
Zum aerothermalen Verhalten konventioneller Hochdruckturbinen bei instationärer Zuströmung aufgrund neuer Brennkammerkonzepte

Faramarz Bakhtiari



TECHNISCHE
UNIVERSITÄT
DARMSTADT

Band 18 / 2022

Forschungsberichte aus dem Institut für
Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe

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

Zum aerothermalen Verhalten konventioneller Hochdruckturbinen bei instationärer Zuströmung aufgrund neuer Brennkammerkonzepte

**Aerothermal behaviour of conventional high-pressure turbines under
transient inflow conditions due to new combustion chamber designs**

Zur Erlangung des akademischen Grades Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation von Faramarz Bakhtiari aus Darmstadt

Tag der Einreichung: 23.11.2021, Tag der Prüfung: 19.01.2022

Darmstadt – D 17

1. Gutachten: Prof. Dr.-Ing. H.-P. Schiffer

2. Gutachten: Prof. Dr.-Ing. D. Peitsch



TECHNISCHE
UNIVERSITÄT
DARMSTADT

Fachbereich Maschinenbau
Institut Gasturbinen, Luft- und Raum-
fahrtantriebe

Zum aerothermalen Verhalten konventioneller Hochdruckturbinen bei instationärer Zuströmung aufgrund neuer Brennkammerkonzepte
Aerothermal behaviour of conventional high-pressure turbines under transient inflow conditions due to new combustion chamber designs

Genehmigte Dissertation von Faramarz Bakhtiari aus Darmstadt

1. Gutachten: Prof. Dr.-Ing. H.-P. Schiffer
2. Gutachten: Prof. Dr.-Ing. D. Peitsch

Tag der Einreichung: 23.11.2021

Tag der Prüfung: 19.01.2022

Darmstadt — D 17

Forschungsberichte aus dem Institut für Gasturbinen,
Luft- und Raumfahrtantriebe

Band 18

Faramarz Bakhtiari

**Zum aerothermalen Verhalten konventioneller
Hochdruckturbinen bei instationärer Zuströmung
aufgrund neuer Brennkammerkonzepte**

D 17 (Diss. TU Darmstadt)

Shaker Verlag
Düren 2022

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

Zugl.: Darmstadt, Techn. Univ., Diss., 2022

Copyright Shaker Verlag 2022

Alle Rechte, auch das des auszugsweisen Nachdruckes, der auszugsweisen oder vollständigen Wiedergabe, der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen und der Übersetzung, vorbehalten.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-8606-5

ISSN 2364-4761

Shaker Verlag GmbH • Am Langen Graben 15a • 52353 Düren

Telefon: 02421 / 99 0 11 - 0 • Telefax: 02421 / 99 0 11 - 9

Internet: www.shaker.de • E-Mail: info@shaker.de



Für meine Frau, meinen Sohn und meine Eltern.





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.

Heinz-Peter Schiffer

Darmstadt, 2021

Vorwort des Autors

Die vorliegende Doktorarbeit entstand im Rahmen meiner Arbeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Fachgebiet für Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe an der Technischen Universität Darmstadt. Im Laufe meiner fünfeinhalbjährigen Tätigkeit am Fachgebiet haben viele Personen meinen Werdegang geprägt und mich in meiner Arbeit unterstützt.

Mein besonderer Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. Heinz-Peter Schiffer für seinen immerwährenden fachlichen Beistand und seine Unterstützung in den vergangenen Jahren. Er hat mir die Möglichkeit der Dissertation gegeben und mir zu jedem Zeitpunkt sein Vertrauen geschenkt. Durch seine Hilfsbereitschaft, konstruktive Diskussionen und neue Anregungen hat er einen nicht geringen Anteil an meiner Arbeit.

Ein herzliches Dankeschön gilt auch Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch zur Übernahme des Koreferates und dem fachlichen Austausch auf den Statusseminaren des Projektes TREVAP. Darüber hinaus möchte ich mich für die gute Zusammenarbeit und den konstruktiven Austausch bei den Projektpartnern, bestehend aus Industrie und Universitäten, bedanken. Insbesondere gilt mein Dank Dimitrios Chatzianagnostou, Peter Ess und Niklas Kolb.

Ein großer Dank geht auch an Barbara Löhr für die stete Hilfe bei allen organisatorischen und bürokratischen Fragen. Des Weiteren ist auch dem Fachgebiet für Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe mein Dank auszusprechen. Dem Team gebührt mein vollster Respekt. Ich danke Euch allen, dass Ihr mich nicht nur beim Dissertationsvorhaben unterstützt, sondern vor allem zur angenehmen, motivierenden und auch immer wieder amüsanten Arbeitsatmosphäre beigetragen habt. Besonders hervorheben möchte ich hier Jonathan Gründler, Jonathan Hilgert, Daniel Möller und Marius Schneider. Ihr wart als Zimmerkollegen meine ersten Ansprechpartner und habt mich immer mit einer perfekten Kombination aus Motivation, Gelassenheit und Witz unterstützt.

Ich möchte mich bei Afsaneh Akhtar Khavari, Theresa Bakhtiari, Florian Goertz, Jonathan Gründler, Sebastian Leichtfuß, Thomas Mickler und Tom Ostrowski für das Korrekturlesen meiner Doktorarbeit bedanken.

Zu guter Letzt möchte ich meinen Größten Dank meinen Eltern und meiner Familie

aussprechen. Mama und Papa, Ihr habt mich während meines Studiums und in meinem Dissertationsvorhaben immer unterstützt und mir den Rücken freigehalten. Theresa, vielen Dank für Deine Liebe, Deine Kraft und Unterstützung. Du hast vor allem in den letzten Monaten viel auf mich verzichten müssen, unzählige Abende mit unserem Sohn alleine verbracht und unzählige Gute-Nacht-Videocalls überlebt. Vielen Dank, dass Du an meiner Seite bist.

Nilan, danke für Deinen kindlichen Blick auf die Welt und dass Du mir dadurch immer wieder das wirklich Wichtige vor Augen geführt hast.

Faramarz Bakhtiari

Dieburg, 2021



Kurzfassung

Die Komponentenwirkungsgrade von heutigen Turboflugtriebwerken nähern sich stetig technologisch bedingten Grenzen an. Die langfristigen Luftfahrtziele im Hinblick auf die Emissionsreduzierung können mit herkömmlichen Technologien nur unter enormem zeitlichen und finanziellen Aufwand erreicht werden. Eine starke Emissionsreduzierung durch eine signifikante Steigerung des Wirkungsgrads erfordert somit die Einführung neuer Technologien auf der Ebene der Triebwerkskomponenten. Bei einer detaillierten Betrachtung des Kreisprozesses wird ersichtlich, dass der thermische Wirkungsgrad eines Triebwerks unter anderem durch eine drucksteigernde Verbrennung gesteigert werden kann. Diverse Konzepte, die darauf abzielen eine drucksteigernde Verbrennung umzusetzen, werden in der Literatur diskutiert. Die Entwicklung derartig innovativer Brennkammerkonzepte erfordert eine ganzheitliche Betrachtung deren Integrierbarkeit in die Architektur konventioneller Triebwerke. Dabei bringt die Integration neue Herausforderungen mit sich. Insbesondere die Interaktion der Brennkammerkomponente mit den angrenzenden Turbomaschinen rückt in den Fokus der Forschung.

Die Brennkammer-Turbinen-Interaktion ist ein wichtiger Bestandteil der Triebwerksforschung. In der Vergangenheit haben neue Brennkammertechnologien das Turbinendesign erheblich geprägt, sodass die Kühlung und die Schaufelprofile mit der Brennkammeraustrittsströmung abgestimmt sind. Alle bekannten drucksteigernden Verbrennungskonzepte haben gemein, dass sie stromab der Brennkammer zu instationären Strömungszuständen führen. Je nachdem welches Konzept zum Einsatz kommt, entstehen starke oder weniger starke periodische Druckschwankungen. Daraus folgt eine transiente aerothermale Beaufschlagung der Hochdruckturbinen (HDT). Aufgrund der fundamentalen Unterschiede in der Zuströmbedingung der HDT im Fall einer drucksteigernden Brennkammer, kommt es in der konventionell ausgelegten HDT zu strömungsmechanischen Effekten, die einer detaillierten Untersuchung bedürfen.

Vor diesem Hintergrund liegt der Schwerpunkt dieser Arbeit auf der Auswirkung der veränderten Zuströmbedingung. Hierfür wird zunächst ein Einblick in die Modellierung der transienten Randbedingungen im Rahmen der numerischen Strömungssimulation gegeben.

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich sowohl mit globalen Kenngrößen wie dem Wirkungsgrad der HDT, als auch mit den aerodynamischen Effekten innerhalb der

Schaufelpassage. Es wird dargelegt, dass die HDT aus aerodynamischer Sicht deutliche Einbußen im Wirkungsgrad zu verzeichnen hat. Diese Erkenntnis konnte unter anderem durch den Nachweis der stark beeinflussten Sekundärströmung gestützt werden. Auch der Einfluss verschiedener Parameter zur Bestimmung der instationären Randbedingung konnte mit Hilfe zahlreicher Parameterstudien aufgezeigt werden.

Gegenstand der Arbeit ist ebenfalls die Kühlung und der Wärmeübergang in der HDT, sodass die Robustheit des konventionellen Kühldesigns hinsichtlich der veränderten Zuströmbedingung analysiert wurde. Anhand der Filmkühleffektivität und des Wärmeübergangskoeffizienten wird gezeigt, dass die Kühlung der Statorschaufel nicht mehr ausreichend Schutz vor dem Heißgas bietet. Das Kühldesign der Rotorschaufel hingegen zeigt nahezu keine Veränderung, was unter anderem auf die deutliche Abschwächung des Einflusses der instationären Randbedingung durch die Statorpassage zurückzuführen ist.

Ein weiteres Ziel ist die Festlegung gewisser Designrichtlinien für ein robusteres HDT-Design für den Anwendungsfall einer drucksteigernden Verbrennung. Diese wurden im Zuge der aerothermalen Analyse und den darin gewonnenen Erkenntnissen erarbeitet.

Abstract

Aviation's long-term goals to reduce emissions, cannot be achieved by using traditional technologies since efficiency of the aircraft engine components is almost at its limits. To obtain a higher efficiency class, and therefore reduce emissions, it is necessary to apply innovative technologies. Here, the proposed technical solutions are based on cycle processes which are characterized by pressure gain combustion (PGC) methods. This type of combustion technology contributes to a significant thermal efficiency enhancement and, depending on the design, to lower NO_x emission rates simultaneously. Various concepts for implementing a pressure-increasing combustion are discussed in the literature. The development of such innovative combustion concepts requires a holistic examination of their integrability. The integration poses new challenges; in particular, the interaction of the combustor component with the adjacent turbomachinery, that could be the focus of a separate research.

The combustor turbine interaction (CTI) is an important factor in this field. In the past, new combustor technologies affected the turbine design substantially, so that the cooling design and blade profiles were adapted to the combustor exit flow. All known PGC concepts mainly affect downstream in form of time-varying inflow conditions, such as periodic pressure fluctuations, that lead to a transient aerothermal load in the high-pressure turbine (HPT).

Due to the fundamental differences in the inflow condition for the HPT in the case of a PGC, flow mechanical effects occur in the conventionally designed HPT that require detailed investigation. For this purpose, an insight into the modelling of the transient boundary conditions is given first. The present work uses global parameters such as the efficiency of the HPT as well as aerodynamic effects within the blade passage to show that the HPT suffers considerable efficiency losses from an aerodynamic point of view. This finding was supported by strong unsteady character of the secondary vortices in the blade passage.

In addition, parameter studies were used to show the influence of various parameters determining the transient boundary conditions. Cooling and heat transfer in the HPT are included as the second part of this study. Thus, the robustness of the conventional cooling design was analysed with changes in inflow condition. It was shown that the cooling of the stator blade no longer provides sufficient protection based on the film cooling effectiveness and the heat transfer coefficient. The cooling of the rotor blade shows almost no change because of the damping effect of the stator passage, that

reduces the impact of the transient boundary condition.

Additional objective of this work is to define design criteria for the HPT, which can be used for the design of a PGC application. These criteria were developed in conjunction with the aerothermal analysis and the knowledge gained therein.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	xvii
Tabellenverzeichnis	xix
Nomenklatur	xxi
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Technische Ansätze zur Steigerung der Effizienz und Reduzierung der Emissionen	2
1.3 Einordnung der Arbeit	9
1.4 Zielsetzung der Dissertation	9
1.5 Gliederung der Dissertation	11
2 Stand der Technik	13
2.1 Brennkammer	13
2.1.1 Funktionsweise einer konventionellen Brennkammer	13
2.1.2 Neuartige Brennkammerkonzepte	14
2.1.3 Vergleich der Brennkammerkonzepte	21
2.2 Turbinenaerodynamik	22
2.2.1 Funktionsweise	22
2.2.2 Kennzahlen einer Turbinenstufe	24
2.2.3 Verluste in Turbinen	28
2.3 Kühlung und Wärmeübergang in Hochdruckturbinen	32
2.3.1 Filmkühlung	35
2.3.2 Wärmeübergang	36
2.3.3 Wärmestrombilanzierung	40
3 Methodik - CFD	41
3.1 Numerische Grundlagen	41
3.1.1 Grundlegende Erhaltungsgleichungen	41
3.1.2 Physik der Turbulenz	43
3.1.3 Klassifizierung von Turbulenzmodellen	45

3.1.4	Numerische Netze	51
3.1.5	Numerische Fehler	52
3.2	Numerisches Modell, Setup und Validierung	54
3.2.1	Ebene Platte	54
3.2.2	Engine 3E	57
3.2.3	Geometrie und numerisches Setup	58
4	Methodenentwicklung und Rechenbedarf	65
4.1	Aufbau des Kapitels	65
4.2	Methoden	65
4.2.1	Transiente Randbedingung	65
4.2.2	Filmkühlung	69
4.2.3	Wärmeübergangskoeffizienten	70
4.3	Speicher- und Rechenressourcen	72
4.3.1	Hardware	72
4.3.2	Software	72
4.3.3	Rechenbedarf	73
4.3.4	Datenverarbeitung	75
5	Untersuchung des aerodynamischen Einflusses	77
5.1	Transiente Randbedingung	77
5.2	E3E-Hochdruckturbine	78
5.2.1	Globale Betrachtung der HDT-Stufe	78
5.2.2	Detailbetrachtung der Schaufelreihen	98
6	Auswirkung auf Kühlung und Wärmeübergang	123
6.1	Grundlegende Filmkühleffekte	123
6.1.1	Zeitlich gemittelte Betrachtung	123
6.1.2	Betrachtung einzelner Zeitpunkte	126
6.2	Statorkühlung	132
6.2.1	Parametervariation	133
6.2.2	Variation des zeitlichen Druckverlaufs	136
6.3	Rotorkühlung	140
7	Zusammenfassung und Ausblick	149
7.1	Zusammenfassende Darstellung der Hauptergebnisse	149
7.2	Einflüsse auf das Ergebnis	152
7.2.1	Numerische Modelle	152
7.2.2	Realistische Eintrittsrandbedingungen	152
7.3	Ausblick	153

Literaturverzeichnis	155
A Anhang - Methodik	167
A.1 RRD-HDT - Geometrie und numerisches Setup	167