
Effects of Combustor Exit Flow on Turbine Performance and Endwall Heat Transfer

Am Fachbereich Maschinenbau
an der Technischen Universität Darmstadt
zur
Erlangung des Grades eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte

D i s s e r t a t i o n

von

Dipl.-Ing. Gregor Schmid

aus Heidelberg

Berichterstatter:	Prof. Dr.-Ing. Heinz-Peter Schiffer
Mitberichterstatter:	Prof. Dr. rer. nat. Amsini Sadiki
Tag der Einreichung:	26. August 2014
Tag der mündlichen Prüfung:	3. Dezember 2014

Darmstadt 2015

D 17



Forschungsberichte aus dem Institut für Gasturbinen,
Luft- und Raumfahrtantriebe

Band 2

Gregor Schmid

**Effects of Combustor Exit Flow on Turbine
Performance and Endwall Heat Transfer**

D 17 (Diss. TU Darmstadt)

Shaker Verlag
Aachen 2015

Bibliographic information published by the Deutsche Nationalbibliothek

The Deutsche Nationalbibliothek lists this publication in the Deutsche Nationalbibliografie; detailed bibliographic data are available in the Internet at <http://dnb.d-nb.de>.

Zugl.: Darmstadt, Techn. Univ., Diss., 2014

Copyright Shaker Verlag 2015

All rights reserved. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted, in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording or otherwise, without the prior permission of the publishers.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-3773-9

ISSN 2364-4761

Shaker Verlag GmbH • P.O. BOX 101818 • D-52018 Aachen

Phone: 0049/2407/9596-0 • Telefax: 0049/2407/9596-9

Internet: www.shaker.de • e-mail: info@shaker.de

Vorwort des Herausgebers

Die Reihe Forschungsberichte aus dem Institut für Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe gibt die Forschungs- und Entwicklungsfortschritte im Bereich der Turbomaschine an der Technischen Universität Darmstadt wieder. Aufgrund der starken Anwendungsorientierung in diesem Bereich der Forschung sind universitäre Fragestellungen Spiegelbild industrieller Entwicklungstrends.

Wechselnde politische, ökonomische und ökologische Rahmenbedingungen bestimmen hierbei aktuelle Entwicklungsschwerpunkte und bringen die Turbomaschine immer wieder an den Rand des technisch realisierbaren. Dadurch werden neue Erkenntnisse aus der Forschung nicht selten unmittelbar industriell umgesetzt.

In diesem Umfeld entstehen die industrie- und anwendungsnahen, wissenschaftlichen Arbeiten dieser Reihe. Sie beschreiben aktuelle Erkenntnisse aus experimentellen Untersuchungen und numerischen Simulationen, die am Fachgebiet für Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe an der Technischen Universität Darmstadt gewonnen werden konnten.

Prof. Dr.-Ing. Heinz-Peter Schiffer

Darmstadt, 2015



Abstract

Strict limits for pollutant emissions by aircraft engines strive the development of new combustion concepts. Lean combustion, for example, decreases the peak temperatures during the combustion process as the stoichiometric mixture of fuel and air is avoided. Thereby, the production of NO_x can be reduced. However, a highly swirling flow inside the combustion chamber is required to enhance the mixing of fuel and air and to stabilize the flame front in a zone of recirculating flow. This swirl persists downstream at the turbine inlet. It is hardly attenuated by radial injection of dilution air as it is the case in conventional combustion chambers. The recirculation zone causes a redistribution of mass towards the endwalls, temperature and pressure peaks and a very high level of turbulence.

In contrast, moderately low levels of turbulence are assumed during blade design of high pressure turbines. An axial inflow direction is applied as well as constant values of pressure and temperature. The current thesis investigates the effect of realistic turbine inlet boundary conditions in comparison to the design point using computational fluid dynamics simulations. Swirling inflow and the resulting pressure distribution as well as turbulence and hot streaks from the combustion chamber are included. The complexity of the inflow condition is successively increased over three different test cases: First, a cascade is investigated for different swirl intensities. Second, an annular $1^{1/2}$ stage turbine is analyzed applying different clocking positions and swirl orientations. Third, the $2^{1/2}$ stage high pressure turbine of a real jet engine is simulated at varying temperature levels.

The computations showed an impact on turbine efficiency and endwall heat transfer. Efficiency can be reduced by more than 1 % due to the high turbulence level at the exit of the combustion chamber. In addition, the swirling inflow decreases the turbine efficiency by another percentage depending on the swirl orientation which should be aligned with the direction of rotation. Most of these losses are generated within the first vane row due to the incidence angle and resulting secondary flows which are amplified by a positive incidence and high deflection angles. The secondary flow structures in combination with high turbulence levels increase the heat transfer rates at the adjacent endwall up to 20 % compared to the design condition. In contrast to swirl orientation, the clocking position has a minor effect. Only if hot streaks are included an influence can be detected which is very small because of an unfavourable count ratio of burners and turbine vanes. Nevertheless, including realistic temperature profiles causes high fluctuations of the unsteady



thermal load of the rotor blade up to ± 200 K which are worth being considered during the blade and cooling design.

Kurzfassung

Immer strenger werdende Grenzwerte für Emissionen von Flugzeugtriebwerken treiben die Entwicklung neuer Verbrennungskonzepte voran. Das Prinzip der Magerverbrennung zum Beispiel, verringert die während des Verbrennungsprozesses maximal auftretenden Temperaturen, indem stöchiometrische Mischungsverhältnisse von Brennstoff und Luft vermieden werden. Hierdurch wird die Bildung von NO_x verringert. Allerdings ist eine stark verdrallte Strömung am Eintritt in die Brennkammer erforderlich, die ein Rezirkulationsgebiet erzeugt um die Vermischung von Brennstoff und Luft zu gewährleisten und somit die Flammenfront zu stabilisieren. Dieser Drall besteht bis zum Eintritt in die stromab liegende Turbine fort, da er nur unwesentlich durch radiale Einblasung von Luft abgeschwächt wird, wie dies in konventionellen Brennkammern der Fall ist. Das Rezirkulationsgebiet bewirkt eine Massenumverteilung hin zu den Endwänden, wodurch Temperatur- und Druckmaxima entstehen, sowie sehr hohe Turbulenzgrade am Eintritt der Turbine.

Im Gegensatz dazu werden zur Auslegung von Hochdruckturbinen moderate Turbulenzgrade angenommen. Weiterhin werden eine axiale Zuströmung sowie konstante Werte für Druck und Temperatur am Turbineneintritt aufgeprägt. In der vorliegenden Arbeit wird der Einfluss realistischer Turbineneintrittsrandbedingungen im Vergleich zu diesen vereinfachten Auslegungsrandbedingungen mittels numerischer Strömungssimulation untersucht. Brennkammerdrall und die resultierende Druckverteilung sowie Turbulenzgrade und Heißgasstrahlen stromab der einzelnen Brenner werden betrachtet. Die Komplexität der Eintrittsrandbedingung wird schrittweise über drei verschiedene Testfälle gesteigert: Zunächst werden an Hand einer Kaskade unterschiedliche Drallintensitäten untersucht. In einem zweiten Schritt wird der Effekt der Drallrichtung sowie die Ausrichtung der Drallzentren auf eine $1\frac{1}{2}$ -stufige Turbine analysiert. Schließlich wird die $2\frac{1}{2}$ -stufige Hochdruckturbinen eines realen Triebwerkes simuliert, bei der zusätzlich verschiedene Temperaturprofile in Betracht gezogen werden.

Die Strömungssimulationen zeigen einen signifikanten Einfluss auf den Turbinenwirkungsgrad und den Wärmeübergang an den Endwänden. Der Wirkungsgrad wurde durch extrem hohe Turbulenzgrade am Brennkammeraustritt um bis zu 1 % verringert. Eine zusätzliche Absenkung des Wirkungsgrades um ein weiteres Prozent bewirkte die drallbehaftete Strömung in Abhängigkeit der Drallrichtung, wobei eine gleichsinnige Drehrichtung des Brennkammerdralls und der

Turbine von Vorteil sind. Ein Großteil der Verluste entsteht innerhalb der ersten Leitschaufelreihe durch große Fehlanströmungen und die daraus resultierenden Sekundärströmungen, die durch einen positiven Inzidenz und hohe Umlenkungen intensiviert werden. Wirbelstrukturen der Sekundärströmungen in Kombination mit hoher Turbulenz steigern den Wärmeübergang an den Endwänden um bis zu 20 % relativ zum Auslegungsfall. Im Gegensatz zur Drallrichtung spielt die Ausrichtung der Drallzentren auf die Turbine eine untergeordnete Rolle. Lediglich im Falle des realen Triebwerks, bei welchem Temperaturverteilungen berücksichtigt werden, wird ein Einfluss festgestellt, der allerdings wegen des ungünstigen Teilungsverhältnisses von Brennern und Leitschaufeln sehr gering ist. Allerdings zeigen sich durch die Einbeziehung der realistischen Temperaturverteilung instationäre Schwankungen der Rotorschaufeltemperatur von bis zu ± 200 K, welche unbedingt bei der Auslegung der Schaufelgeometrie sowie der zugehörigen Filmkühlung berücksichtigt werden müssen.

Contents

Nomenclature	IX
1. Introduction	1
1.1. The Jet Engine	1
1.2. Motivation	2
1.3. Related Projects and Cooperation	4
1.4. Scope of Thesis	4
1.5. Outline	5
2. Combustor Turbine Interaction	7
2.1. Combustion Concepts	7
2.1.1. Emissions	7
2.1.2. Rich Burn - Quick Quench - Lean Burn (RQL)	9
2.1.3. Lean Burn	10
2.2. Turbine Performance and Design	11
2.2.1. Cooling	11
2.2.2. Rotor Tip Geometry	13
2.2.3. Endwall Contouring	15
2.2.4. Rim Seals	15
2.2.5. Heat Transfer	17
2.2.6. Secondary Flows	19
2.3. Combustor Impact on Turbine	21
2.3.1. Turbulence and Transition	22
2.3.2. Total Pressure Profile	24
2.3.3. Total Temperature Profile	26
2.3.4. Swirl	28
3. Basic Principles of Computational Fluid Dynamics	31
3.1. Conservation Equations	31
3.1.1. Conservation of Mass	32
3.1.2. Momentum Conservation Equations	32
3.1.3. Moment of Momentum Conservation Equations	33
3.1.4. Navier-Stokes Equations	33



3.1.5. Conservation of Energy	34
3.1.6. Equations of State	34
3.2. Turbulence Modelling	35
3.2.1. k - ϵ -Model	36
3.2.2. k - ω -Model	37
3.2.3. Shear Stress Transport Model (SST)	37
3.2.4. Spalart Allmaras Model (SA)	37
3.2.5. Reynolds Stress Model (RSM)	38
3.3. Computational Meshes	38
3.3.1. Mesh Topology	39
3.3.2. Mesh Resolution	39
3.3.3. Mesh Quality	40
3.3.4. Boundary Conditions	40
3.3.5. Multigrid Algorithm	41
3.4. Finite Volume Method	42
3.5. Explicit and Implicit Solvers	43
3.6. Time-Resolved Computations	44
3.6.1. Transient Analysis	45
3.6.2. Harmonic Analysis	46
4. Linear Turbine Cascade	47
4.1. Numerical Model	47
4.2. Swirl Number	51
4.3. Swirl Orientation	58
4.4. Intermediate Conclusion	60
5. Large Scale Turbine Rig	63
5.1. Numerical Model	64
5.2. Clocking Position and Swirl Orientation	65
5.3. Efficiency and Pressure Losses	67
5.4. NGV1 Loading and Secondary Flows	71
5.5. Endwall Cooling	76
5.6. Heat Transfer Analysis	78
5.7. Rotor Flow	82
5.8. Intermediate Conclusion	87
6. Engine 3E	89
6.1. Numerical Model	89
6.1.1. Clocking Position	90
6.1.2. Swirl Orientation	91



6.1.3. Temperature Profile	91
6.1.4. Boundary Conditions	92
6.2. Turbine Efficiency	95
6.3. Radial Distributions	100
6.4. NGV1 Loading and Secondary Flows	105
6.5. Hot Streak Propagation	108
6.6. Heat Transfer Analysis	112
6.7. Rotor Flow	115
6.8. Intermediate Conclusion	120
7. Conclusion	123
7.1. Main Results	123
7.2. Discussion and Consequences	126
A. VKI Cascade	129
B. Cascade Validation	133
C. LSTR MAGPI Setup	135
List of Figures	141
List of Tables	145
Bibliography	147