

Diss. ETH No. 21559

Turbine Design Optimizations using High Fidelity CFD

A dissertation submitted to

ETH Zurich

for the degree of

Doctor of Sciences

presented by

Altug Melik Basol

M.S., Bogazici University

born August 04, 1980

citizen of Turkey

accepted on the recommendation of

Prof. Dr. Reza S. Abhari, examiner

Prof. Dr. Patrick Jenny, co-examiner

Zurich, 2014

Abstract

Temperature distribution downstream of the combustor exhibits non-uniformities both in radial and circumferential directions. When the relatively hot gases termed as hot streaks migrate downstream they alter both the aerodynamics of the turbine and increase the incident heat load on the HP turbine along their flow path. This study numerically investigates the interaction of the hot streaks with the turbine aerodynamics using an unsteady particle tracking tool in conjunction with the unsteady RANS simulations.

The necessary numerical tools required have been developed and the capabilities of the existing tools have been extended enabling more accurate and faster numerical predictions. Regarding the accuracy the solver's capability in modeling the diffusion processes is greatly improved through the development of novel techniques. The $k-\omega$ turbulence model enabled to impose the highly turbulent flow field downstream of the combustor which greatly affects the mixing behavior within the turbine. A cell Reynolds and local CFL number scaled, anisotropic artificial dissipation algorithm is proposed for the Ni-Lax Wendroff scheme to improve the accuracy at the very high aspect ratio cells used at the wall in RANS simulations. The new artificial dissipation scheme showed a superior accuracy in resolving the boundary layers compared to the similar central 2nd order schemes present in the literature and resulted in a more accurate prediction of the secondary flows especially of the tip leakage vortex. A further improvement is also observed in the studies with the temperature non-uniformities present at the turbine inlet. Regarding the speed the solver is GPU accelerated which enabled to complete unsteady, one-and-a-half stage turbine simulations within 24 hours.

In the numerical study the inlet boundary conditions are taken from the experiments that are conducted in the axial research turbine facility "LISA" at ETH Zurich. Two different hot streak shapes have been considered. With its relatively high circumferential temperature gradients the circular hot streak models the temperature distribution downstream of the

can-annular combustors. For the second study a non-axisymmetric hot streak shape has been considered which has reduced circumferential temperature gradients at midspan and has different spanwise extents impinging on the opposite sides of the stator. With these properties it models the temperature distribution downstream of the more recent full annular combustor designs. The numerical results have been validated in different aspects with the time resolved measurements conducted. Flow physics behind the observed hot streak migration patterns is in detail discussed revealing the effect of the stator aerodynamics, non-axisymmetric endwall profiling and also the hot streak induced secondary flows.

The unsteady particle tracking studies revealed the increase in the radial transport within the rotor blade in presence of hot streaks. As the underlying mechanism in the rise in the radial transport, the effect of the hot streak induced secondary flows on the rotor blade heat load is investigated. The hot streak induced secondary flows in the case of the circular hot streak led to about 0.25 % rise in the adiabatic wall temperature level at the rotor pressure side that would correspond to about 5 K rise in the real engine conditions. On the other hand, the temperature level at the rotor suction side was completely insensitive to the presence of the secondary flows induced by the hot streaks. The particle tracking studies also showed a considerable effect of the stator aerodynamics on the hot streak migration. Accordingly, the main hot streak convection to the rotor blade tip originates from the region close to the stator suction side at the inlet plane. Also the non-axisymmetric endwalls affect the hot streak migration. They reduce the circumferential non-uniformity in the hot streak convection to the rotor blade tip.

Parallel to the migration pattern observed, adaptations in the hot streak's circumferential orientation at the turbine inlet have been conducted by taking the combustor framework into account for the applicability of the considered temperature boundary conditions in real engines. For the circular hot streak the fuel injector – stator clocking has been considered. Due to its relatively high circumferential temperature gradients clocking the circular hot streak even by 10% of the stator pitch towards the stator's pressure side led to considerable reductions in the rotor blade tip adiabatic wall temperature levels that would correspond up to 24 K in realistic engine conditions.

For the non-axisymmetric hot streak shape the effect of impinging the spanwise larger edge of the hot streak on the opposite sides of the stator blade on the rotor blade heat load is evaluated. The alignment of the hot streak's spanwise larger extent to stator's pressure side reduced the adiabatic wall temperature levels both at the rotor midspan and also at the tip region reaching values up to 10 K in realistic engine conditions. Controlling the penetration of the dilution air on the liner the circumferential temperature distribution at the endwalls can be modified according to the observed turbine aerodynamics. This method is proposed as a more practical approach to be used in modern full-annular combustors as opposed to the fuel injector – stator clocking which puts serious constraints both on the turbine and combustor design.

Kurzfassung

Die Temperaturverteilung am Austritt der Brennkammer weist Ungleichmäßigkeiten sowohl in radialer als auch in Umfangsrichtung. Wenn die relativ heißen Gase, die als "heisse Streifen" bezeichnet sind, durch die Turbine strömen, sie erhöhen nicht nur die Wärmebelastung auf die Hochdruck-Turbine entlang ihrer Strömungsweg sondern sie verändern auch die Aerodynamik der Turbine. Diese numerische Studie untersucht die Wechselwirkung der "heissen Streifen" mit der Turbinen-Aerodynamik anhand eines instationären Partikel Verfolgung Programm in Verbindung mit der instationären RANS Simulationen.

Die notwendigen numerischen Werkzeuge sind entwickelt worden und die Fähigkeiten der vorhandenen Werkzeuge wurden erweitert um genauere und schnellere numerische Resultate zu ermöglichen. In Bezug auf die Genauigkeit, die Fähigkeit des numerischen Strömungslösers in der Modellierung der Diffusionsprozesse durch die Entwicklung neuer Techniken stark verbessert. Die $k-\omega$ Turbulenzmodell ermöglicht die Modellierung von hoch turbulenter Strömung an dem Austritt vom Brennkammer, der ein großer Einfluss auf das Mischverhalten innerhalb der Turbine hat. Zusätzlich eine anisotropische künstliche Dämpfung Methode ist für die Ni-Lax Wendroff numerische Methode entwickelt worden, welche die Dämpfung Koeffizienten in Beziehung mit der lokalen Zell Reynolds Nummer und lokalen CFL Anzahl skaliert. Das neue Modell verbessert die Genauigkeit der Resultate besonders bei den hoch gestreckten Zellen an den Wänden in RANS Simulationen. Die neue künstliche Dämpfung erhöhte die Präzision des numerische Löser besonders in Grenzschichten im Vergleich zu den ähnlichen Lösern mit zentralen Differenzen in der Literatur und führt in Folge zu einem genaueren Prognose der sekundären Strömungen insbesondere des Schaufelspitzenwirbels. Eine weitere Verbesserung ist auch in den Simulationen mit der Temperatur Ungleichmäßigkeiten am Turbineneintritt beobachtet worden. In Bezug auf die Geschwindigkeit der numerische Löser ist GPU-beschleunigt worden und anhand dieser Geschwindigkeit können instationäre ein-und-ein-halb stufigen Turbinen Simulationen in 24 Stunden durchgeführt werden. In dieser numerischen Untersuchung die

Randbedingungen am Turbinen Eintritt sind aus den Experimenten hergeleitet, die in der axialen Forschung Turbinen Anlage "LISA" an der ETH Zürich durchgeführt worden sind. Zwei unterschiedliche Formen von "heissen Streifen" sind untersucht worden. Mit seiner relativ hohen Temperaturgradienten in der Umfang Richtung die kreisförmigen "heissen Flecke" modellieren die Temperaturverteilung hinter den ringförmigen Kanne-brennkammern. Für die zweite Studie eine nicht-achsensymmetrische Form von heissen Fleck wurde betrachtet, welche geringe Temperaturgradienten in der Umfang Richtung besitzt und unterschiedliche Spannweiten auf den gegenüberliegenden Seiten des Stator hat. Mit diesen Eigenschaften ist die Temperaturverteilung hinter dem moderneren Voll-ringförmigen Brennkammerdesign ist modelliert worden. Die numerischen Ergebnisse wurden in verschiedenen Aspekten anhand der zeitaufgelösten Messungen validiert. Strömungsphysik über das beobachtete Strömungsverhalten des "heissen Streifens" ist im Detail diskutiert dass die Wirkung der Stator Aerodynamik, der nicht-achsensymmetrischen Stirnwand Formgebung und auch der zusätzlichen sekundären Strömungen an dem Strömungsverhalten sind gezeigt worden.

Die instationären Partikel Verfolgung Studien zeigten die Zunahme der radialen Transport innerhalb des Rotorschaufels in Anwesenheit von heißen Streifen. Die Wirkung von Sekundärströmungen verursacht durch die "heissen Streifen", die der zugrunde liegende Mechanismus für den Anstieg in der radialen Transport ist, an die Wärmebelastung der Rotorschaufel wird untersucht. Sie führen im Falle des kreisförmigen "heißen Flecks" zu etwa 0.25% Anstieg in dem adiabatischen Wand Temperaturniveau am Rotor Druckseite, die bis etwa 5K Anstieg an der realen Bedingungen entsprechen würde. Auf der anderen Seite war das Temperaturniveau am Rotor Saugseite völlig unempfindlich gegenüber der Anwesenheit der Sekundärströmung durch die heißen Streifen. Die Partikel-Tracking-Studien zeigten auch einen erheblichen Einfluss der Stator-Aerodynamik auf die Strömung von "heissen Streifen". Folglich stammt die Haupt "heisse Streifen" Konvektion an die Rotorschaufellspitze aus dem Bereich in der Nähe des Stator Saugseite am Turbineneintritt. Auch die nicht-achsensymmetrischen Stirnseiten beeinflussen die Strömung von "heissen Streifen". Sie reduzieren die Uneinheitlichkeit in der Umfangsrichtung in der "heissen Streifen" Konvektion an die Rotorschaufellspitze. Parallel zum beobachteten Strömungsverhalten der "heissen Streifen" Anpassungen in

der Orientierung des „heissen Flecks“ am Turbineneintritt sind durchgeführt worden wobei die Brennkammer Geometrie für die Anwendbarkeit der betrachteten Temperatur Randbedingungen in realen Gas Turbinen berücksichtigt worden ist. Für die kreisförmige heißen Streifen das Brennstoff Einspritzventil - Stator Taktung wurde berücksichtigt. Aufgrund seiner relativ hohen umlaufenden Temperaturgradienten Takten des kreisförmigen heißen Flecks sogar von 10% des Stator Nickwinkels in die Richtung des Stators Druckseite führt zu erheblichen Reduzierungen des adiabatische Wandtemperaturniveau der Rotorschaufelspitze, die bis zu 24K in realistischen Bedingungen entsprechen würde.

Für die nicht-achsensymmetrischen heißen Fleck Form der Effekt des Auftreffens der Seite mit der grösseren Spannweite des heißen Flecks auf die gegenüberliegenden Seiten des Stators an dem Rotorschaufel Wärmelast ausgewertet. Die Ausrichtung der Seite des heißen Flecks mit der grösseren Spannweite auf die Druckseite des Stator reduziert das adiabatische Wandtemperaturniveau des Rotorschaufels an der mittleren Spannweite und auch an der Spitze das bis zu 10 K in realistischen Bedingungen entsprechen würde. Bei Steuerung der Penetration der Verdünnungsluft am Brennkammer die Temperaturverteilung an der Stirnwände an der Brennkammer Austritt können nach den beobachteten Turbinen Aerodynamik modifiziert werden. Diese Methode kann als praktischer Ansatz in der modernen Voll-Ringbrennkammern verwendet werden, im Gegensatz zu dem Brennstoff Injektor - Stator Taktung, welche schwere Einschränkungen sowohl auf die Turbine und als auch auf das Brennkammerdesign hat.