Aerodynamic Impact of Swirling Combustor Inflow on Endwall Heat Transfer and the Robustness of the Film Cooling Design in an Axial Turbine

Holger Werschnik





TECHNISCHE UNIVERSITÄT DARMSTADT

Band 8 / 2017

Forschungsberichte aus dem Institut für Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe

Herausgegeben von Prof. Dr.-Ing. H.-P. Schiffer

Aerodynamic Impact of Swirling Combustor Inflow on Endwall Heat Transfer and the Robustness of the Film Cooling Design in an Axial Turbine

Vom Fachbereich Maschinenbau an der Technischen Universität Darmstadt

zur

Erlangung des Grades eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte

DISSERTATION

vorgelegt von

Holger Werschnik, M.Sc.

aus Mainz

Berichterstatter: 1. Mitberichterstatter: Tag der Einreichung: Tag der mündlichen Prüfung: Prof. Dr.-Ing. Heinz-Peter Schiffer Prof. Thomas Povey, BA, MA, DPhil 27. April 2017 19. Juli 2017

Darmstadt 2017

Forschungsberichte aus dem Institut für Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe

Band 8

Holger Werschnik

Aerodynamic Impact of Swirling Combustor Inflow on Endwall Heat Transfer and the Robustness of the Film Cooling Design in an Axial Turbine

D 17 (Diss. TU Darmstadt)

Shaker Verlag Aachen 2017

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., 2017

Copyright Shaker Verlag 2017

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 978-3-8440-5591-7 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

Editor's preface

The series *Research Reports by the Institute of Gas Turbines and Aerospace Propulsion* accounts for the advances in research and development in the field of turbomachinery at Technische Universität Darmstadt. Because of the strong orientation on applications in this research field, the academic problems reflect industrial development trends.

The changing political, economic and ecological framework influences the current development focus and keeps carrying the turbomachine to the border of technological feasibility. As a result, it is not unusual for findings to be directly transferred to the industrial application.

Within this environment, the industry and application oriented research works of this series originate. They describe current findings of experimental investigations and numerical simulations which were obtained at the Institute of Gas Turbines and Aerospace Propulsion at Technische Universität Darmstadt.

Heinz-Peter Schiffer

Darmstadt, 2017

Author's preface

This dissertation originated during my time as a research assistant at the Institute of Gas Turbines and Aerospace Propulsion at Technische Universität Darmstadt. First of all, I would like to express my gratitude to my advisor Prof. Dr.-Ing. Heinz-Peter Schiffer, head of the Institute, for giving me the opportunity to work on the Large Scale Turbine Rig. I enjoyed to work on this challenging project and I am especially thankful about the great responsibility that I have been assigned and the involved possibility to develop personally and scientifically. I appreciate his tremendous support and confidence during the course of my time at the institute.

Prof. Thomas Povey, DPhil from the Osney Thermo-Fluids Laboratory at the University of Oxford I thank for his interest in this thesis and the co-review of it.

I acknowledge the financial support within the framework of "AG Turbo" by the Federal Republic of Germany, Ministry for Economic Affairs and Energy, according to a decision of the German Bundestag (FKZ: 03ET2013K) as well as by Rolls-Royce Deutschland GmbH and Ansaldo Energia.

Furthermore, I want to thank the LSTR-Turbine-Group, namely Claudius Linker, Sebastian Schrewe, Alexander Krichbaum, Manuel Wilhelm, Tom Ostrowski, Sebastian Leichtfuss, Johannes Eitenmüller and Leonhard Gresser. They all have their share in setting up this unique test rig and its capabilities. I enjoyed the great working athmosphere in the office, the lab or our "networking events" such as the turbine group hiking and barbecue events.

I would like to thank the LSTR partners at Rolls Royce Deutschland, Roland Wilhelm, Knut Lehmann, Christoph Lyko and Thomas Janson and at Alstom/Ansaldo Marc Henze and Jörg Krückels. Their contribution of technical expertise were a great asset for my research and I appreciate the support to publish my results on several turbomachinery conferences and in journal papers.

All the colleagues at the institute I thank for the great working atmosphere during my time at the GLR. I especially appreciate the support of Marius Schneider and Manuel Wilhelm for proofreading my dissertation

Not to the last, I want to thank all my students, namely Carlos Sánchez-Utgés, Marcel Adam, Fari Bakhtiari, Daniel Arenz, David Neubauer, Johannes Stroh, Christoph Steinhausen, Nam Wahrenberg, Viktor Arne, Janina Herrmann, Sebastian Wiemer, Niklas Apell, Yannick Fischer, Peter Allard and Daniel Markus. They all have taken care of a part of the project tasks in their Bachelor-/Master-Thesis or as a student assistant in the laboratory and in this way helped to finish it successfully.

Besonderer Dank gilt an dieser Stelle zudem meinen langjährigen Freunden Sascha Hell und Christian von Pyschow, mit denen ich die Doktorandenzeit gemeinsam und unter anderem bei zahlreichen Mensa-Mittagessen durchlebt habe.

Für die stete Unterstützung und Motivation während meines gesamten Studiums und der Promotion danke ich meinen Eltern Iris und Herbert sowie meinem Bruder Nils.

Ich danke meiner Tochter Lea, die mir geholfen hat, die "komplexen" Problemstellungen im richtigen Verhältnis zu betrachten und mich dabei immer mit guter Laune und ablenkenden Alternativbeschäftigungen versorgt hat. Es especial, quiero agradecer un monton a mi esposa Galina por el tremendo soporte y el buen animo qué me dio durante todos los años de mi doctorado.

Holger Werschnik

Darmstadt, 2017

Abstract

The development of new gas turbines and aero engines is dedicated to reduce pollutant emissions in addition to the continuous strive to improve component efficiency and the consumption of fossil fuels. To foster this trend, new combustion concepts have come into play such as lean combustion. Whereas the emission of carbon dioxide can be reduced by lower fuel consumption, the formation of thermal nitrogen oxide can only be hindered by a leaner fuel-to-air mixture: Lower peak temperatures and avoiding a stochiometric concentration in the combustion chamber slow the thermal reaction process responsible for the formation of nitrogen oxides.

Swirl and a recirculation zone are used to stabilize the combustion process and a redistribution of mass flow towards the endwalls occurs. Additionally, a changed temperature profile with reduced peak temperature, but increased temperature near both endwalls due to the reduced injection of dilution air in the combustor approaches the subsequent turbine stage. Associated, positive and negative incidence, high turbulence intensities and increased thermal load to the endwalls challenge the turbine design.

To improve the understanding of the complex aerodynamic and aerothermal interaction, the aerodynamic impact of combustor swirl on the first vane row of a turbine, the nozzle guide vane (NGV), is investigated. The experiments are conducted at the Large Scale Turbine Rig (LSTR) in Darmstadt, which consists of a 1.5-stage axial turbine that is subject to an engine-representative swirl. A combustor simulator is used to vary the inflow to the turbine. Further goals of the investigation are to evaluate the robustness of its endwall film cooling design and to investigate endwall heat transfer and film cooling effectiveness experimentally by using infrared thermography and the auxiliary wall method.

As a reference, axial and low-turbulent inflow to the turbine is investigated. A variation of the coolant mass flow rate highlights the influence on Nusselt numbers and film cooling effectiveness as well as the aerodynamic flow field. An increase of Nusselt numbers by up to 80% is observed with a concurrent increase of the film cooling effectiveness by up to 25%. In a combined analysis a significant heat flux reduction due to film cooling by 30% is achieved. A coolant mass flow rate (MFR) of one yields the greatest benefit. For higher MFR the further improvement of the film cooling effectiveness is counteracted by the even greater increase in heat transfer.

With applied swirl, the flow field changes significantly. Averaged whirl angles of 15° to 20° and a mass flow redistribution to the endwalls are detected. The NGV exit flow exhibits a dominating influence of swirl on pressure losses instead of the coolant flows as it had been observed for the baseline. For similar settings of the stage parameters, an increase in Nusselt numbers by up to 40% is observed. The film cooling effectiveness is reduced because of the mass flow redistribution. For MFR greater than 1.5, the increase in Nusselt numbers is less decisive and remains at a similar level to the reference case. To achieve the same level of film cooling, the

double amount of coolant air is necessary. These general trends are resolved for two clocking positions between swirler and vanes, whereby local differences are observed. The combined analysis of the thermal parameters shows a local increase of endwall heat flux and a local influence on the coolant injection. The coolant injection is still beneficial in reducing the heat flux for low injection rates, but the local extent varies much more. For higher injection rates above 1.5, only sections of the endwall face an improvement and there is a growing area, where increased heat flux and in consequence higher thermal load is applied in comparison to the reference.

Kurzzusammenfassung

Neben der Zielsetzung hoher Komponentenwirkungsgrade und niedrigem Brennstoffverbrauchs wird bei der Entwicklung neuer stationärer Gasturbinen und Flugtriebwerke angestrebt, die Schadstoffemissionen weiter zu verringern. Um diesen Entwicklungstrend weiterführen zu können, ist der Einsatz neuer Verbrennungskonzepte wie der Magerverbrennung notwendig. Während eine Reduktion der Kohlenstoffdioxidemissionen durch eine Verbrauchsminderung erreicht werden kann, ist für eine Senkung der Stickoxidemissionen ein mageres Brennstoff-Luft-Gemisch unerlässlich: Die thermische Bildung von Stickoxiden wird durch geringere Maximaltemperaturen sowie die Vermeidung stöchiometrischer Konzentrationen in der Brennkammer vermindert. Dieser Verbrennungsprozess wird durch eine starke Drallströmung und die einhergehende Ausbildung einer Rezirkulationszone stabilisiert, und eine Umverteilung des Massenstroms zu den Endwänden tritt auf. Weiterhin entsteht ein flacheres Eintrittstemperaturprofil in der Zuströmung der nachfolgenden Turbine durch den reduzierten Einsatz von Zumischluft im Brennkammeraustrittssektor. Bei der Auslegung der Turbine müssen aus diesem Grund hohe Turbulenzgrade, Inzidenz sowie eine erhöhte thermische Belastung der Endwände beachtet werden.

Um das Verständnis für die komplexen aerodynamischen Vorgänge und aerothermalen Interaktionen zu verbessern, wird die Auswirkung erhöhten Brennkammerdralls auf die erste Leitschaufelreihe am Large Scale Turbine Rig (LSTR) in Darmstadt an einer 1,5-stufigen Axialturbine untersucht. Die verdrallte Zuströmung ist dabei repräsentativ für eine reale Maschine. Ein Brennkammermodul ermöglicht Variationen in der Zuströmung der Turbine, um auf diese Weise die Robustheit der Endwandkühlung zu untersuchen. Der Wärmeübergang sowie die Filmkühleffektivität auf der Endwand werden experimentell mit Hilfe von Infrarotthermographie und der Hilfswandmethode untersucht.

Dabei wird eine axiale Zuströmung mit niedrigem Turbulenzgrad als Referenz untersucht. Eine Variation des Massenstroms, der zur Endwandkühlung eingeblasen wird, verdeutlicht den Einfluss auf Nusseltzahlen, Filmkühleffektivitäten sowie das aerodynamische Strömungsfeld. Die Nusseltzahlen erhöhen sich mit steigendem Kühlluftmassenstrom im Mittel um 80 %, während die Filmkühleffektivität nur um 25 % zunimmt. Mit einer kombinierten Auswertung der beiden Parameter kann die Minderung des Wärmestroms bestimmt werden. Dabei zeigt sich bei einer Einblaserate von 1% des Haupmassenstroms das Optimum für die vorliegende Geometrie. Bei höheren Einblaseraten wird die eintretende Verbesserung der Kühlung durch die stärkere Erhöhung des Wärmeübergangskoeffizienten größtenteils aufgezehrt.

Bei aufgeprägtem Brennkammerdrall ändert sich das Strömungsfeld in der Statorreihe deutlich: Mittlere Drallwinkel von 15° bis 20° und eine Umverteilung des Massenstroms zu den Endwänden werden festgestellt. Die Abströmung der NGV-Stufe wird vornehmlich durch die Auswirkung des Dralls auf die Druckverluste charakterisiert. Der große Einfluss der Kühllufteinblasung, der für die Referenzkonfiguration festgestellt wurde, tritt nicht mehr auf. Bei gleicher Einstellung der Stufengrößen im Vergleich zum Referenzfall liegen die Nusseltzahlen um bis zu 40 % höher, wogegen die Filmkühleffektivität um bis zu 40 % niedriger ist. Bei Einblaseraten über 1,5 % ist die Steigerung der Nusseltzahlen im Vergleich zur Referenzkonfiguration gering und ein ähnliches Niveau wird erreicht. Um die gleichen Werte für die Filmkühleffektivität wie im Fall der axialen Zuströmung zu erreichen, wird jedoch in etwa die doppelte Kühlluftmenge benötigt. Diese allgemeinen Feststellungen werden für beide untersuchten Relativpositionen zwischen Drallerzeuger und Schaufelvorderkante beobachtet, wobei sich lokale Unterschiede einstellen. Bei der kombinierten Analyse beider Parameter ergeben sich lokal zudem Gebiete, in denen eine Erhöhung des Wärmestroms stattfindet. Eine Reduktion des Wärmestroms wird für kleine Einblasemengen weiterhin erreicht, jedoch variiert das lokale Niveau deutlich stärker. Bei großen Einblaseraten treten hingegen größere Wärmeströme auf als im Referenzfall und die Endwand wird somit stärker thermisch belastet.

Contents

1	Intr	oduction 1		
	1.1	Motivation		
	1.2	Research context and connection to other research projects 4		
	1.3	Outline 5		
2	Theoretical background and literature review			
	2.1	Combustion and emissions		
	2.2	Combustor-turbine interaction		
	2.3	Endwall film cooling 14		
	2.4	Endwall heat transfer		
	2.5	Resulting heat flux reduction due to film cooling 27		
	2.6	Definition of research objectives for the thesis		
3	Exp	erimental setup 31		
-	3.1	The Large Scale Turbine Rig		
	3.2	Combustor module		
	3.3	Operating point		
	3.4	Vane passage nomenclature		
Δ	Exp	erimental methods 43		
•	4.1	Infrared thermography - auxiliary wall method		
	4.2	Gas concentration measurements		
	4.3	Pneumatic measurements		
5	Investigation of the reference configuration 59			
•	5.1	Aerodynamic flow field		
	5.2	Endwall film cooling		
	5.3	Endwall heat transfer		
	5.4	Resulting Heat Flux Reduction		
	5.5	Summary of the findings for the reference case		
6	Inve	stigation of swirling combustor inflow		
U	6.1	Aerodynamic flow field		
	6.2	NGV aerodynamic loading		
	6.3	Endwall film cooling		
	6.4	Endwall heat transfer 111		
	6.5	Heat Flux Reduction due to film cooling		
	6.6	Summary of the findings for the swirling inflow case 117		
7	Sum	imary and Quillook 121		
•				

Bil	Bibliography		
No	Nomenclature		
Lis	List of Figures		
Lis	List of Tables		
Α	Appendix: Overview	153	
В	Full measurement results for swirling inflow	155	
С	Comparison to the measurement uncertainty in comparable studies		
D	Commissioning measurement results D.1 Operating point	165 165 165	
E	Increased turbulence intensity inflowE.1Aerodynamic flow fieldE.2Endwall heat transfer and film coolingE.3Summary of the findings for the increased turbulence intensity case	169 169 169 172	
F	Endwall streamline detection	173	
G	Curriculum Vitae		