

UNTERSUCHUNG ZUM EINFLUSS VON SEKUNDÄREFFEKTEN AUF DAS BETRIEBSVERHALTEN VON MIKROGASTURBINEN

F. Schilling, Prof. Dr.-Ing. S. Staudacher,
Institut für Luftfahrtantriebe, Universität Stuttgart,
Pfaffenwaldring 6, D- 70569 Stuttgart, Deutschland

Zusammenfassung

Es wird erwartet, dass sich das instationäre Betriebsverhalten von sehr kleinen Strahltriebwerken bis zu einem Standschub von 500N von dem großer ziviler und militärischer Antriebe unterscheidet. Ausschlaggebend hierfür sind die erwarteten Effekte auf Grund von Wärmeübergängen, Wärmeleitung und thermisch bedingten Geometrieänderungen.

Für die Untersuchung dieser Sekundäreffekte und deren Einflüsse auf das Betriebsverhalten des Triebwerks, stehen sowohl Messdaten aus Prüfstandsversuchen, wie auch Ergebnisse stationär und transient gerechneter CFD und FEM Simulationen zur Verfügung.

Zur Erkennung auftretender Sekundäreffekte und Bewertung der erzielten Ergebnisse, wird parallel ein Leistungsrechnungsmodell des Triebwerks erstellt. Der Versuchsträger, wie auch die zur Aufnahme der Messdaten notwendige Instrumentierung, werden kurz vorgestellt.

Bezeichnungen

CFD		Computational Fluid Dynamics
E1-9		Triebwerksebene 1-9
ECU		Electronic Control Unit
F		Schub
FEM		Finite Elemente Methode
m	[kg/s]	Massenstrom
n	[1/min]	Drehzahl
p	[bar]	Druck
T	[K]	Temperatur
V	[m ³ /s]	Volumenstrom
v	[m/s]	Geschwindigkeit
α	[W/m ² K]	Wärmeübergangskoeffizient
α_{an}	[°]	Anströmwinkel
ρ	[kg/m ³]	Dichte
ϕ	[%]	relative Luftfeuchtigkeit

Indizes

B	[-]	Brennstoff
m	[-]	gemessen
s	[-]	statisch
t	[-]	total

Eigens für diesen Forschungsbereich wurde Anfang 2008 ein Gasturbinenprüfstand fertig gestellt, der derzeit als Schwerpunkt für die Untersuchung zum Betriebsverhalten von Mikrogasturbinen eingesetzt wird.

Dazu werden einerseits Versuche durchgeführt, deren Ergebnisse für die Erstellung eines Leistungsrechenmodells eingesetzt werden und andererseits transiente Lastwechsel erprobt, die zur Untersuchung des Einflusses von Sekundäreffekten auf das transiente Betriebsverhalten dienen.

Zur Bestimmung und Untersuchung der Sekundäreffekte und zur Überprüfung des Einflusses der Messtechnik auf die Triebwerksparameter werden gekoppelte strömungstechnische CFD und strukturelle FEM Simulationen, sowohl für Komponenten, wie auch für das Gesamttriebwerk, erstellt.

Zur Validierung der Simulationsergebnisse steht ein kommerziell erhältliches Modellstrahltriebwerk zu Verfügung.

Die aus den Simulationen und den Versuchen gewonnenen Messergebnisse werden mit Hilfe eines Leistungsrechenprogramms überprüft und bewertet.

1. EINLEITUNG

Aufgrund des immer stärker anwachsenden Interesses an Mikrogasturbinen mit einer Nutzleistung kleiner 100 kW, sowohl im Bereich der stationären Energieversorgung [1], wie auch als Triebwerk für bemannte und unbemannte Flugobjekte [2], beschäftigt sich auch das Institut für Luftfahrtantriebe der Universität Stuttgart mit Antrieben dieser Art.

2. VERSUCHSSTAND UND VERSUCHSDURCHFÜHRUNG

2.1 Beschreibung des Versuchsstandes

Die hier vorliegenden Untersuchungen wurden am Gasturbinenprüfstand des Instituts für Luftfahrtantriebe (ILA) der Universität Stuttgart

durchgeführt. Der Prüfstand und Warte sind in Abb. 1 dargestellt.



Abb.: 1 ILA Gasturbinenprüfstand

Die am Institut entwickelte Prüfstandssoftware wurde mittels der grafischen Programmiersprache LabVIEW, der Firma National Instruments, erstellt [3]. Die Software ist in folgende Module gegliedert:

Modul1: Ansteuerung der Druckmessgeräte, Datenerfassung und Online-Datenvisualisierung der Druckmessung

Modul2: Ansteuerung der Spannungsmessgeräte, Datenerfassung und Online-Datenvisualisierung der Spannungsmessung

Modul3: Überwachungsmodul einschließlich Online-Datenvisualisierung aller gemessenen und synthetisierten Messwerte

Modul4: Synthese-Modul und Online-Datenvisualisierung gemessener und synthetisierter Messwerte

Die Module 1, 2 und 3 können im Bereich der Druck- und Spannungsmesswerterfassung, sowie der Datenvisualisierung, für alle Verwendungsgebiete des Prüfstands eingesetzt werden. Modul 4 wird speziell an den jeweiligen Versuchsträger und dessen Instrumentierung angepasst. Die Kopplung des bestehenden Synthese-Moduls mit einem Leistungsrechenprogramm ist ohne Probleme möglich. Eine solche Kopplung erlaubt die Analyse des Versuchsträgers auf Basis eines thermodynamischen Modells iterativ durchzuführen.

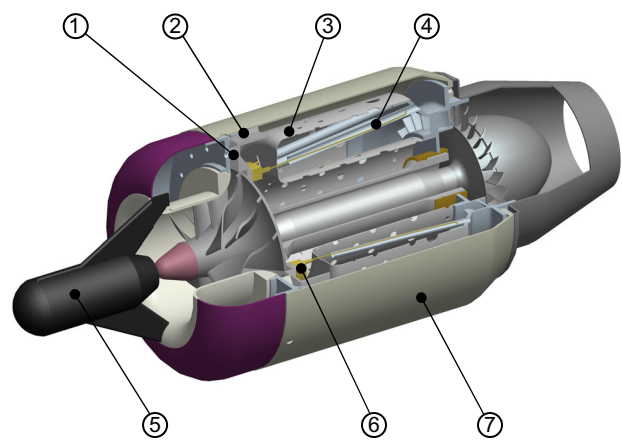
2.2 Beschreibung des Versuchsträgers

Als Versuchsträger wurde ein Strahltriebwerk der Firma Ing. Büro CAT M. Zipperer GmbH, der Baureihe JetCat ausgewählt. Die Baureihe der

JetCat Gasturbinen wird seit 1998 entwickelt und produziert und deckt die in dieser Arbeit betrachteten Schubklasse von 50N bis 220N ab.

Die hier untersuchte JetCat P200 ist das schubstärkste kommerziell erhältliche Triebwerk dieser Firma und bietet daher, bedingt durch das größte Triebwerksvolumen, die besten Integrationsmöglichkeiten für die Messtechnik. Das dafür notwendige Zerlegen und Montieren des Triebwerks kann vollständig am ILA Prüfstand durchgeführt werden.

Die Anwendungsgebiete der JetCat P200 erstrecken sich von dem semiprofessionellen Einsatz im Bereich des RC Modellbaus bis hin zur militärischen Nutzung als Antrieb von kostengünstigen Zieldrohnen, wie z.B. die Do-DT 35. Kleinere Stückzahlen dieses Triebwerks werden als Antriebe für UAVs im Bereich der Forschung (NASA X-48B), wie auch als Selbststarthilfe für Segelflugzeuge (Ventus) genutzt [4].



- ① Verdichterkeile
- ② Verdichter-Nachleitschaufeln
- ③ Flammrohr
- ④ Verdampferrohre
- ⑤ Elektro-Starter
- ⑥ Treibstoffring
- ⑦ Triebwerksgehäuse (Brennkammergehäuse)

Abb.: 2 Strahltriebwerk JetCat P200

Das in Abb. 2 gezeigte CAD Schnittbild der JetCat P200 verdeutlicht den für diese Schubklasse charakteristischen Triebwerksaufbau. Die JetCat P200 ist ein Einwellen-Turboluftstrahltriebwerk mit einstufigem Radialverdichter und einer einstufig ausgeführten Axialturbine. Nach Angaben des Herstellers [5] erzielt das Triebwerk bei einer Auslegungsdrehzahl von 112000 1/min und einem Luftmassenstrom von 0,45 kg/s ein maximales Verdichterdruckverhältnis von 4 und einen Schub

(Bodenstandfall) von max. 220 N. Die JetCat P200 besitzt ein Schub-Gewichtsverhältnis von ca. 10:1, was vergleichbar ist mit modernen militärischen Triebwerken [6] und kann für Flugobjekte mit einem Abfluggewicht von mehr als 20 kg eingesetzt werden.

Die für einen sicheren Betrieb eines Serientriebwerks der Baureihe JetCat notwendige Instrumentierung, beschränkt sich auf die Messung der Rotordrehzahl, Turbinenaustrittstemperatur, sowie Glühkerzen-, Elektrostarter- und Brennstoffpumpenspannung.

Die Messung der Turbinenaustrittstemperatur erfolgt mittels eines Mantelthermoelements, welches durch das Außengehäuse der Düse hindurch, kurz hinter der Turbinenaustrittsebene platziert ist. Die triebwerkseigene Drehzahlmessung ist induktiv ausgeführt.

Mit Hilfe dieser Messwerte ist die Triebwerks-Regelereinheit Jet-Tronic ECU in der Lage folgende Aufgaben durchzuführen:

- Automatisches Starten
- Beschleunigung auf Leerlaufdrehzahl
- Geregelter Drehzahländerungen zwischen Leerlauf und Volllast
- Überwachung der Grenzwerte des Betriebes
- Automatischer Abschaltvorgang
- Automatischen Kühlens nach Abschalten des Triebwerks mittels Elektrostarter
- Erkennen von Fehlfunktionen und Ausgabe der Fehlermeldungen

Hierbei ist zu beachten, dass die Aufbereitung des Brennstoffes mittels Verdampferrohren erfolgt (Pos. 4 in Abb. 2). Das Starten des Triebwerks erfolgt somit unter Zuhilfenahme einer vorgeschalteten Gaszündung.

3. MESSTECHNIK UND VISUALISIERUNGSMETHODEN

Bedingt durch die Miniaturisierung der Bauteile ist die Instrumentierung des Triebwerks mit erheblichem Aufwand verbunden, da die Sonden und Messfühler, im Verhältnis zum Triebwerk, nicht beliebig klein ausgeführt werden können. Zudem führt die kompakte Bauweise von Mikro-Fluggasturbinen zu intensiven Wärmeleitungsvorgängen, was zu hohen Betriebstemperaturen über die gesamte Maschine führt. Somit finden einfache temperaturkritische Befestigungstechniken, wie z.B. Kleben oder Weichlöten, bei der Instrumentierung der Gasturbine keine Anwendung. Trotzdem ist in Hinblick auf niedrige Betriebskosten beim Instrumentieren des Triebwerks darauf zu achten, dass die

Messwertaufnehmer und Sonden wiederverwandt werden können und nicht bei der Demontage zerstört werden.

Da das Triebwerksgehäuse (Brennkammergehäuse) dieses Triebwerkstyps aus einem einzigen Bauteil besteht und bei der Montage von hinten über die Turbine und Brennkammer über den Verdichter geschoben wird (Pos. 7 in Abb.: 2), können Anschlüsse für interne Messstellen nur nach vorne in axialer Richtung, d.h. durch die Verdichterkeile des Axialverdichters hindurch nach außen geführt werden.

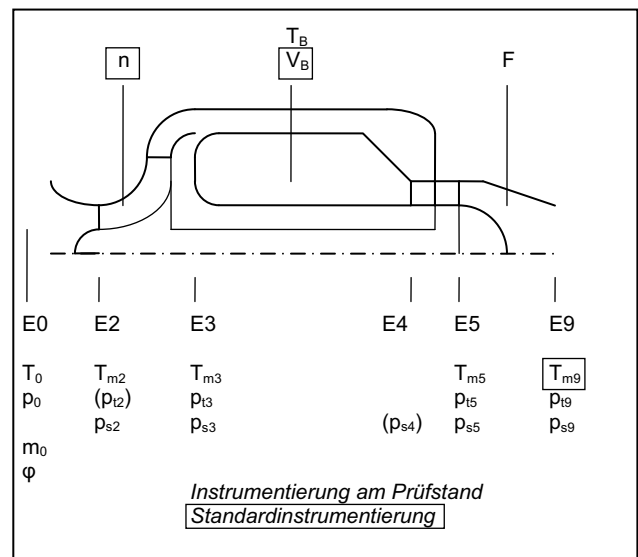


Abb.: 3 Instrumentierung der JetCat P200

Bedingt durch die Wahl von Aluminium als Gehäusematerial und einer hohen Gehäusetemperatur im Betrieb und während des Abschaltvorgangs des Triebwerks, erfahren darauf platzierte Messstellen relativ große Dehnungen an der Befestigungsstelle. Diese über mehrere Versuche hinweg schwelende Belastung ist kritisch gegenüber geklebten, gelöteten oder geschweißten Verbindungen.

Unter Berücksichtigung dieser Aspekte, ist die Mehrzahl der an dem Außengehäuse angebrachten Aufnehmer für Messfühler und Sonden, als Schraubverbindungen ausgeführt.

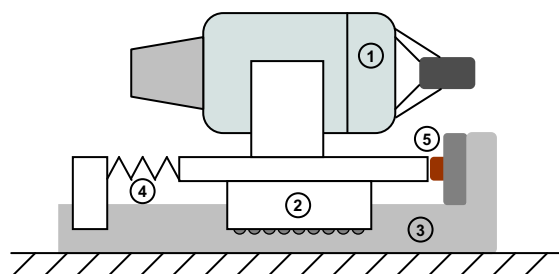
Position, Art und Anzahl der Messstellen wurde so gewählt, dass der thermodynamische Arbeitsprozess des Versuchsträgers eindeutig nachvollzogen werden kann.

Die unter diesen Aspekten gewählte Instrumentierung des Versuchsträgers ist in Abb. 3 schematisch dargestellt. Hierbei ist zu beachten, dass in Abb. 3 sowohl die Standardinstrumentierung des Serientriebwerks als auch die zusätzlich angebrachte Instrumentierung abgebildet ist.

Zur Messung der Gastemperaturen werden am Prüfstand Mantelthermoelemente vom Typ K eingesetzt. Diese zeichnen sich durch eine schnelle Ansprechrate, kleine Bauform, wie auch einen sehr hohen Messbereich aus. Die Bestimmung der realen Gastemperatur erfolgt mittels des Recovery Faktors [7] und einer dafür notwendigen Iteration über die Machzahl am Messpunkt, da diese wiederum selbst von der zu bestimmenden statischen und totalen Temperatur abhängt [8].

Zusätzlich zu der triebwerksinternen induktiven Drehzahlmessung der ECU, mittels zwei in den Spinner eingelassene Magnete, ist eine weitere Drehzahlmessung am Verdichterlaufrad, in der Ausführung eines Wirbelstrom-Messsystems, in das Triebwerk integriert. Diese Messtechnik erfasst das Durchlaufen einer Verdichterschaukel des Messfeldes am Sensorkopf und erlaubt durch die höhere Schaukelanzahl des Radialverdichters eine präzisere Drehzahlmessung in einem Messbereich von 200 1/min bis 200.000 1/min.

Die am Prüfstand installierte Schubmessung erfolgt über einen kugellagerten Messschlitten, auf welchem das Triebwerk fest montiert ist. Dieser läuft in einer Führungsschiene auf eine Druckmessdose auf und wird mit Hilfe einer Druckfeder an den Lasteinleitknopf der Messdose gedrückt. Der Aufbau ist in Abb.: 4 dargestellt. Die Vorspannkraft der Druckfeder dient weiterhin zur Überwindung von Rollreibungsverlusten der Kugellager.



- | | |
|-------------------|-----------------|
| 1 Triebwerk | 4 Druckfeder |
| 2 Messschlitten | 5 Druckmessdose |
| 3 Führungsschiene | |

Abb.: 4 Schubmessung

Die Luftmassenstrommessung wird über eine vor dem Triebwerkeinlauf montierte, kalibrierte Einlaufdüse realisiert. Die dazugehörige statische Druckmessung im engsten Strömungsquerschnitt wird über vier im Umfang angebrachte Druckmessbohrungen einzeln erfasst und für die Luftmassenstrombestimmung nachträglich arithmetisch gemittelt.

Für die Totaldruckmessung innerhalb des Triebwerks werden Pitot-Röhrchen aus Edelstahl, mit einem Außendurchmesser von 1 mm, eingesetzt. Diese Staudrucksonden lassen sich kostengünstig herstellen und benötigen nur ein sehr geringes Einbauvolumen. Daraus resultiert eine minimierte Versperrung im Strömungskanal. Dabei ist zu beachten, dass diese Art von Staudrucksonden bei einer Fehlanströmung von $\alpha = \pm 20^\circ$ eine Messungenauigkeit von maximal

$$\frac{\Delta p_t}{\frac{\rho}{2} \cdot v^2} = 0,05 \text{ aufweisen [9].}$$

Besondere Beachtung gilt der Druckmessung in der Verdichteraustrittsebene. Aufgrund der geometrischen Anordnung und dem Verhältnis der Anzahl von Verdichterkeilen im Diffusor zur Anzahl der nachfolgenden Verdichterleitschaufeln im Nachleitrad, ergeben sich in Umfangsrichtung für die An- und Abströmung dieser Schaufeln, unterschiedlichste Strömungszustände.

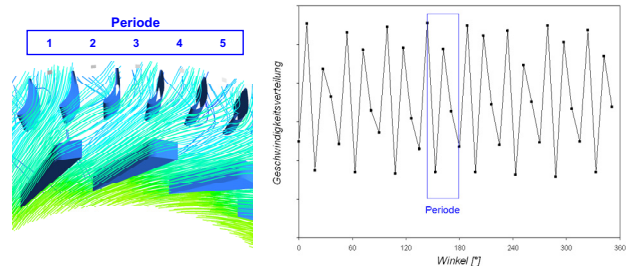


Abb.: 5 Strömungsfeld Verdichteraustritt

Ausgeprägte Beispiele dafür bieten Mikro-Fluggasturbinen im Bereich bis 120 Newton Schub. Exemplarisch hierfür ist z.B. das Triebwerk ILA001 [10]. Dieses hat ein Verhältnis $N_{\text{Schaufel}}/N_{\text{Keile}}$ von 40/16. Das bedeutet, dass sich für das Verhältnis von 5/2 eine Periodizität in Umfangsrichtung nach jeweils 5 Schaufeln einstellt und somit jede dieser Schaufeln innerhalb einer Periode eine andere relative Position zu einem der vorhergehenden Verdichterkeile aufweist. Dies führt zu unterschiedlichsten Strömungszuständen am Verdichteraustritt.

Eine CFD Visualisierung der ungleichen Gitterströmung, sowie die Darstellung der Geschwindigkeitsverteilung über den gesamten Umfang in der Verdichteraustrittsebene der ILA001 ist in Abb.: 5 wiedergegeben.

Die Instrumentierung zur Mittelung einer solchen Periode lässt jedoch keine weiteren Mittelungen über die Ebene zu, da der durchströmte Querschnitt durch die Anzahl der dazu benötigten Messsonden stark eingeschränkt wäre und somit der Einfluss der

Messtechnik merklich auf den Triebwerkszyklus Einfluss nehmen würde.

Das in dieser Arbeit untersuchte Triebwerk, JetCat P200, besitzt ein Schaufel-Keil-Verhältnis von 2. D.h. jede zweite Leitschaufel wird nach den Keilen im Diffusor wieder identisch angeströmt. Die dadurch entstehenden, periodischen Abströmkustände am Verdichteraustritt, sind in Abb.: 6 dargestellt.

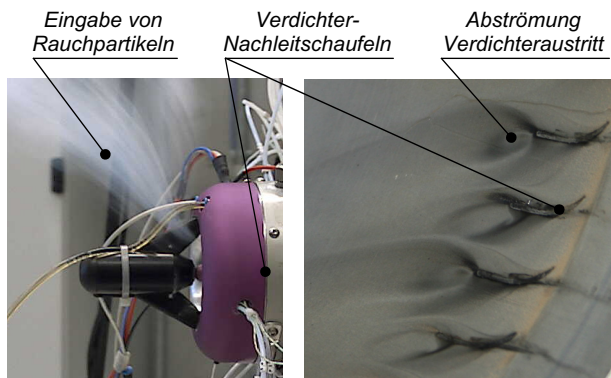


Abb.: 6 Visualisierung der Schaufelströmung

Im Versuch wurde diese Gegebenheit mittels Eingabe von Rauchpartikeln für die Strömungsvisualisierung nachvollzogen. Die eingebrachten Partikel setzen sich je nach Strömungszustand an der Wand fest. Durch die so erzeugten Spuren werden neben dem Abdruck der Nachleitschaufeln die vorhergesagten ungleichen Strömungszustände deutlich. Dabei ist zu beachten, dass in Abb. 6 die Wandströmung an den Schaufelspitzen dargestellt ist. Der für eine Periode repräsentative statische Druck und Totaldruck ist über die einzelnen Druckaufnehmer durch eine Massenmittelung zu bestimmen.

4. UNTERSUCHUNGEN ZUM BETRIEBSVERHALTEN

Für die Untersuchung des Betriebsverhaltens von Mikrogasturbinen stehen am Institut für Luftfahrtantriebe folgende Arbeitsmittel zu Verfügung:

- Prüfstand für Klein- und Mikrogasturbinen (inkl. Synthese-Programm)
- CFD Software Ansys CFX
- FEM Software Ansys Multiphysics
- Leistungsrechenprogramm

Die aus den Versuchen aufgenommenen Messwerte ermöglichen es, zusammen mit den aus dem Synthese-Programm erstellten Triebwerksgrößen, den Gasturbinenprozess vollständig

nachzuvollziehen. Die sich daraus ergebenden Werte werden nachfolgend als Randbedingung für weitere CFD und FEM Simulationen eingesetzt.

Die CFD Simulationen liefern als Ergebnis, neben der Strömungsvisualisierung und Berechnung von Komponentenparametern, zugleich auch notwendige Eingabegrößen für die nachfolgenden FEM Simulationen.

Die aktuelle Version von Ansys Multiphysics V11 bietet die Möglichkeit, die aus der CFD Rechnung erhaltenen Ergebnisse, wie z.B. Druckverteilung und Wärmeübergangskoeffizient des Strömungskörpers, direkt in der FEM Rechnung als Randbedingungen auf den Strukturkörper zu übertragen [11].

In Abb. 7 ist die Verteilung der Wärmeübergangskoeffizienten über die Bauteile: Verdichter, Flammrohr, Turbine und Düsenkonus als Beispiel für eine aus CFD abgeleitete Randbedingung für die FEM Rechnung dargestellt. Wie dieser Abbildung zu entnehmen ist, können diese zwischen CFD und FEM gekoppelten Randbedingungen mit einer sehr hohen Auflösung übergeben werden. Die aus der CFD Lösung importierten Daten werden in der FEM Software auf äquivalente Flächen des FEM-Modells, bzw. auf die Knotenpunkte des Strukturnetzes gelegt.

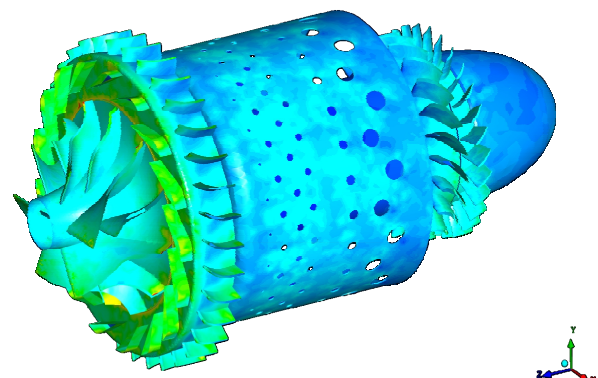


Abb.: 7 CFD Ergebnis als detaillierte FEM Randbedingung

Diese Vorgehensweise ersetzt die ungenaue Zuweisung gemittelter Wärmeübergangszahlen auf eigenständig unterteilte Bauteilflächen.

Demzufolge gestatten diese Ergebnisse einer gekoppelten CFD – FEM Simulation einen detaillierteren Einblick in die strukturellen Vorgänge im Triebwerk und ermöglichen dadurch eine bessere Erkennung und Quantifizierung lokaler Effekte.

Die aus den Versuchen ermittelten Messergebnisse werden mit Hilfe eines Leistungsrechnungsprogramms weitergehend überprüft und bewertet.

Zur Erstellung einer stationären Betriebslinie werden mit dem Triebwerk, über den gesamten Betriebsbereich, stufenweise Drehzahlschritte von

10000 1/min angefahren und mit einer Verweildauer von 5 Minuten gehalten, siehe Abb.: 8. Dadurch ist gewährleistet, dass das Triebwerk thermal einen stationären Zustand erreicht und keine weiteren thermalen Ausgleichseffekte den angefahrenen Betriebspunkt weitergehend verändern. Zur Minimierung der Einflüsse kurzzeitiger Leistungsschwankungen, wie z.B. Fluktuation der Brennkammerflamme, wird der stationäre Messpunkt über ein Zeitintervall von einer Minute aufgenommen und zeitlich gemittelt.

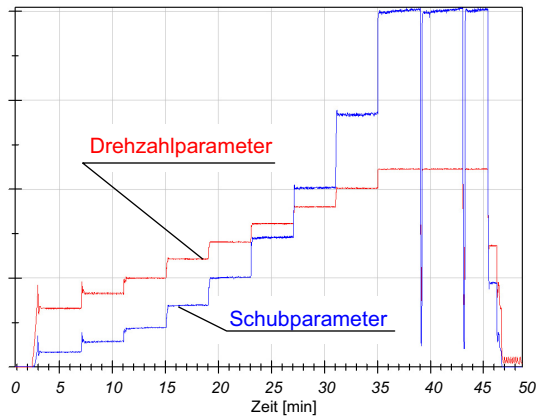


Abb.: 8 Versuch – Drehzahlstufen: Leerlauf bis Vollast mit zwei anschließenden Hot Reslams

Die Übereinstimmung zwischen Leistungsrechnungsmodell und Versuch wird exemplarisch in Abb.: 9, anhand der stationären Betriebslinie im Verdichter-kennfeld der JetCat P200, dargestellt.

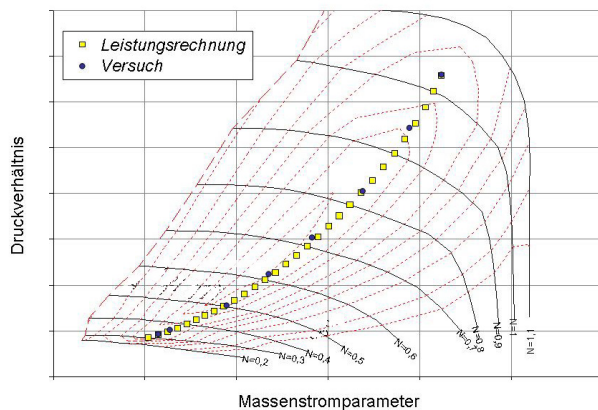


Abb.: 9 Betriebslinie: Leistungsrechnung - Versuch

Zur Untersuchung der Einflüsse von Sekundäreffekten auf das transiente Betriebsverhalten des Versuchsträgers werden Lastwechselmanöver durchfahren. Zwei dieser Lastwechselmanöver, die auch für die Zulassung moderner ziviler Turboluftstrahltriebwerk ausschlaggebend sind, werden kurz erläutert [12]:

Hot Reslam Manöver

Das Triebwerk wird aus einem thermisch stabilisierten Zustand verzögert und sofort wieder beschleunigt. Im vorliegenden Fall wird die Triebwerksleistung von thermisch stabilisierten Vollastbedingungen innerhalb von 6 Sekunden auf Leerlauf gedrosselt und innerhalb von weiteren 6 Sekunden wieder auf Vollast erhöht, siehe Abb.: 8.

Cold Stabilisation Manöver

Das Triebwerk wird kurz nach beenden des Startvorgangs auf Maximallast beschleunigt. Bei diesem Manöver wird das Triebwerk aus abgekühltem Zustand gestartet, d.h. alle Bauteile weisen ungefähr dieselbe Materialtemperatur (Umgebungstemperatur) auf. Nach Beenden des automatisierten Startvorgangs wird die Triebwerksleistung innerhalb von 6 Sekunden von Leerlauf auf Vollast erhöht, noch bevor das Triebwerk einen thermisch stationären Zustand erreicht, siehe Abb.: 10.

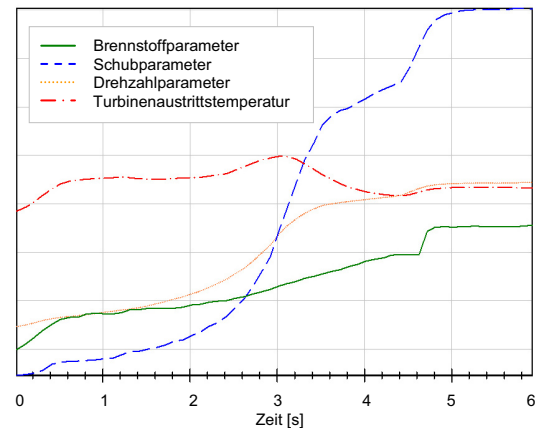


Abb.: 10 Cold Stabilisation Manöver

In der weiteren Ausarbeitung wird auf das Cold Stabilisation Manöver näher eingegangen.

5. EXPERIMENTELLE ERGEBNISSE

5.1 Effekte

In Abb.: 10 sind die bei einem Cold Stabilisation Manöver aufgenommenen Triebwerksparameter, wie Massenstromparameter, Schubparameter, Drehzahlparameter und Turbinenaustrittstemperatur über der Zeit aufgetragen. Anhand der steilen Drehzahlparameterkurve während des Beschleunigungsvorgangs des Triebwerks, ist das sehr kleine polare Trägheitsmoment des Rotors von ca. $1,3 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ zu erkennen. Ebenfalls zeigt sich bei der Beschleunigung des Triebwerks deutlich das Verhalten der ECU Regeleinheit, die vor einem

Überschreiten einer vorgegebenen, maximal zulässigen Temperatur, die Steigung der Beschleunigungsrampe dm_B/dt soweit verringert, dass die für das Triebwerk kritische Temperatur nicht überschritten wird.

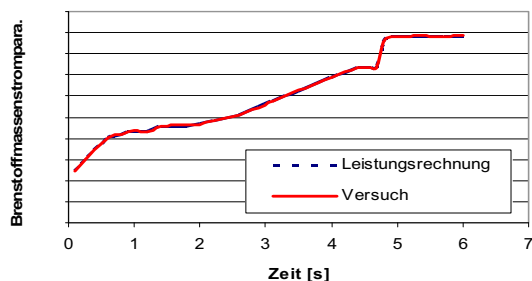


Abb.: 11.1 Brennstoffmassenstromparameter / Zeit

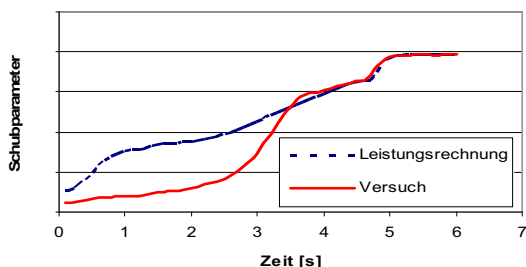


Abb.: 11.2 Schubparameter / Zeit

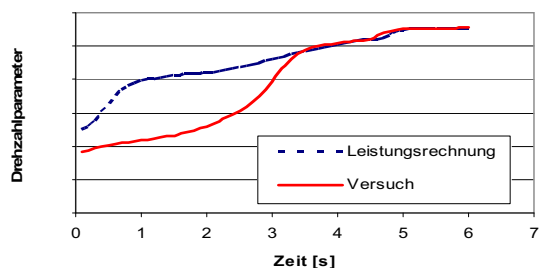


Abb.: 11.3 Drehzahlparameter / Zeit

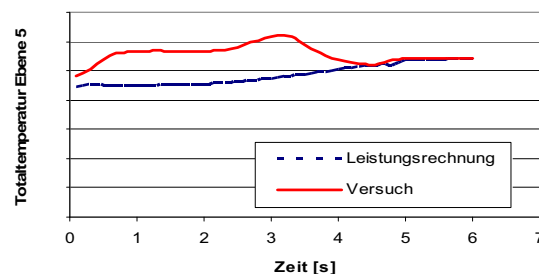


Abb.: 11.4 Turbinenaustrittstemperatur / Zeit

In Abb.: 11.1 bis Abb.: 11.4 ist der Verlauf der oben genannten Triebwerksparameter nochmals als

Vergleich zwischen Versuch und Leistungsrechnungsmodell einzeln aufgetragen. Der im Versuch ermittelte Brennstoffmassenstromparameter wird dabei als Simulationsgrundlage in die Leistungsrechnung übernommen, siehe Abb.: 11.1.

Aus Abb.: 11.2 und Abb.: 11.3 ist zu erkennen, dass der Versuchsträger in den ersten vier Sekunden nach Erhöhen der Brennstoffzufuhr nicht so schnell beschleunigt, wie es in der Leistungsrechnung vorhergesagt wird. Aus Abb. 11.4 wird jedoch deutlich, dass der Versuchsträger im Vergleich zur Leistungsrechnung, eine viel höhere Totaltemperatur in der Turbinenaustrittsebene aufweist. Nach vier Sekunden weisen Versuchsträger und Modell wieder identische Werte für alle aufgetragenen Triebwerksparameter auf.

Die in Abb.: 12 gezeigten Photos aus der digitalen Videoüberwachung des Triebwerks, veranschaulichen die Unterschiede zwischen Normalbetrieb und den für die Triebwerksanalyse herbeigeführten kritischen Manövern.

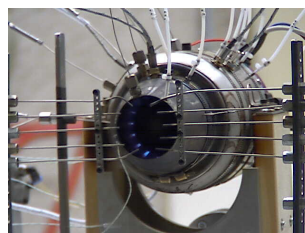


Abb.: 12.1 Leerlauf

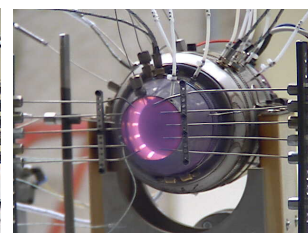


Abb.: 12.2 Volllast

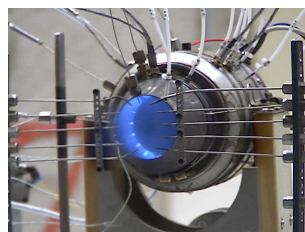


Abb.: 12.3 Hot Reslam

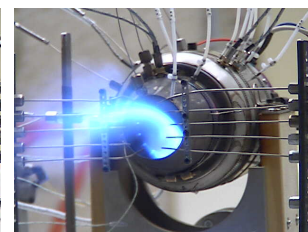


Abb.: 12.4 Cold Stabilisation

Abb.: 12 Betriebszustände der JetCat P200

Dabei ist zu erkennen, dass bei dem hier betrachteten Cold Stabilisation Manöver (Abb.: 12.4), in den ersten vier Sekunden, die Verbrennung des zugeführten Treibstoffs nicht vollständig in der Brennkammer, sondern durch die Turbine und Düse hindurch, bis in den Abgasstrahl, stattfindet. D.h. nur ein Teil der zugeführten Energie kann in der Turbine umgesetzt werden und führt somit zu einer anfangs sehr flach ansteigenden Drehzahlkurve.

Der Abb.: 11.3 ist zu entnehmen, dass der Drehzahlparameter jedoch stetig steigt und somit genügend Brennstoff für eine kontinuierliche

Beschleunigung an der Verbrennung vor Eintritt in die Turbine teilnimmt. Somit wird ein „heißes Hängen bleiben“ des Triebwerks vermieden.

Der Effekt der heraustretenden Flamme, lässt sich ebenfalls durch die Temperaturmessung in Ebene 9 verdeutlichen. Die Düsenaustrittsebene ist mit 6 Thermoelementen instrumentiert, welche in Umfangsrichtung, in einem Winkel von jeweils 60°, angeordnet sind.

In Abb.: 13 ist dokumentiert, dass in der Anfangsphase der Beschleunigung, also innerhalb der ersten drei Sekunden, die Temperaturen in Ebene 5 und Ebene 9 nicht synchron verlaufen. Ebenfalls ist deutlich zu erkennen, dass die Ebene 9 in den ersten vier Sekunden in Umfangsrichtung kein einheitliches Temperaturniveau, sondern nur sehr diffuse Temperaturverläufe der einzelnen Messstellen, mit maximalen Temperaturunterschieden von bis zu 300K, aufweist.

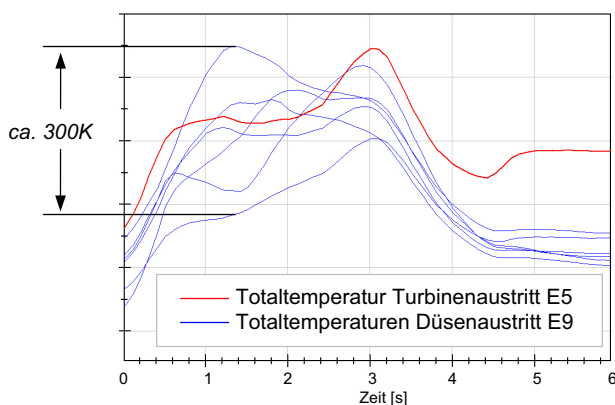


Abb.: 13 Temperaturverläufe Ebene 9

Wertet man zusätzlich die digitalen Videoaufnahmen des Triebwerks aus, so ist zu erkennen, dass die heraustretende Flamme nur örtlich aber nicht zeitlich stabil auftritt. Nach ca. 3 Sekunden bildet sich die Flamme zurück und die Beschleunigung des Triebwerks steigt kontinuierlich an. Dabei nimmt die Steigung der Drehzahlparameterkurve den von der Leistungsrechnung für den Anfang des Beschleunigungsvorgangs vorhergesagten Wert an.

5.2 Ursachen

Zwei ausschlaggebende Ursachen für dieses Betriebsverhalten, der verzögerten Beschleunigung, werden im Weiteren untersucht:

- Betriebsverhalten der Verdampfer-Brennkammer
- Spaltverhalten der Turbine

5.2.1 Verdampfer-Brennkammer

Einer der Hauptgründe für die auftretende Flambildung ist die Verwendung einer einfachen Verdampfung in der Brennkammer. Diese ist bei dem Versuchstriebwerk mit 12 Verdampferrohren aufgebaut. Mit Hilfe der Verdampferrohre wird im Flammrohr das Treibstoff-Luftgemisch entgegengesetzt der Hauptströmungsrichtung in die Primärzone geleitet. Dabei verdampft ein Teil des eingebrachten Treibstoffes in dem heißen Verdampferrohr und kann direkt in der Primärzone verbrannt werden. Der andere Teil trifft, nach Verlassen des Verdampferrohrs, mit hoher Geschwindigkeit auf die heiße Flammrohrwand (Abb.: 14), verdampft oder zerstäubt in kleinste Partikel und kann ebenfalls an der Verbrennung in der Primärzone teilnehmen.

Die Effizienz dieser Bauart der Treibstoffeinbringung ist stark gekoppelt mit den vorherrschenden Bedingungen in der Brennkammer. Dabei gibt es, neben der eingebrachten Treibstoffmenge über der Zeit, dm_B / dt , keine weiteren externen Regelgrößen, um auf die Verbrennung direkten Einfluss zu nehmen.

Der Verdampferwirkungsgrad ist bestimmt durch die Temperatur, der von dem Kerosin-Luft-Gemisch überströmten Oberfläche, im inneren der Verdampferrohre. Diese wiederum ist abhängig, von der durch die Umgebungsbedingungen (Strahlung, Konvektion und Wärmeleitung) resultierenden Materialtemperatur.

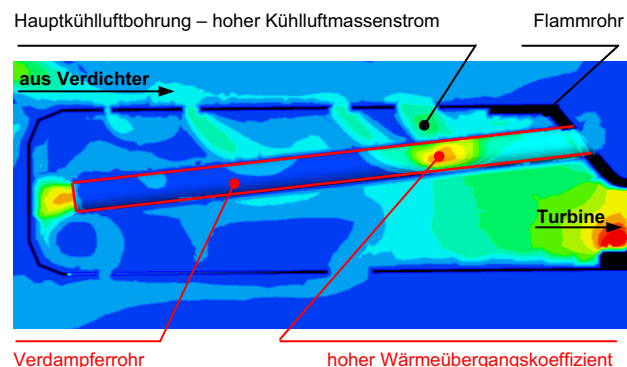


Abb.: 14 Geschwindigkeitsverteilung im Flammrohr / Wärmeübergangskoeffizienten des Verdampferrohrs

Während eines Cold Stabilisation Manövers kommt es dabei zu folgenden negativen Effekten:

1. Durch eine plötzliche Erhöhung des Brennstoffmassenstroms ($T_{\text{Brennstoff}} = T_{\text{Umgebung}}$) kann im inneren des heißen Verdampferrohres eine höhere Wärme abgeführt werden.
2. Kommt es durch die kontinuierliche Wärmeaufnahme des Brennstoffs zur Verdampfung, so wird der Umgebung weitere

Wärmeenergie entzogen und die Oberflächentemperatur im inneren des Verdampferrohrs sinkt weiter stark ab.

3. Wie man aus Abb.: 14 entnehmen kann, wird ein Teil der für die Verbrennung notwendigen Frischluft, zusammen mit dem Kerosin, entgegengesetzt der Hauptströmungsrichtung im Flammrohr, von dem hinteren Teil der Brennkammer, nach vorne in die Primärzone geführt. Dabei befindet sich jedoch ein Teil des jeweiligen Verdampferrohres direkt unter den Hauptkühlluftbohrungen des Flammrohrs. Dieser kontinuierliche Kühlluftstrom führt, im Gegensatz zur allgemein turbulenten Strömung in der heißen Primärzone des Flammrohrs, zu einem hohen Wärmeübergangskoeffizienten am Verdampferrohr und verstärkt somit die Reduktion der Bauteiltemperatur.

Diese Effekte können dazu führen, dass nur ein sehr geringer Anteil des Brennstoffs in den Verdampferrohren verdampft und die Reaktionszeit des Treibstoffs, nach Eintritt in die Primärzone des Flammrohrs, drastisch erhöht wird. Dies wiederum hat zur Folge, dass ein Teil des zugeführten Brennstoffs erst außerhalb der Brennkammer an der Verbrennung teilnimmt und somit trotz eines stark erhöhten Brennstoffmassenstroms, das Triebwerk nur sehr träge beschleunigt.

5.2.2 Spaltverhalten

Für die Validierung der transienten FEM Rechnung, zur Vorhersage des Spaltverhaltens, werden zwei Wandtemperaturen exemplarisch als Vergleichsmesspunkte des Triebwerks herangezogen. In Abb.: 15 ist der Verlauf der Gehäusetemperaturen an Turbine und Einlauf, sowohl als FEM Rechnung wie auch als Versuchsdaten dargestellt.

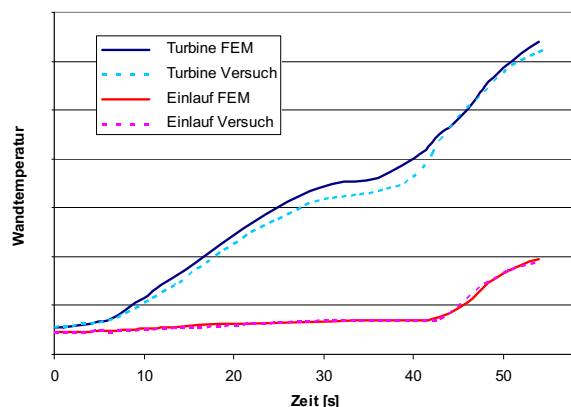


Abb.: 15 Wandtemperaturen an Turbine und Einlauf

Diese zwei weit voneinander entfernt liegenden Messpunkte verdeutlichen, dass das FEM Modell

das Thermalverhalten des gesamten Triebwerks sehr gut widerspiegelt.

Die Differenz zwischen der gerechneten und gemessenen Wandtemperatur der Turbine ($\Delta T \leq 5\%$) lässt sich teilweise aufgrund der Tatsache erklären, dass die gerechnete Temperatur eine „wahre“ Wandtemperatur darstellt, die gemessene Temperatur jedoch nur eine Temperatur des Thermoelements angibt, welches im Versuchsaufbau radial auf das Turbinengehäuse gepresst wird (Wärmeübergang mit kleiner Durchgangsfläche). Andere Befestigungstechniken für dieses Thermoelement, wie z.B. ein Aufschweißen auf die Oberfläche, sind angesichts des eingeschränkten Einbauraums nicht möglich.

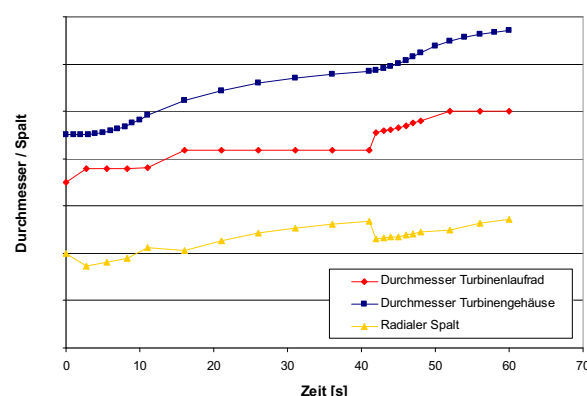


Abb.: 16 Dehnung Turbinenlaufrad / Turbinengehäuse

In Abb.: 16 ist der auf dieser Basis errechnete zeitliche Verlauf des Spaltes zwischen Turbinenlaufrad und Turbinengehäuse aufgetragen. Es ist zu erkennen, dass sich als Folge des hohen Temperaturanstiegs im Turbinengehäuse in den ersten 40 Sekunden ein maximaler Spalt von 2,83% der Kanalhöhe ergibt. Der Auslegungsspalt im kalten Zustand des Triebwerks beträgt 1,7% der Kanalhöhe.

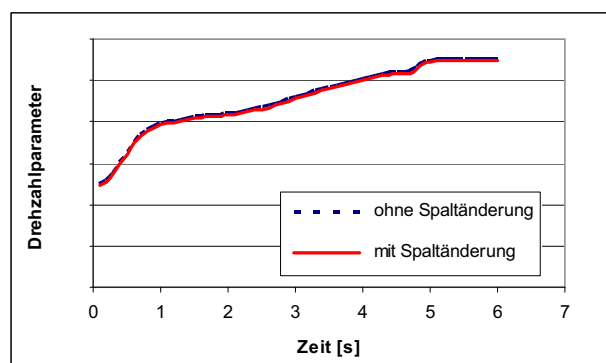


Abb.: 17 Einfluss der Spaltänderung auf den Drehzahlparameter

Werden diese Werte in das Leistungsrechenprogramm übertragen und damit der Turbinenwirkungsgrad korrigiert, so ist jedoch keine merkliche Änderung im Verlauf der Triebwerksparameter, am Beispiel des Cold Stabilisation Manövers, zu erkennen. Gerade in Hinblick auf die verzögerte Beschleunigung ist der Einfluss der Spaltänderung minimal, was sich insbesondere durch den fast identischen Verlauf des Drehzahlparameters in Abb.: 17 zeigt.

6. ZUSAMMENFASSUNG

In der vorliegenden Arbeit wurde das Betriebsverhalten einer Mikro-Fluggasturbine untersucht. Dazu wurden Versuche auf dem Gasturbinenprüfstand des Instituts für Luftfahrtantriebe der Universität Stuttgart, durchgeführt. Der verwendete Versuchsträger, die JetCat P200, ist ein kommerziell erhältliches Triebwerk. Die Versuchsreihe beinhaltete das Fahren einer stationären Betriebslinie, zur Bewertung eines Leistungsrechenmodells, wie auch Lastwechselmanöver, zur Identifizierung von Sekundäreffekten mit Einfluss auf das Betriebsverhalten.

Für die Validierung der Messergebnisse, wie auch als Referenz für die Untersuchung von Sekundäreffekten, wurde ein detailliertes Off-Design Leistungsrechnungsmodell des Triebwerks aufgebaut. Dieses Modell wurde an stationären Betriebspunkten mit Versuchsdaten des Realtriebwerks verglichen und bewertet. Für die Quantifizierung von Effekten, die einen Einfluss auf das Betriebsverhalten dieses Triebwerks nehmen, wurden stationäre und transiente CFD und FEM Simulationen erstellt.

Anhand der Messergebnisse eines Cold Stabilisation Manövers und deren Vergleich mit der transienten Leistungsrechnung, konnte der Effekt einer verzögerten Beschleunigung aufgezeigt und näher untersucht werden. In Kombination mit den Ergebnissen der CFD und FEM Simulationen, lässt sich dieser Effekt hauptsächlich auf die Problematik der in dieser Schubklasse üblichen Verdampfer-Brennkammer und insbesondere der Funktion der dazugehörigen Verdampferrohre, zurückführen.

Diese Ausarbeitung verdeutlicht, dass die derzeit auf dem Markt kommerziell erhältlichen Mikro-Fluggasturbinen einerseits als Gesamtpaket sehr zuverlässig betrieben werden können, jedoch weiterhin ein erhebliches Potential zur Steigerung der Triebwerksperformance besitzen.

Gerade im Bereich der Brennkammerauslegung ist eine Weiterentwicklung notwendig, welche einen robusteren Betrieb und eine höhere Agilität gewährleistet.

Ebenfalls konnte gezeigt werden, dass der Einfluss des Spaltverhaltens in der Turbine, trotz einer schnellen Wärmeausbreitung über das Triebwerksgehäuse und somit einer schnellen Zunahme des Turbinenspalts, nur einen geringen Einfluss an dem Betriebsverhalten während eines Cold Stabilisation Manövers einnimmt.

7. LITERATUR

- [1] Blesing, A., „Mikrogasturbinen – Eine neue Technik zur dezentralen Energieversorgung“, Thyssengas GmbH, GASWÄRME International (50) Nr.3/2001
- [2] Rodgers, C., „Advanced Small Turbopropulsion Engines“, AGARD Symposium on 'Advanced Aero-Engine Concepts and Controls', Seattle, 1995
- [3] Messe, C., „Erstellung der Software für einen Triebwerksprüfstand zur Erfassung und Auswertung von Messdaten“, Diplomarbeit, Stuttgart, 2008
- [4] Schulte, K. L., „Kleingasturbinen und ihre Anwendungen“, K.L.S. Publishing, Köln, 2006
- [5] Ingenieurbüro CAT, M. Zipperer GmbH, „JetCat Lieferprogramm 2007-1“, JetCat Produktkatalog, Staufen, 2007
- [6] MTU Aero Engines, www.mtu.de, Datenblatt EJ200, München, 2008
- [7] Fiola, R., „Instrumentierung und Rig Versuche“, DGLR Short Course, Rolls-Royce Deutschland, 2007
- [8] Kümmel, W., „Technische Strömungsmechanik - Theorie und Praxis, 3. überarbeitete und ergänzte Auflage, Teubner, Wiesbaden, 2007
- [9] Menrath, M., „Experimentelle Kennwertermittlung und Systemanalyse bei Hubschrauber-Gasturbinen“, Dissertation, München, 1989
- [10] Schilling, F., Staudacher, S., Student, J., „The design of the ILA001 Micro Gas Turbine“, ISABE Paper, 2003
- [11] ANSYS Inc., Dokumentation zu ANSYS 11.0, 2008
- [12] Moll, C., „Kennwertermittlung und Systemanalyse des thermomechanischen Verhaltens von Turbomaschinenkomponenten“, Dissertation, Stuttgart, 2006