine Reynoldszahl von $Re_{\text{ref}} = 6,5 \cdot 10^6$.

Ergebnisse

Bild 2 zeigt beispielhaft die Strömungstopologie für die Konfigurationen ohne LEVCON-Ausschlag für den Fall einer scharfen und runden Vorderkante. Deutlich ist zu sehen, dass mit runder Vorderkante die Strömung an der Vorderkante des negativen Strakes (LEVCON) bei $\alpha = 6^\circ$ anliegt, während bei der scharfen Vorderkante sich bereits ein Wirbel an der Vorderkante ausbildet. Diese topologischen Unterschiede, die sich über einen weiten Anstellwinkelbereich zeigen, haben Einfluss auf die Druckverteilung und damit auf die Lastverteilung über dem Flügel, welches sich maßgeblich auf das Nickmomentenverhalten auswirkt.

Darüber hinaus wurde untersucht, wie sich der Ausschlag des LEVCON auf die Strömungstopologie und das aerodynamische Verhalten auswirkt. **Bild 3** zeigt, dass die Geometrie der Vorderkante und der Ausschlag des LEVCON-Einfluss auf das Nickmomentenverhalten hat. Auftrieb und Widerstand hingegen sind weitestgehend unverändert.

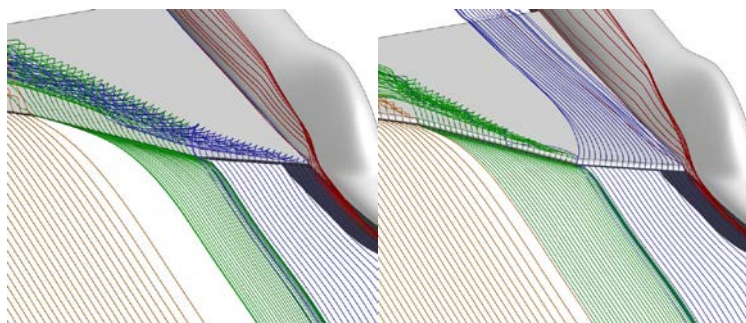


Bild 2: Wirbeltopologie bei $\alpha = 6^\circ$, scharfe (links) und runde (rechts) Vorderkante, $\eta_{\text{LEVCON}} = 0^\circ$

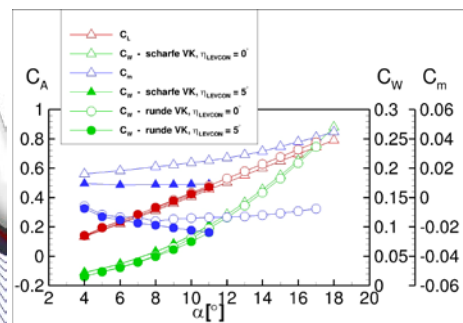


Bild 3: Auftrieb, Widerstand und Nickmoment über dem Anstellwinkel für sämtliche untersuchten Konfigurationen

Literaturverzeichnis

- [1] Schütte, A.: Numerical Investigations of Vortical Flow on Swept Wings with Round Leading Edges. AIAA Journal of Aircraft, Vol 54, No 2, March-April 2017.
- [2] Schütte, A., Hummel, D., Hitzel, S.: Flow Physics Analyses of a Generic Unmanned Combat Aerial Vehicle Configuration. Journal of Aircraft. Vol.49, No.6, November-December 2012
- [3] Schütte, A., Huber, K. C., and Boelens, O. J., "Static and Dynamic Numerical Simulations of a Generic UCAV Configuration with and Without Control Devices," AIAA Paper 2014-2132, 2014.
- [4] Schütte, A.; Bruse, M.; Henne, U.: Experimentelle Untersuchungen an Vielflächen-Doppeldelta-Konfigurationen im DNW-TWG. DGLR Luft- und Raumfahrtkongress, 2001-09-17 - 2001-09-20, Hamburg (Germany).
- [5] Schütte, A.; Boelens, Okko J.; Oehlke, M.; Jirásek, A.; Loeser, T.: Prediction of the flow around the X-31 aircraft using three different CFD methods. Journal of Aerospace Science and Technology, Volume 20, Issue 1, July - August, 2012, p. 21-37. ISSN 1270-9638, 10.1016/j.ast.2011.07.014.
- [6] Gerhold, T.: Overview of the Hybrid RANS Code TAU. NNFM, Vol. 89, 2005, pp. 81–92.
- [7] CentaurSoft: <http://www.centaursoft.com>. Website. Release 11.6, 2017.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügler aerodynamik

Methoden zur Propellerberechnung und -optimierung hinsichtlich
maximalem Wirkungsgrad

A. Kümmel, M. Stuhlpfarrer, C. Breitsamter
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik
Technische Universität München
andreas.kuemmel@tum.de

Propeller dienen für viele verschiedene Anwendungen als Antrieb, ob klassisch als Schubpropeller oder als Teil neuartiger VTOL Konfigurationen. Für alle Anwendungsgebiete ist ein optimal eingestellter Propeller mit einem hohen Wirkungsgrad von großer Bedeutung, um einen ressourcenschonenden und effizienten Antrieb sicherzustellen. Die vielfältigen Betriebszustände eröffnen ein großes Spektrum an Einstell- und Optimierungsmöglichkeiten, stellen aber auch eine Herausforderung für die Berechnung dar. Mit den vorgestellten Methoden können axial angeströmte Propeller optimiert werden. Eine effiziente Berechnungsmethode (blade element momentum theory (BEMT)) ist zu Beginn nötig, um ein Propellerkennfeld zu berechnen und potentielle Betriebskonfigurationen identifizieren zu können. Die ausgewählten Propellerkonfigurationen werden im Folgenden durch hochwertigere Ansätze, wie Wirkscheibe (AD) und vollaufgelöste CFD Simulationen, genauer untersucht.

Der erste Schritt der Propelloptimierung mittels BEMT lässt sich in zwei Aufgabenbereiche unterteilen: eine Entwurfsaufgabe und eine Nachrechenaufgabe/Analyse. Beim Entwurf wird die optimale Propellergeometrie für einen zuvor definierten Betriebspunkt ausgelegt, während bei der Nachrechnung der optimale Betriebspunkt für einen bereits vorhandenen Propeller gesucht wird. Beide Methoden sind sich sehr ähnlich und unterscheiden sich hauptsächlich in den bekannten und unbekannten Ein- und Ausgabeparametern [1].

Für den Entwurf eines Propellers mit maximalem Wirkungsgrad wird laut Betz [2] angenommen, dass das Wirbelsystem hinter dem Propeller eine Schraubenoberfläche bildet, welche mit konstanter Geschwindigkeit über den Radius abfließt. Mit dieser Bedingung kann die Blattverwindung β und die Blattiefenverteilung c berechnet werden (siehe Abbildung 1). Hierfür wird das Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb ε benötigt. Der Anstellwinkel α wird für jeden Profilschnitt in der Art bestimmt, dass $\varepsilon(\alpha) = \varepsilon_{\min}$ entspricht. Dadurch wird zusätzlich die Effizienz an jedem Profilschnitt maximiert [3] und folglich der Propellerwirkungsgrad optimiert.

Im Analysefall ist im Gegensatz zum Entwurfsfall die Blattgeometrie bekannt. Hier wird der optimale Flugzustand gesucht. Dieser kann über Einstellen des Fortschrittgrads J und des kollektiven Blatteinstellwinkels mittels BEMT iterativ berechnet werden [4]. 3D Effekte und Nachlaufkörper können mit Hilfe der BEMT Methode nur bedingt berücksichtigt werden. Durch das Implementieren von Blattspitzen- und Hubverlustfaktoren können Effekte wie Blattspitzenwirbel berücksichtigt werden. Die für die BEMT Methode benötigten Profilpolaren werden sowohl für den Entwurfsfall, als auch die Nachrechnung über eine Kombination aus Vortex-Panel-Methode und Grenzschicht-Integral-Methode berechnet [5].

Für die weiterführenden Analysen werden die Kandidaten mit dem höchsten Wirkungsgrad η ausgewählt. Die AD-Modellierung (Kopplung BEMT mit CFD) stellt eine effiziente Berechnungsmethode für Propeller und Rotoren dar. Die Einströmbedingungen für den Propeller (Anstellwinkel und Anströmgeschwindigkeit) werden über die CFD Simulation als Eingangsgrößen für die BEMT Methode vorgegeben. Der sich ergebende Schub und die Umfangskraft werden mittels BEMT Methode berechnet und über Quellterme in die CFD Simulation eingebracht [5]. Mit Hilfe dieser Methode können Nachlaufkörper, wie Flugzeuge, berücksichtigt werden (siehe Abbildung 2). Des Weiteren werden die Einströmbedingungen für den Propeller, im Vergleich zur BEMT, besser wiedergegeben.

Im letzten Schritt wird der Kandidat mit dem höchsten Wirkungsgrad η der AD Analyse ausgewählt und mittels einer voll aufgelösten CFD Rechnung untersucht. Diese Methode stellt den aufwendigsten Schritt dar, da die Propellergeometrie vernetzt werden muss und die Rechenzeit die der beiden vorherigen Schritte deutlich übersteigt. Die vollaufgelöste CFD Rechnung bildet, im Vergleich zu den beiden vorherigen Berechnungsmethoden, instationäre und 3D Effekte vollständig ab. Da die Propellergeometrie im Vergleich zu den beiden vorherigen Modellierungen komplett abgebildet wird, kann zusätzlich eine Blattformoptimierung, zum Beispiel an den Blattspitzen vorgenommen werden.

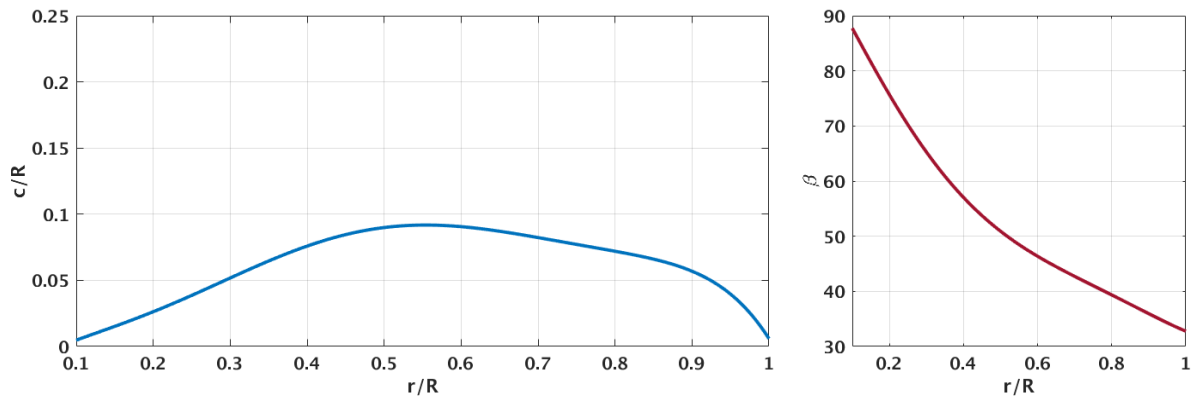


Abbildung 1: Typische Verteilung der normierten Blatttiefe c/R (links) und der Blattverwindung β (rechts) über den Radius nach Betz [2]

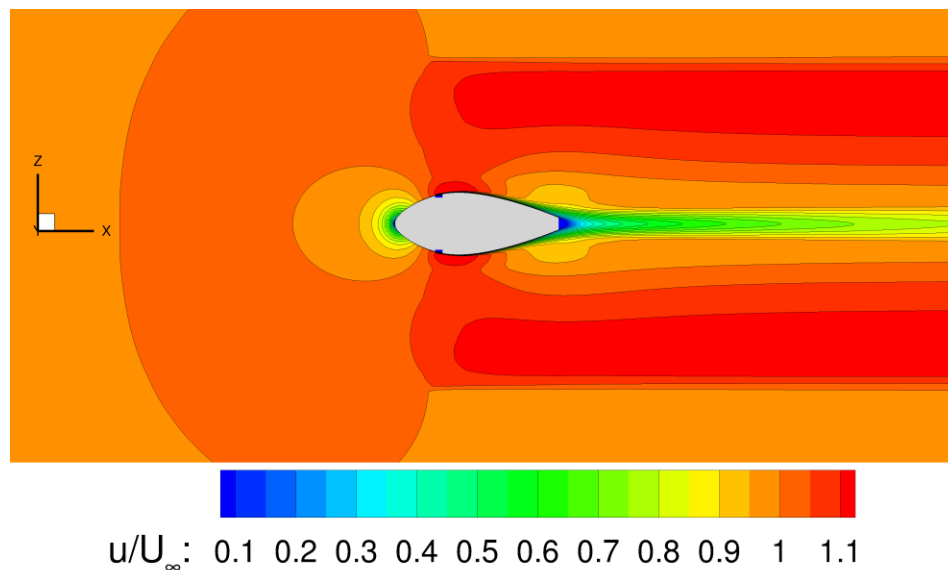


Abbildung 2: Normierte axiale Geschwindigkeitskomponente einer Wirkscheibenrechnung

Literaturverzeichnis

- [1] J. Sodja, D. Stadler, and T. Kosel, "Computational Fluid Dynamics Analysis of an Optimized Load-Distribution Propeller," *Journal of Aircraft*, vol. 49, pp. 955 - 961, 2012.
- [2] A. Betz, "Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust," *Göttinger Nachrichten*, pp. 193 - 217, 1919.
- [3] C. N. Adkins and R. H. Liebeck, "Design of Optimum Propellers," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 10, pp. 676 - 682, 1994.
- [4] M. K. Rwigema, "Propeller Blade Element Momentum Theory with Vortex Wake Deflection," presented at the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, South Africa, 2010.
- [5] M. Stuhlpfarrer, A. Valero-Andreu, and C. Breitsamter, "Numerical and experimental investigations of the propeller characteristics of an electrically powered ultralight aircraft," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 8, pp. 441 - 460, 2017.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügler-aerodynamik

CFD-Based Aerodynamic Design Optimization of a Helicopter Rotor Blade-Sleeve Fairing

P. Pölzlbauer¹, D. Desvigne², C. Breitsamter¹

¹Technische Universität München,
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik,
patrick.poelzlbauer@aer.mw.tum.de

²Airbus Helicopters,
damien.desvigne@airbus.com

Within the framework of Europe's CleanSky 2 initiative, innovative aircraft and rotorcraft configurations are developed in cooperation with partners from industry and university. The major goals of this initiative are the reduction of CO₂ and NO_x emissions as well as the minimization of the noise footprint. Prementioned configurations yield demonstrator platforms for several new technologies. One of the demonstrator programs comprises a compound-helicopter, namely RACER (Rapid And Cost Effective Rotorcraft), which combines the beneficial characteristics of rotorcraft and fixed-wing aircraft. It enables vertical and hover flight and promises an expected cruising speed of 220 knots, which is more than 30 percent faster than a conventional helicopter in the same class. Moreover, it is aimed for a cost reduction of about 25 percent per nautical mile. In order to achieve this goal, a special vehicle architecture is applied, which can be seen in Fig. 1a [1]. It features a boxwing design with two pusher propellers, a five-bladed main rotor and a stabilizer in H-type architecture. Considering the high cruising speed, drag reduction becomes one of the major topics. A main drag source is given by the helicopter rotor head, which contributes more than 40 percent to the overall drag considering a conventional helicopter in cruise flight. Additionally, the interactional drag with the fuselage has to be taken into account. Hence, the rotor head offers high drag reduction potential by developing aerodynamically optimized fairings for certain components.

Within the FURADO project [2], the aerodynamic design optimization of a semi-watertight full fairing rotor head for the RACER demonstrator is at focus. For this purpose, a sophisticated optimization tool chain was developed allowing for automated aerodynamic shape development by means of CFD simulation [3]. Overall, three different fairings are going to be developed within the project, the pylon fairing, the full-fairing beanie and the blade-sleeve fairings. At the current stage of the project, the aerodynamic design optimization of the blade-sleeve fairings is at focus. In the applied approach, the rotor blade connection region is divided into several two-dimensional sections, which can be seen in Fig. 1b. These sections are successively optimized and yield the basis for the three-dimensional reference blade-sleeve fairing. During the optimization process, design constraints are evaluated that have to be fulfilled by all designs. Regarding the optimization algorithm, a multi-objective genetic algorithm is applied. This algorithm is robust, allows for the simultaneous evaluation of a specified number of design candidates and does not require auxiliary information like gradients or Hessians [4]. The multi-objective approach is selected due to the presence of two concurring objective functions for the advancing and retreating rotor blade. Considering the retreating rotor blade at the observed region, the flow comes from the backside and therefore, the objective is to minimize drag. Regarding the advancing rotor blade, several objective functions could be reasonable. Thus, there is no recommended objective, but in the present work, the maximization of the lift-to-drag ratio is taken into account, which yields an indirect minimization of drag. However, if hover flight is added to the objectives, the maximization of the figure of merit would be reasonable. The multi-objective genetic algorithm returns design candidates close to the Pareto-optimal front for the N-dimensional objective space. This allows for subsequent selection as well as a comparison of the different designs.

The progression of the objective function values from the initial generation to population 20 can exemplarily be seen in Fig. 2. The initial population was manually selected based on previous simulations and the maximum number of populations was chosen to be 20. Moreover, two selected designs that are considered sufficiently close to the Pareto-optimal front are shown in Fig. 2. One of them features the lowest drag value and the other one reached the highest lift-to-drag ratio. Furthermore, it can be observed that no design constraint violation occurred. The maximum and minimum design space is indicated by the red and blue dotted lines in Fig. 2.

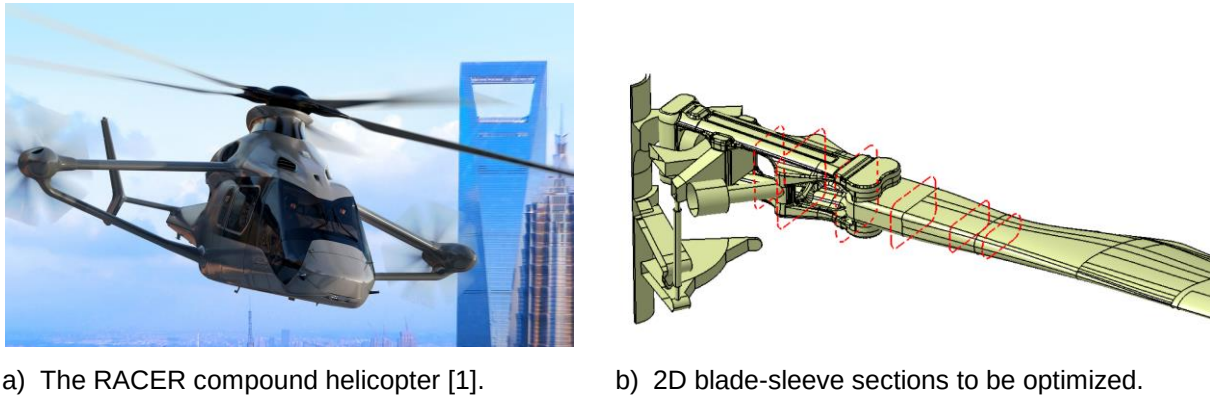


Fig. 1: Aerodynamic design optimization of the RACER blade-sleeve fairings.

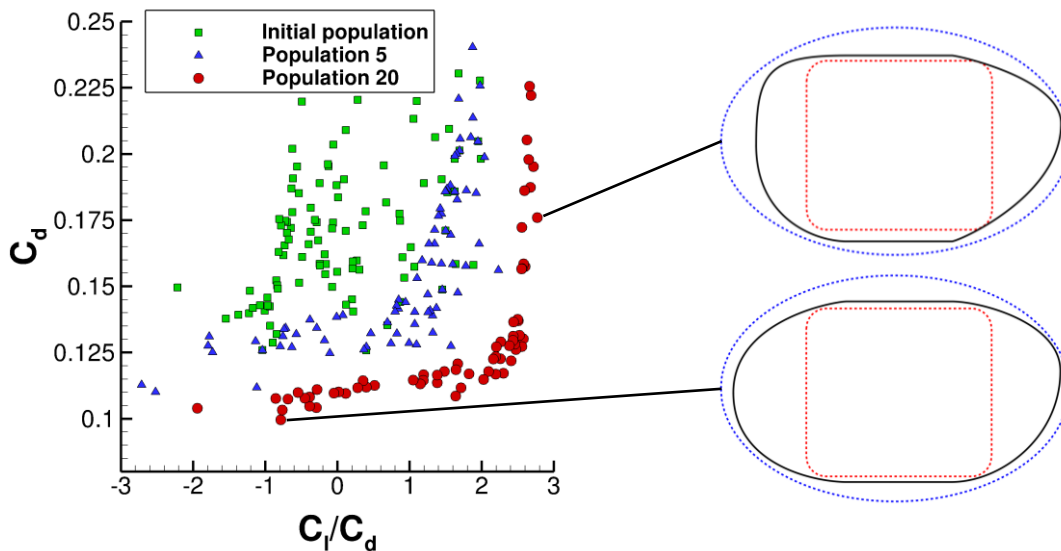


Fig. 2: Results from the 2D design optimization of the blade-sleeve fairing section at $r/R = 0.077$ [3]. Dotted blue line: Outer design constraint; Dotted red line: Inner design constraint.

Literaturverzeichnis

- [1] Airbus Helicopters, Press-Release. www.airbus.com/newsroom/press-release/en/2017/06/Airbus-Helicopters-reveals-high-speed-demonstrator-configuration.html. Accessed: 2017-07-04.
- [2] Technical University of Munich, FURADO project website. www.furado.tum.de. Accessed: 2017-09-08.
- [3] P. Pölzlbauer, D. Desvigne, and C. Breitsamter. Aerodynamic Design Optimization of a Helicopter Rotor Blade-Sleeve Fairing. 66. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 5.-7. September, 2017*.
- [4] D. Kalyanmoy. Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms. John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, England, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Integration analytischer Nachlaufmodelle in Fernfeld-Randbedingungen für Rotorsimulationen im axialen Flug

Philip Ströer, Andreas Krumbein

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Um den Einfluss der Rückwirkung pseudo-physikalischer Wirbelgebiete in Rotorsimulationen zu minimieren werden typischerweise große und numerisch teure Fernfelder verwendet. Eine Möglichkeit, den Fernfeldrand näher am Rotor zu platzieren, bieten modifizierte Fernfeldwerte, die basierend auf theoretischen Betrachtungen, physikalisch sinnvolle Werte auf eben diesem vorgeben. Dazu wurde in den DLR TAU-Code ein Modul implementiert, das die Manipulation von Fernfeld-Randwerten im axialen Flug erlaubt.

Eine weit verbreitete und in viele Codes implementierte Methode ist die sogenannte Source-Sink-Randbedingung, die auf der ein-dimensionalen Impulstheorie basiert. Nachteil dieser Methode sind neben stark vereinfachenden Annahmen die – ohne Erweiterungen – Limitierung auf wenige Flugzustände (Singularität für das Wirbelringstadium).

Die auf dem Biot-Savart-Gesetz basierende „*truncated vortex tube*“ (TVT) Methode modelliert den Rotornachlauf nach Wang (1990) unter der Annahme einer linear zerfallenden, abgeschnittenen Wirbelröhre. Dadurch wird neben Flugzuständen des axialen Fluges auch eine Lösung für das Wirbelringstadium ermöglicht (Abb. 1, rechts). Durch numerische Integration kann die induzierte Geschwindigkeit neben den Rändern auch im Feld bestimmt werden (vgl. Perry 2007). Mit moderatem numerischen Aufwand kann so neben Randbedingungen eine die Konvergenz merkbar positiv beeinflussende Startlösung für das Geschwindigkeitsfeld vorgegeben werden.

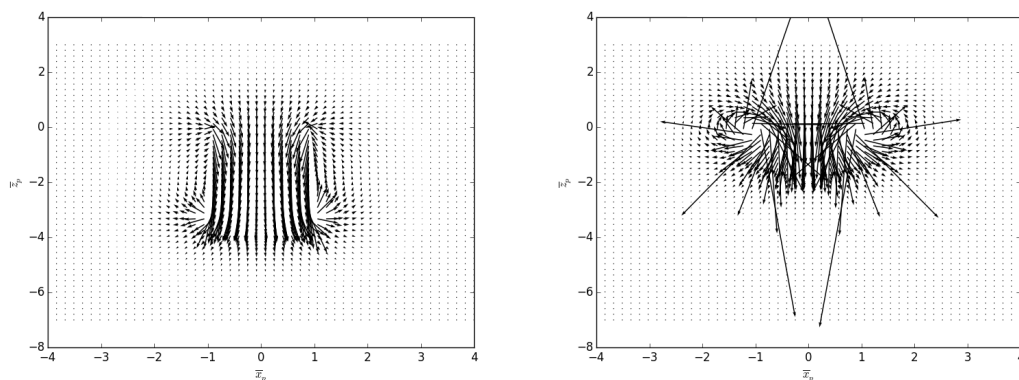


Abb. 1: Normierte nach der „*truncated vortex tube*“ Theorie berechneten Geschwindigkeitsvektoren für den Schwebeflug (links) sowie das Wirbelringstadium (rechts); wobei (0,0) das Rotationszentrum und die z-Achse die Rotationsachse darstellen

Die vorliegende Arbeit vergleicht diese modifizierten Randbedingungen mit der unveränderten Referenzkonfiguration. Anhand einer vollturbulenten RANS-Rechnung für einen Rotor im Schwebeflug kann der positive Einfluss der modifizierten Randwerte verdeutlicht werden. So konvergieren sowohl die Rechnungen mit Froude-Randbedingung als auch die mit aus TVT Theorie berechneten Randwerten sowohl für Navier-Stokes-Gleichungen als auch für das Turbulenzmodell (hier $k-\omega$ SST) deutlich schneller und besser (Abb. 2, links). Integrale Werte (Abb. 2, rechts) bestätigen diese Beobachtung.

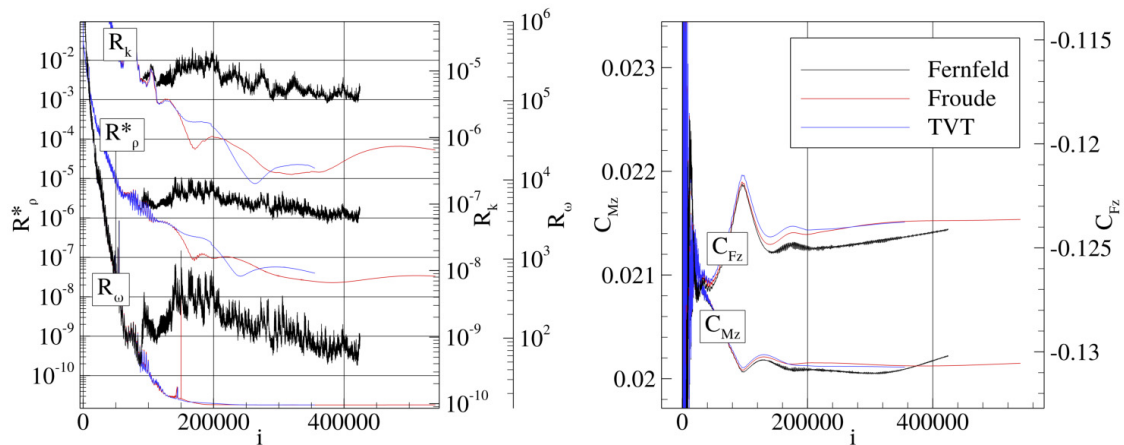


Abb. 2 : Konvergenzverläufe (links) und Verläufe integraler Werte (rechts)

Zusätzlich führen die Modifikationen, wie in Abb. 3 gezeigt, zu einem deutlich physikalischeren Strömungsfeld, sodass unter anderem dem Abwind (*downwash*) Rechnung getragen wird. Die TVT-Randbedingung zeigt zusätzlich eine Beeinflussung des Startwirbels, sodass Nachlaufstrukturen weniger verzerrt und der rückwirkende Einfluss auf das Blatt vermindert wird.

Abb. 3 offenbart jedoch Nachteile der klassischen Froude-Modifikation (Abb. 3, Detailansichten, Froude), die durch die TVT-Randbedingung behoben werden können: Im Bereich des unteren Randes kommt es per Definition der Froude-Randbedingung zu einer Scherung und einem Einschnüren der Strömung. Ferner ist die Ausflussgeschwindigkeit keine Funktion des Abstandes von der Rotationsebene und für alle Fernfeldabstände identisch.

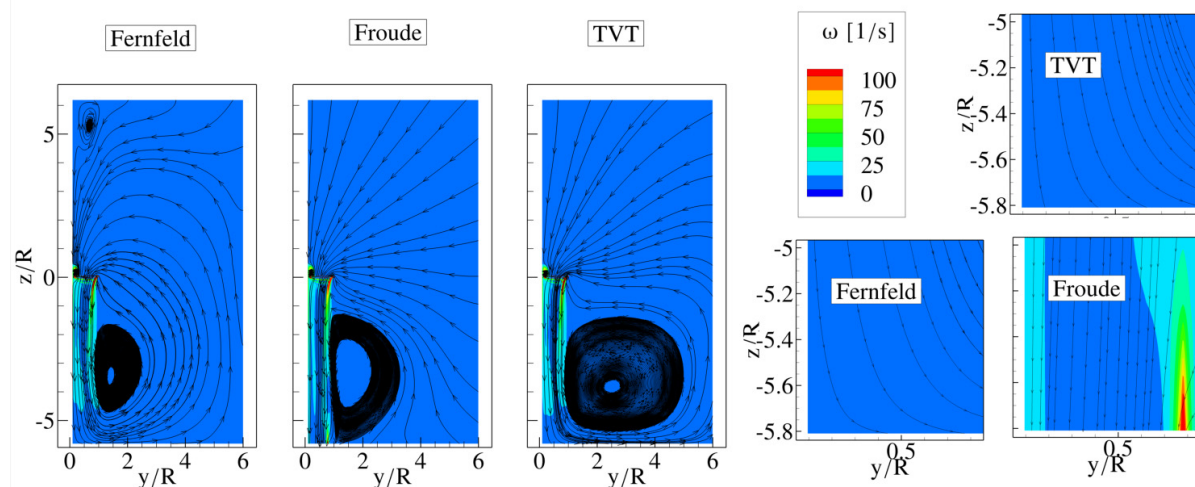


Abb. 3 : Konturplots der Vortizität inklusive Stromlinien für beschriebene Modifikationen links: gesamtes Fernfeld; rechts: Vergrößerung des Ausflussbereiches

In zukünftigen Aktivitäten soll speziell die TVT-Methode erweitert und verbessert werden. So ist neben einer Implementierung der Feldlösung als Initiallösung eine Kopplung mit den Turbulenzvariablen des jeweiligen Turbulenzmodells geplant.

Literatur:

Perry, F. J., Chan, W. Y., Simons, I. A., Brown, R. E., Ahlin, G. A., Khelifa, B. M., & Newman, S. J. (2007). Modeling the mean flow through a rotor in axial flight including vortex ring conditions. *Journal of the American Helicopter Society*, 52(3), 224-238.

Wang, S. (1990). Analytical approach to the induced flow of a helicopter rotor in vertical descent. *Journal of the American Helicopter Society*, 35(1), 92-98.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Technische Strömungen

Experimentelle Untersuchung von konvektiver Kanalströmung mit Phasenübergang

C. Brückner, A. Westhoff, C. Wagner

DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

christian.brueckner@dlr.de

Konvektive Strömungen mit Phasenübergang treten in vielen technischen Anwendungen und alltäglichen Situationen auf. Oft stellt die Kondensation dabei einen ungewünschten Effekt dar. So führen beispielsweise Leckageströmungen in der Flugzeugkabine zu Kondensatbildung zwischen Innen- und Außenwand. Über mehrere Flugzyklen sammelt sich Wasser in der Isolierung und führt so zu einer Gewichtserhöhung, einer geringeren Isolationswirkung und fördert Korrosion [1]. Im Auto kommt es bei bestimmten Wetterverhältnissen zu einem Beschlagen der Scheiben, was durch die verringerte Sicht ein erhöhtes Unfallrisiko birgt [3].

Eine vereinfachte Betrachtung solcher Kondensationsphänomene ermöglicht die Nusseltsche Wasserhauttheorie, mit deren Hilfe eine Berechnung des Wärmeübergangs in Abhängigkeit der Kondensatfilmdicke möglich ist [2]. Die Theorie beruht auf der Annahme ruhenden, reinen Wasserdampfes mit einem idealisiert laminar abfließenden Kondensatfilm. Das Modell wurde für bewegten Dampf, auch mit Inertgasanteil, sowie für turbulent fließendes Kondensat erweitert [2, 4].

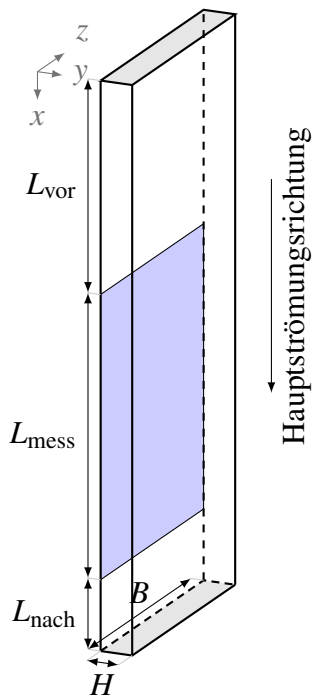


Figure 1: Vertikaler Kanal mit Vorlauf, Messstrecke und Nachlauf. Adiabate Randbedingungen mit isothermer Kühlplatte an einer Wand

Um ein Modell auf Basis der Nusseltschen Wasserhauttheorie im Bereich der Klimatechnik einsetzen zu können, ist es notwendig, die Gültigkeit bei feuchter Luft mit geringem Wasseranteil zu überprüfen und Anpassungen vorzunehmen. Mithilfe dieser experimentellen Studie soll das Skalenverhalten des Wärme- und Stoffübergangs bei Kondensation von feuchter Luft bei konstanter charakteristischer Temperaturdifferenz in Abhängigkeit der Eingangstemperatur untersucht werden.

Dazu werden die Temperaturdifferenzen zwischen Lufttemperatur am Einlass, Kühlplattentemperatur und Taupunkt konstant gehalten und diese drei Temperaturen variiert. Die Messungen erfolgen in einem vertikalen Kanal mit einer isotherm temperierten Kühlplatte an einer Wand und adiabaten Bedingungen an den anderen Wänden (Abb. 1). Der Kanal besteht aus einem Vorlauf von 1.5 m Länge, eine Messstrecke von 2.05 m Länge und einen Nachlauf von 0.5 m Länge. Vor- und Nachlauf stellen dabei sicher, dass eine ausgebildete Kanalströmung über die gesamte Messstrecke vorliegt. Der Kanal hat eine Breite von 0.533 m und eine Höhe von 0.05 m, woraus sich ein Aspektverhältnis von 10.66:1 ergibt. Zur Aufzeichnung der Temperaturen im Luftstrom und der Kühlplatte werden PT100 Widerstandsthermometer und zur Taupunktbestimmung am Ein- und Ausgang kapazitive Feuchtigkeitsensoren verwendet. Die Bestimmung des Volumenstroms erfolgt mit einem Venturi-Rohr.

Zur Beschreibung des Systems werden verschiedene dimensionlose Kennzahlen verwendet: Reynolds-Zahl $Re = U d_{hydr} / \nu$,

Nusselt-Zahl $Nu = \dot{q}H / \lambda_{Luft} \Delta T$ und Sherwood-Zahl $Sh = U_{pt}H / D$. U bezeichnet hier die mittlere Strömungs-

geschwindigkeit als Verhältnis des Volumenstroms zur Querschnittsfläche $\dot{V}_{\text{Luft}}/A_{\text{HB}}$, d_{hydr} den hydraulischen Durchmesser des Kanals, ν die kinematische Viskosität, $\dot{q}$ den Wärmestrom, U_{pt} die Kondensationsgeschwindigkeit als Verhältnis der Kondensatmenge zur Kondensationsfläche $\dot{V}_{\text{pt}}/A_{\text{pt}}$, H die Kanalhöhe, D der Diffusionskoeffizient für feuchte Luft, λ_{Luft} die Wärmeleitfähigkeit und ΔT die charakteristische Temperaturdifferenz. Für den globalen Wärmetransport ist die Differenz zwischen Einlass- und Auslasstemperatur die charakteristische Temperaturdifferenz.

Als Beispiel werden hier Ergebnisse für eine Strömungsgeschwindigkeit von 0.75 m s^{-1} und eine resultierende Reynolds-Zahl von 4000 diskutiert. Damit liegt die Strömung im Transitionsbereich zwischen laminarer und turbulenter Strömung. Die Temperaturdifferenz zwischen Eingangstemperatur und Kühlplattentemperatur wurde konstant bei 26.5 K gehalten. Der Taupunkt am Eingang wurde jeweils 10 K oberhalb der Kühlplattentemperatur gehalten. Die resultierende relative Luftfeuchte lag dabei zwischen 36 % to 38 %.

In Abb. 2 ist die Sherwood-Zahl und die Nusselt-Zahl über der Eingangstemperatur dargestellt. Die Fehlerbalken zeigen die zeitlichen Schwankungen während des Versuchs an. Die Sherwood-Zahl bleibt mit einem Wert von $9.87 \pm 5.6 \%$ konstant, darauf hinweist, dass der Stofftransport nicht von der Einlasstemperatur abhängt, sondern durch die Temperaturdifferenz charakterisiert wird. Die Schwankungen der Sherwood-Zahl zwischen den Versuchen sind auf schwankende Randbedingungen zurückzuführen.

Im Gegensatz dazu steigt die Nusselt-Zahl und damit der globale Wärmestrom, mit zunehmender Einlasstemperatur. Dies ist darauf zurückzuführen, dass bei höheren Temperaturen eine größere absolute Masse Wasser in der Luft gelöst ist. Als Resultat ist ein größerer Massentransfer durch Phasentransition zu beobachten. Der hieraus resultierende höhere Beitrag der latenten Wärme führt zu einem Anstieg des globalen Wärmestroms.

Um weitere Aussagen über die Temperaturabhängigkeit treffen zu können, sind weitere Untersuchungen nötig. Weiterhin ist ein Vergleich mit dem Wärmetransport ohne Kondensation interessant, um den Einfluss des Stofftransports genauer zu untersuchen.

Im Rahmen des Workshops sollen die weiteren Ergebnisse zu der hier diskutierten Parametervariation vorgestellt werden.

Literatur:

- [1] Zhang, T. T., Tian, L., Lin, C. H., Wang, S. Insulation of commercial aircraft with an air stream barrier along fuselage. Building and Environment, 2012, 57. Jg., S. 97-109
- [2] Nusselt, W., Die Oberflächenkondensation des Wasserdampfes, Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure 60(27), 1916, S. 541-546
- [3] Bopp, R., and A. Peter. Windshield Fogging in Road Tunnels? Final Results. na, 2006
- [4] Hijikata, K., Chen, S.J., Tien, C.L. Non-condensable gas effect on condensation in a two-phase closed thermosyphon, Int. Journal of Heat and Mass Transfer 27(8), 1984, S. 1319-1325

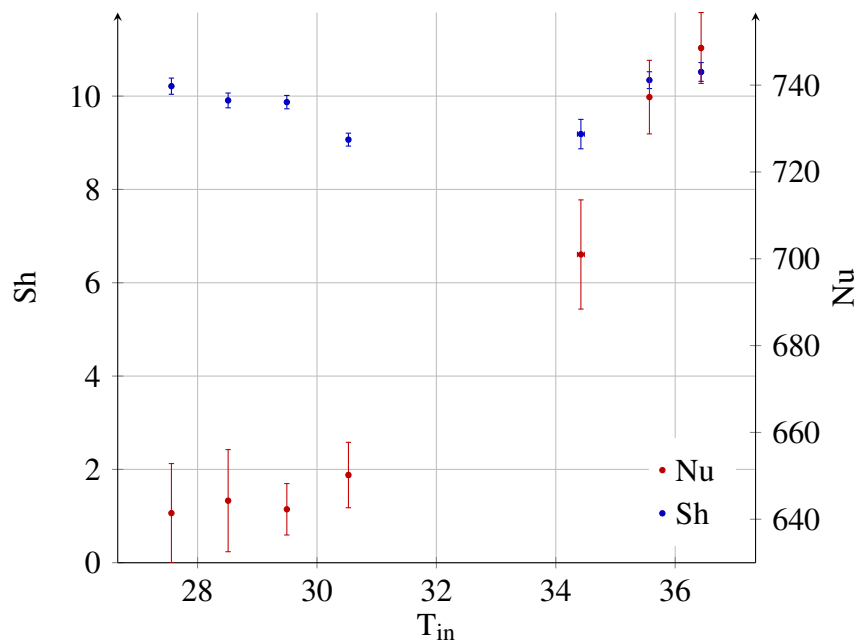


Figure 2: Temperaturabhängigkeit der Sherwood-Zahl (blau) und Nusselt-Zahl (rot) bei $U = 0.75 \text{ m s}^{-1}$ ($Re = 4000$) und $\Delta T = 26.5 \text{ K}$.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Adjungierten-basierte Datenassimilation in Reaktiven Strömungen

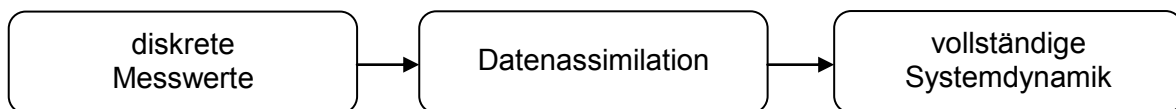
M. Lemke, J. Reiß, J. Sesterhenn

MB1, ISTA, Technische Universität Berlin, Müller-Breslau-Straße 15, 10623 Berlin
mlemke@tnt.tu-berlin.de, reiss@tnt.tu-berlin.de

Die Analyse strömungsmechanischer Phänomene basiert auf experimentellen und numerischen Untersuchungen. Beide Ansätze liefern Ergebnisse, jedoch kein vollständiges und exakt übereinstimmendes Bild einer zu untersuchenden Strömung. Experimentelle Daten sind meist unvollständig, da nicht alle relevanten Zustandsgrößen messbar sind, während Simulationsergebnisse von häufig unbekannten Transportparametern sowie Rand- und Anfangsbedingungen abhängen. Um ein vollständiges Bild einer realen Strömung zu erhalten, können jedoch beide Ansätze in Form einer Datenassimilation kombiniert werden. Diese erlaubt es bisher nicht messbare Größen einer realen Strömungssituation modellbasiert zu bestimmen.

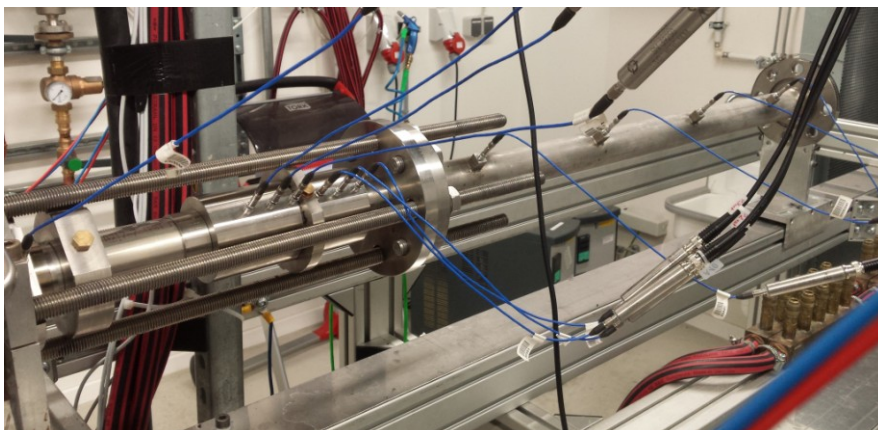
Vorgestellt wird ein adjungierten-basierter Datenassimilationsansatz für instationäre, kompressible, reaktive Strömungen, gemeinsam mit einer aktuellen Anwendung, der Analyse eines pulsed detonation combustors (PDC).

Beobachtungen (Experimente) in ein mathematisches Model zu integrieren wird als Datenassimilation bezeichnet. Ziel ist denjenigen Systemzustand unter allen möglichen Zuständen des Systems zu finden, der optimal zu experimentellen Beobachtungen passt.



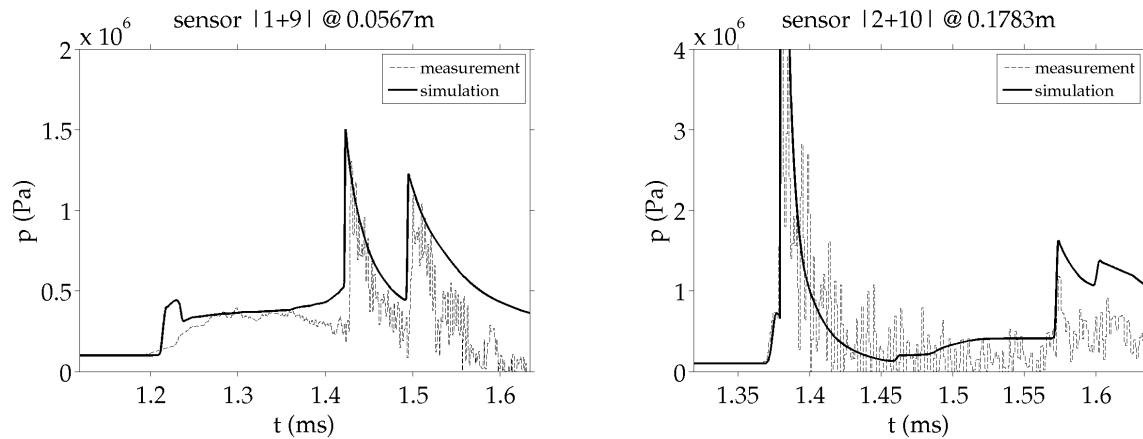
Bisher finden sich Anwendungen vor allem in der Meteorologie, Geologie und Ozeanographie. Es lassen sich zwei generelle Ansätze zur Datenassimilation identifizieren: stochastische Filter und Variationsansätze. Wir folgen dem Variationsansatz.

Die hier betrachtete Anwendung ist eine Detonationskammer (PDC), die im Single-Shot-Modus betrieben wird. Die Kammer ist mit Wasserstoff und Sauerstoff-angereicherter Luft gefüllt. Mittels einer Zündkerze wird zunächst eine Deflagration initiiert. Durch Reflektion der entstehenden Druckwellen an einer speziell geformten Querschnittsverengung wird ein schneller Übergang zur Detonation (DDT), also einem energetisch effektiveren Prozess, erreicht.



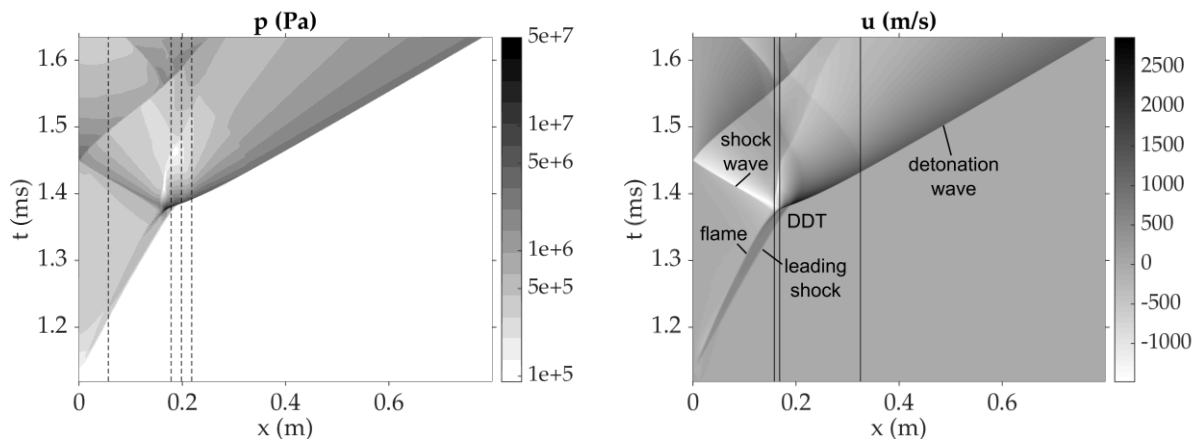
(Gray et al. 2017)

Zur experimentellen Analyse der komplexen Vorgänge im Rohr standen durch bauliche und physikalische Einschränkungen nur wenige Drucksensoren in der Rohrwand zur Verfügung. Fehlende, zur vollständigen Beschreibung der Vorgänge im Rohr notwendige, Informationen konnten mit dem Datenassimilationsansatz gewonnen werden. Im Detail wurden Reaktions-(Arrhenius) und Transportparameter einer Simulation der kompressiblen, reaktiven Navier-Stokes Gleichungen iterativ angepasst, bis die numerische Lösung optimal mit den wenigen experimentellen Daten übereinstimmt.



Vergleich zwischen den assimilierten Druckdaten (angepasste Simulation) und den experimentellen Referenzdaten für ausgewählte Sensorpositionen. Die Druckwerte erreichen für bestimmte Drucksensoren deutlich über 40 bar. (Gray et al. 2017)

Aus der angepassten numerischen Simulation konnten viele Erkenntnisse über die physikalischen Vorgänge im Detonationsrohr gewonnen und weitere interessante Größen extrahiert werden, insbesondere der zeitliche Verlauf der Reaktionsfront, welcher Aussagen über den Übergang zur Detonation erlaubt.



Resultierendes Druckfeld in Raum und Zeit. Experimentelle Messdaten lagen nur entlang der gestrichelten Linien vor. Die weiteren Daten sind Ergebnis der angepassten numerischen Simulation. Die Linien im dargestellten Geschwindigkeitsfeld markieren Änderungen in der Detonationsrohrgeometrie. Eine überschallschnelle Verbrennung wird gefunden. (Gray et al. 2017)

Im Allgemeinen erlaubt der Ansatz die model-basierte Identifikation physikalischer Vorgänge in messtechnisch schwer zugänglichen Brennräumen auf Basis diskreter Messwerte, etwa in Kolbenmotoren.

Gray, J.; Lemke, M.; Reiss, J.; Paschereit, C.; Sesterhenn, J. & Moeck, J., *A compact shock-focusing geometry for detonation initiation: Experiments and adjoint-based variational data assimilation*, Combustion and Flame, 2017, 183, 144 – 156

Lemke, M. & Sesterhenn, J., *Adjoint-based pressure determination from PIV data in compressible flows - Validation and assessment based on synthetic data*, European Journal of Mechanics - B/Fluids, 2016, 58, 29 – 38

Lemke, M.; Reiss, J. & Sesterhenn, J., *Adjoint based optimisation of reactive compressible flows*, Combustion and Flame, 2014, 161, 2552 – 2564

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Frequenzanalyse bei der Inbetriebnahme eines Böengenerators zur Untersuchung von Lasten bei instationärer Anströmung

Max Müller, Klaus Ehrenfried, Claus Wagner

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, max.mueller@dlr.de

Im Hinblick auf Effizienz werden Schienenfahrzeuge vermehrt in Doppelstock- und Leichtbauweise ausgelegt. Dadurch senkt sich der Energiebedarf, bei gleichzeitig steigender Passagierkapazität. In diesem Zusammenhang erhöhen sich jedoch der Schwerpunkt und die Angriffsfläche für Seitenwind. Diese Entwicklung führt laut Cooper [1] und Baker [2] zu Herausforderungen an die Betriebssicherheit, in puncto Seitenwindstabilität. Aus diesem Grund ist die Forschung an Übertragungs- und Admittanzfunktionen zwischen Kraftantwort und instationärer Anströmung im Bereich Schienenverkehr wieder mehr in den Fokus gerückt. Ein besseres Verständnis der Physik bei instationären Seitenwindereignissen, ausgedrückt durch Übertragungsfunktionen, lässt eine verbesserte Vorhersage der resultierenden aerodynamischen Kräfte und Momente zu und bietet so die Möglichkeit diese in der Auslegung von Fahrzeugen zu berücksichtigen.

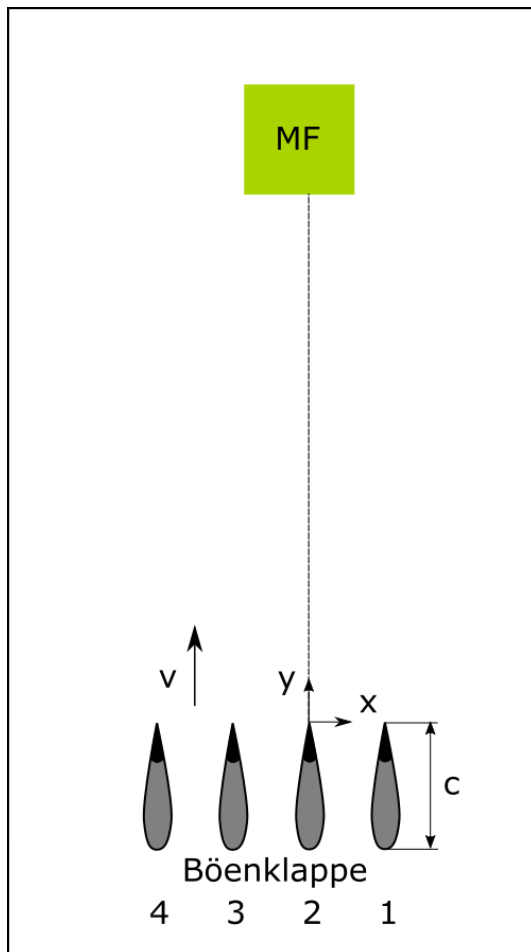


Abbildung 1 Prinzipskizze Messaufbau

Zur Messung der Kraftantwort eines durch instationäre Anströmung angeregten Körpers ist am DLR ein Versuchsstand entwickelt worden. Bevor Untersuchungen zu instationären aerodynamischen Lasten stattfinden können, wird, im Rahmen der Inbetriebnahme des Versuchsstands, das Strömungsfeld im Versuchsstand mittels High-Speed PIV vermessen. In Abbildung 1 ist der Messaufbau in Form einer Prinzipskizze dargestellt. Zur Erzeugung der instationären Anströmung dient ein Böengenerator stromauf, in der Skizze unten, des Messfeldes. Er besteht aus vier einzelnen Böenklappen, mit einem NACA 0018 Grundflügel, grau, und jeweils einem einzeln angetriebenen Flap, schwarz. Die Sehnenlänge einer Böenklappe beträgt $c = 300\text{ mm}$. Der Böengenerator kann Frequenzen bis 50 Hz erzeugen, was bei einem Versuchskörper mit der Tiefenausbreitung von $2c$ und einer Anströmgeschwindigkeit von 30 m/s gerade der reduzierten Frequenz von 1 entspricht. Das Messfenster, MF, liegt stromab, in Verlängerung der Sehne der Böenklappe 2. Der Abstand zur Hinterkante liegt bei etwa $4,18c$, das entspricht knapp $1,3\text{ m}$. Das Messfenster ist quadratisch mit einer Kantenlänge von ca. $0,88c$. Ausgewertet werden die Strömungsdaten an einem Messraster von $53 \cdot 53$ Datenpunkten. Zusätzlich liegt die Mitte des Messfensters nicht auf der verlänger-

ten Profilschne, sondern leicht versetzt, sodass der Einfluss des Nachlaufs einer Nachbarklappe mit erfasst werden kann. Die PIV-Daten sind mit einer Frequenz von 500Hz bei einer Strömungsgeschwindigkeit von etwa 10m/s erfasst worden.

Bei der Auswertung der Zeitreihen der Strömungsdaten sind die durch den Böengenerator erzeugten Frequenzen im Strömungsfeld von besonderem Interesse. Da bei einer Messung des Übertragungsverhaltens von instationärer Anströmung und Kraftantwort, das mit einer Hitzdrahtsonde punktuell gemessene Energiedichtespektrum der Anströmung mit dem Dichtespektrum der Kraftantwort verknüpft werden soll, ist es das Ziel mit dem Böengenerator ein homogenes Schwankungsfeld zu erzeugen. Um die erzeugten Frequenzen in der Strömung beurteilen zu können ist so für jeden einzelnen Datenpunkt des Messfeldes eine Fourieranalyse durchgeführt worden. So kann im Rahmen der Inbetriebnahme genauer beurteilt werden, welche Frequenzen an welchem Raumpunkt dominant sind. Da durch die Messung mit High-Speed PIV sowohl die Raum-, als auch die Zeitinformation der Schwankungsgrößen der Strömungskomponenten bekannt sind, kann nach einer Transformation der Geschwindigkeitsschwankung in den Frequenzraum, die Intensität einzelner Frequenzen räumlich aufgetragen werden.

In Abbildung 2 werden die Verteilungen der ersten und zweiten Oberschwingung der Längskomponente für eine Klappenfrequenz von 5Hz mit einer Amplitude von 5° gezeigt. Links ist die räumliche Verteilung der ersten Oberschwingung, also 10Hz, rechts ist die zweite Oberschwingung, 15Hz, zu sehen. Hier wird der Einfluss des Nachlaufgebietes deutlich. Es bilden sich, quer zur Hauptströmungsrichtung, diskrete Zonen, in denen unterschiedliche harmonische Oberschwingungen dominant sind.

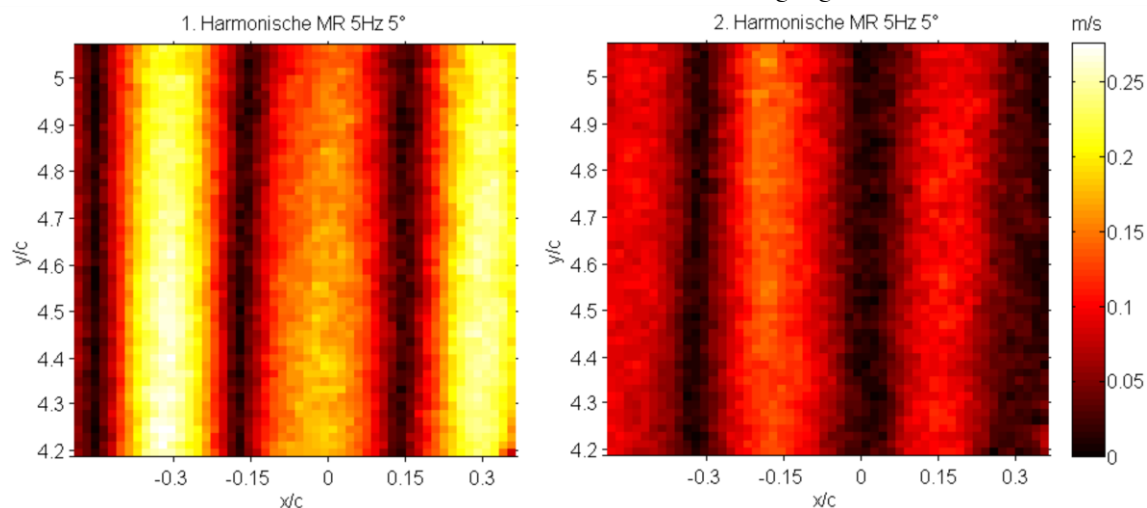


Abbildung 2 Räumliche Verteilung der Amplitude der ersten und zweiten harmonischen Frequenz

Erkennbar ist im Bereich um $x = \pm 0,3$, dass hier die doppelte Frequenz der Grundschwingung verstärkt auftritt. In diesem Bereich überschneiden sich räumlich die Maximalausschläge der Nachlaufdehle. Der Geschwindigkeitsdefekt kommt in dieser Region pro Periode zwei Mal vor. Im Bereich um $x=0$ tritt der Geschwindigkeitsdefekt bei den Nulldurchgängen ebenfalls doppelt auf. Zwischen den beiden Regionen spielt die erste Oberschwingung jedoch kaum eine Rolle. Um $x=\pm 0,15$ ist die zweite Oberschwingung, also 15Hz dominant. Dies ist auf Wirbel in der Scherschicht des Nachlaufs zurückzuführen. Ein Modell mit einer Querausbreitung von $1/3c$ bis $2/3c$ wird in einem so gearteten Strömungsfeld über seine Fläche mit unterschiedlichen Frequenzen angeregt. Dies verstößt gegen die Forderung nach Homogenität. Um einen homogenen Bereich zu erzeugen, wird der Abstand zwischen der zweiten und dritten Böenklappe erhöht. Hierdurch soll ein Messfenster entstehen, das nicht Nachlauf bedingt, unterschiedliche dominante Anregungsfrequenzen enthält.

[1] R.K. Cooper "The Effect of Cross-Winds on Trains", *Journal of Fluids Engineering* Vol. 103 (1961)

[2] C.J. Baker and M. Sterling "Aerodynamic Forces on Multiple Unit Trains in Cross Winds", *Journal of Fluids Engineering* Vol. 131 (2009)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Vorhersage von Flammenlängen in Raketenbrennkammern

Joe PEARSON, Tim HORCHLER, Volker HANNEMANN, Sebastian KARL, Klaus HANNEMANN
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raumfahrzeuge
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, joe.pearson@mail.de

Häufig werden in Raketenbrennkammern koaxiale Injektoren zum Einspritzen von Treibstoff und Oxidator verwendet, um eine effiziente Verbrennung mit kurzer Flamme zu ermöglichen [2]. Zwischen dem inneren Oxidator- und dem äußeren Treibstoffstrom bildet sich eine Scherschicht aus, in der eine Diffusionsflamme brennt. Damit die Verbrennung vollständig in der Brennkammer ablaufen kann, muss die Kammer ausreichend lang sein. Es ist somit notwendig im Voraus die Flammenlänge vorhersagen zu können, um die entsprechende Brennkammerlänge zu bestimmen. Ziel dieser Arbeit ist die numerische Vorhersage von Flammenlängen in Raketenbrennkammern und der Vergleich mit experimentellen Ergebnissen.

Dazu wurden die von Schumaker [3] gewonnenen experimentellen Daten herangezogen. Diese wurden am *Michigan Single Element Rocket Injector Experiment* an einer Laborbrennkammer (vgl. Abbildung 1) aufgenommen. Für die Verbrennung wurden Wasserstoff und Sauerstoff gasförmig bei Raumtemperatur eingespritzt. Des Weiteren wurden die Einströmbedingungen in den Experimenten so gewählt, dass bei konstantem Brennkammerdruck und konstantem Dichteverhältnis das Geschwindigkeitsverhältnis zwischen den beiden Fluiden gezielt geändert wurde.

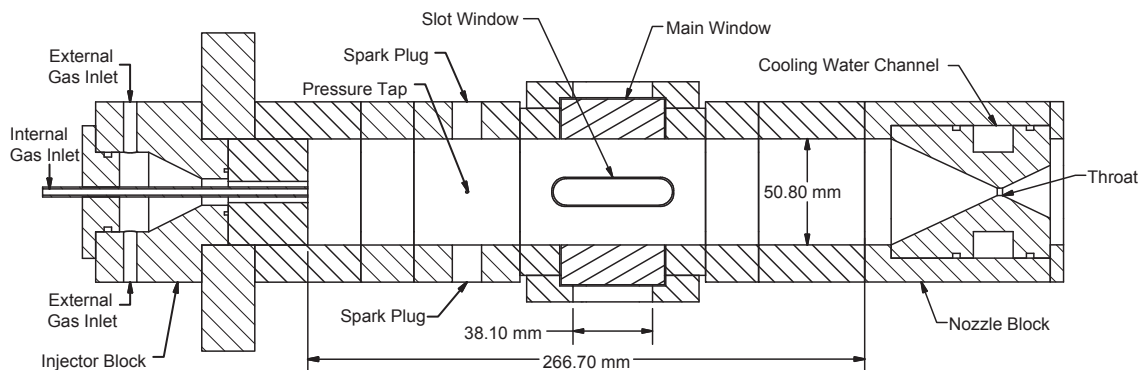


ABBILDUNG 1: Schematische Darstellung der Brennkammer des *Michigan Single Element Rocket Injector Experiment* an der University of Michigan, USA [1].

Für die numerische Berechnung von RANS-Lösungen wird das TAU-Verfahren des DLR verwendet. Die numerischen Randbedingungen wurden so gesetzt, um das *Michigan Single Element Rocket Injector Experiment* möglichst realistisch nachzubilden. Aufgrund der Versuchsdurchführung in den Experimenten ist die Modellierung der Brennkammerwände von großer Bedeutung, da durch sie ein großer Teil der Verbrennungswärme abgeführt wird. Der Einfluss der Randbedingungen wird in dieser Arbeit genauer untersucht. Die Einströmbedingungen für Oxidator und Treibstoff wurden ebenfalls von Schumaker [3] übernommen. Um einen größeren Bereich des Geschwindigkeitsverhältnisses abzudecken, wurden zusätzliche Einströmbedingungen definiert.

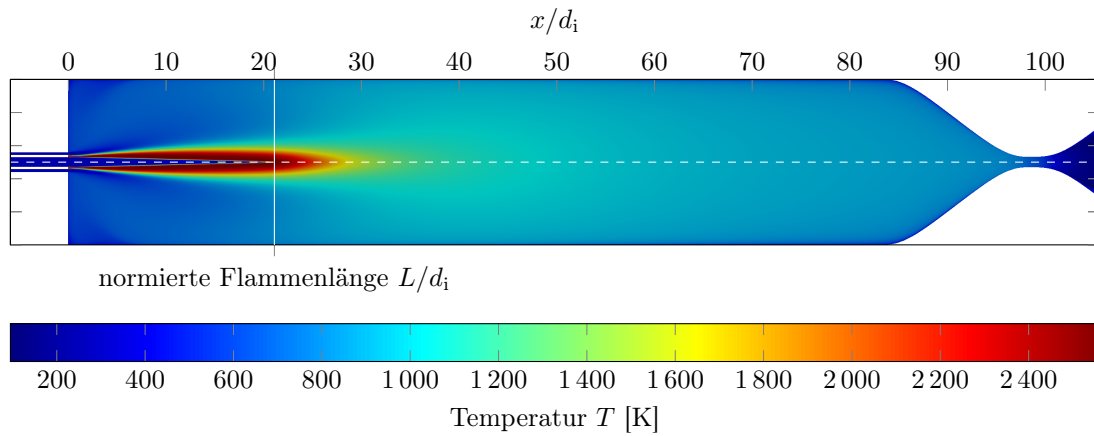


ABBILDUNG 2: Numerische Lösung für einen Betriebspunkt des *Michigan Single Element Rocket Injector Experiment* für eine H_2/O_2 Verbrennung.

Schumaker postulierte in seiner Dissertation einen linearen Zusammenhang zwischen dem Geschwindigkeitsverhältnis und der Flammenlänge. Bei den numerischen Rechnungen mit *TAU* zeigt sich hingegen, dass nur für einen kleinen Bereich des Geschwindigkeitsverhältnisses der Verlauf der Flammenlänge linear ist. Für größere Geschwindigkeitsverhältnisse r_u^{-1} läuft die simulierte Flammenlänge in einen Grenzwert (vgl. Abbildung 3).

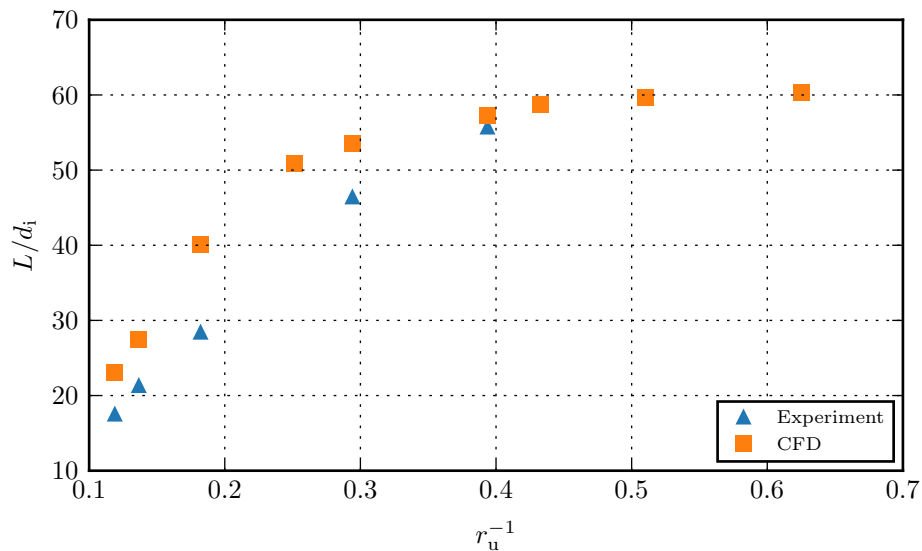


ABBILDUNG 3: Normierte Flammenlänge über dem Geschwindigkeitsverhältnis $r_u = u_{H_2}/u_{O_2}$.

Literatur

- [1] GAS DYNAMICS IMAGING LABORATORY: *Schematic diagram of the Single Element Rocket Injector Facility*. <https://gdilab.engin.umich.edu/rocket-home/>. Version: 2017, Abruf: 5 September 2017
- [2] SCHUMAKER, Stephen ; DRISCOLL, James: Mixing Lengths of Reacting and Nonreacting Coaxial Injectors in a Laboratory Rocket Combustor. In: *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Hartford, CT (2008)
- [3] SCHUMAKER, Stephen A.: *An Experimental Investigation of Reacting and Nonreacting Coaxial Jet Mixing in a Laboratory Rocket Engine*, University of Michigan, Diss., 2009

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: **Technische Strömung / Versuchsanlagen**

Thema / Titel des Beitrags

Strömungssimulation und Modellierung der Wassertropfenerosion an den Rotorblattvorderkanten im Regenerosionsprüfstand des Fraunhofer IWES

Autor

Armin Shafiee

Institution, Adresse, e-mail

**Fraunhofer IWES - Kükersweg 70, 26129 Oldenburg -
armin.shafiee@iwes.fraunhofer.de**

Aufgrund der Vergrößerung der Windturbinendurchmesser und infolgedessen Erhöhung der Umfangsgeschwindigkeit von Rotorblättern, können heutzutage Regentropfen große Schäden auf Oberflächen von Rotorblättern verursachen. Dies beeinträchtigt die Effizienz der Windkraftanlage, bringt höhere Geräuschemissionen mit sich und erhöht die Wartungskosten von Rotorblättern.

Um die Regenerosion an Rotorblättern eingehend zu untersuchen, hat das Fraunhofer IWES gemeinsam mit Partnern aus Industrie und Forschung im Rahmen des Verbundprojekts „Regenerosion an Rotorblättern“ einen Teststand in Bremerhaven aufgebaut, mit dessen Hilfe witterungsbeständigere Beschichtungen für Rotorblätter entwickelt werden sollen.

Der Prüfstand besteht aus einem geschlossenen Raum, in dem sich drei an einer Scheibe angeschraubte Modellflügel (Rotorblätter) bodennah befinden, deren Vorderkanten (als Prüflinge) ersetzbar sind. Die Scheibe wird von einem Elektromotor angetrieben, dreht sich mit einer Drehzahl von 8 bis 18,2 Hz und verursacht eine Luftströmung. Im oberen Teil des Prüfstands gibt es vier bogenförmige Wasserwannen mit Düsen, damit die Wassertropfen entstehen und auf die rotierende Geometrie fallen, um den Effekt von Regenerosion zu ermitteln.

Das Ziel der vorliegenden Arbeit besteht darin, diesen Teststand mit Hilfe von CFD-Methoden in OpenFOAM nachzusimulieren. Der Arbeitsablauf gliedert sich wie folgt:

1. Erstellung einer CFD-Simulationsgeeigneten CAD-Datei vom Prüfstand durch ein CAD-Programm,

2. Aerodynamische Simulation der Strömung im Prüfstand:

- in OpenFOAM,
 - mit unstrukturiertem Gitter (*snappyHexMesh*),
 - durch Verwendung von *pimpleDyMFoam* als ein transienter Löser für inkompressible, turbulente Strömung von einem newtonschen Fluid auf einem bewegten Gitter,
 - mit den RANS-Gleichungen und $k-\omega$ -SST als Turbulenzmodell,
3. Nachsimulieren des Verlaufs der Wassertropfen im Teststand durch *Lagrangian Particle Tracking* in OpenFOAM,
4. Ermittlung des Effekts der Erosion an den Rotorblattvorderkanten durch Implementierung eines Modells in OpenFOAM.

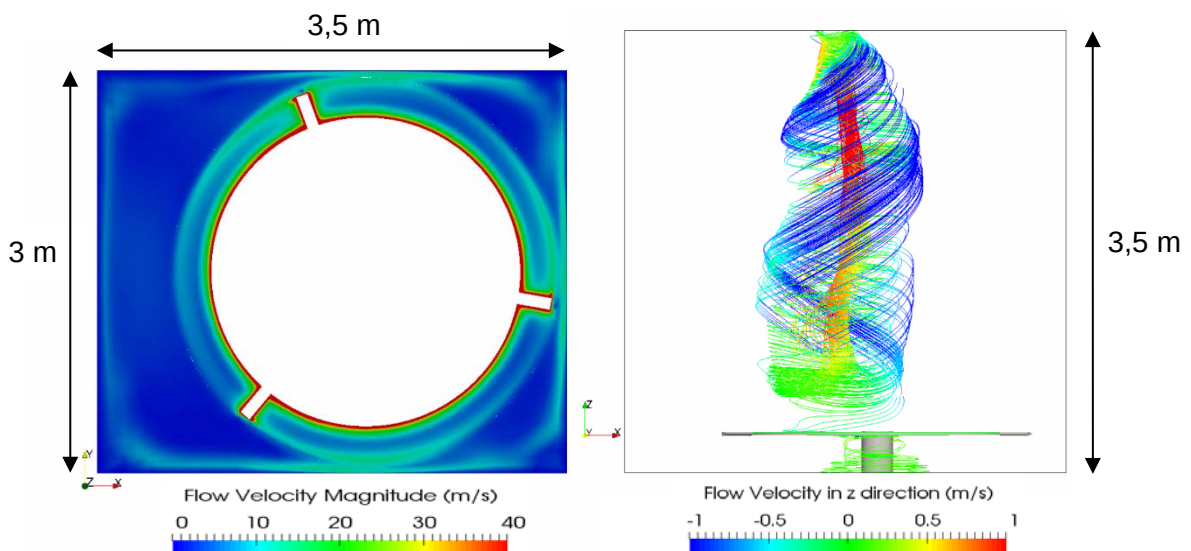


Abb. 1. Simulationsdomäne; links: Draufsicht, rechts: Frontansicht

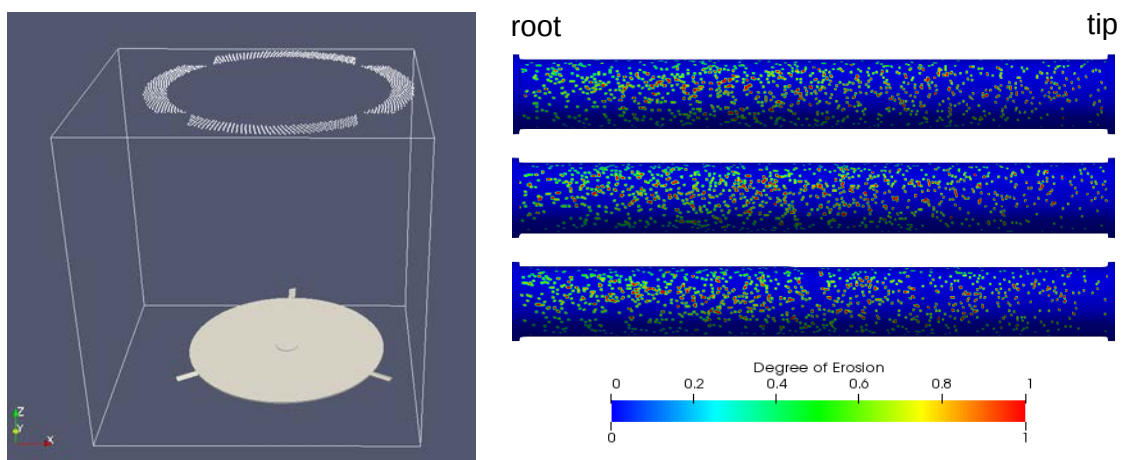


Abb. 2. links: Anfangsposition der Wassertropfen, rechts: Erosionsgrad an den Prüflingen

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Numerische Untersuchungen zur Dynamik axial umströmter Kreiszylinderschalen

Marko Alder

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, marko.alder@dlr.de

Ausgangssituation:

Im Rahmen der Entwicklung von Raumtransportsystemen und Raketen wurden in den USA experimentelle Studien zu axial umströmten Kreiszylinderschalen im Überschall durchgeführt, aus welchen hervorgeht, dass sich aeroelastische Instabilitäten isotroper Schalen mit einem Längen-zu-Radien-Verhältnis von 2 durch wandernde Wellen in axialer- und Umfangsrichtung charakterisieren lassen [1,2]. Während Experimente im Machzahlbereich von $2.5 < M_\infty < 3.5$ niedrigere Stabilitätsgrenzen als für $1.2 < M_\infty < 1.5$ aufwiesen, zeigten erstgenannte gutmütige Flattereigenschaften in Form von Grenzzyklesschwingungen, während letztgenannte kurz nach dem Überschreiten der Stabilitätsgrenze zu einem strukturellen Versagen der Testobjekte führten. Eine geplante Versuchseinrichtung zur Variation und Analyse turbulenter Wandgrenzschichten konnte daher keine verwertbaren Daten liefern. In theoretischen Studien wird indessen ein etwaiger stabilisierender Einfluss viskoser Strömungen auf aeroelastische Instabilitäten, welcher sich bei Panelflatterkonfigurationen ebener Platten als signifikant erweist [3,4], kontrovers diskutiert [5].

Ziel:

Auf Basis numerischer Studien sollen die dynamischen Eigenschaften axial umströmter Kreiszylinderschalen in reibungsfreier und viskoser Strömung analysiert werden. Hierbei ist zu untersuchen, inwieweit sich die experimentellen Beobachtungen numerisch reproduzieren lassen und welchen Einfluss eine turbulente Grenzschicht auf das strömungs-struktur-gekoppelte System hat.

Lösungsweg:

Über einen partitionierten Lösungsansatz wird das aeroelastische System im Zeitbereich gelöst, wobei MSC Nastran SOL 400 zur Bestimmung der Strukturdeformationen und das DLR-Tau-Verfahren zur Bestimmung der aerodynamischen Lasten mittels numerischer Lösung der Reynolds-Gleichungen zum Einsatz kommt.

Ergebnis:

Die Untersuchung konzentrieren sich zunächst auf die Machzahlen $M_\infty = 1.2$ und $M_\infty = 2$. Zur Charakterisierung der aerodynamischen Dämpfungseigenschaften werden verschiedene Eigenschwingungsformen der Kreiszylinderschale angeregt und anschließend das logarithmische Dekrement der abklingenden Schwingungen ausgewertet. Hierbei zeigt sich, dass der Einfluss turbulenter Grenzschichten gering ist und im Gegensatz zum Flattern ebener Platten die aerodynamische Dämpfung sogar reduziert.

Anschließend wird durch eine Erhöhung des aerodynamischen Druckes die Systemantwort im Bereich der Stabilitätsgrenze analysiert. Dabei zeigen sich die in den Experimenten beobachteten wandernden Wellen in axialer Richtung (vgl. Abbildung 1), während erste Studien mit geometrisch nichtlinearen Struktureigenschaften darauf hindeuten, dass wandernde Wellen in Umfangsrichtung durch eine Biege-Dehn-Kopplungen initiiert

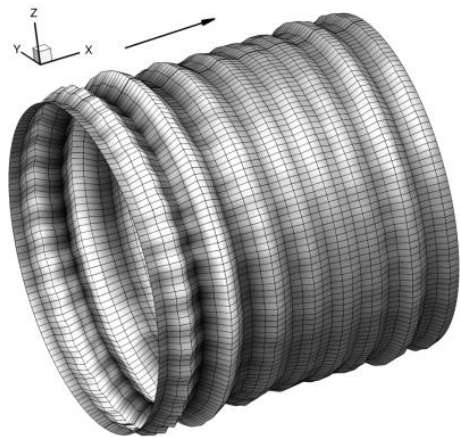


Abbildung 1: Instabilität in Form wandernder Wellen bei $M_\infty = 1.2$, $\lambda = 10^5$

werden. Abbildung 2 zeigt exemplarisch das Einsetzen dynamischer Instabilitäten einer reibungsfreien Konfiguration bei einer Erhöhung des dimensionslosen dynamischen Druckes λ in Form von Zeithistorien, Frequenzspektren und Phasenraumportraits ausgewählter generalisierter (modaler) Freiheitsgrade. Bei einem Vergleich mit reibungsbehafteten Konfigurationen zeigt sich, dass eine turbulente Grenzschicht die Anfängung dynamischer Instabilitäten signifikant reduziert [6].

Weiteres Vorgehen :

Die aktuelle Studie bietet einen Einblick in die komplexe Dynamik axial umströmter, elastischer Kreiszylinderschalen im supersonischen Geschwindigkeitsbereich unter Verwendung moderner CFD- und FEM-Lösungsverfahren. Dies motiviert zu vertiefenden Analysen über den Einfluss viskoser Strömungen auf die Systemdynamik in schallnahen Strömungen.

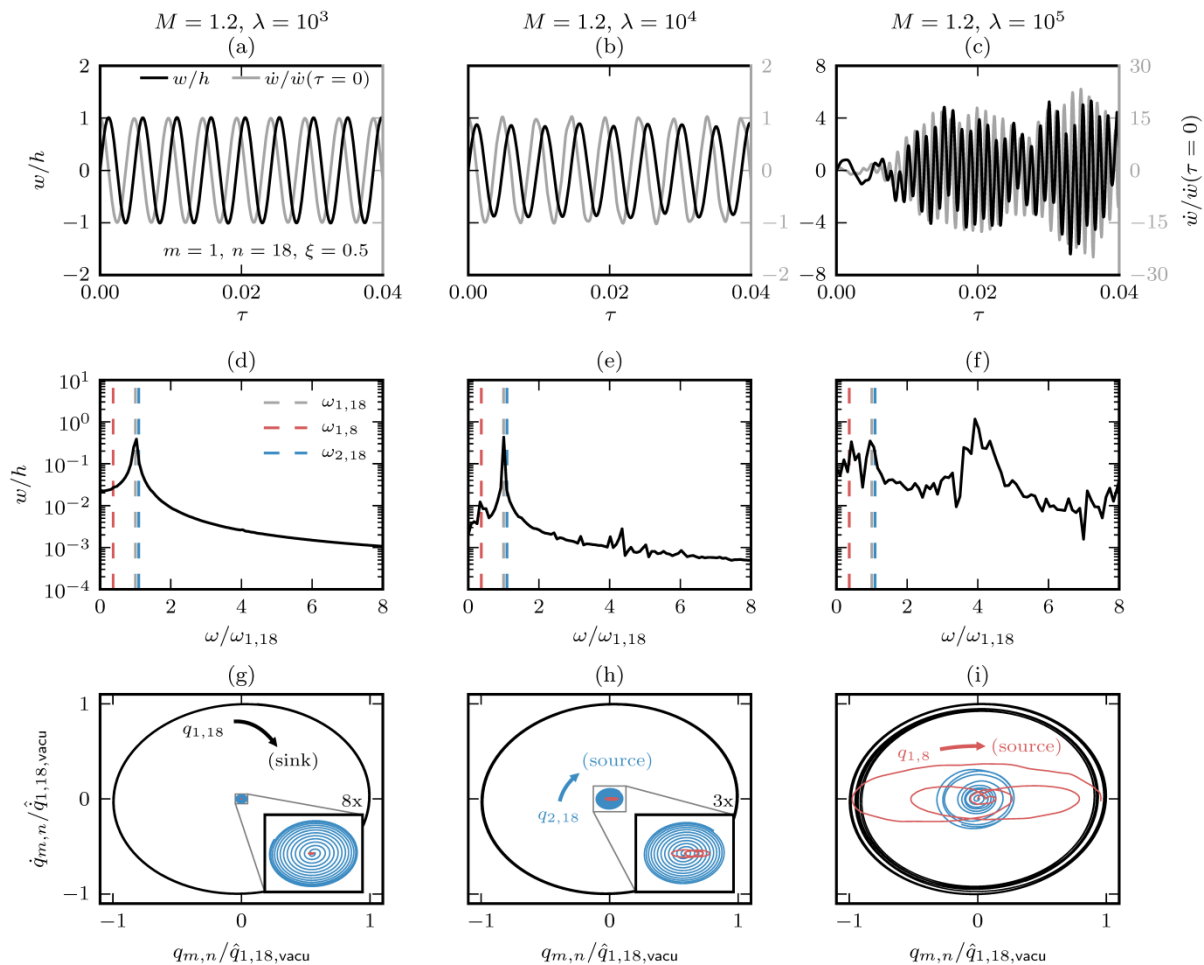


Abbildung 2: Analyse der Systemdynamik für $M_\infty = 1.2$, $\lambda = 10^5$

- [1] Stearman, R. O., "An Experimental Study on the Aeroelastic Stability of Thin Cylindrical Shells at the Lower Supersonic Mach Numbers", AFOSR 66-2828, 1966.
- [2] Horn, W., Barr, G., Carter, L., and Stearman, A. N., "Recent Contributions to Experiments on Cylindrical Shell Panel Flutter," AIAA Journal, Vol. 12, No. 11, 1974, pp. 1481-1490.
- [3] Alder, M., "Development and Validation of a Fluid-Structure Solver for Transonic Panel Flutter", AIAA Journal, Vol. 53, No. 12, 2015, pp. 3509-3521.
- [4] Alder, M., "Nonlinear Dynamics of Prestressed Panels in Low Supersonic Turbulent Flow", AIAA Journal, Vol. 54, No. 11, 2016, pp. 3632-3646.
- [5] Fung, Y. C., "Some Recent Contributions to Panel Flutter Research", AIAA Journal, Vol. 1, No. 4, 1963, pp. 898-909.
- [6] Alder, M., "Aeroelastic Stability of Cylindrical Shells in Supersonic Flow with Boundary Layer", 23rd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA AVIATION Forum, (AIAA 2017-3618)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik Q 1.2

Antimetrische Randbedingung für CFD-Verfahren kleiner Störungen

Vladyslav Rozov, Maximilian Winter, Christian Breitsamter
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik,
Technische Universität München,
Boltzmannstraße 15, 85748 Garching bei München
vladyslav.rozov@aer.mw.tum.de

Euler-Verfahren kleiner Störungen, auch Small-Disturbance-(SD)-CFD-Verfahren genannt, erlauben eine genaue Modellierung reibungsfreier Strömungen. Diese Methodenfamilie ist auch in der Lage transsonische Strömungen korrekt abzubilden. Sie wird dadurch zu einem geeigneten Werkzeug für aeroelastische Untersuchungen, wobei der wohl bekannte transsonische Flattergeschwindigkeitseinbruch vorausgesagt wird. Die SD-Methoden basieren auf der Lösung von SD-Euler- oder SD-Navier-Stokes-Gleichungen. Diese linearen Gleichungssysteme können durch eine Linearisierung der Euler- bzw. Navier-Stokes-Gleichungen bei der Annahme strikt harmonischer Instationarität der Strömungsvariablen hergeleitet werden. Durch die frequenzbasierte Formulierung ist die Zeitabhängigkeit der Gleichungen eliminiert. Diese Eigenschaft ermöglicht es, effiziente numerische Lösungsstrategien zu verwenden.

SD-CFD-Methoden eignen sich hervorragend dazu, die instationäre Antwort der aerodynamischen Kräfte auf harmonische Auslenkungen eines umströmten Körpers zu analysieren. Für eine Flatteranalyse sind diejenigen Auslenkungen eines Flugzeuges besonders interessant, die topologisch den Strukturmoden entsprechen. Sind Strukturmoden und die Anströmungsbedingungen symmetrisch, kann die Symmetrieeigenschaft ausgenutzt werden. Eine Symmetrierandbedingung kann an der Symmetrieebene eingesetzt werden, die es ermöglicht die Strömung um eine Flugzeugkonfiguration durch ein Halbmodell abzubilden. Sobald eine antimetrische Strukturmode betrachtet wird, musste bisher auf das Vollmodell zurückgegriffen werden. In dieser Arbeit stellen die Autoren eine neue numerische Randbedingung für SD-CFD vor. Sie ermöglicht es, antimetrische Auslenkungen einer Flugzeugkonfiguration im Rahmen von SD-Simulationen anhand eines Halbmodells zu behandeln.

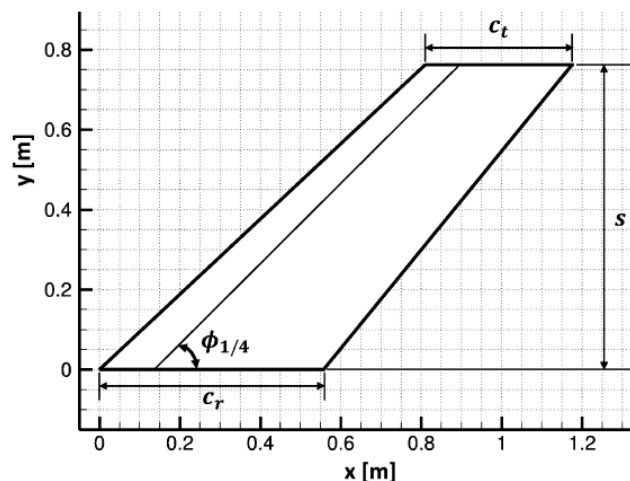


Abbildung 1: AGARD 445.6 Flügel. Draufsicht mit wichtigsten Abmessungen [1].

Die Randbedingung wurde im eigenentwickelten SD-Code AER-SDNS des Lehrstuhls für Aerodynamik und Strömungsmechanik der Technischen Universität München [2-3] implementiert und wird anhand des rückwärts gepfeilten AGARD 445.6 Flügels validiert [4]. Die Form und die Abmessungen des Flügels sind in der Abb. 1 dargestellt. Es wird eine Anströmung bei einer Machzahl $Ma_\infty = 0.954$ und einem Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ gewählt. Da sowohl das Flügelprofil als auch die Anströmungsbedingungen symmetrisch sind, können die Strukturmoden des Flügels als antimetrisch bezüglich der x-y-Ebene, die die Flügelmittelebene enthält, aufgefasst werden. Es wird die instationäre Druckverteilung aufgrund harmonischer Auslenkungen der ersten fünf Strukturmoden bei mehreren reduzierten Frequenzen betrachtet. Die Simulationen werden auf der einen Seite mit der vollständigen Konfiguration und auf der anderen Seite mit der oberen Flügelhälfte unter Einsatz der antimetrischen Randbedingung ausgeführt. Dabei gilt die antimetrische Randbedingung an der x-y-Ebene des Rechengebiets. Die Ergebnisse werden einander gegenübergestellt und damit die Leistungsfähigkeit der numerischen Randbedingung demonstriert. In der Abb. 2 ist beispielhaft der Realteil der instationären c_p -Verteilung in Falschfarben dargestellt. Es ist eine sehr gute Übereinstimmung der Simulationsergebnisse mit dem Vollmodell auf der einen Seite und dem Halbmodell mit der antimetrischen Randbedingung auf der anderen Seite festzustellen. Im Gegensatz dazu weichen die Simulationsergebnisse des Halbmodells mit der Symmetrierandbedingung stark von der Referenzlösung ab.

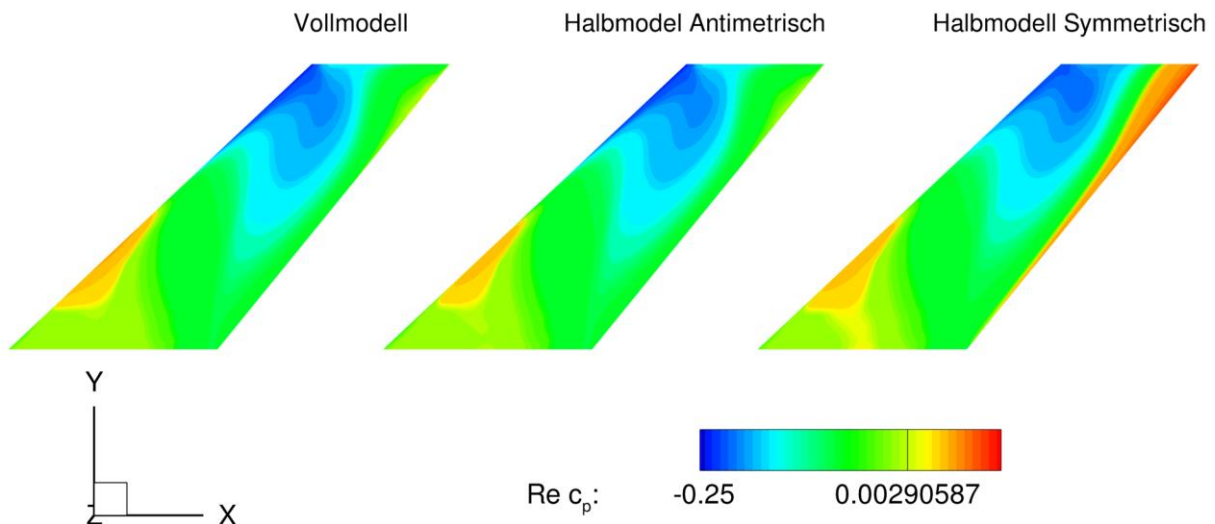


Abbildung 2: Vergleich von SD-Simulationen mit dem Vollmodell, Halbmodell mit der Antimetrierandbedingung und Halbmodell mit der Symmetrierandbedingung. Dargestellt ist der Realteil der 1. c_p -Harmonischen bei einer Flügelauslenkung in Form der zweiten Strukturmode. $Ma_\infty = 0.954$, $k_{red} = 1$, $\alpha = 0^\circ$.

Literatur

- [1] M. Winter, F. M. Heckmeier, C. Breitsamter: CFD-based aeroelastic reduced-order modeling robust to structural parameter variations. *Aerospace Science and Technology* (67), 2017, S. 13-30
- [2] E. Kreiselmaier, B. Laschka, Small disturbance Euler equations: efficient and accurate tool for unsteady load prediction, *Journal of Aircraft* 37 (5) (2000) S. 770-778
- [3] A. Pechloff, B. Laschka, Small disturbance Navier-Stokes method: efficient tool for predicting unsteady air loads, *Journal of Aircraft* 43 (1) (2006) S. 17-29
- [4] E. C. Yates Jr., AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response, Candidate Configuration I: Wing 445.6, NASA TM-100492, Tech. Rep., NASA, Hampton, VA, 1987

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Direct numerical simulations of boundary-layer instabilities on a generic capsule geometry with a rough surface

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*

The stability of the boundary layer on spherical forebodies at hypersonic freestream speeds is a fundamental and yet not fully understood problem in the framework of hypersonic transition. The boundary layer on blunt re-entry capsules is characterised by a strongly favourable pressure gradient and the flow on the smooth surface is stable against Tollmien-Schlichting waves as well as crossflows instabilities. Therefore, laminar-turbulent transition observed on this configuration in both wind-tunnel and free-flight conditions is likely to be affected by surface roughness.

In this work, unsteady Direct Numerical Simulations (DNS) are used to analyse the laminar-turbulent transition of the boundary layer developing on the wind-ward side of a generic Apollo capsule in presence of roughness (Fig. 1). The roughness, obtained as sinusoidal modulation of the capsule wall, generates a wake with streamwise vorticity which can lead to an

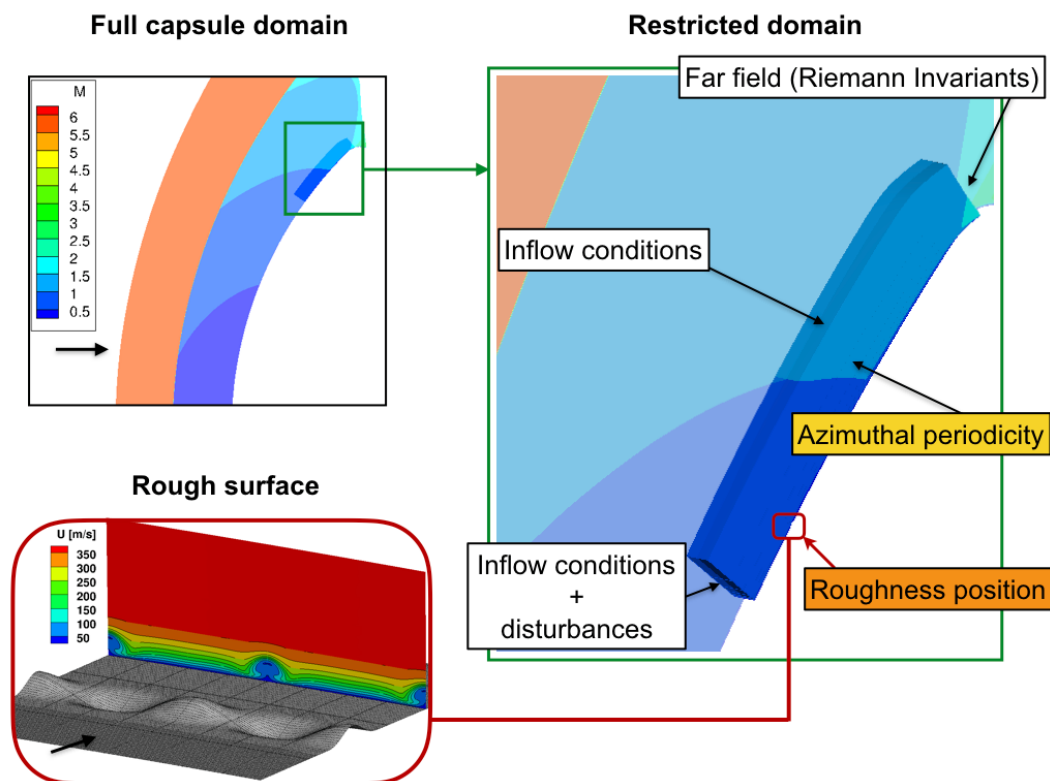


Figure 1: Schematic representation of the capsule simulation domain.

unstable local shear layer. Unsteady disturbances are forced at the inflow of the simulation domain and their evolution and interaction within the roughness wake will be analysed and quantified. Freestream conditions matching the ones of the Hypersonic Ludwig Tube in Braunschweig ($Ma=5.9$) are chosen.

Two main scenarios are considered. First, the amplitude of unsteady disturbances at the inflow are kept small enough for the flow to remain laminar (modal growth). The linear interaction of unstable modes (e.g. symmetric and antisymmetric) in the wake of the roughness shall be investigated in terms of disturbance-energy growth and growth rate (see Fig. 2). Results from DNS will be compared with the results of linear stability theory provided by our partner DLR Göttingen. Secondly, the amplitude of inflow disturbances is increased in accordance with the results of the previous simulations in order to trigger transition. In this case, the investigation will focus on the non-linear interaction of unstable modes as well as on the laminar-turbulent breakdown (breakdown scenario).

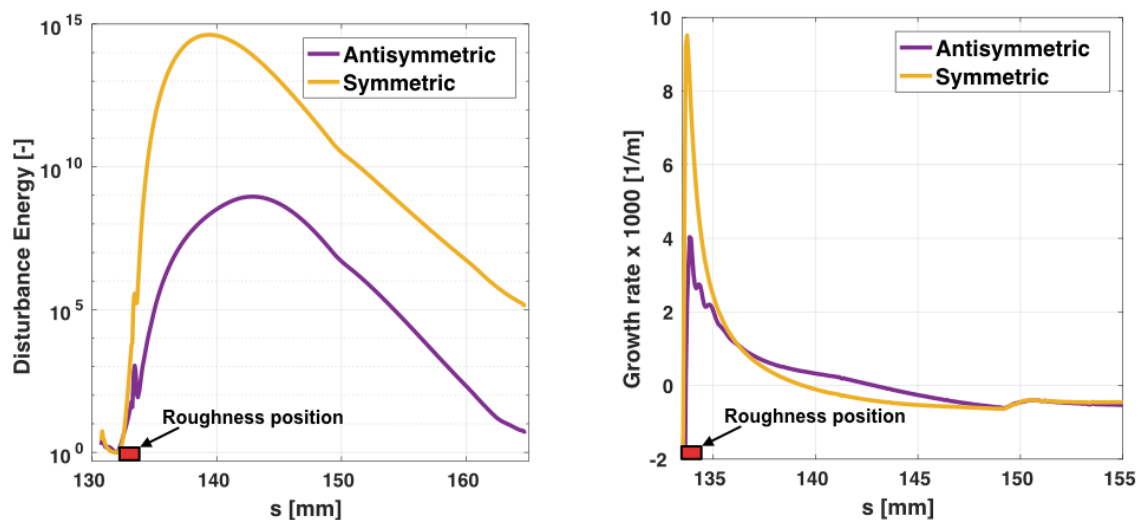


Figure 2: Disturbance energy along the streamwise coordinate (left) and corresponding growth rate (right) for amplified symmetric and antisymmetric modes downstream of the roughness patch.

References

- [1] Stemmer, C. and Fehn, J.: *High-temperature gas effects at a capsule under re-entry and wind-tunnel conditions*. AIAA Paper 2014-2645 (2014) .
- [2] Di Giovanni, A. and Stemmer, C.: *Numerical Simulations of the High-Enthalpy Boundary Layer on a Generic Capsule Geometry with Roughness*. New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XI. STAB/DGLR Symposium [20th], Springer, (2017) .
- [3] Stemmer, C., Birrer, M. and Adams, N.A.: *Disturbance Development in an Obstacle Wake in a Reacting Hypersonic Boundary Layer*. Journal of Spacecraft and Rockets (2017) .

Numerical investigation of jet-wake interaction for a dual-bell nozzle at altitude mode

S. Loosen¹, M. Meinke^{1,2}, W. Schröder^{1,2}

1. Institute of Aerodynamics and Chair of Fluid Mechanics
RWTH Aachen University, Wüllnerstraße 5a, 52062 Aachen, Germany

2. Forschungszentrum Jülich, 52428 Jülich, JARA - High- Performance Computing

Abstract

The turbulent wake of an axisymmetric generic space launcher with a dual-bell nozzle operating at altitude mode is numerically investigated at supersonic freestream conditions ($M_\infty=3$ and $Re_D = 1.31 \cdot 10^6$) to investigate the influence of the dual-bell nozzle jet onto the wake flow phenomena. The simulations are performed using a zonal RANS/LES approach, where the RANS equations are solved along the launchers body and an LES is performed for the jet and the wake region.



Figure 1: Geometry parameters of the investigated generic planar transonic configuration

The main stage engine of a classical space launcher like the European Ariane 5 operates during a wide altitude range, e.g., from sea-level up to almost vacuum conditions. To prevent flow separation at sea-level mode which would lead to strong undesired side loads, the maximum area ratio of the nozzle is limited. Since the ambient pressure decreases with increasing altitude, a larger nozzle ratio without flow separation would be possible at altitude mode leading to a higher specific impulse and thereby to an increased payload mass. A concept to avoid this constraint are altitude adaptive nozzles like the dual-bell nozzle.

The dual-bell nozzle consists of a conventional bell-nozzle and an extension nozzle which are connected by an abrupt contour inflection. At sea-level mode, a controlled and symmetric flow separation takes place at the abrupt inflection preventing undesired side loads. Above a certain altitude, the flow attaches at the wall of the nozzle extension and both nozzle parts are fully flown (see Fig. 2). Due to the larger feasible area ratio, the expansion of the nozzle flow is increased leading to an improved performance at altitude mode compared to classical rocket engines. [1]

The geometry of the axisymmetric space launcher shown in Fig. 1 is based on the main stage of the Ariane 5 launcher. It is composed of an Ariane 5-like fairing with a length of 1.6D and a

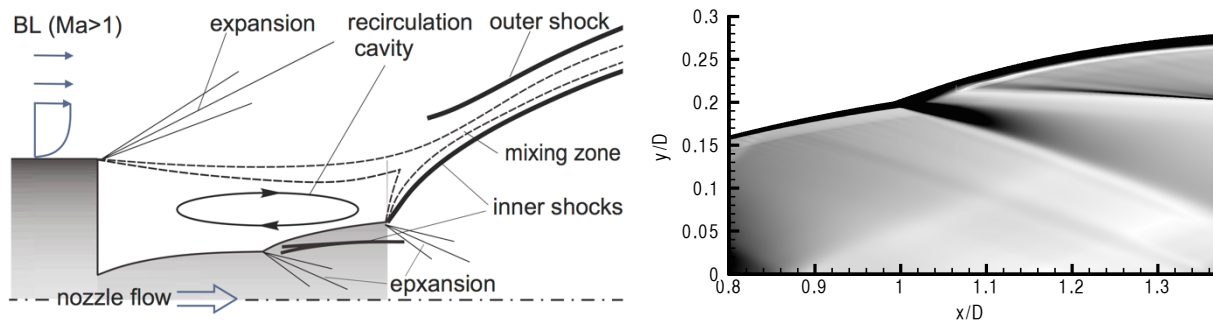


Figure 2: Schematic illustration of the interaction of the wake flow with a dual-bell nozzle at altitude mode (left); absolute density gradient of the nozzle flow (right)

4D long cylindrical main body with a diameter of 1D. To model the tail of the launcher including the engine, a fairing with a diameter of 0.56D and a length of 2D is mounted downstream of the main body. Inside the fairing a dual-bell nozzle with a design Mach number of $M=3.03$ operating at altitude mode is used.

The time-resolved computations are performed using a zonal RANS/LES solver which is based on a finite-volume method [2]. The computational domain is split into several zones, see Fig. 3 (a). In the zones where the flow is attached, i.e., the flow around the forebody and inside the nozzle, the RANS equations are solved. The wake flow characterized by the separated shear layer is determined by an LES.

To determine the influence of the dual-bell nozzle on the wake flow field, the time-resolved computations are compared to previous simulations of a supersonic generic space launcher equipped with a conventional TIC nozzle [3]. The results are analyzed with respect to the density gradient to compare the computed flow field of the two different configurations. The pressure distribution and its spectra along the base and nozzle walls are evaluated to get an insight into the dynamic wake flow behavior. More detailed results of the performed investigations on the unsteady base flow of the generic space launcher will be presented at the conference.

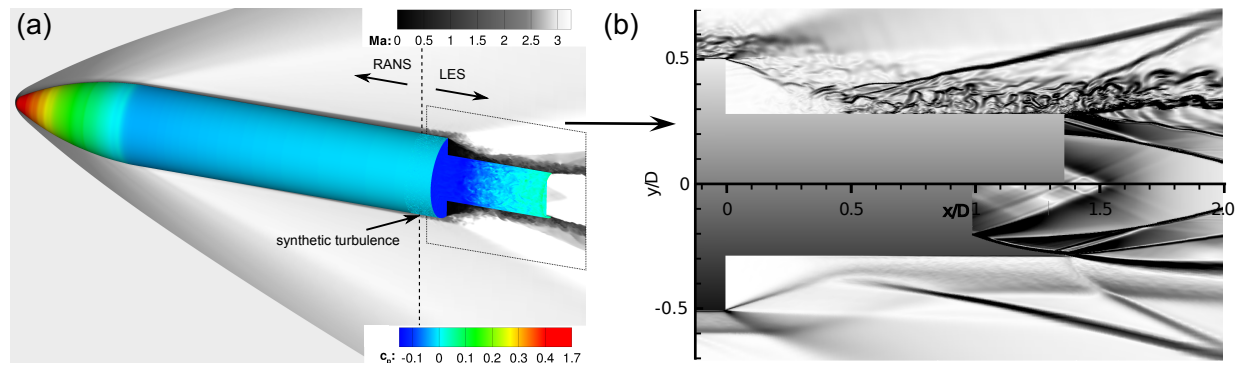


Figure 3: (a) Instantaneous Mach number and wall pressure coefficient distribution; (b) instantaneous (top) and time averaged (bottom) absolute density gradient.

[1] Stark, R., Génin, C., Schneider, D. and Fromm, C. , “Ariane 5 Performance Optimization Using Dual-Bell Nozzle Extension”, J. Spacecraft Rockets, Vol. 53, No. 4, 2016

[2] B. Roidl, M. Meinke, and W. Schröder, "Reformulated synthetic turbulence generation method for a zonal RANS-LES method and its application to zero-pressure gradient boundary layers". Int. J. Heat Fluid Flow 44, 28-40, 2013.

[3] V. Statnikov, S. Stephan, K. Pausch, M. Meinke, R. Radespiel, and W. Schröder, “Experimental and numerical investigations of the turbulent wake flow of a generic space launcher at $M_\infty = 3$ and $M_\infty = 6$ ”, CEAS Space Journal, 8, No. 2, 101–116, 2016.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Numerical analysis of chevron nozzle noise

Ansgar Niemoeller, Matthias Meinke, Wolfgang Schröder
Institute of Aerodynamics, RWTH Aachen University
Wüllnerstr. 5A, 52062 Aachen Germany
a.niemoeller@aia.rwth-aachen.de

Various ideas exist to reduce jet noise, which is still one of the major noise sources at aircraft take-off. Serrated or chevron nozzles constitute one approach, since the jet structures depend on the exit velocity of the nozzle and these flow structures define the noise sources of the jet. Experimental studies showed that chevron nozzles are able to reduce noise by up to 3 dB while not exceeding a thrust loss of 0.5% during cruise [1]. Bridges and Brown investigated jets exhausting from a family of chevron nozzles, so called Small Metal Chevron (SMC), and showed that chevrons reduce the low frequency noise at large aft angles while increasing the high frequency noise at sideline angles [2]. These chevron nozzles have been investigated in various numerical studies [3,4].

In this paper a hybrid computational fluid dynamics (CFD)/computational aeroacoustics (CAA) approach [5] is used to analyze the flow and acoustic fields of the benchmark chevron nozzles SMC000, SMC001 and SMC006 (Fig. 1). In Fig. 2 the instantaneous acoustic pressure field is shown for the SMC006 nozzle. The flow conditions are related to the test point 7 given by Tanna [6]. The Reynolds number based on the jet outlet diameter D and the jet exit velocity U_j is $Re = 400,000$. The acoustic Mach number is $Ma = U_j/a_\infty = 0.9$.

First, the unsteady compressible flow field is computed using a large-eddy simulation (LES) on an unstructured Cartesian grid with a finite-volume discretization [7]. A modified low-dissipation advection upstream splitting method (AUSM) is applied to approximate the convective terms and the viscous terms are discretized by central differences. The time integration is based on a 5-stage explicit Runge-Kutta scheme. Overall, the chosen scheme is second-order accurate. Embedded boundaries are treated by a strictly conservative cut-cell approach with an interpolation and flux-redistribution method [7]. In a second step acoustic sources are determined from the LES and the acoustic perturbation equations (APE) are solved to determine the acoustic near field. The APE are solved on a structured mesh using a seven-point finite-difference dispersion-relation preserving scheme. The time integration is performed by an alternating 5-6 stage low-dispersion low dissipation Runge-Kutta scheme. The grids for the simulation of the turbulent jet flows with an accurate representation of the nozzle geometry consist of 168 million cells. A tangent hyperbolic velocity profile, which is perturbed with synthetic turbulence of 10 % intensity, is prescribed at the nozzle inlet. Turbulence statistics are obtained by 20,000 samples over a sampling time of $930D/U_j$. For each configuration 3500 LES snapshots are used for the determination of acoustic sources, covering a total simulation time of $163D/U_j$. The acoustic domain is discretized with 327 million grid points.

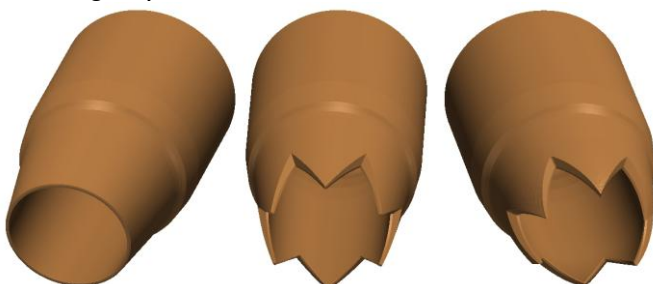


Figure 1: NASA Glenn nozzles SMC000, SMC001, and SMC006 (from left to right).

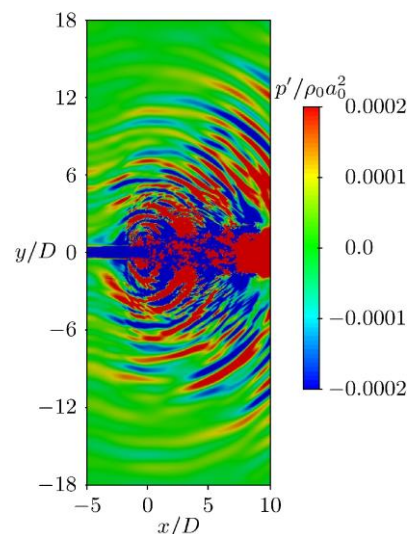


Figure 2: Instantaneous contours of acoustic pressure for the CAA 006.

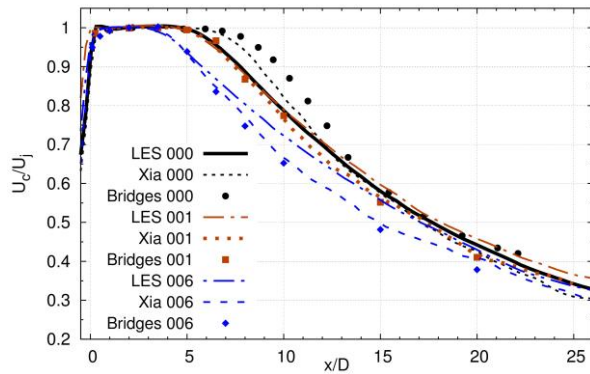


Figure 3: Centerline velocity profiles compared with results from simulations and measurements.

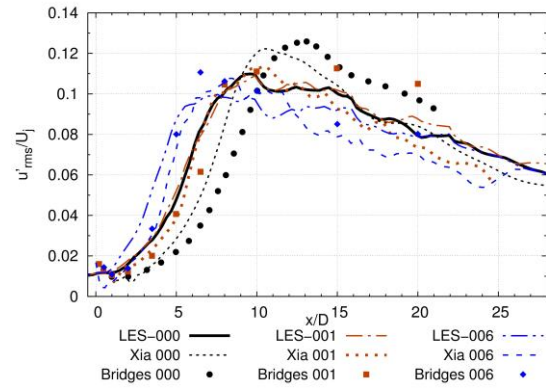


Figure 4: Centerline profiles of the Reynolds normal stress.

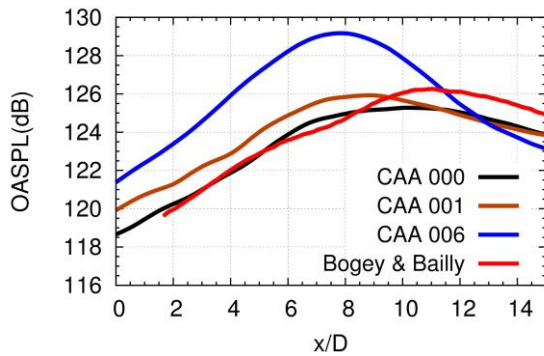


Figure 5: Overall sound pressure level at the radial distance $r = 7.5D$ along the x -axis, compared with results of a nozzle free jet simulation.

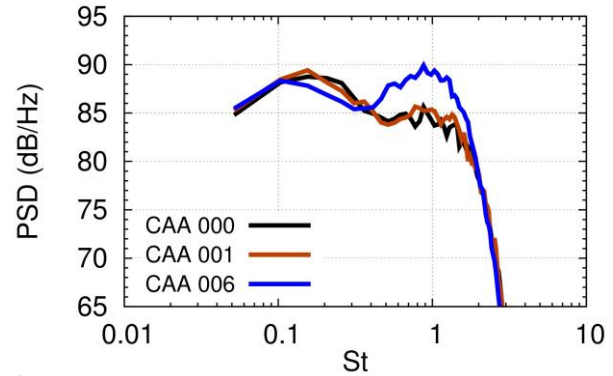


Figure 6: Power spectral density at $r = 7.5D$, $x = 10D$.

The mean axial velocity decay on the centerline of the jet for the different nozzles is compared to simulation results and measurements in Fig. 3. Similarly, in Fig. 4 the centerline Reynolds normal stress is depicted and compared with numerical and experimental reference data. The overall sound pressure level (OASPL) is presented along the x -axis at a radial distance of $r = 7.5D$ in Fig. 5. The baseline jet configuration is in good agreement with results of a nozzle-free jet simulation performed by Bogey & Bailly [9] for $x < 9D$. The OASPL of the highly penetrated chevron jet SMC006 is up to 4 dB higher than that of the baseline nozzle. The mixing process is enhanced through induced streamwise vorticity in the shear layer, which increases the excitation of pressure fluctuations and leads to a higher OASPL in the near far field. Fig. 6 compares the power spectral density (PSD) at $r = 7.5D$ and $x = 10D$. At high Strouhal numbers ($St \sim 1$) the PSD of the CAA 006 has a clear overshoot compared to the CAA 000/001 solutions. On the other hand, for low Strouhal numbers ($St \sim 0.2$) the PSD of CAA 006 is lower. The spectra show that noise in the higher frequency range is increased, while it is damped in the lower frequency range. Results for the OASPL in the far field are currently determined by a FWH approach and will be presented at the conference.

References

- [1] Saiyed, N. H., Mikkelsen, K. L., and Bridges, J. E., "Acoustics and thrust of quiet separate-flow high-bypass-ratio nozzles", *AIAA Journal*, Vol. 41, No. 3, 2003, pp. 372–378.
- [2] Bridges, J. and Brown, C., "Parametric testing of chevrons on single flow hot jets", *AIAA Paper 2004–2824*, 2004.
- [3] Birch, S. F., Lyubimov, D. A., Maslov, V. P., and Secundov, A. N., "Noise prediction for chevron nozzle flows", *AIAA Paper 2006–2600*, 2006.
- [4] Xia, H., "Turbulent jet characteristics for axisymmetric and serrated nozzles", *Comp. & Fluids*, Vol. 110, 2015, pp. 189–197.
- [5] Koh, S. R., Schröder, W., and Meinke, M., "Turbulence and heat excited noise sources in single and coaxial jets", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 329, No. 7, 2010, pp. 786–803.
- [6] Tanna, H. K., "An experimental study of jet noise Part I: Turbulent mixing noise", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 50, No. 3, 1977, pp. 405–428.
- [7] Hartmann, D., Meinke, M., and Schröder, W., "A strictly conservative Cartesian cut-cell method for compressible viscous flows on adaptive grids", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 200, No. 9, 2011, pp. 1038–1052.
- [8] Schneiders, L., Hartmann, D., Meinke, M., and Schröder, W., "An accurate moving boundary formulation in cut-cell methods", *Journal of Computational Physics*, Vol. 235, 2013, pp. 786–809.
- [9] Bogey, C. and Bailly, C., "Effects of Inflow Conditions and Forcing on Subsonic Jet Flows and Noise." *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 5, 2005, pp. 1000–1007.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Untersuchung höherwertiger Flussrekonstruktionen für skalenauflösende Simulationen mit einem unstrukturierten Finite-Volumen Löser

Philip Ströer, Axel Probst

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Die kontinuierlich steigende Prozessorleistung ermöglicht auch für praxisrelevante Reynolds-Zahlen die vermehrte Anwendung skalenauflösender Verfahren. Insbesondere für ursprünglich als RANS-Löser konzipierte Finite-Volumen Verfahren wie den unstrukturierten DLR-TAU Code ist jedoch zusätzlicher Aufwand erforderlich, um die notwendige hochgenaue Numerik bereitzustellen. Von besonderer Bedeutung ist dabei die räumliche Diskretisierung der konvektiven Terme in den Navier-Stokes Gleichungen, um die kleinskaligen turbulenten Strukturen direkt auflösen zu können.

Löwe et. al (2016) entwickeln dazu einen Ansatz 2. Ordnung, der entgegen klassischer Methoden der Aerodynamik auf einer dispersionsoptimierten Extrapolation der Flussvariablen basiert. Innerhalb des lokal und global energieerhaltenden schiefssymmetrischen zentralen Schemas nach Kok (2009) ergibt sich so - mit entsprechender Parametrisierung einer künstlichen Matrixdissipation - das sogenannte low-dissipation low-dispersion (LD2) Schema.

Die vorliegende Arbeit vergleicht diesen Ansatz mit der unstrukturierten MUSCL (UMUSCL) Extrapolation. Im Gegensatz zu der ursprünglich veröffentlichten Upwind-Formulierung des MUSCL-Schemas (van Leer 1979), wird in dieser Arbeit ein schiefssymmetrischer zentraler Fluss verwendet (insgesamt 4. Ordnung), der eine unabhängige Steuerung der (künstlichen) Dissipation ermöglicht. Zum einen wird so die Eignung der Kombination der UMUSCL-Extrapolation mit zentralen Ansätzen untersucht, zum anderen werden hier zwei gegensätzliche Entwicklungsansätze verglichen: Da der freie (U)MUSCL Parameter κ hinsichtlich maximaler Ordnung des Verfahrens optimiert ist, wird hier die Strategie der Dispersionsoptimierung dem klassischen Vorgehen einer Ordnungsmaximierung gegenübergestellt.

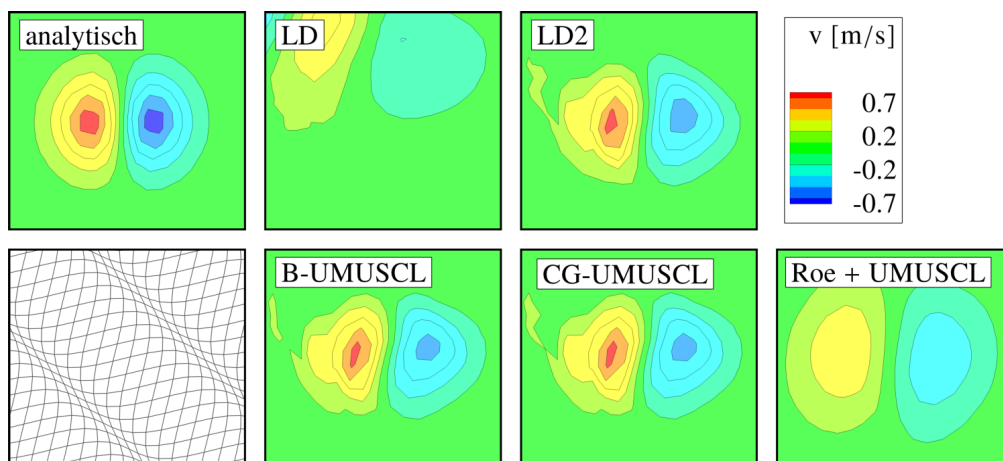


Abb. 1: Quergeschwindigkeit des isentropen Wirbels für verschiedene räumliche Schemata

Nach einer theoretischen Analyse der Ordnung und des Dispersionsfehlers von zwei Varianten des Schemas (B- und CG-UMUSCL) wird als generischer Testfall die Konvektion eines isentropen Wirbels betrachtet. Der Wirbeltransport wird mittels der Euler-Gleichungen simuliert, die (bei hinreichend kleinem Zeitschritt) eine isolierte Untersuchung des Diskretisierungsfehlers gegenüber der analytischen Lösung ermöglichen.

Zunächst kann gezeigt werden, dass sich die UMUSCL Extrapolation neben der typischen Anwendung in einer Upwind Flussrekonstruktion auch in einem zentralen Fluss numerisch stabil verhält. Ferner führen beide Extrapolation zu einer deutlichen Verbesserung im Vergleich zum Schema, das auf eine zusätzliche Extrapolation verzichtet (LD Schema, Abb. 1).

Die Simulation auf Netzen verschiedener Feinheit zeigt, dass das LD2 Schema auf groben Gittern von seiner dispersionsoptimierten Formulierung profitiert (Abb. 2, links). Wie anhand von 1D-Lösungen unter der Annahme zu vernachlässigender Dissipationsfehler (LD Formulierung) gezeigt werden kann, zeigt das LD2-Schema auf diesen Netzen die geringsten Überschwinger (hier nicht dargestellt). Für feinere Gitter nähert sich das LD2-Schema seiner asymptotischen 2. Ordnung an (Abb. 2, links). Für LES und hybride RANS/LES ist dieser Auflösungsbereich jedoch weniger relevant, da die Gesamtgenauigkeit dieser Verfahren vor allem von den kleinen, niedrig aufgelösten Skalen der Turbulenz bestimmt wird. Dagegen strebt das zentrale UMUSCL Schema erwartungsgemäß seiner Ordnung 4 entgegen, führt auf den gröberen Gittern jedoch zu geringfügig höheren rms-Fehlern.

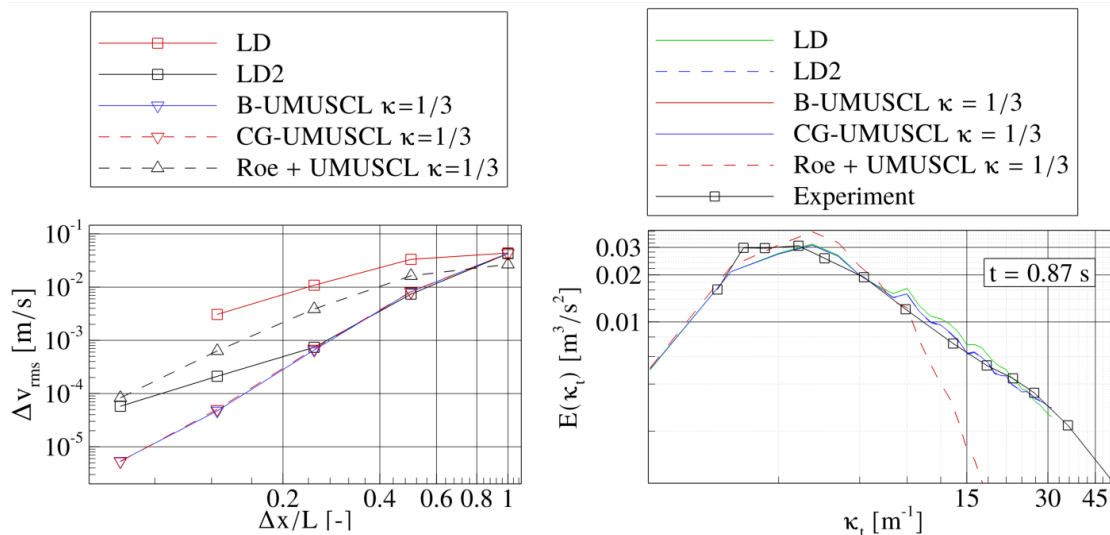


Abb. 2 : rms-Fehler der Quergeschwindigkeit des isentropen Wirbels in Abhängigkeit der Gitterweite (links) sowie turbulente Energiespektren zerfallender isotroper Turbulenz (rechts)

Als weiterer Testfall wurde die zerfallende isotrope Turbulenz nach Comte-Bellot und Corrsin (1966) mittels LES simuliert. Hierbei kann gezeigt werden, dass sowohl das LD2- als auch das zentrale UMUSCL Schema in der Lage sind, den zeitlichen Verlauf des Energiespektrums unter Einhaltung des Kolmogorov'schen 5/3-Gesetzes wiederzugeben (Abb. 2, rechts). Eine abschließende Erprobung des zentralen UMUSCL-Schemas in einer hybriden RANS/LES-Simulation einer interagierenden Scher-/Grenzschichtströmung bei einer Reynolds-Zahl von $Re = 2.38 \cdot 10^6$ bestätigt zudem die Robustheit der Diskretisierung in einem praxisrelevanten Testfall in Verbindung mit komplexen Modellierungsansätzen.

Insgesamt kann gezeigt werden, dass eine zusätzliche Extrapolation primitiver Variablen zu einer deutlich besseren Approximation der konvektiven Terme in den Navier-Stokes Gleichungen führt. Ferner belegen die Untersuchungen die grundsätzliche Eignung einer Verwendung der UMUSCL-Extrapolation in einer zentralen Flussrekonstruktion. Dabei zeigen LD2- und UMUSCL Schemata für die relevanten Skalen vergleichbare Ergebnisse.

Literatur:

- [1] Comte-Bellot, G. und Corrsin, S. (1966): The use of a contraction to improve the isotropy of grid-generated turbulence. In: Journal of Fluid Mechanics, Band 25(4):S. 657–682.
- [2] Kok, J. C. (2009): A high-order low-dissipation symmetry-preserving finite-volume method for compressible flow on curvilinear grids. In: Journal of Computational Physics, Band 228(18):S. 6811–6832.
- [3] Löwe, J.; Probst, A.; Knopp, T. und Kessler, R. (2016): A Low-Dissipation Low-Dispersion Second-Order Scheme for Unstructured Finite-Volume Flow Solvers. In: AIAA Journal, Band 54, S. 2972–2971
- [4] Van Leer, B. (1979): Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second order sequel to Godunov's method. In: Journal of computational Physics, Band 32(1):S.101–136.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Numerische Untersuchungen der laminar-turbulenten Transition mit Hilfe der parabolisierten Stabilitätsgleichungen in Kombination mit einer Euler/Grenzschichtmethode zweiter Ordnung

M. Sc. Fabian Teschner, Prof. Dr.-Ing. Ch. Mundt
Universität der Bundeswehr München, Institut für Thermodynamik
Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg
E-Mail: fabian.teschner@unibw.de

Die laminar-turbulente Transition ist eine der wichtigsten Fragestellungen in der Entwicklung und dem Design von Hyperschall-Wiedereintrittskonfigurationen. Sie beschreibt den Bereich, in dem die Strömung um einen Körper durch Instabilitäten, die in der Grenzschicht durch Einflussfaktoren wie z.B. der Oberflächenrauigkeit auftreten, von einer laminaren in eine turbulente Strömung übergeht. Diese Änderung der Strömung resultiert in einer vielfach höheren Wärmeübertragung. Um eine optimale Auslegung des Hitzschildes hinsichtlich des Gewichts zu gewährleisten, ist es wichtig den Transitionsprozess zu untersuchen und den Umschlagspunkt der Strömung zu bestimmen. Des Weiteren ist eine Optimierung der Flugbahn und der Form nötig, damit die Transitionsregion an einem möglichst weit stromabwärts gelegenen Bereich auftritt. Für diese Untersuchungen stehen unter anderem die direkte numerische Simulation und die parabolisierten Stabilitätsgleichungen zur Verfügung. Da der Rechenaufwand der direkten numerischen Simulation sehr hoch ist, ist diese nur in forschungsbezogenen Anwendungen sinnvoll. In anwendungsbezogenen Fällen werden die parabolisierten Stabilitätsgleichungen verwendet, welche eine akkurate ungestörte Basislösung benötigen.

In diesem Forschungsvorhaben werden die kompressiblen parabolisierten Stabilitätsgleichungen unter der Annahme eines idealen Gases in Kombination mit einem gekoppelten Euler/Grenzschichtverfahren zweiter Ordnung verwendet [1], um die ungestörte Basislösung zur Verfügung zu stellen. Das gekoppelte Euler/Grenzschichtverfahren unterteilt das Strömungsfeld in einen viskosen und in einen nichtviskosen Bereich, wobei in dem viskosen Bereich die Grenzschichtgleichungen zweiter Ordnung und in dem nichtviskosen Bereich die Eulergleichungen mit Randbedingungen zweiter Ordnung verwendet werden. Die Grenzschichtgleichungen nutzen als Randbedingungen die Randbedingungen an der Wand und am Grenzschichtrand die reibungsfreie Lösung aus den Eulergleichungen. Dies ermöglicht eine hinsichtlich der Rechenzeit kostengünstige Ermittlung der ungestörten Lösung. Die Grenzschichtgleichungen zweiter Ordnung berücksichtigen im Gegensatz zu den Gleichungen erster Ordnung unter anderem die Krümmung der Oberfläche und das Entropieschichtschlucken und sind aus diesem Grund sehr gut für die gewölbten Wiedereintrittskonfigurationen geeignet.

Zur Simulation der Instabilitäten und deren Wachstum in der räumlichen Dimension wurde ein Code, der die kompressiblen parabolisierten Stabilitätsgleichungen in einem lokal monoklinen oberflächenorientierten Koordinatensystem verwendet, entwickelt. Dieses Koordinatensystem lässt eine eindeutige Beschreibung des Rechengit-

ters auf alleiniger Kenntnis der Oberflächenmetrik zu, wobei die wandtangentialen Koordinatenrichtungen nichtorthogonal zueinander sein können und lediglich die Koordinate in Normalenrichtung orthogonal zur Oberfläche vorliegt. Mit diesen Annahmen können die zu lösenden Gleichungen mit Hilfe der aus der Oberflächenkrümmung bestimmten Oberflächenmetrikensoren und der Christoffelsymbole an der Oberfläche gelöst werden, wobei die Metrikensoren und Christoffelsymbole an den restlichen Rechenpunkten über sogenannte Versetzer ermittelt werden [2].

Um die Verwendungsmöglichkeit des gekoppelten Euler/Grenzschichtverfahrens zweiter Ordnung mit dem entwickelten Code zu validieren, wird als Testfall der stumpfe Mach 8 Kegel aus den experimentellen Untersuchungen von Stetson et al. verwendet [3]. Zunächst wird die ungestörte Basislösung mit den numerischen Daten von Zhong et al. [4] und Esfahanian [5] an mehreren Stellen des Kegels verglichen. Ein Auszug aus diesen Ergebnissen ist in der Abbildungen 1 dargestellt. In dieser Abbildung sind die tangentialen Geschwindigkeitskomponenten entlang einer Normalen an der Stelle $x = 482 \text{ mm}$ in Strömungsrichtung gegeneinander aufgetragen, wobei Zhong et al. [4] die Lösung aus den vollen Navier-Stokes Gleichungen ermittelt haben. Diese Lösung wird anschließend für die Stabilitätsuntersuchung des Kegels mit dem entwickelten Code verwendet und hinsichtlich der Verwendbarkeit für die Untersuchung der laminar-turbulenten Transition beurteilt.

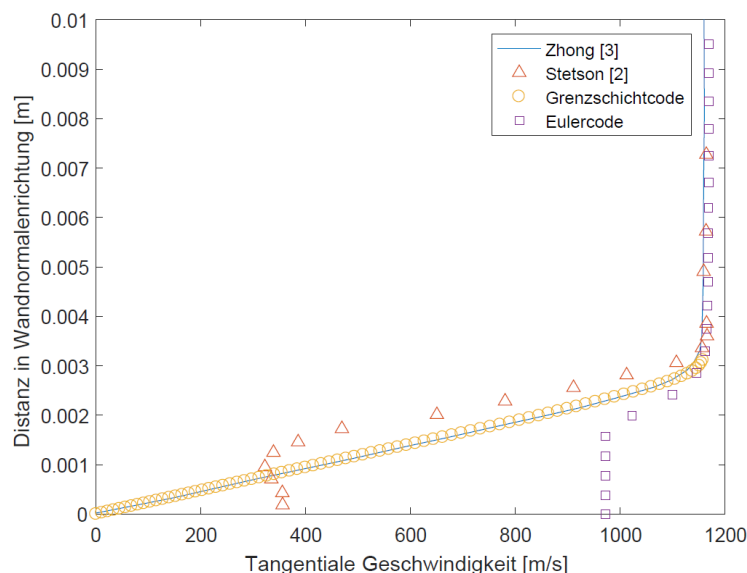


Abbildung 1: Vergleich tangentialer Geschwindigkeiten an $x = 482 \text{ mm}$

Würdigung:

Dieses Forschungsprojekt wird von dem Munich Aerospace e.V. Programm „Optimierung des Wiedereintritts zur Minimierung der Aufheizung oder der Infrarotsignatur“ unterstützt.

Quellen:

1. F. Monnoyer, Ch. Mundt, M. Pfitzner, Calculation of the hypersonic viscous flow past reentry vehicles with an Euler-boundary layer coupling method, AIAA-paper 90-0417, 1990
2. Ernst Heinrich Hirschel, Wilhelm Kordulla, Shear flow in surface-oriented coordinate, 1. Aufl. ed., F. Vieweg,, Braunschweig [Germany] :, 1981., Cover title: Shear flow in surface-oriented coordinates
3. K. F. Stetson, E. R. Thompson, J. C. Donaldson, L. G. Siler, Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8. Part 2: Blunt cone, AIAA Paper 84-0006, 1984
4. X. Zhong, Y. Ma, Boundary-layer receptivity of Mach 7.99 flow over a blunt cone to free-stream acoustic waves, Journal of Fluid Mechanics 556 (2006), 55–103.
5. Esfahanian, V., Computation and Stability Analysis of Laminar Flow over a Blunt Cone in Hypersonic Flow, 1991, (Electronic Thesis or Dissertation). Retrieved from <https://etd.ohiolink.edu/>

Mitteilung

Drehflügler-aerodynamik / Experimentelle Aerodynamik:

Systematische Untersuchungen von Propellern unter Schräganströmung

M. Cerny, J. Ruhland, M. Stuhlpfarrer, C. Breitsamter
Technische Universität München, Boltzmannstr. 15, 85748 Garching
michael.cerny@tum.de

Diese Arbeit beschäftigt sich mit der Analyse der Propellereffizienz kleiner und kleinster Luftfahrzeuge. Die Technologie der Schuberzeugung durch Propeller ist so alt wie die Luftfahrt selbst. Es existiert deshalb ein tiefes Verständnis des Wirkprinzips, sodass eine Propelleroptimierung für einen weiten Einsatzbereich möglich ist. Jedoch sind nahezu alle in der Luftfahrtindustrie eingesetzten Antriebssysteme für eine axiale Anströmung ausgelegt. Unbemannte Luftfahrzeuge (UAVs, Abbildung 1) sind jedoch durch ihre Fähigkeit hochagiler Flugmanöver, wie schneller Rotation oder vertikalem Sinkflug, charakterisiert. Dies führt zu einem großen Anstellwinkelbereich (Inklination) der Propellerebene. Die Beschränkung auf kleine Anstellwinkel muss deshalb für solch agile Fluggeräte aufgehoben werden.



Abbildung 1: UAVs mit verschiedenen Propellerkonfigurationen. (Links) Quadcruiser, Airbus Defense and Space [1], (rechts) Konzept des Korean Advanced Institute of Science and Technology (KAIST) und der Foosung Group.

Bisher wurde bereits viel Forschungs- und Entwicklungsarbeit geleistet, um die prinzipielle Flugtauglichkeit von UAVs zu ermöglichen. Dies beinhaltet primär die Flugregelung und die Integration verteilter Antriebe. Weniger Arbeiten sind veröffentlicht, die sich mit der aerodynamischen Analyse und Optimierung beschäftigen, gerade im Hinblick auf eine nicht axiale Anströmung [2, 3]. Ein Aspekt aerodynamischer Untersuchungen sind ummantelte Propeller, die unter anderem die Blattspitzenverluste reduzieren können [4] (Abbildung 2). Deren Anwendung für UAVs wird in vielen Arbeiten bestätigt, jedoch liegt auch hier der Schwerpunkt der Untersuchungen meist bei kleinen Neigungswinkeln der Propellerebene [5]. In Folge wird für Entwicklungs- und Integrationsaufgaben weiterhin eine breite Datenbasis an stationären und instationären multiaxialen Lasten vermisst, die durch die hohen Anstellwinkel bewirkt werden [6].

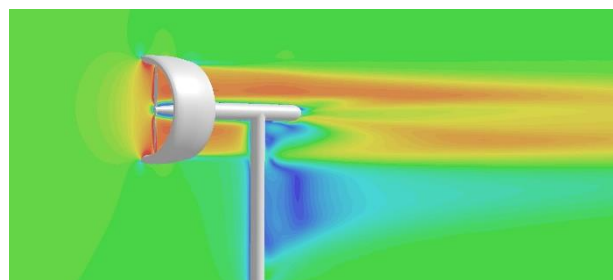


Abbildung 2: Umströmung eines Propellers innerhalb einer Ummantelung. Für die Übereinstimmung mit den Windkanalmessungen enthält die numerische Simulation neben dem Propeller und der Ummantelung auch die Windkanalaufhängung sowie deren Verkleidung.

Das Ziel dieser Arbeit ist die Erstellung einer Datenbasis für verschiedene Propellerkonfigurationen aus offenen und ummantelten Propellern für verschiedene Zuströmwinkel. Zunächst wird dazu ein freier Propeller unter Anstellwinkeln von $\alpha = 0 \dots 180^\circ$ betrachtet um den Einfluss verschiedener Anströmrichtungen zu untersuchen. Anschließend werden dieselben Propeller mit einer Ummantelung versehen und bei denselben Anströmbedingungen analysiert (Abbildung 3). Für die Simulationen werden die Modelle mit der Software ANSYS ICEM CFD strukturiert vernetzt. Dabei wird ein Wandabstand von $y^+ = 1$ eingehalten. Das Gesamtnetz besteht aus einer fest stehenden äußeren und einer rotierenden inneren Domain. Zur Realisierung stationärer Rechnungen sind beide Domains über eine „Mixing Plane“ miteinander verbunden. Alle Untersuchungen sind RANS-Simulationen unter Nutzung des kommerziellen Strömungslösers ANSYS FLUENT. Da die Blattspitzengeschwindigkeit eine Machzahl von $Ma = 0,3$ nicht überschreitet, erfolgen die Rechnungen inkompressibel. Untersucht werden neben dem Schub und dem Moment der Propeller die Ausbildung des Strömungsfeldes, eventuell auftretende Ablöseerscheinungen an der Ummantelung sowie die Interaktion zwischen Propeller und Ummantelung. In späteren Untersuchungen werden die Ergebnisse durch experimentelle Windkanalarbeiten validiert und ergänzt.

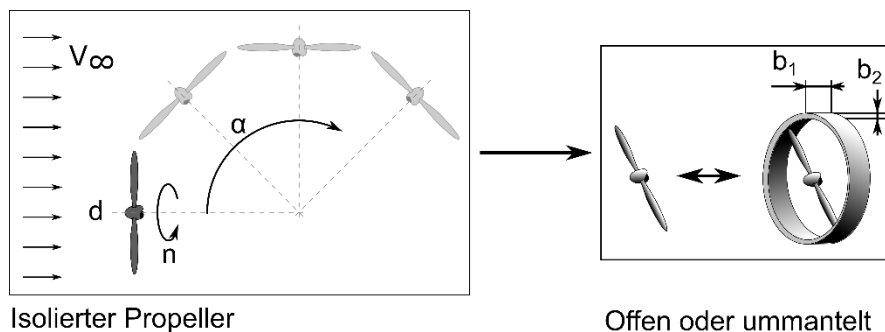


Abbildung 3: Übersicht der durchzuführenden Untersuchungen mit den zu variierenden Parametern.

Die gewonnenen Erkenntnisse können genutzt werden, um zukünftige Entwicklungsprozesse zu beschleunigen und die aerodynamische Effizienz kleiner Fluggeräte zu verbessern. Dadurch kann beispielsweise die Nutzlast und/oder die Reichweite vergrößert werden. Außerdem wird eine missionsspezifische Antriebskonfiguration ermöglicht.

Literaturverzeichnis

- [1] Steinbeis Flugzeug- und Leichtbau GmbH (SFL), „Innovative Entwicklungen für unbemannte Fluggeräte,“ 03 2015. [Online]: <http://www.steinbeis.de/de/publikationen/transfermagazin/ausgabe-032015/innovative-entwicklungen-fuer-unbemannte-fluggeraete.html>. [Zugriff am 21.08.2017].
- [2] P.-J. Bristeau, P. Martin, E. Salaün und N. Petit, „The Role of Propeller Aerodynamics in the Model of a Quadrotor UAV,“ in *European Control Conference*, Budapest, Hungary, Aug. 23-26, 2009.
- [3] B. Theys, G. Dimitriadis, T. Andrianne, P. Hendrick und J. De Schutter, „Wind Tunnel Testing of a VTOL MAV Propeller in Tilted Operating Mode,“ in *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Orlando, Florida, May 27-30, 2014.
- [4] J. L. Pereira, Hover and Wind-Tunnel Testing of Shrouded Rotors for Improved Micro Air Vehicle Design, University of Maryland, College Park, 2008.
- [5] H. A. Kutty, P. Rajendran und A. Mule, „Performance Analysis of Small Scale UAV Propeller with Slotted Design,“ in *2nd International Conference for Convergence in Technology (I2CT)*, Pune, India, 2017.
- [6] S. Anton und P. Parvu, „Experimental Methods for UAV Aerodynamic and Propulsion Performance Assessment,“ *Incas Bulletin*, Vol. 7, Issue 2, pp. 19-33, 2015.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik Q2.2

Einsatz der Infrarotthermographie zur Transitionsfixierung bei Windkanalmessungen

Frey, J., Lommatzsch, S.

TU Dresden, Experimentelle Aerodynamik, 01062 Dresden

Juergen.Frey@tu-dresden.de

In frühen Entwicklungsstadien werden Windkanalversuche oft mit geraden Flügelmodellen bei deutlich niedrigeren Reynoldszahlen als am gepfeilten Original durchgeführt. Zur Sicherstellung „einer Art von strömungsmechanischer Ähnlichkeit“ ist es dabei erforderlich, laminare Ablöseblasen durch eine geeignete Transitionsfixierung zu unterbinden.

Das experimentelle Mittel der Wahl zur Bestimmung der optimalen Position der Transitionsstreifen ist bisher der Anstrichversuch, da er das gängige Verfahren zur Sichtbarmachung von Ablöseblasen darstellt. Anstrichversuche sind jedoch mit erheblichem Versuchszeitaufwand verbunden, nicht zuletzt für die Reinigung des Modells. Zudem kann mit jedem Versuch immer nur ein Zustand untersucht werden. Auswirkungen von Anstellwinkeländerungen während des Versuchs sind prinzipbedingt kaum zu erfassen.

Demgegenüber kann mit Hilfe der Infrarotthermographie zwar nur die turbulente Wiederanlegelinie detektiert werden, sie erlaubt aber eine kontinuierliche Beobachtung beim Durchfahren ganzer Polaren. Dadurch können vor allem Hystereseeffekte erkannt werden, die ein wesentliches Merkmal und zentrales versuchstechnisches Problem der laminaren Ablöseblasen darstellen.

Im Rahmen einer Diplomarbeit wurde am Windkanal der TU Dresden untersucht, inwieweit die zusätzlichen Informationen ausreichen, um die Blindheit der IR-Kamera gegen die Ausdehnung der eigentlichen Ablösung kompensieren können.

Die Ergebnisse sind vielversprechend, der versuchstechnische Vorteil ist unbestreitbar, deshalb sollen die Untersuchungen auf dem Workshop präsentiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik / Mess- und Versuchstechnik

Entwicklung einer Mehrlochdrucksonde zur Erfassung instationärer Phänomene

Florian Heckmeier¹, Daniel Iglesias², Christian Breitsamter¹

¹Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Technische Universität München, Boltzmannstr. 15, 85748 Garching bei München, florian.heckmeier@aer.mw.tum.de

²Vectoflow GmbH, Friedrichshafener Str 1., 82205 Gilching, daniel.iglesias@vectoflow.de

Ausgangssituation: Gegenstand des hier vorgestellten Projekts ist die Entwicklung einer Mehrlochdrucksonde zur Messung instationärer Strömungsphänomene. Im Gegensatz zu statischen Drucksonden, bei denen zeitlich gemittelte Strömungsgrößen untersucht und aufgenommen werden können, sind bei der Verwendung von instationären Mehrlochsonden zeitlich abhängige Strömungsphänomene beobachtbar und müssen daher bei der Auslegung berücksichtigt werden. Folgende Leistungskriterien sind bei der Entwicklung von instationären Sonden von besonderer Bedeutung: maximal messbare Signalfrequenz, räumliche Auflösung von Strukturen, Messgenauigkeit und der Betriebsbereich der Sonde hinsichtlich Temperatur und Druck [1].

Ziel: Ziel des Projekts ist die Weiterentwicklung bestehender Konzepte für instationäre Mehrlochsonden unter Berücksichtigung der genannten Leistungskriterien. Im Zentrum stehen dabei zwei Zielsetzungen: Die Optimierung des Sondendesigns und die Verbesserung des Verständnisses von instationären Phänomenen an Mehrlochsonden. Ersteres umfasst unter anderem die Miniaturisierung der Sonde, die Verbesserung des Sensoreinebaukonzepts und die Sicherstellung der Einsatzmöglichkeit unter Berücksichtigung thermischer und mechanischer Randbedingungen. Dabei lässt sich die zweite Zielsetzung in die instationäre Umströmung der Sonde und instationäre Phänomene innerhalb der Sonde unterteilen. Die präzise Abbildung des instationären, akustischen Verhaltens innerhalb der Rohrleitung in der instationären Sonde ist einer der ersten Entwicklungsschritte und wird im Nachfolgenden genauer betrachtet. Weitere instationäre Phänomene, insbesondere um die Sonde, werden in einem zukünftigen Schritt mit einbezogen.

Lösungsweg und experimenteller Aufbau: Da (piezoresistive) Sensoren aufgrund ihrer Maße nicht in der Sondenspitze verbaut werden können, wird das sich ausbildende instationäre, akustische Verhalten in der Rohrleitung von Sondenspitze bis zur Sensorposition bestimmt. Aufgrund des Resonanzverhaltens und der Abschwächung des Drucksignals in der Rohrleitung wird eine Transferfunktion zwischen dem Druck $p_s(t)$ an der Sondenspitze und dem Druck $p_r(t)$ am Sensor im Frequenzbereich experimentell bestimmt. Hierfür wurde ein Frequenzkalibrierstand entwickelt. Über einen Verstärker wird ein Lautsprecher (Tief- oder/und Hochtöner) mit Sinussignalen unterschiedlicher Frequenzen betrieben. Das Testobjekt (Sonde oder Rohrleitung mit Sensor) und ein Referenzsensor werden räumlich nahe zueinander in die Testsektion eingebracht. Der häufig verwendete, analytische Lösungsansatz für den Amplituden- und Phasenversatz in Rohrleitungen von Bergh und Tijdeman kann nur für einfache Geometrien genutzt werden und ist deshalb nicht für Mehrlochsonden mit fertigungstechnischen Imperfektionen geeignet [2]. Abbildung 1 zeigt den schematischen Aufbau der Rohrleitung und das Vorgehen der Druckrekonstruktion. In Abbildung 2 wird ein Validierungsdrucksignal in einer Rohrleitung ($L = 200$ Hz, $r = 0,7$ mm) bei einer sinusförmigen Anregung ($f = 500$ Hz) beispielhaft rekonstruiert. Die Rekonstruktion wurde in MATLAB implementiert.

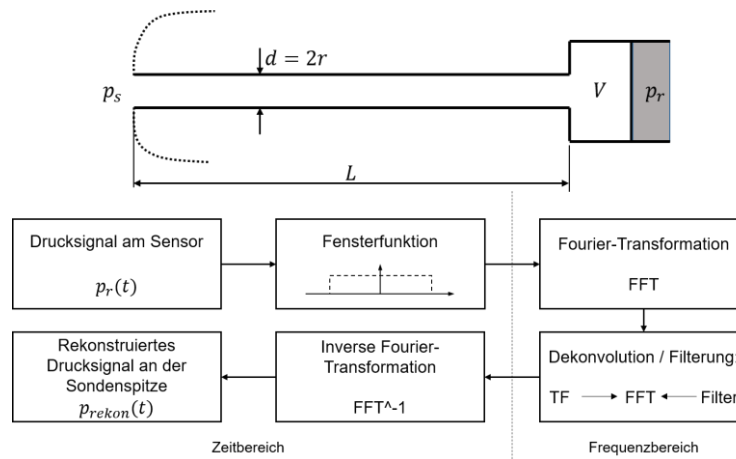


Abbildung 1: Schematischer Aufbau einer Rohrleitung in einer Mehrlochsonde: Druck $p_s(t)$ an der Sondenspitze und Druck $p_r(t)$ am Sensor (oben). Vorgehen der Druckrekonstruktion, angelehnt an [3] (unten).

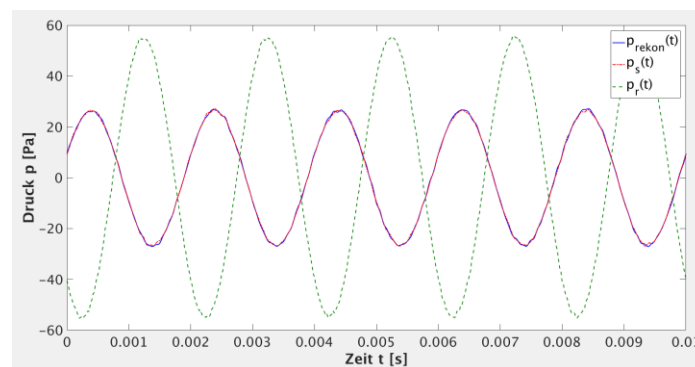


Abbildung 2: Beispiel für die Druckrekonstruktion für ein Sinussignal $f = 500$ Hz an einer Rohrleitung mit $L = 200$ mm und $r = 0,7$ mm

Um vom rekonstruierten Drucksignal an der Sondenspitze auf die Strömungsgrößen schließen zu können, werden zusätzlich statische Kalibrierungsdaten benötigt. Durch einen geeigneten Datenreduktionsalgorithmus kann der in der statischen Druckkalibrierung ermittelte Zusammenhang zwischen den Drücken an der Sondenspitze und der Strömungsgrößen verwendet werden. Bei instationärer Anströmung eines runden Körpers beobachtet Johansen Trägheitseffekte und erweitert den Druckbeiwertsterm um einen instationären Anteil [4]:

$$C_p(\alpha, \beta, K) = C_{p, \text{steady}}(\alpha, \beta) + K C_{p, \text{unsteady}}(\alpha, \beta) = C_{p, \text{steady}}(\alpha, \beta) + dU/dt R/U^2 C_{p, \text{unsteady}}(\alpha, \beta)$$

Im Zuge des hier beschriebenen Entwicklungsprojekts werden ähnliche Ansätze zur Korrektur von instationärer Anströmung (z.B. Trägheitseffekte, Karman-Wirbelstraße, instationäre Umströmung verschiedener Sondenkopfformen) sukzessive entwickelt, implementiert und durch numerische und experimentelle Versuche validiert.

Literatur

- [1] P. Kupferschmied, P. Köppel, W. Gizzi, C. Roduner, und G. Gyarmathy, „Time-resolved flow measurements with fast-response aerodynamic probes in turbomachines“, *Measurement Science and Technology*, Bd. 11, Nr. 7, S. 1036–1054, 2000.
- [2] H. Bergh und H. Tijdeman, „Theoretical and experimental results for the dynamic response of pressure measuring systems“, *NLR-TR F.238*, S. 21, 1965.
- [3] D. Telionis, Y. Yang, und O. Rediniotis, „Recent Developments in Multi-Hole Probe (MHP) Technology“, *Proceedings of COBEM*, 2009.
- [4] E. S. Johansen, „Development of a Fast-Response Multi-Hole Probe for Unsteady and Turbulent Flowfields“, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Optische Wandschubspannungsmessung auf der Leeseite eines Deltaflügels

Jens Lunte, Christian Schnepf, Erich Schüle

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS),

Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen, Bunsenstr.10, 37073 Göttingen,

jens.lunte@dlr.de, christian.schnepf@dlr.de, erich.schuelein@dlr.de

Die Wandschubspannung ist eine der bedeutendsten Größen in der Strömungsmechanik, wobei es sich auch um eine der am schwierigsten zu messenden Oberflächengrößen handelt. Obwohl die theoretischen Grundlagen für eine berührungslose Messung der Wandschubspannung mittels Ölfilminterferometrie (OFI) in komplexen 3-D Strömungen seit Jahren bekannt sind [1], bleiben solche Messungen vor allem in der Auswertung sehr aufwendig. Zur quantitativen Bestimmung der Schubspannung werden nämlich gleichermaßen die Informationen über die Verteilungen der lokalen Ölflussrichtung (Wandströmungsrichtung) und der zeitlichen Änderung der Ölschichtdicke benötigt [2].

Bereits durchgeführte Untersuchungen [3] auf der Leeseite eines angestellten Deltaflügels (im Anstellwinkelbereich von 5° bis 25°) haben demonstriert, dass die Dicke der Ölschicht aus einer Sequenz von Ölfilminterferenzbildern ausreichend genau bestimmt werden kann, um quantitative Wandschubspannungsverteilungen zu erhalten. Dabei wurden die Bilder nach dem Prinzip eines Fizeau-Interferometers mit Hilfe einer Weißlichtquelle aufgenommen. Die Weißlichtinterferometrie zeichnet sich gegenüber der üblichen monochromatischen Interferometrie durch eine erhöhte Genauigkeit aus [4]. Durch die zeitliche Änderung der Farbwerte in den Interferenzbildern kann eine pixelweise Berechnung der kompletten Ölschichtdickenverteilung erfolgen.

Die aktuelle Arbeit erweitert die in [3] durchgeführten Wandschubspannungsmessungen um die zusätzlichen Flügelanstellwinkel von 30° , 32° und 35° . Außerdem wurden parallel neue numerische RANS-Simulationen für die gemessenen Konfigurationen mit Hilfe des TAU-Codes durchgeführt, um die mögliche Auswirkung des Grenzschichtzustandes auf die Strömungstopologie zu untersuchen.

Die Experimente wurden im Niedergeschwindigkeitswindkanal 1MK des DLR in Göttingen bei einer Windgeschwindigkeit von 50 m/s durchgeführt. Die gewählten Konfigurationen ermöglichen die Untersuchungen der Wandstromlinientopologie und der Wandschubspannungsverteilung, die sich aufgrund der komplexen Wirbelstruktur einstellen.

Das Deltaflügel-Testmodell hat eine in der Draufsicht abgerundete Nase ($R = 6.9$ mm), eine maximale Spannweite von 150 mm und eine Gesamtlänge von 260 mm. Der Abstand zwischen der virtuellen Nasenspitze und der Hinterkante beträgt 280 mm. Das Modell hat scharfe Vorderkanten und eine Pfeilung von 75° .

Ein Beispielergebnis der Wandschubspannungsmessung ist in Bild 1 für einen Anstellwinkel von 32° bei 50 m/s dargestellt. Zusätzlich zur ermittelten Verteilung der Wandschubspannung (absolute Werte) sind hier die Wandstromlinien eingezeichnet, die aus mehreren Interferenzbildern extrahiert werden konnten. Die lokale Richtung der Wandströmung in Bereichen zwischen den eingezeichneten Stromlinien wurde bei der finalen Auswertung interpoliert, so dass eine flächendeckende Auswertung der Interferenzbilder möglich war.

Wie man im Stromlinienbild erkennen kann, kommt es bei erwähnten Testbedingungen zur Bildung eines primären Hauptwirbelpaars mit einer gemeinsamen Anlegelinie entlang der Mittelachse des Flügels. Die sekundäre Ablösung der Wandströmung im weiteren Verlauf am Außenrand des Flügels, sowie das erneute Anlegen direkt entlang der Vorderkante entsprechen etwa der zu erwarteten Strömungstopologie [5]. Allerdings unterscheiden sich die Wandstromlinien auf den Steuerbord- und Backbordhälften des Flügels. Diese lokale

Asymmetrie ist auf das asynchrone Aufplatzen der beiden Leewirbel zurückzuführen, das im hohen Anstellwinkelbereich beobachtet wird. Aufgrund der induzierten Sekundärströmung steigt die ermittelte Wandschubspannung ausgehend von der Mittellinie des Flügels zunächst unter dem Primärwirbel an und fällt im weiteren Verlauf zur sekundären Ablöselinie wieder ab. Es ist auch plausibel, dass die Asymmetrie der Wandströmung zu Abweichungen in den lokal gemessenen Wandschubspannungen auf beiden Flügelhälften führt.

Im Rahmen des Vortrags werden die Strömungstopologie und die Wandschubspannungsverteilungen in ausgewählten Querschnitten für die Anstellwinkel 30° , 32° und 35° diskutiert. Zusätzlich erfolgt eine Gegenüberstellung der experimentellen Ergebnisse mit den numerischen Simulationen und mit bekannten Ergebnissen aus der Literatur.

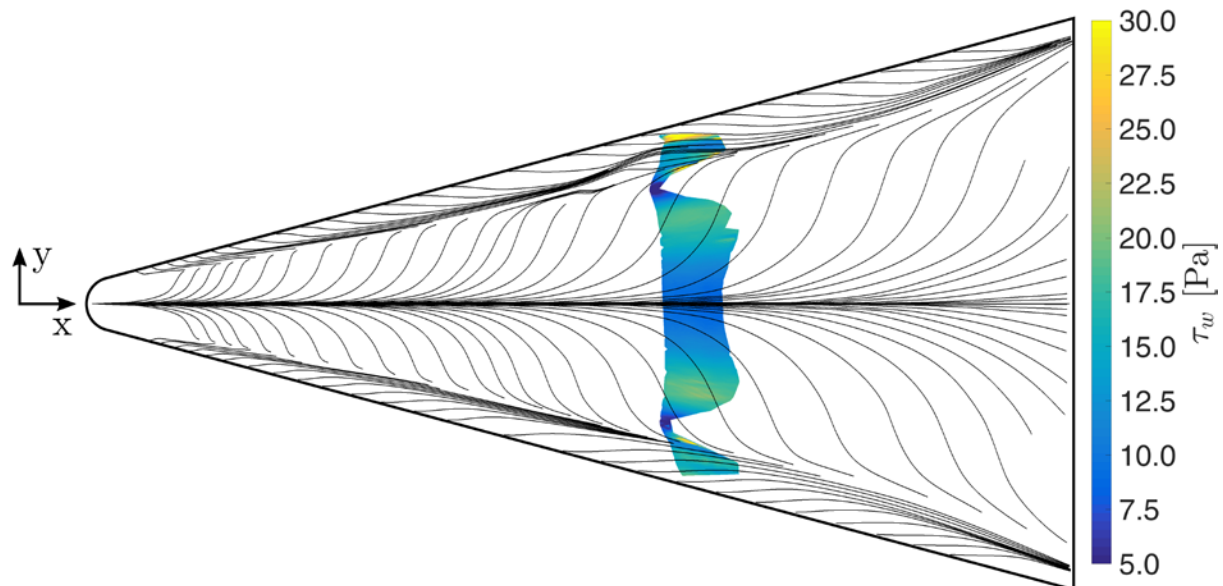


Bild 2: Stromlinien und Wandschubspannungsverteilung auf der Saugseite eines 75° -gefeilten Deltaflügels bei 50 m/s und einem Anstellwinkel von 32°

Literatur :

- [1] Naughton J., Sheplak M. (2002) Modern developments in shear-stress measurement, *Progress in Aerospace Science*, 2002
- [2] Schüle E. (2006) Skin friction and heat flux measurements in shock/boundary layer interaction flows, *AIAA Journal*, 44(8), 2006
- [3] Lunte J., Schüle E. (2016) Optische Wandschubspannungsmessung in dreidimensionalen Strömungen mittels Weißlichtinterferometrie, STAB-Jahresbericht 2016, s.144-145, STAB, 2016
- [4] Dese J.-M. (2003) Oil-Film Interferometry Skin-Friction Measurement Under White Light, *AIAA Journal*, 41(12), 2003
- [5] Riley A., Lowson M. (1998) Development of a three-dimensional free shear layer, *Journal of Fluid Mechanics*, 8 1998

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Turbulence Model Conditioning for Vortex Dominated Flows Based on Experimental Results

M.Sc. Matteo Moioli, Prof. Dr-Ing. Christian Breitsamter
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik (TU München),
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching bei München
matteo.moioli@aer.mw.tum.de

Focusing on vortex dominated flows, related to delta wings, (U)RANS numerical simulation with eddy viscosity models (Spalart-Allmaras, $k-\omega$) is an appropriate tool with respect to the computational effort but higher accuracy is required; the major inaccuracies are due to the vortical flow. More complex turbulence models like RSM (Reynolds Stress Models) introduce stability issues and increase the computational cost, not always improving the flow solution; DES and LES models, on the other hand, are way too expensive in term of computational cost.

The idea to enhance the Spalart-Allmaras one-equation eddy viscosity model is introduced: additional destruction terms, which are exclusively active in the vortex field, are formulated in order to improve the accuracy. The vortex topology is adjusted by correcting the distribution of eddy viscosity.

Experimental data, i.e. pressure distribution and integral forces, are used as reference to automatically optimize the coefficients of the additional terms of the Spalart-Allmaras turbulence model [1] for the considered flow case; the locality of the turbulence model makes it valid for the optimized condition while the accuracy improvement over different flow conditions or geometries might not be valid. The model also require good flexibility, i.e. the capability to reproduce different cases with equivalent accuracy improvements. A globally reasonable behavior of one or more terms is favorable in order to gather a good starting point for next turbulence model optimizations. Afterwards, more local terms are added for final adjustments.

To provide more flexibility, the terms have different influence over different zones of the vortex field, i.e. radial distribution, pre and post breakdown zones and breakdown position. The globality and flexibility of the model is investigated in order to understand how much other flow conditions (or geometries) are improved.

The VFE-2 investigations, providing integral forces and pressure distribution, suit as a proper basic case for the optimization of the model. The accuracy improvement, along with its globality and flexibility, are investigated. The turbulence model conditioning enhances the accuracy, improving the agreement between numerical and experimental results (Fig. 1, 2).

The optimized model is also capable to improve the results over different angles of attack and leading edge geometries. Moreover, the mesh dependence is investigated in order to understand the sensitivity of the turbulence model conditioning to the mesh fineness. The possibility to use a coarser mesh during the auto-optimization process is analysed; afterwards, the coefficients are adjusted for different meshes.

More complex configurations which involve multiple vortices and their interaction are investigated in order to extend the potential of the model, i.e. the double-delta configuration reported by Erickson [3]. Additional experimental results, also with new dedicated geometries, are gathered to achieve higher control and resolution of the data for the model optimization and validation.

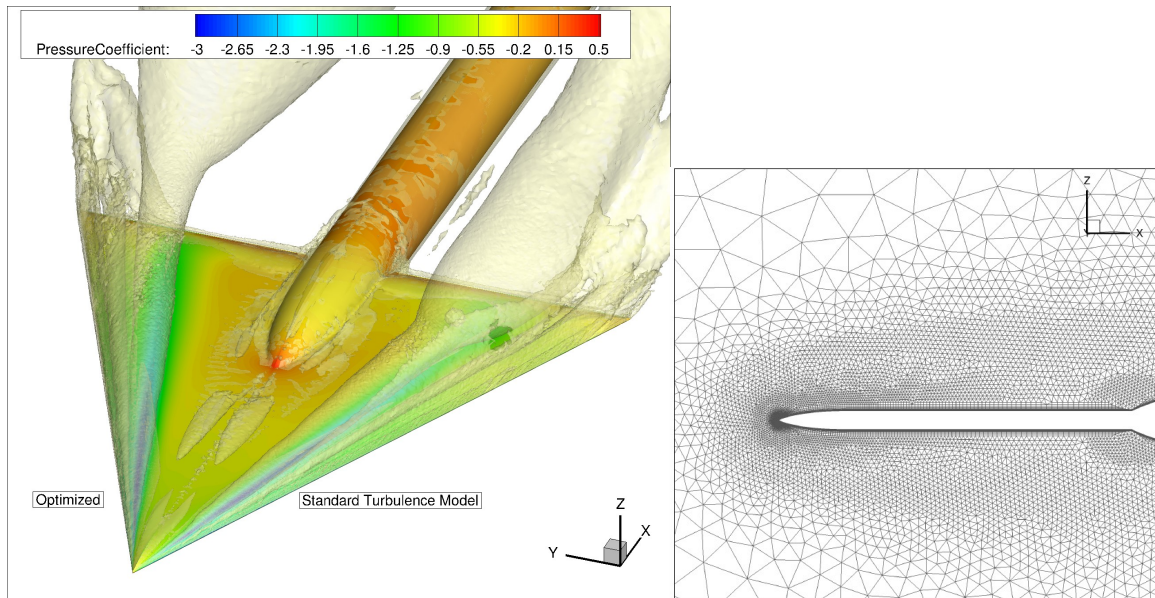


Figure 1: VFE-2: Small leading edge radius geometry. λ_2 iso-value vortex representation with surface C_P distribution, $M = 0.4$, $AOA = 20.4$ (left) and mesh visualization (right).

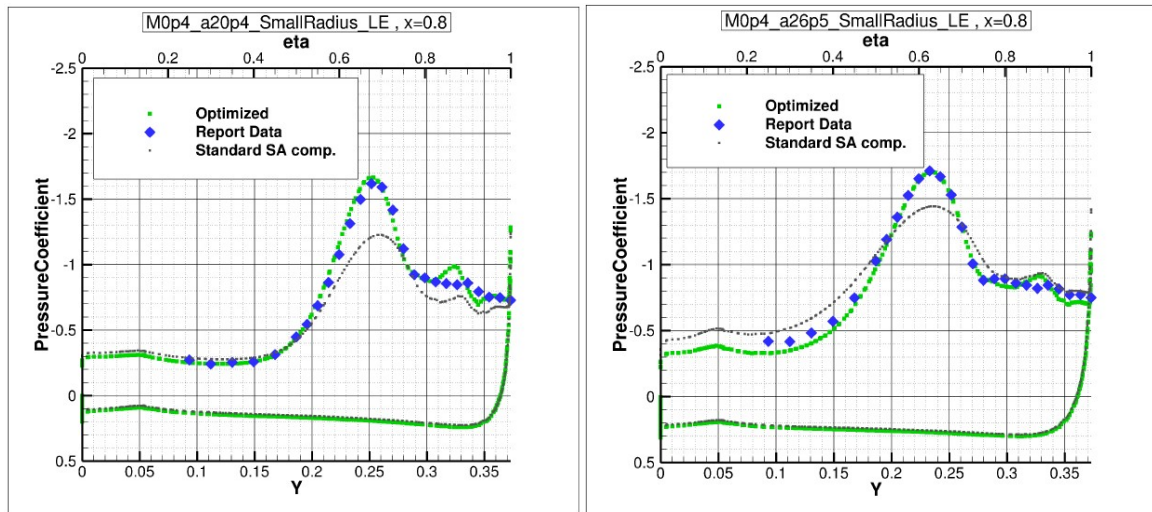


Figure 2: Surface C_P cuts comparison between experimental data, optimized and standard turbulence model. VFE-2: Small leading edge radius geometry, $M = 0.4$: $AOA = 20.5, x/c_r = 0.8$ (left) and $AOA = 26.5, x/c_r = 0.8$ (right).

References:

- [1] Spalart, P.R., Allmaras, S.R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *Boeing Commercial Airplane Group*, Seattle, WA (1992).
- [2] Julio Chu and James M. Luckring, Experimental Surface Pressure Data Obtained on 65° Delta Wing Across Reynolds Number and Mach Number Ranges - Volume 2 - Small-Radius Leading Edge. *National Aeronautics and Space Administration, Technical Memorandum 4645 Langley Research Center*, Hampton, VA (1996).
- [3] Gary E. Erickson and Hugo A. Gonzalez, Wind Tunnel Application of a Pressure-Sensitive Paint Technique to a Double-Delta Wing Model at Subsonic and Transonic Speeds. *National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center*, Hampton, VA (2006).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik Q2.2

Influence of hexagonal structured patterns on the flow behaviour inside a turbulent pipe flow

Mohamed Yousry, Sebastian Merbold, Christoph Egbers.
Brandenburg University of Technology Cottbus,
Dept. Aerodynamics and Fluid Mechanics,
Siemens-Halske-Ring 14, D-03046 Cottbus, Germany
yousrmoh@b-tu.de

Keywords: Hexagonal Structures; Drag reduction, Pipe flow.

Abstract

Due to the increase of the demand for efficient management of energy consumption, there have been extensive studies on drag reduction in many types of transport systems. In this paper, we examine the reduction of skin frictional drag in a fully turbulent pipe flow with internal structured surfaces as one of the canonical forms of wall turbulence. Two pipe segments were constructed from steel with hexagonal structured patterns (concave and convex patterns). These structures got a fixed depth (k) 3.1 mm and structure diameter (s) 33 mm.

The experimental investigation were conducted for Reynolds number $Re = U_b d / \nu$ (using bulk velocity U_b , pipe diameter d) ranging from 1.12×10^5 to 8.4×10^5 in pipe facility called the CoLaPipe built at the Department of Aerodynamics and Fluid Mechanics (LAS) at the Brandenburg University of Technology (BTU-Cottbus-Senftenberg). The LAS CoLaPipe (Cottbus Large Pipe) shown in Fig.(1) is a high Reynolds number test facility for various purposes ranging from basic to applied researches. It is closed-return facility with the suction side made of high-precision smooth Acrylic glass, having an inner pipe diameter (D) of 190 ± 0.23 mm and total length (L) of 28 m, i.e. $L/D_{in} = 148$. The facility has a return pipe section made also of smooth Acrylic glass with an inner diameter of 342 ± 0.32 mm, and having $L/D = 79$. The facility is equipped with water cooler to keep the air temperature constant inside both pipe test sections, i.e., the suction and the return lines. The air temperature was measured within an accuracy of $\pm 0.05^\circ\text{C}$. Two pipe segments (19 cm diameter and 2 meter long) were constructed from steel with hexagonal structured patterns and equipped with flanges at its 2 ends to facilitate their installation in the Cola pipe Fig.(4). Each pipe segment was investigated at $L/D = 113$, as König et al. 2015, reported that the flow in the ColaPipe is fully developed turbulent starting from $L/D = 75$ -80.

The objective was to investigate the influence of the hexagonal structured patterns on the surface drag, thus 48 pressure taps were installed on the surface of the structured pipe surface to determine the pressure drop. Also velocity measurements were conducted upstream and downstream the tested pipe segments by using the Pitot tube to measure the streamwise velocity component.

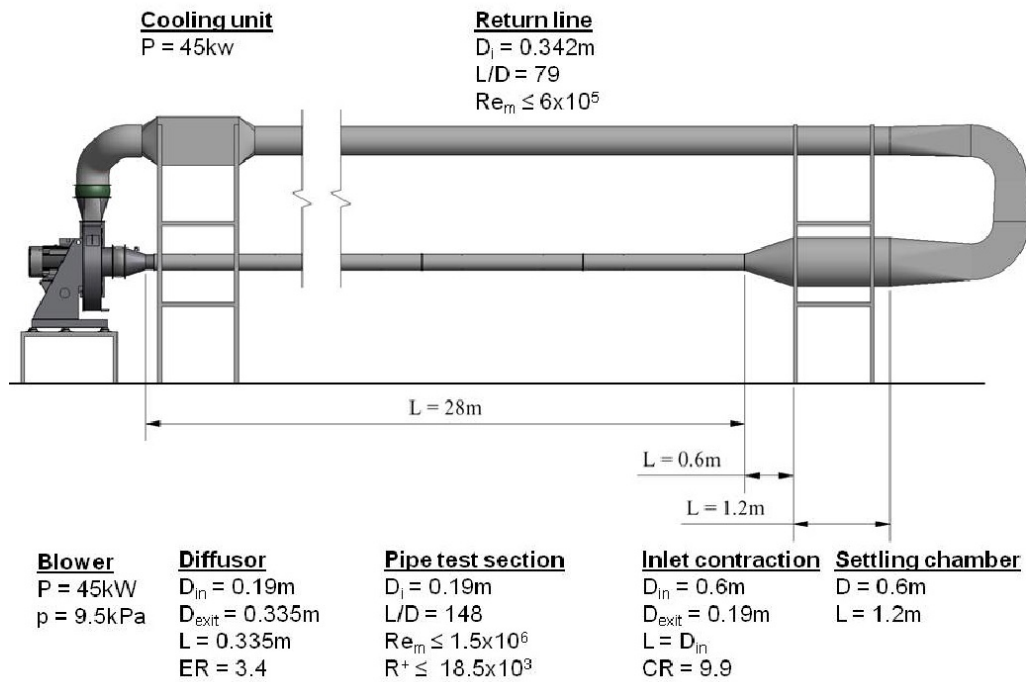


Fig.(1) Sketch of the CoLaPipe in LAS. (König et al. 2015)

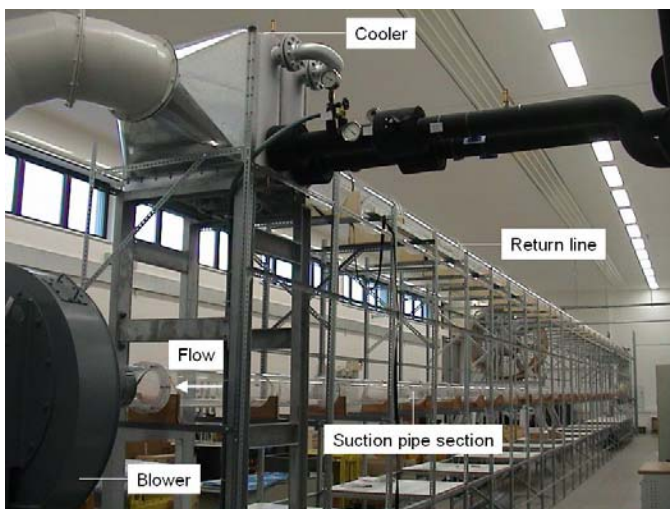


Fig.(2) CoLaPipe in LAS.



Fig.(3) structure segment from inside



Fig.(4) two meters long structured segment mounted in the Colapipe at L/D = 113.

Namensverzeichnis der Autoren und Koautoren

Autor	Seitenzahl	Autor	Seitenzahl	Autor	Seitenzahl
Alder	89	Martinez	45	Wagner	31, 35, 79, 83
Breitsamter	73, 75, 91, 103, 107, 111	Schramm	29, 95, 97	Wenzel	55, 63
Brückner	79	Merbold	113	Westhoff	79
Cao	37	Meyer	47	Wetzel	35
Cerny	103	Mielke	69	Winter	91
Dahlem	67	Moioli	111	Würz	61
Desvigne	75	Mommert	31	Yousry	113
Di Giovanni	93	Müller	83	Zilker	51
Dumont	51	Mundt	69, 101		
Ecker	51	Nemitz	53, 61		
Egbers	113	Niemöller	97		
Ehrenfried	83	Nizenkov	49		
Eich	23	Noack	27		
Eisfeld	25	Noeding	49		
Fernex	27	Oertel	55		
Franze	39	Ohno	57, 61		
Frey	105	Olivier	37		
Fröhlich	29	Pearson	85		
Grabe	41	Pelzel	71		
Hannemann, K.	41, 47, 51, 85	Pölzlbauer	75		
Hannemann, V.	85	Probst	99		
Heckmeier	107	Puckert	59		
Hepp	41	Reiss	21, 81		
Höld	65, 67	Rist	33, 55, 57, 59, 63		
Holzer	67	Romblad	53, 57, 61		
Horchler	85	Rozov	91		
Iglesias	107	Ruhland	103		
Jack	43	Schiepel	31		
Jauch	45	Schlegat	41		
Kähler	23	Schmeling	31		
Karl	85	Schneiders	29		
Keiderling	47	Schnepf	109		
Klatt	69	Schröder	29, 95, 97		
Klioutchnikov	37	Schüleln	109		
Konopka	49	Schütte	19, 71		
Krämer	61	Semaan	27		
Krumbein	77	Sesterhenn	81		
Kümmel	73	Shafiee	87		
Lemke	81	Stemmer	93		
Liersch	19	Ströer	77, 99		
Löchert	19	Stuhlpfarrer	73, 103		
Lommatzsch	105	Tropea	53		
Loosen	95	Teschner	101		
Lunte	109	Vogler	33		