

# **ENTWICKLUNG SCHADSTOFFARMER MAGERVERBRENNUNGSTECHNOLOGIE FÜR ZUKÜNFTIGE ZWEIWELLENTRIEBWERKE BEI ROLLS-ROYCE DEUTSCHLAND**

Waldemar Lazik, Thomas Dörr, Leif Rackwitz, Sebastian Bake, Ralf v.d.Bank  
Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG  
Eschenweg 11, Dahlewitz  
15827 Blankenfelde-Mahlow  
Germany

## **Zusammenfassung**

Der Einsatz magerer Verbrennungstechnologie in Fluggasturbinen ist unverzichtbar, um zukünftigen gesetzlichen Bestimmungen zur Schadstoffreduzierung insbesondere des Stickoxidausstoßes zu genügen. Die Veröffentlichung stellt die Arbeiten von Rolls-Royce Deutschland (RRD) hinsichtlich der Entwicklung der Magertechnologie vor, angefangen von grundlegenden Verbrennungsuntersuchungen durch Einsatz von CFD Simulation und modernen laserspektroskopischen Messverfahren in Einsektorbrennkammerversuchen, über experimentelle Untersuchungen im Vollringversuchsträger bis hin zu Tests auf einem triebwerksnahen Versuchsträger eines Kerntriebwerks. Der Auswahlprozess verschiedener Kraftstoffdüsenkonzepte wird im Detail aufgezeigt mit allen Schritten der Kraftstoffdüsen- und Brennkammerentwicklung und der notwendigen Rahmenbedingungen wie dem Kraftstoffsystem der gestuften Verbrennungsführung und der Triebwerksregelung auf ihrem Weg zu einem technologischen Reifegrad („technology readiness level“), der eine triebwerksrelevante Anwendung erlaubt. Die notwendigen Entwicklungsschritte umfassen Untersuchungen zu Zündfähigkeit in der Höhe, Magerverlöschten, Stufungspunktoptimierung, Ausbrand und thermoakustischem Verhalten, welche experimentell auf sub-atmosphärischen, atmosphärischen, Mittel- und Hochdruck- Versuchsträgern durchgeführt wurden. Im letzten Schritt der Validierung auf Brennkammerversuchsträgern werden subatmosphärische Versuche und Hochdrucktests einer Vollringbrennkammer durchgeführt, bevor die Magertechnologie in einem Kerntriebwerksdemonstrator bezüglich ihrer Interaktion mit anderen Triebwerkskomponenten untersucht werden kann. Die vorgestellten Arbeiten wurden und werden im Rahmen europäischer und nationaler Förderprogramme, maßgeblich durch die nationalen deutschen Luftfahrtforschungsprogramme LuFo 3 und LuFo 4, unterstützt.

## **1. EINFÜHRUNG**

Die Brennkammerentwicklung für die nächste Generation von Fluggasturbinen wird durch die Forderung nach deutlicher Stickoxidreduzierung bestimmt. Die zunehmende Verschärfung der gesetzlichen Bestimmungen durch die seit 01.01.2008 geltenden CAEP/6 Grenzwerte zum einen, aber vor allem der daraus resultierende Kundenwunsch nach signifikanter Unterschreitung gültiger und zukünftiger Grenzwerte zum anderen, tragen entscheidend dazu bei, den konventionellen und evolutionären Weg der Brennkammerentwicklung zu verlassen. Die Einführung der schadstoffarmen Magerverbrennungstechnologie in Fluggasturbinen stellt eine Abkehr von der seit nunmehr 60 Jahren eingesetzten Verbrennungstechnologie einer Stabilisierung im kraftstoffüberschüssigen Bereich dar.

Die Maßgaben nach deutlichen Senkungen der Emissionen gehen einher mit Anforderungen zu weiteren und beträchtlichen Verringerungen des Kraftstoffverbrauches und damit verbundener CO<sub>2</sub>-Emissionen, welcher nur durch weitere Steigerung der Turbineneintrittsbedingungen bzgl. Druck und Temperatur entsprochen werden kann. Durch die höhere Energiedichte im Kerntriebwerk wird zusätzlich prinzipbedingt die Bildung von thermischen Stickoxiden begünstigt. Nur durch eine signifikante Verbesserung und evolutionäre Optimierung der konventionellen Brennkammertechnologie konnte über die letzten Jahre ein exzessiver Anstieg der Stickoxidemissionen

vermieden werden. Diese konventionelle Brennkammertechnologie mit fetter Verbrennungsführung (RQL – „rich burn – quick quench – lean burn“) wird nur noch ein begrenztes Potential zur weiteren Stickoxidreduzierung haben, obgleich sie vor allem hinsichtlich der Stabilität gegen Magerverlöschten, des Zündverhaltens in Höhe und des allgemeinen transienten Betriebsverhaltens („operability“) prädestiniert für den Einsatz in einer Fluggasturbine ist.

Der Einsatz der Magerverbrennungstechnologie mit gestufter Verbrennungsführung (Abb. 1) stellt hingegen einen revolutionären Entwicklungsschritt dar und eröffnet ein weitaus größeres Potential zur Stickoxidreduzierung, um auch in Zukunft genügenden Abstand („margin“) zu gesetzlichen Grenzwerten garantieren zu können, was sich zunehmend wettbewerbsentscheidend auswirken wird.

Neben NO<sub>x</sub> kommt den Partikelemissionen („particulate matter“ – PM) eine weitere wichtige Bedeutung zu, zumal deren Ausstoß unlängst durch die Umsetzung der EU-Feinstaub-Richtlinie drastisch reglementiert wurde. Der Partikel- bzw. Rußausstoß einer Fluggasturbine konzentriert sich bei herkömmlicher RQL- Verbrennungstechnik vornehmlich auf den Vollastbetrieb beim Start und frühen Steigflug. Die Rußemissionen werden durch den Einsatz der Magertechnologie nahezu eliminiert, sie können allerdings im transienten Betrieb der fett operierenden Pilotstufe noch auftreten.

Durch Förderung des Engine 3E Programmes (Environment, Efficiency, Economy) innerhalb des Luftfahrtforschungsprogrammes entwickelt Rolls-Royce Deutschland (RRD) unter anderen Technologien die Magerverbrennungstechnologie für zukünftige Fluggasturbinen mit einem erheblichen Potential zur Schadstoffreduzierung. Eine mager operierende Brennkammer ist Komponente des Engine 3E Kerntriebwerks, welches in zukünftigen Zweiwellentriebwerken Verwendung finden wird (Abb.1). Ziel des Aufbaus eines solchen Versuchsträgers ist, den technologischen Reifegrad einer Prototypen Demonstration ('technology readiness level' – TRL) der neuartigen Technologien des Verdichters, der Brennkammer und der Turbine zu untersuchen und nachzuweisen und somit den Weg für zukünftige Triebwerksentwicklungsprogramme mit Einsatz neuartiger Technologie freizugeben. Dieser technologische Reifegrad entspricht einem TRL 6 (des Einstufungsschemas der amerikanischen Raumfahrtbehörde NASA).

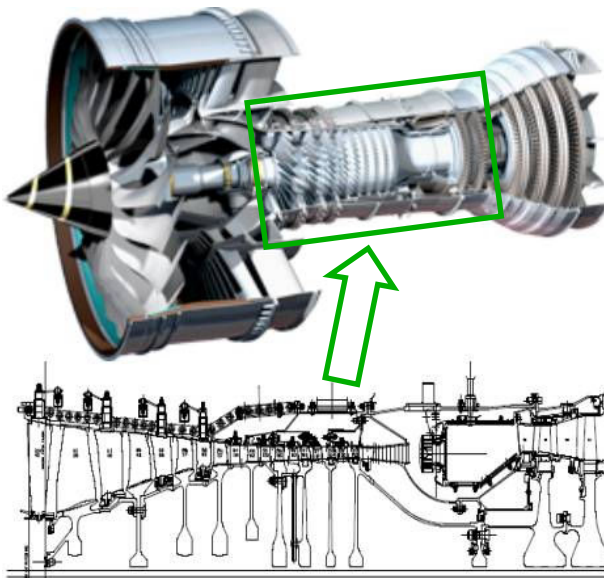


Abb. 1 Engine 3E Kerntriebwerk mit Magerbrennkammer.

Zwar offeriert die Magerverbrennung ein hohes Potential zur Stickoxidreduzierung jedoch stehen diesem inhärente Probleme einer mager operierenden Flamme gegenüber. Hierzu gehören die Stabilität gegen Magerverlösch, das Zündverhalten in Höhe, das transiente Betriebsverhalten, die thermoakustische Schwingungsneigung und die Verbrennungseffizienz vornehmlich im Bereich der Stufungspunkte.

## 2. ANFORDERUNGEN AN EINE SCHADSTOFFARME VERBRENNUNG

Die Anforderungen an eine schadstoffarme Verbrennung können prinzipiell in verbrennungsbezogene sowie allgemeine komponentenbezogene Zielstellungen unterteilt werden. Die verbrennungsbezogenen Eigenschaften wie z.B. Emissionen und Brennkammerausbrand sind in der frühen Phase der Technologieentwicklung traditionell im Fokus, während die allgemeinen Anforderungen an die Komponente Brennkammer wie z.B. Lebensdauer, Gewicht und Kosten nach der erfolgreichen Demonstration des Verbrennungskonzeptes verstärkt in den Mittelpunkt der Entwicklung rücken.

Die technologischen Zielsetzungen innerhalb des Engine 3E Vorhabens sind:

- $\text{NO}_x$ : <35%CAEP/2, CO: <60%CAEP/2, UHC: <40%CAEP/2, unsichtbare Rußpartikel
- Verbrennungsstabilität während instationärer Manöver sowie Regen- und Hagelbedingungen: ausreichender Sicherheitsabstand gegenüber Magerverlösch (LBO) insbesondere bei Leerlauf
- Kaltstartvermögen bis  $-40^\circ\text{C}$  SLS, Wiederzünden in Höhe > 25 kft, ausreichendes Beschleunigungsverhalten
- Brennkammerdruckverlust – und ausbrand vergleichbar zu konventionellen Brennkammersystemen
- Temperaturtraverse entsprechend der Turbinenanforderung
- hohe Komponentenlebensdauer: geeignetes Thermalmanagement für die Brenner, adäquate Brennkammerkühlung
- hohe Betriebssicherheit, robustes Design
- niedriges Gewicht, geringe Kosten

Die Entwicklung  $\text{NO}_x$ -armer Brennkammern stellt insbesondere durch die sich ständig verschärfenden Gesetzgebungen eine große technologische Herausforderung dar. Um dies zu erreichen sind zunehmend neuartige Verbrennungskonzepte notwendig, deren Betriebsverhalten ebenfalls im Einklang mit den klassischen Anforderungen an eine Brennkammer stehen muss.

Da die thermische  $\text{NO}_x$ -Bildung vorwiegend von der Temperatur und der Aufenthaltszeit abhängt, erfordert eine Senkung der  $\text{NO}_x$ -Emissionen eine Reduzierung von Spitzentemperaturen innerhalb der Brennkammer sowie eine Verringerung lokaler Aufenthaltszeiten. Die Gesamtaufenthaltszeit wird jedoch wesentlich durch die Anforderungen an das Wiederzündvermögen, das Beschleunigungsverhalten sowie den Brennkammerausbrand bestimmt und stellt daher eine wesentliche Randbedingung dar.

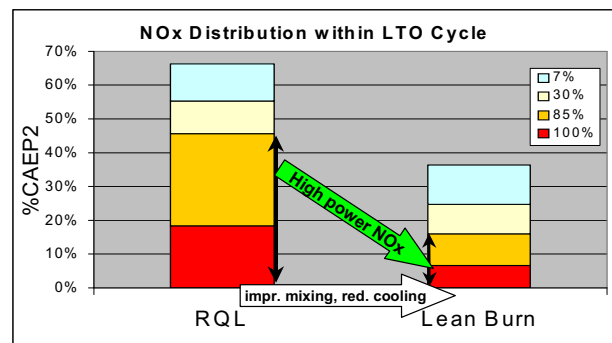


Abb. 2 LTO basierte  $\text{NO}_x$ -Emissionen für eine RQL- und Magerbrennkammer (7% Leerlauf, 30% Landeanflug, 85% Steigflug, 100% Vollast)

In einer konventionellen Fett-Mager-Brennkammer (RQL) wird der größte Anteil an  $\text{NO}_x$ -Emissionen bei Vollastbedingungen erzeugt. In Abb. 2 ist die Verteilung der  $\text{NO}_x$ -Emissionen für den ICAO Lande-und-Start-Zyklus (LTO, Landing-and-Take-Off) einer zukünftigen Triebwerkskonfiguration, sowohl für eine RQL-Brennkammer und als auch eine moderne Magerbrennkammer dargestellt. Bedingt durch die zonale Gemischstöchiometrie wird der Hauptanteil der  $\text{NO}_x$ -Emissionen für eine RQL-Brennkammer beim Übergang von der Primär- zur Zumischzone erzeugt. In diesem Bereich führt die Zumi-

schung eines hohen Luftanteils zu einem Einfrieren der Reaktionen, um den Anteil stöchiometrischer Kraftstoff-Luft-Mischung und entsprechender Aufenthaltszeiten möglichst gering zu halten. Obwohl eine weitere NO<sub>x</sub>-Minderung bei RQL-Systemen durch eine Optimierung der Gemischbildung erreicht werden kann, ist das Reduktionspotential hinsichtlich zukünftiger NO<sub>x</sub>-Ziele jedoch eingeschränkt. Darüber hinaus ist eine gute Abstimmung zwischen dem Brennkammerausbrand und den Rußemissionen bei einer entsprechenden Optimierung zu beachten.

### 3. ARCHITEKTUR DER MAGERBRENNKAMMER

Die Magerverbrennung zeigt das höchste Potential zur Minderung der NO<sub>x</sub>-Emissionen [3][4]. Bei diesem Konzept wird ein großer Luftanteil der Brennkammer zur Kraftstoffaufbereitung verwendet. Magerbrennkammern erfordern eine sogenannte Kraftstoffstufung, um den Betriebsbereich für eine magerere Verbrennungsführung deutlich zu erweitern und die für Fluggasturbinen typischen großen AFR-Änderungen zwischen Leerlauf und Vollast zu bewerkstelligen. Aufgrund von Kosten-, Gewichts- und Komplexitätsanforderungen müssen magerere Verbrennungskonzepte in relativ einfache Brennkammerarchitekturen wie z.B. einstufige Ringbrennkammern implementierbar sein, um eine Anwendung in einer Fluggasturbine zu realisieren. Außerdem erlaubt eine einstufige Ringbrennkammer ein günstigeres Oberflächen-zu-Volumen-Verhältnis als gestufte Brennkammern (Abb. 3) [1][2][3][6].

Die einstufige Ringbrennkammer ermöglicht einen geringeren Kühlluftanteil. Die eingesparte Luft kann stattdessen für die Kraftstoffaufbereitung mit entsprechendem Luftüberschuss für den mageren Betrieb der Brenner verwendet werden. Wandkühlkonfigurationen für Magerbrennkammern besitzen in der Regel keine zusätzlichen Luftzumischbohrungen stromab der Brenner, stattdessen wird die gesamte Kraftstoff-Luft-Gemischbildung durch die Brennermodule verwirklicht. Aus diesem Grund ist eine geeignete aerodynamische und fluidmechanische Auslegung der Brenner von zentraler Bedeutung für die Betriebseigenschaften der Magerbrennkammer, so dass sich auch ein bedeutender Anteil der Forschungsaktivitäten auf dieses Gebiet konzentriert.

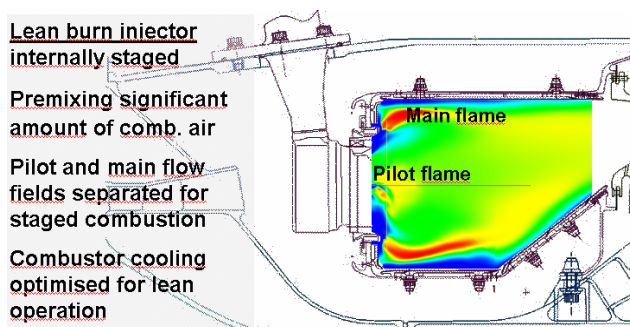


Abb. 3 Aufbau der Einzelring-Brennkammer für das Engine 3E Kerntriebwerk.

Das primäre Ziel bei der Entwicklung schadstoffarmer Brennkammern ist die Reduzierung der NO<sub>x</sub>-Emissionen bei den Lastzuständen, die einen signifikanten Beitrag zu den über den Triebwerkszyklus akkumulierten NO<sub>x</sub>-Emissionen liefern. Die NO<sub>x</sub>-Emissionen im unteren Lastbereich bleiben nahezu unverändert im Vergleich zu kon-

ventionellen RQL-Brennkammern, da die Pilotstufe mit einem fetten Kraftstoff-Luft-Gemisch betrieben wird (Abb. 2). Rußemissionen sind gewöhnlich nicht kritisch für einen gestuft betriebenen Magerbrenner bei Vollastbedingungen. Allerdings können im ungestuften Betrieb des Brenners z.B. bei schnellen Lastwechseln erhöhte Rußemissionen auftreten. Mit Hilfe von entsprechenden Stufungsstrategien bzw. Änderungen in der Ausbildung der Pilotstufe kann dem entgegen gewirkt werden.

Als Ergebnis der reduzierten Spitzentemperaturen und eines hohen Luftüberschusses in der Primärzone der Brennkammer kann in Abhängigkeit von der Kraftstoffaufbereitung und des Stufungskonzeptes eine Beeinträchtigung des Brennkammerausbrands bei Reiseflugbedingungen auftreten. Die Anforderungen an eine schnelle Luft-Kraftstoff-Mischung für ein NO<sub>x</sub>-armes Verbrennungssystem haben einen großen Einfluss auf die Verteilung der zonalen Stöchiometrieverhältnisse. Der hohe Luftanteil im vorderen Teil der Brennkammer kann im unteren Lastbereich einen ungünstigen Einfluss auf den Brennkammerausbrand und die Flammenstabilisierung haben.

Ein charakteristischer Parameter zur Korrelation des Ausbrandes ist der sog. Beladungs-Parameter, der für die Primärzone (PZ) der Brennkammer wie folgt definiert ist:

$$(1) \quad \Theta_{PZ} = \frac{P30^{Xp} e^{T30/Xt} V_{PZ}}{W_{PZ} 10^5}$$

Bei gegebenen Eintrittsbedingungen der Brennkammer (Druck p30, Temperatur T30 und Temperaturexponent Xt, Druckexponent Xp) muss der Anteil der Primärzonenluft W<sub>PZ</sub> mit dem Brennkammervolumen der Primärzone V<sub>PZ</sub> abgestimmt werden. Ein wichtiger Schritt bei der Entwicklung der Magerbrennkammer ist daher die Ableitung von Auslegungsregeln für die Definition der zonalen Volumina sowie Gemischstöchiometrien. Erst die Kenntnis dieser Auslegungsregeln ermöglicht die sorgfältige Skalierung von Magerbrennkammern für neue Triebwerksanwendungen.

### 4. MAGERBRENNER

Ein wesentliches Auslegungsmerkmal eines intern gestuften Magerbrenners ist die Generierung eines möglichst homogenen Kraftstoff-Luft-Gemisches innerhalb des vorgegebenen Brennkammervolumens mit dem Ziel der Reduzierung von Spitzentemperaturen über den gesamten Betriebsbereich. Erreicht werden kann dies durch eine Brenneranordnung, bei der die Hauptstufe konzentrisch innerhalb verdrahter Luftströme mit hohem Luftanteil platziert ist, während sich die Pilotstufe zentral auf der Brennerachse befindet (Abb. 4).

Die magerere Vorvermischung des Hauptkraftstoffs mit der verdrahten Luft findet innerhalb eines sehr kurzen Abstandes zwischen der Position des Kraftstoffeintrags und der Lage der verankerten Hauptflamme in der Primärzone statt. Die Einspritzung des Hauptkraftstoffs wird vorzugsweise mittels eines Luftstromzerstäubers verwirklicht, wobei der Kraftstoff innerhalb des Filmlegers über eine große Oberfläche verteilt wird und als geschlossener

Kraftstofffilm mit geringer Filmdicke aus dem Ringspalt austritt. Durch die Interaktion mit der beschleunigten Luftströmung setzt ein Aufbruch des Kraftstofffilms in Tropfen ein, weiter stromab findet eine Verteilung der Tropfen sowie eine schrittweise Verdampfung statt. Das gewählte Konzept stellt vor allem eine große technologische Herausforderung dar für große Brennstoffdüsen mit einer geringen Kraftstoffbeladung des Filmlegers, d.h. einem ungünstigeren Kraftstoffmassenstrom-zu-Oberflächen-Verhältnis.

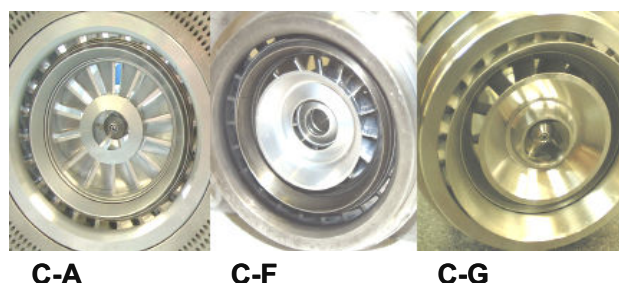


Abb. 4 Ausführungsvarianten von untersuchten Magerbrennern.

Die fett betriebene Pilotstufe des Magerbrenners ist zur Stabilisierung der Hauptflamme sowie zur Gewährleistung der Betriebssicherheit des Brenners, z.B. hinsichtlich des Magerverlöschverhaltens, insbesondere im unteren Lastbereich notwendig. Diese Fähigkeit ist besonders bei Lastwechseln des Triebwerks unter Schlechtwetterbedingungen wie Regen und Hagel erforderlich. Zwei unterschiedliche Brennstoffdüsenkonzepte für den Pilotbrenner wurden untersucht: Druckzerstäuber und Luftstromzerstäuber. Während sich der verwendete Druckzerstäuber durch eine einfache Konstruktion und geringere Kosten auszeichnet, kann mit Hilfe des komplexeren Luftstromzerstäubers eine gezieltere Einstellung der Kraftstoff-Luft-Mischung erreicht werden.

Conf.	pilot swirl	main swirl	air split pilot	pilot injector	shroud geom.	main injector	Std.
C-A	low	low	low	press. atom.	type A	pre-filmer type A	rig
C-B	low	low	medium	press. atom.	type B	pre-filmer type A	rig
C-D	low	high	medium	press. atom.	type B	pre-filmer type A	rig
C-E	high	high	low	press. atom.	type B	pre-filmer type A	rig
C-F	high	medium	high	air blast	type C	pre-filmer type A	rig
C-G	medium	medium	medium	press. atom.	type D	pre-filmer type B	rig
LB1	similar to C-D					pre-filmer type A	Engine
LB2	similar to C-F					pre-filmer type C	Engine

Tab. 1 Wesentliche Eigenschaften der untersuchten Magerbrenner.

Im Rahmen der Brennerentwicklung wurden der Pilot- und Hauptbrenner, die Luftverteilung innerhalb des Brenners, die Kanalhöhen der Drallerzeuger der Pilot- und Hauptstufe sowie die luftüberströmten Oberflächenkonturen der relevanten Bauteile des Brenners systematisch untersucht. Eine Auswahl der getesteten Brennerkonfigurationen ist in Tab. 1 gezeigt. Alle Konfigurationen wurden in diversen Sektorversuchen bezüglich Emissionen, Zündverhalten, Magerverlösch und der Thermaleigenschaft

ten erprobt. Nach der Beurteilung aller Betriebseigenschaften wurde anschließend die endgültige Brennervariante für den Kerntriebwerkstest ausgewählt [6][7][8][9][10].

Da die Pilot- und die Hauptverbrennungszone nicht räumlich getrennt sind, besteht durch Wirbelzerfalls- und Scherschichteffekte eine Interaktion zwischen beiden Reaktionszonen im gestuften Betrieb infolge klein- und großskaliger Turbulenz. Diese Interaktion hat sowohl positive als auch negative Aspekte. Da die Pilotzone mit einem fetten Kraftstoff-Luft-Gemisch betrieben wird, führt das Vorhandensein der Hauptströmung zu einer Verzögerung der chemischen Reaktionen, so dass das Zündverhalten, das Magerverlösch und das Ausbrandverhalten negativ beeinflusst werden kann. Zusätzlich steigt die Gefahr erhöhter Rußemissionen durch veränderte Rußproduktion- und Abbrandeffekte. Infolge der mager operierenden Hauptstufe können zusätzlich die Kraftstoffaufbereitung und damit der Brennkammerausbrand bei Teillastbedingungen kompromittiert werden. Aus diesem Grund ist die Pilotflamme zur Sicherstellung ausreichender Verbrennungseigenschaften der Hauptflamme notwendig. Das detaillierte Wissen über zonale Flammeninteraktionseffekte ist daher ein wichtiger Schlüssel bei der Optimierung der Betriebseigenschaften einer Magerbrennkammer, wobei aufgrund der inhärenten Kopplung der Wärmefreisetzung und der Strömungs-aerodynamik eine separate Betrachtung und Verbesserung der einzelnen Effekte nicht ausreichend ist.

## 5. KRAFTSTOFFSTUFUNG UND THERMALMANAGEMENT

In den Magerbrenner wurden Thermalmanagementkonzepte implementiert, um die Temperaturen der kraftstoffbenetzten Oberflächen besser zu kontrollieren und Ablagerungs- und Verkokungseffekte aufgrund stehenden Kraftstoffs zu vermeiden. Im Gegensatz zu konventionellen Brennkammern ohne Kraftstoffstufung erfahren mager betriebene intern gestufte Brenner eine große Anzahl an Ab- und Zuschaltzyklen der Hauptkraftstoffleitung innerhalb eines Flugzyklus, da die Hauptstufe nur zwischen Teil- und Vollast betrieben wird. Dies erfordert ein geeignetes Thermalmanagement des Kraftstoffsystems insbesondere innerhalb der Brenner. Zudem wird die Anforderung bei Magerbrennern durch die Tatsache verschärft, dass die Abschaltvorgänge des Hauptkraftstoffs bei deutlich höheren Betriebsbedingungen stattfinden als eine Abschaltung des Gesamtkraftstoffs bei konventionellen ungestuften Brennern.

Die Kraftstoffstufung und die Zumessung des Kraftstoffs zu den Brennern werden durch individuelle Kraftstoffleitungen und eine Stufungseinheit realisiert, die den Kraftstoff zu den individuellen Brennern als eine Funktion des auf den Triebwerkschub bezogenen Regelparameters bereitstellt. Stufungsgesetze sind in der Software des Triebwerksreglers (EEC, Electronic Engine Control) integriert, um in Abhängigkeit vom Lastzustand des Triebwerks sowohl ein sicheres Betriebsverhalten als auch geringe NO<sub>x</sub>-Emissionen zu gewährleisten (Abb. 5). In Abhängigkeit von den Betriebseigenschaften des Brenners und dem zugrunde liegenden Zyklus bzw. Flugmission kann die gewählte Stufungsstrategie für magere gestufte Verbrennungssysteme jedoch deutlich abweichen.



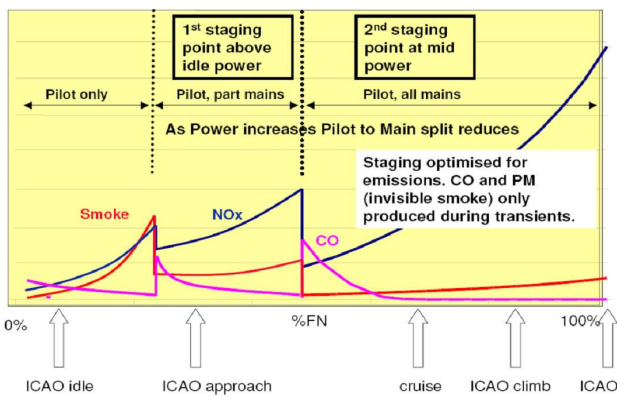


Abb. 5 Typisches Kraftstoffstufungskonzept für die Magerverbrennung.

## 6. VALIDIERUNGSTRATEGIE: TESTPRÜFSTÄNDE

In Abb. 6 ist die gewählte Validierungsstrategie für die schadstoffarme Magerverbrennung dargestellt. Basierend auf Vorversuchen in einfachen Einzel-Sektorbrennkammern auf einem geringeren technologischen Reifegrad (TRL, Technology Readiness Level; die Definitionen der technologischen Reifegrade entsprechen hierbei dem Einstufungsschema der amerikanischen Raumfahrtbehörde NASA) werden die verschiedenen Betriebseigenschaften schrittweise bis zu einem TRL-Niveau 6 weiterentwickelt. Der konstruktive Aufwand der verwendeten Prüfstände und das damit erreichbare TRL-Niveau muss gegenüber den entsprechenden Testkosten auf der anderen Seite abgewogen werden. RR nutzt dazu ein internes und externes Netzwerk an Testprüfständen und Partnern, Universitäten und Forschungseinrichtungen. Im Rahmen der Entwicklung der Magerverbrennung kooperiert RRD innerhalb eines Netzwerkes mit verschiedenen Universitäten und Forschungseinrichtungen, z.B. DLR-AT Köln und Berlin, DLR-VT Stuttgart; Universität Cottbus, Universität Karlsruhe, Universität Darmstadt und Universität Loughborough.

Die enge Kooperation mit den verschiedenen Einrichtungen ermöglicht eine detaillierte Analyse der Verbrennungseffekte z.B. durch anerkannte Experten auf dem Gebiet der Diagnostik von reaktiven Strömungen mit Hilfe von Lasermesstechniken.

Grundlegende Untersuchungen des Brennerverhaltens erfolgen in TRL3/4-Prüfständen, wie z.B. Einzel- oder Multi-Sektor-Brennkammern unter wohl definierten und isolierten Umgebungsbedingungen ohne detaillierte Betrachtung der Brenner-zu-Brenner Interaktion. Aufgrund begrenzter Testkosten in diesen Prüfständen ist die Durchführung umfangreicher Prototypenversuche möglich. Da jedoch einige wichtige Phänomene wie Brennkammerausbrand und Brennkammerschwingungen bei diesen vereinfachten Umgebungsbedingungen auf TRL3/4 nicht ausreichend beleuchtet werden können, sind Versuche bei repräsentativeren Betriebs- und Randbedingungen notwendig.

## Validation Vehicles and TRL


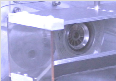






<b>ITS Karlsruhe</b> single sector planar atmospheric, cold		Injector cold flow ; spray w/o comb.	<b>2</b>
<b>BTU Cottbus</b> 3-sector planar atmospheric		atm. comb. optical access	<b>2</b>
<b>DLR Cologne EDS</b> optical single-sector medium pressure		Injector flow, fuel placement with comb.; elevated p	<b>3</b>
<b>DLR Cologne HPSS</b> single-sector high pressure		emissions at high pressure, noise, extinction	<b>3</b>
<b>RR UK SARS</b> two-sector sub-atmospheric		sub.atm. spray vis ; alt relight; extinction	<b>4</b>
<b>ILA Stuttgart FANN</b> full-annular sub-atmospheric		altitude relight, light around, efficiency	<b>5</b>
<b>RR UK (DLR Cologne)</b> FANN full-annular high pressure		emissions, traverse, staging, noise, cooling, mat stress	<b>5</b>
<b>ILA Stuttgart</b> core-engine demonstrator		emissions, operability, staging, noise, cooling	<b>6</b>

Abb. 6 Entwicklungsprüfstände zur Validierung der schadstoffarmen Brennkammer.

Die stationären Betriebseigenschaften einer Fluggasturbinenbrennkammer hinsichtlich Emissionen, Temperaturprofil im Austritt der Brennkammer, Wandkühlung und thermischer Spannungen kann hingegen ausreichend in einer Vollringbrennkammer auf TRL-Niveau 5 demonstriert werden (Abb. 6). Bei der Betrachtung instationärer Effekte muss der Nachweis der Funktionsfähigkeit des Brennkammersystems in einem Kerntriebwerk bestehend aus der Hochdruckverdichter, Brennkammer und Hochdruckturbine oder einem kompletten Triebwerk erfolgen (TRL-Niveau 6). Nur in dieser maschinennahen Umgebung können die Betriebsgrenzen während schneller Triebwerksbeschleunigung und –verzögerung bei Boden- und Höhenbedingungen detailliert untersucht werden. Ein wichtiger Teilaspekt ist weiterhin die Betrachtung der Brennkammer-Turbinen-Interaktion, da das Temperaturprofil im Brennkammeraustritt die Turbinenkühlung beeinflusst und die Turbine direkte Auswirkungen auf die thermoakustischen Eigenschaften des Brennkammersystems hat.

## 7. CFD-SIMULATIONEN

Zur Unterstützung der Auslegung und Validierung wurden bei RRD im Rahmen der Magermodulentwicklung umfangreiche CFD-Methoden eingesetzt. Aufgrund der Komplexität der Randbedingungen und der nur teilweise bekannten Verbrennungseffekte bei magerer Gemischbildung ist jedoch eine genaue Vorhersage lokaler Strömungseffekte schwierig. Mit Hilfe experimenteller Daten aus den verschiedenen Prüfständen ist eine Verbesserung der Vorhersagegenauigkeit der verwendeten Modelle erreicht worden. Durch die Kenntnis der generellen Zusammenhänge und Phänomene innerhalb der untersuchten Betriebsbedingungen wurde eine genauere Interpretation von Testergebnissen sowie die Ableitung von neuen

Brennerkonfigurationen ermöglicht. Aufgrund der hochgradig instationären Natur beobachteter Effekte wie Magerverlöschung oder Zündung fanden U-RANS und LES-Methoden für ausgewählte Konfigurationen Anwendung.

3D-CFD RANS Modelle wurden für die Vorhersage der Geschwindigkeits- und Druckverteilung innerhalb der Brennkammer verwendet. Das CFD-Modell beinhaltet die Simulation der Luftströmung vom Diffusoreintritt, durch die Brenner inklusive der Schaufelpassagen bis zum Brennkammeraustritt für einen repräsentativen Brennkammersektor unter Verwendung zyklischer Randbedingungen. In Abb. 7 sind die berechneten Geschwindigkeitsvektoren für eine Strömungssimulation der nichtreagierenden Strömung durch die Magerbrennkammer gezeigt, wobei die Vektoren mit der Totaldruckverteilung farblich markiert sind. Es ist zu erkennen, dass für den untersuchten Brenner C-B eine dezentrale Strömungsrezirkulation vorhergesagt wird. Die CFD-Ergebnisse wurden u.a. verwendet, um den Einfluss des Strömungsfeldes auf die mögliche Lage und Ausbildung der Verbrennungszonen sowie die Wechselwirkung mit der Wandkühlung zu berechnen.

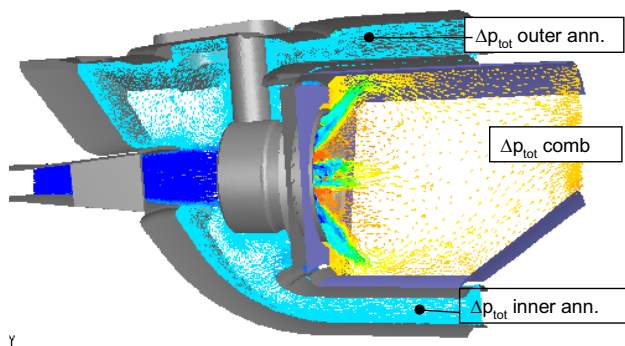


Abb. 7 CFD-Vorhersage der Geschwindigkeits- und Druckverteilung (nicht-reagierende Strömung).

Für ausgewählte Brennerkonfigurationen fand eine Erweiterung der 3D RANS-Modellierung für den reagierenden Strömungsfall statt, um zusätzlich die Temperaturverteilung und die Emissionen (NO<sub>x</sub>, CO, Ruß) vorherzusagen. In Abb. 8 ist die Temperaturverteilung bei Vollastbedingung für den LB1 Brenner in der Brennebene und in zwei axialen Schnitten gezeigt. In der ersten axialen Schnittebene nahe der Brenneraustrittsebene sind zwei voneinander getrennte Verbrennungszonen zu erkennen, so dass eine geringe Interaktion der Pilot- und Hauptflamme bei dieser Bedingung mit einer geringen NO<sub>x</sub>-Produktion zu erwarten ist.

Trotz der Isolierung der Flammen ist infolge der hochverdrallten Strömung eine intensive Gemischbildung vorhanden, die auch zu einer homogenen Temperaturverteilung im Brennkammeraustritt führt, in der kein markantes Strömungsmuster der Pilot- oder Hauptströmung identifiziert werden kann.

In Abb. 9 ist dazu die berechnete und gemessene mittlere Temperaturverteilung im Brennkammeraustritt gegenübergestellt, wobei eine sehr gute Übereinstimmung der numerischen Vorhersage mit den experimentell gewonnenen Ergebnissen festgestellt werden kann.

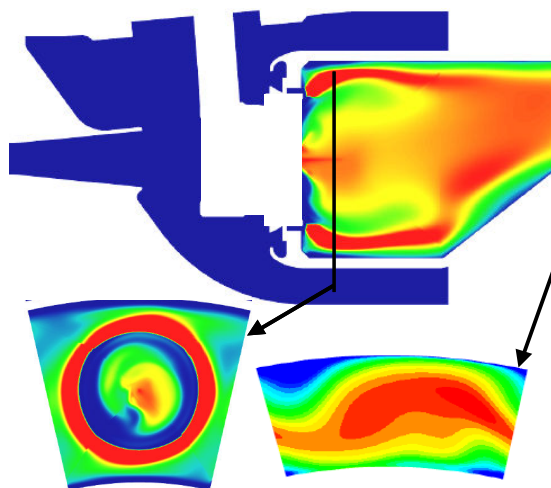


Abb. 8 Berechnete Temperaturverteilung für die Magerbrennkammer bei einer Vollastbedingung mit geringem Pilotkraftstoffanteil.

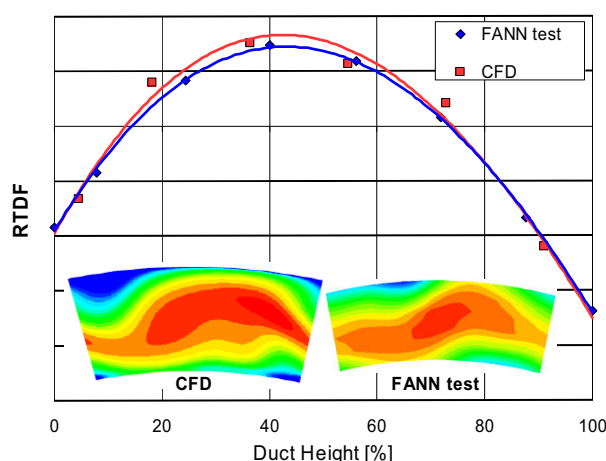


Abb. 9 Berechnete und gemessene Temperatur-RTDF im Austritt der Brennkammer für den LB1-Brenner.

Nachdem ein validiertes Grundverständnis der Strömungstopologie sowie der Luftverteilung innerhalb der Brennkammer bei Verwendung von komplexen 3D-Modellen und der Verankerung mit experimentellen Ergebnissen aufgebaut werden konnte, kamen verstärkt reduzierte 2D-Modelle zum Einsatz. Dazu wurden beispielsweise die detaillierten Austrittsbedingungen der verschiedenen Drallerzeuger des Brenners aus den 3D-Modellen extrahiert und als Eintrittsbedingungen für die 2D-Modelle verwendet. Aufgrund des geringen Rechenaufwandes konnten somit umfangreiche CFD-Studien zur Optimierung von Brennerdetails oder zur Interpretation von Einzelsektor-Ergebnissen eingesetzt werden. In Abb. 10 ist als ein Beispiel die mittels 2D-Rechnungen ermittelte Temperaturverteilung für die Brennervarianten C-B und C-E für zwei unterschiedliche Betriebsbedingungen gezeigt.

Bei der Landeanflugbedingung („approach“) im ungestuften Betrieb des Brenners („pilot only“) stellt sich für den Brenner C-B mit geringer Luftverdrallung für den Pilot- und den Hauptkanal eine etwas abgehobene, lang ge-

streckte, fett brennende Pilotflamme auf der zentralen Brennerachse ein. Im Gegensatz dazu führt eine erhöhte Luftverdallung für die inneren Luftkanäle des Brenners C-E zu einer kurzen, weit geöffneten, nahezu wandanliegenden Flammenkonfiguration. Aufgrund der zentralen Rezirkulation brennt bei dieser Konfiguration die Flamme magerer, so dass sich im Vergleich zum Brenner C-B niedrige  $\text{NO}_x$ -Emissionen im ungestuften Betrieb einstellen. Bei Vollastbedingungen zeigt der Brenner C-B zunächst eine Trennung der Pilot- und Hauptreaktionszonen in der Primärzone der Brennkammer, während weiter stromab eine Verschmelzung der fett brennenden Pilotzone mit der Hauptzone stattfindet mit dem Ergebnis hoher Spitzentemperaturen und erhöhter  $\text{NO}_x$ -Emissionen. Die Brennerkonfiguration C-E ermöglicht hingegen eine globale Trennung der Reaktionszonen im gestuften Betrieb, so dass die zur Verfügung stehende Luft für eine optimierte Kraftstoff-Luft Mischung sowohl für die Pilot- als auch die Hauptflamme besser genutzt werden kann und niedrige  $\text{NO}_x$ -Emissionen erreichbar sind.

Variante C-B führt zu einer verstärkten Interaktion der verdallten Luftströmung mit dem flüssigen Kraftstoff, so dass der Aufbruch der Flüssigkeitsligamente und die Sekundärzerstäubung früher einsetzt und damit das Auftreten kleinerer Tropfen begünstigt wird.

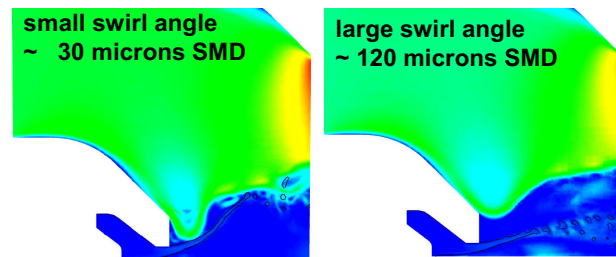
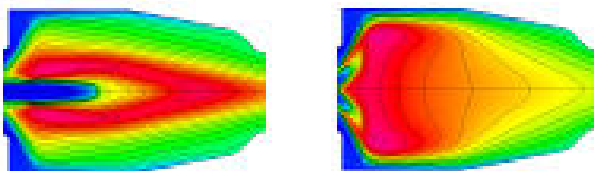


Abb. 11 Ergebnis der CFD-Simulation mit VOF-Methoden für den Brenner C-B (links) und C-E (rechts).

### Approach, pilot only



### Cruise, pilot/main

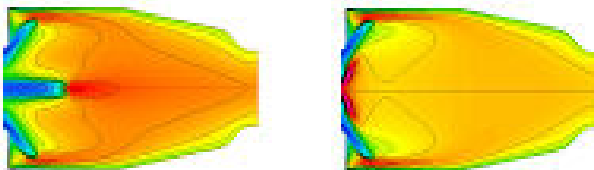


Abb. 10 Berechnete 2D-Temperaturverteilung für eine typische Landeanflug- und Reiseflugbedingung: Brenner C-B (links) und Brenner C-E (rechts).

Allgemein ist die Sprayverteilung und die Tropfengrößenverteilung bei Hochdruckbedingungen schwer zu bestimmen und daher meist unbekannt. Um jedoch die wesentlichen Effekte der Kraftstoffaufbereitung zu erfassen, wurden für ausgewählte Betriebsbedingungen und Brennergeometrien detaillierte CFD-Simulationen für die separierte Mehrphasenströmung vorgenommen (VOF, 'Volume of Fluid').

In Abb. 11 ist die Geschwindigkeitsverteilung der Luftströmung sowie die Verteilung der flüssigen Phase als Ergebnis einer VOF-Simulation für den Magerbrenner mit einem Pilotdruckzerstäuber für die Niedrigdrall- (Brenner C-B) und die Hochdrallvariante (Brenner C-E) dargestellt. Gezeigt ist ein vergrößerter Ausschnitt der beiden Brenner mit dem jeweils zentral angeordneten Druckzerstäuber und dem inneren Luftkanal der Pilotstufe.

Die Ergebnisse der Simulation sind in guter qualitativer Übereinstimmung mit den beobachteten Sprayeigenschaften beider Konfigurationen. Der verringerte Luftdrall der

## 8. SEKTORVERSUCHE (TRL4)

### 8.1. Emissionen

Die Emissionswerte der verschiedenen Brennervarianten zwischen Leerlauf und Vollastbedingungen und unter Variation der Kraftstoffaufteilung zwischen der Pilot- und Hauptstufe hinsichtlich  $\text{NO}_x$ , CO, Ruß und UHC wurden in der Hochdruck-Einzel-Sektorbrennkammer (HPSS, High Pressure Single Sector) beim DLR-AT Köln aufgenommen. Die einstellbaren Eintrittsdrücke (max. 34 bar) und -temperaturen (max. 900 K) entsprechen repräsentativen Fluggasturbinenbedingungen.

Die niedrigsten  $\text{NO}_x$ -Emissionen traten im ungestuften Leerlauf-Betrieb bei Brennern mit hoher Luftverdallung und geringem Luftanteil für die Pilotstufe auf. Der erste Effekt ist bedingt durch die Pilotzonenstöchiometrie: aufgrund der Vergrößerung des Spraywinkels und der Zumischung eines höheren Luftanteils brennt die Pilotflamme magerer mit im Mittel verringerten Temperaturspitzen. Der geringere Luftanteil für die Pilotstufe führt hingegen aufgrund des kraftstoffangereicherten Gemisches zu einem Einfrieren der chemischen Reaktionen. Im ungestuften Betrieb bei Leerlaufbedingungen wurde eine Variation von 2  $\text{EINO}_x$  gemessen. Absolut gesehen bedeutet dies nur eine kleinere Änderung, allerdings tragen die  $\text{NO}_x$ -Emissionen bei Leerlaufbedingungen infolge der zeitlichen Gewichtung mit einem erheblichen Anteil zu den akkumulierten LTO-Emissionen bei.

In Abb. 12 sind die gemessenen  $\text{NO}_x$ -Emissionen für 3 Brenner und zwei Kraftstoffaufteilungen ('splits') für den Vollastfall gegenüber dem Brenner AFR aufgetragen. Für alle Brenner wurde der gleiche Hauptbrenner verwendet, der Pilotbrenner wird durch die Umverteilung des Kraftstoffs auf die Hauptstufe ebenfalls mager betrieben. Bei geringem Kraftstoffanteil für den Pilotbrenner in der Nähe des Auslegungspunktes konnten  $\text{EINO}_x$ -Werte zwischen 3-10 nachgewiesen werden, damit liegen die  $\text{NO}_x$ -Emissionen ca. 70-80% unterhalb des Niveaus einer herkömmlichen RQL-Brennkammer bei gleicher Betriebsbedingung. Gleichzeitig konnte eine größere Abhängigkeit des Druckzerstäubers im Vergleich zu einem Luftstromzerstäuber bei fetten Luft-Brennstoffverhältnissen aufgrund kraftstoffangereicherter Gebiete festgestellt werden.



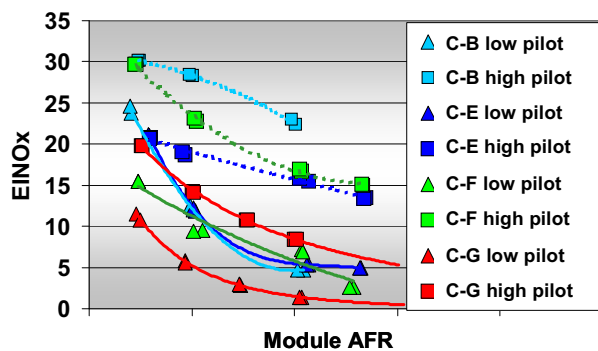


Abb. 12  $EINO_x$  vs. AFR bei Voll-Lastbedingungen für unterschiedliche Kraftstoffsplits.

Eine veränderte Situation ist bei höherem Pilotkraftstoffanteil zu beobachten. Bei diesen Bedingungen zeigen die Hochdrallvarianten des Pilot-Druckzerstäubers geringere  $NO_x$ -Emissionen im Vergleich zum Pilot-Luftstromzerstäuber, was auf eine Änderung in der Flammentopologie bei Erhöhung des Pilotkraftstoffanteils schließen lässt. Die Niedrigdrallvariante des Pilot-Druckzerstäubers zeigt bedingt durch eine fettere Pilotzone in der Nähe des Auslegungspunktes die höchsten  $NO_x$ -Emissionen.

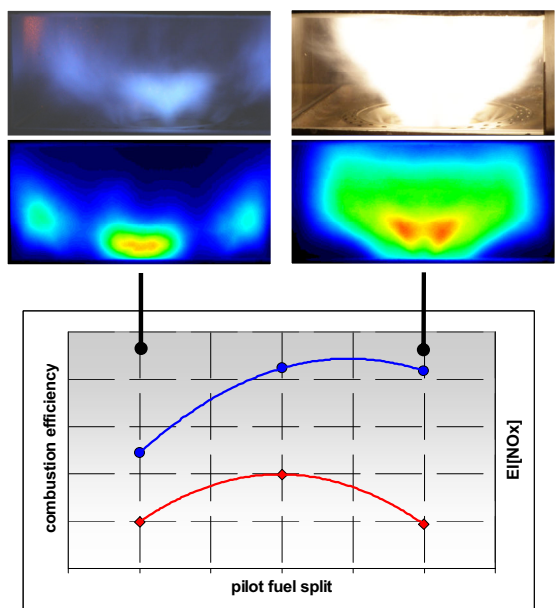


Abb. 13 LB1 Brenner in einer optisch zugänglichen Einzelbrennkammer des DLR-AT Köln bei Reise-Flugbedingungen, qualitative Visualisierung der Flamme: Foto und  $OH^*$  Chemilumineszenz (oben), Brennkammerausbrand und  $EINO_x$  aus dem Vollringtest (unten).

Ein wichtiger Schritt zur Verbesserung des Grundverständnisses der Gemischaufbereitung für gestufte Magerbrenner entsprechend einer bereits etablierten Vorgehensweise war die Anwendung von Lasermesstechniken in einer Einzel-Brennkammer des DLR-AT Köln ([5] [6]). In Abb. 13 ist beispielhaft der Einfluss der Kraftstoffaufteilung ("Pilot Fuel Split") auf den Ausbrand und die  $NO_x$ -Emissionen aus Vollringtests korreliert mit qualitativen Messungen der Wärmefreisetzung in dem optisch zugänglichen Prüfstand für den LB1 Brenner bei einer typischen Flugbedingung. Zusätzlich zu der qualitativen Visu-

alisierung der Flamme mittels  $OH^*$  Chemilumineszenz sind Fotoaufnahmen der Flamme für den Fall mit geringem sowie hohem Pilotkraftstoffanteil hinzugefügt. Bei hohem Kraftstoffanteil für die Pilotstufe brennen die Pilot- und Hauptflamme in einer gemeinsamen Reaktionszone, die vorwiegend durch fette Gemischbildung der Pilotzone mit einer erhöhten  $NO_x$ -Produktion dominiert wird. Eine deutlich magerere brennende Pilotflamme sowie eine Trennung der beiden Reaktionszonen sind bei einem geringen Kraftstoffanteil für die Pilotstufe zu beobachten. Die Hauptflamme brennt in der Nähe des Hitzeschildes konzentrisch um die Pilotflamme bei sehr mageren Gemischbedingungen.

Im Rahmen einer anderen Untersuchung wurde für den Brenner C-D mit Luftstromzerstäuber für die Hauptstufe die Kraftstoffdurchfluss-Zahl variiert. Bei geringem Pilotkraftstoffanteil trat für die Konfiguration mit erhöhter Kraftstoffdurchfluss-Zahl eine deutliche Erhöhung der  $NO_x$ -Emissionen auf, was auf eine ungenügende Kraftstoffaufbereitung schließen lässt. Diese Versuche haben das hohe Potential zur Optimierung der Hauptkraftstoffeindüsung aufgezeigt.

Da der Pilotbrenner im unteren Lastbereich mit einer relativ fetten Gemischstöchiometrie betrieben wird, kann das Auftreten von erhöhten Rußemissionen im ungestuften Betrieb einen merklichen Einfluss auf den ersten Stufpunkt haben.

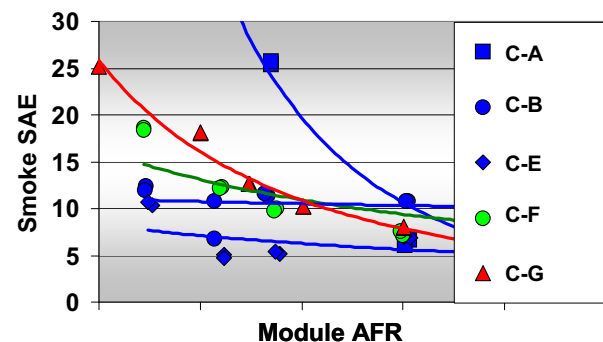


Abb. 14 Gemessene Rußemissionen bei Leerlaufbedingungen.

In Abb. 14 sind die Ergebnisse von SAE-Rußzahlmessungen für ausgewählte Brennervarianten im ungestuften Betrieb als Funktion des Brenner AFRs zusammengefasst. Der Brenner C-A mit geringem Luftanteil in der Pilotstufe weist bei einer sehr ausgeprägten Abhängigkeit der Rußemissionen vom Luft-Kraftstoff-Verhältnis die höchsten Rußemissionen insbesondere bei niedrigen AFR-Werten auf. Der Brenner C-F mit Pilot-Luftstromzerstäuber zeigt ein ähnliches Rußverhalten wie die Pilot-Druckzerstäubervarianten der Brenner C-B bzw. C-G. Die niedrigsten Rußemissionen wurden für den Brenner C-E mit einer hohen Luftverdrallung und einer resultierenden mageren Pilotzone gemessen.

## 8.2. Starts bei Bodenbedingungen

Vor der Analyse des Zünd- und Verlöschverhaltens in kostenintensiveren subatmosphärischen und Hochdruck-Prüfständen wurden zunächst einfache Voruntersuchungen unter atmosphärischen Bedingungen in einer vereinfachten Brennkammergeometrie durchgeführt (Abb. 15).



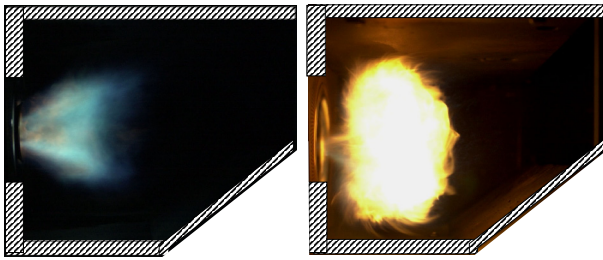


Abb. 15 Pilotflammen bei atmosphärischen Bedingungen: Brenner C-B (links, kleiner Spraywinkel), Brenner C-E (rechts, vergrößelter Spraywinkel).

Für jede Brennerkonfiguration wurde das Luft-Kraftstoff-Verhältnis (AFR) sowie der Druckabfall über den Brenner systematisch variiert. Dabei war für den Pilot-Druckzerstäuber ein gegensätzlicher Trend zwischen dem Zünd- und Magerverlöschverhalten zu erkennen. Die Niedrigdrallvarianten zeigten die höchsten Verlösch-AFRs, gleichzeitig war jedoch die beobachtete Zündcharakteristik nicht ausreichend. Für die Hochdrallkonfigurationen war der Trend entgegengesetzt. Es bleibt festzuhalten, dass für einige Pilot-Luftstromzerstäubervarianten ein sehr hohes Magerverlösch-AFR bei gleichzeitig akzeptablem Zünd-AFRs erreicht werden konnte. In Abb. 15 sind dazu Pilotflammenbilder für eine Niedrig- und Hochdrallvariante gegenübergestellt. Die Visualisierung des Pilot-sprays zeigt einen kleinen Spraywinkel für den Brenner C-B und einen weit geöffneten Spraywinkel für die Konfiguration C-E. Die Änderung der Spraycharakteristik hängt dabei wesentlich von der Brenneraerodynamik insbesondere von der Ausbildung einer zentralen oder dezentralen Rezirkulationszone ab.

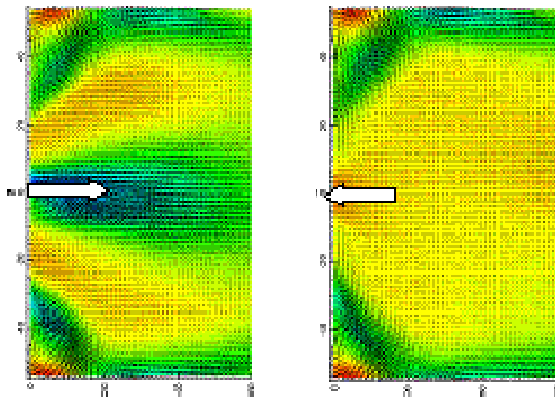


Abb. 16 Gemessene Axialgeschwindigkeit (PIV), Brenner C-D (links, geringer Pilotdrall) und Brenner C-E (rechts, erhöhter Pilotdrall).

Eine Analyse der zugrunde liegenden Strömungsform wurde beispielsweise mittels PIV-Lasermesstechnik vorgenommen. In Abb. 16 ist die gemessene Verteilung der Axialgeschwindigkeit für eine Niedrig- und Hochdrallbrennervariante dargestellt, wobei die beiden Pfeile die Strömungsrichtung auf der Brennerachse verdeutlichen sollen. Im Allgemeinen war bei allen Brennervarianten mit einer hohen Luftverdrossung und zentraler Strömungsrezirkulation auf der Brennerachse eine Beeinträchtigung der Magerverlöschstabilität aber eine verbesserte Zündfähigkeit verbunden.

### 8.3. Wiederzünden in Höhe

Das Wiederzünden in Höhe sowie ein Rundzünden der Flamme wurde in einer 2-Sektor-Brennkammer bei stationären Brennkammereintrittsbedingungen untersucht. Die eingestellten Eintrittsbedingungen repräsentieren die entsprechenden Druck-, Temperatur- und Luftmassenstrombedingungen in Flughöhe. Sowohl Brenner mit Pilot-Druckzerstäuber als auch mit Pilot-Luftstromzerstäuber waren Gegenstand der systematischen Testreihen innerhalb des Flug-Betriebsbereiches ('flight envelope'), wobei beide Brennervarianten vergleichbare Eigenschaften in Bezug auf die Zündfähigkeit, Magerverlösch und Rundzünden aufwiesen. Abb. 17 zeigt fotografische Aufnahmen während der Zündversuche in der 2-Sektor-Brennkammer für einen Brenner mit Pilot-Luftstromzerstäuber (C-F) sowie mit einem Pilot-Druckzerstäuber (C-G).

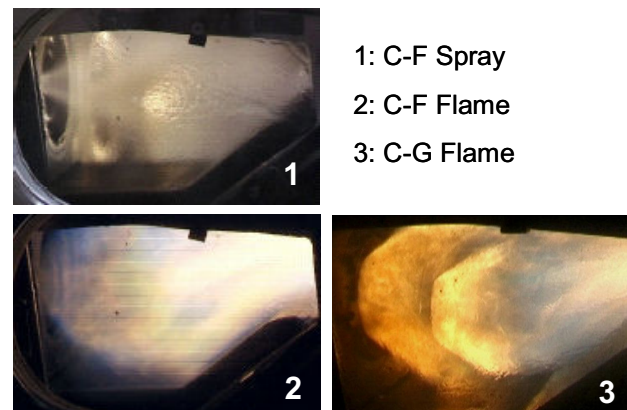


Abb. 17 Untersuchung des sub-atmosphärischen Betriebsverhaltens: Pilotflammen in einer 2-Sektor-Brennkammer.

Die beste Brennerkonfiguration, die in der 2-Sektor-Brennkammer (TRL4) getestet wurde, zeigte ein hohes Potential für ein ausreichendes Wiederzündverhalten. Allerdings muss aufgrund der hochgradig instationären Prozesse eine abschließende Validierung des Wiederzünd- und Beschleunigungsvermögens auf einem TRL6-Niveau zumindest unter Verwendung eines Kerntriebwerkes erfolgen, um eine repräsentative Abbildung der Brennkammer-Turbinen-Interaktion zu erhalten. Eine wichtige Fragestellung ist, wie sich die zeitliche Änderung der Wärmeabfuhr auf das Verdichterverhalten bzw. die Beschleunigungszeiten zwischen Zündung und Erreichen der Leerlaufbedingungen auswirkt. Außerdem ist der Einfluss ungünstiger klimatischer Bedingungen (Regen, Hagel) auf die Fluggasturbinenleistung und die Einhaltung entsprechender Sicherheitsabstände zu den Grenzwerten zu demonstrieren.

### 8.4. Brennkammerausbrand

Wie eingangs erwähnt, kann bei der Magerverbrennung in Abhängigkeit von der Kraftstoffstufung eine Beeinträchtigung des Brennkammerausbrands bei Teillastbedingungen auftreten. In Abb. 18 sind verschiedene Ausbrandkurven für Brenner mit Pilot-Druckzerstäuber und Pilot-Luftstromzerstäuber dargestellt, wobei der Ausbrand unter Variation des Kraftstoffspplits und des Brenner-AFRs, d.h. bei konstantem Pilot-Kraftstoffmassenstrom, bestimmt wurde.

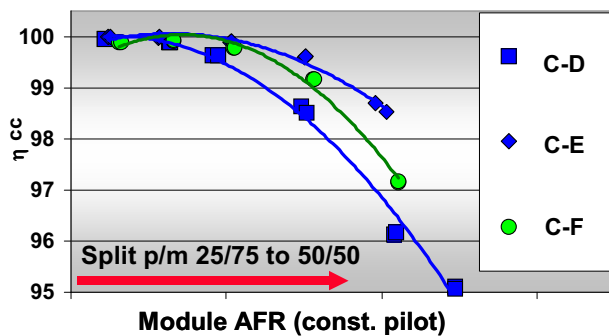


Abb. 18 Brennkammerausbrand bei Teillastbedingungen unter Variation der Kraftstoffaufteilung zwischen dem Pilot- und Hauptbrenner.

Bei erhöhtem Kraftstoffsplit und Brenner-AFR ist eine signifikante Reduktion des Brennkammerausbrands für die betrachteten Brenner zu verzeichnen. In Abhängigkeit von der gewählten Kraftstoffstufung kann der Ausbrandverlust vermindert werden. Dies stellt jedoch für eine magere Verbrennungsführung eine technologische Herausforderung dar.

## 9. VOLLRINGVERSUCHE (TRL5)

Basierend auf den TRL4-Versuchen fand eine Weiterentwicklung der Brenner-Prototypen in Richtung realistischer Triebwerksbrenner mit integriertem Thermalmanagement zur Vermeidung von Kraftstoffverkokung und hoher thermisch bedingter Spannungen statt. Nach einer Auswahl der auf TRL4-Niveau getesteten Brenner und Implementierung von geeigneten Thermalkonzepten wurden die beiden Brennervarianten LB1 und LB2 in dem Vollringversuchsträger bis zu simulierten Vollastbedingungen eingehend untersucht (s. Abb. 19). Beide Brenner besitzen einen Luftstromzerstäuber für die Hauptstufe, der Brenner LB1 weist jedoch einen Pilot-Druckzerstäuber und LB2 einen Pilot-Luftstromzerstäuber auf. Ein weiterer Unterschied besteht in der erzeugten Strömungsform infolge einer unterschiedlichen Anzahl, Anordnung sowie Ausbildung der Drallerzeuger.



Abb. 19 Vollringbrennkammer mit Prototypenbrennern

Abb. 20 zeigt den Vollringbrennkammer-Prüfstand mit der stromabseitigen Traversiereinheit zur Emissionsmessung mittels Abgasrechen. Der Prüfstand simuliert die Betriebsbedingungen wie sie im stationären Fall im Kerntriebwerk auftreten und erlaubt die Aufnahme eines Brennkammermoduls, das identisch dem des Kerntriebwerks ist.

In Abb. 21 sind die skalierten  $\text{NO}_x$ -Emissionen für die Brenner LB1 und LB2 über den Lastzustand aufgetragen. Es ist zu erkennen, dass die  $\text{NO}_x$ -Emissionen im ungestuften Betrieb zunächst mit der Zunahme des Schubes

für beide Brennervarianten ansteigen. Bei ca. 20% Startschub wird zur Begrenzung der  $\text{NO}_x$ -Emissionen eine erste Kraftstoffstufung aktiviert, die einen Teil des Kraftstoffs von den Pilotbrennern auf eine bestimmte Anzahl von Hauptbrennern verteilt. Über die Reduzierung der durch die Pilotstufe bedingten heißen Temperaturzonen wird eine Senkung der thermisch bedingten  $\text{NO}_x$ -Emissionen ermöglicht. Bei weiterer Lastzunahme und ansteigenden Eintrittstemperaturen und -drücken für die Brennkammer erfolgte eine sukzessive Erhöhung des Kraftstoffs für die Hauptbrenner, so dass über einen mageren Betrieb beider Kraftstoffstufen eine Begrenzung von lokalen Temperaturspitzen stattfindet.



Abb. 20 Vollringbrennkammer-Prüfstand.

Die Berechnung der resultierenden LTO- $\text{NO}_x$ -Emissionen für den zugrunde liegenden E3E-Zyklus ergab  $\text{NO}_x$ -Emissionswerte in Höhe von 50% des CAEP/2-Grenzwertes für den LB1 Brenner bzw. 30% für LB2. Für den LB2 Brenner wurde jedoch neben den geringen  $\text{NO}_x$ -Emissionen ein Anstieg der CO- und UHC-Emissionen festgestellt, so dass von einer Beeinträchtigung des Brennkammerausbrands im Teillastbereich bei teilweiser Zuschaltung der Hauptstufen auszugehen ist. Im Gegensatz dazu zeigte der LB1 Brenner bei gleicher Betriebsbedingung geringere CO- und UHC-Werte. Die Anpassung der Kraftstoffstufungsgesetze ist daher Gegenstand weiterer Optimierungen hinsichtlich niedriger CO-, UHC- und  $\text{NO}_x$ -Emissionen.

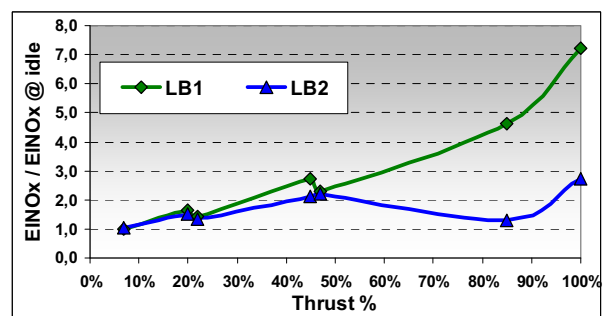


Abb. 21  $\text{NO}_x$ -Emissionen vs. Triebwerkszyklus für 2 unterschiedliche Magerbrennervarianten.

### 9.1. Brennkammerausbrand

Die Veränderung der Ausbrandcharakteristik von Magerbrennkammern mit Kraftstoffstufung gegenüber konventionellen RQL-Brennkammern ist in Abb. 22 als Funktion des Triebwerkschubs wiedergegeben.



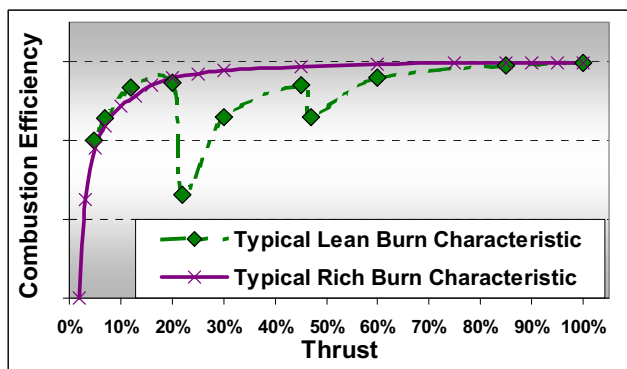


Abb. 22 Brennkammerausbrand vs. Lastzustand des Triebwerks: Vergleich einer RQL- und einer intern gestuften Magerbrennkammer.

Bei der Magerverbrennung kann nach der ersten Kraftstoffstufung unter Zuschaltung von mager betriebenen Hauptbrennern eine Reduzierung des Ausbrandes eintreten. Dies lässt sich auf der einen Seite bei moderaten Verbrennungstemperaturen auf die Verminderung der Wärmefreisetzung bei Gemischabmagerung zurückführen. Andererseits kann eine ungenügende Kraftstoffzerstäubung oder auch Kraftstoffplatzierung zu einem Ausbrandverlust beitragen, da in diesem Fall durch die Luftzumischung von nur mit Pilotkraftstoff betriebenen Nachbrennern unvollständige Verbrennungsprodukte der Hauptreaktionszone eingefroren werden.



Abb. 23 Zustand der Magerbrenner nach den Hochdruckversuchen im Vollringprüfstand.

Sowohl die Brennkammer als auch die Brenner zeigten sich nach dem Test in ausgezeichnetem Zustand mit kleineren lokalen Heißstellen an einigen Schindeln. In Abb. 23 sind die Magerbrenner gezeigt. Wie erwartet weisen die unterschiedlichen Brenner-Standards Unterschiede in der Temperaturverteilung am Austritt der Brennkammer auf. Dies hatte sich zuvor in numerischen Simulationen angedeutet und wurde bei der Auslegung der Hochdruckturbine berücksichtigt.

## 10. KERNTRIEBWERKSTESTS

Das geplante Versuchsprogramm beinhaltete Boden und simulierte Höhenversuche inklusive aller relevanten Manöver und Vollastbetriebspunkte für die Heißgasteile. Der Kerntriebwerksdemonstrator (Abb. 24) wurde mit umfangreichster Instrumentierung versehen und verfügte über zwei Telemetrieinheiten zur Übertragung von Daten aus dem rotierenden System.

Im Fokus der Kerntriebwerkstests standen Untersuchungen des transienten Verhaltens der Komponenten im

Wechselspiel miteinander. Das transiente Betriebsverhalten ('operability') einer mageren schadstoffarmen Brennkammer sowie deren thermoakustisches Verhalten im Vergleich zu konventionellen Brennkammern standen hierbei im Vordergrund der Untersuchungen mit Brennkammerrelevanz.



Abb. 24 E3E Kerntriebwerk (Core3/2) mit Instrumentierung

Das Kerntriebwerk wurde aus verschiedenen Schleppbedingungen gestartet und auf Leerlaufbedingungen beschleunigt. Beim transienten Hochbeschleunigen von Leerlauf auf Vollast funktionierte die Kraftstoffstufung problemlos. Es wurden zwei verschiedene Kraftstoffaufteilungen zwischen Pilot- und Hauptstufe erprobt. In einem Fall wurde der Hauptkraftstoffanteil bei Vollast zu 90% in der Hauptstufe umgesetzt im anderen zu etwa 65%. Im ersten Fall traten moderate thermoakustische Druckschwingungen in der Brennkammer auf. Die gemessene Frequenz stimmte dabei mit der im Vollringversuchsträger ermittelten überein.

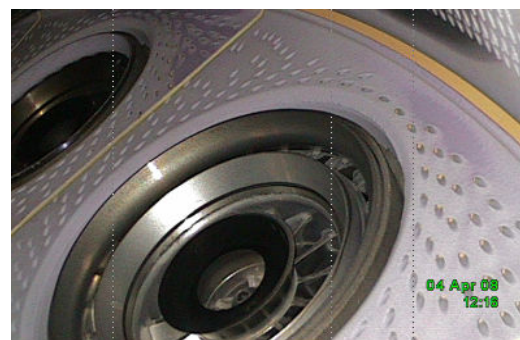


Abb. 25 Brenner und Hitzeschilde nach dem Test

Zwischen den einzelnen Testläufen wurden die Heißgasteile mit Hilfe eines Endoskops auf mögliche Beschädigungen untersucht. Abb. 25 zeigt die Brenner und Hitzeschilde nach dem Versuch. Speziell die Brenner zeigten keinerlei Verschleiß- bzw. Überhitzungserscheinung.

## 11. DISKUSSION

Die von Rolls-Royce Deutschland entwickelte Magerverbrennungstechnologie konnte ein hohes Potential zur Stickoxidreduzierung unter Beweis stellen. Sämtliche Entwicklungsschritte ausgehend von konzeptionellen Überlegungen und generischen Untersuchungen in Sektorprüfständen bis hin zur Prototypenvalidierung in ma-



schinennahen Umgebungen wurden aufgezeigt, um den für eine Triebwerksentwicklung notwendigen technologischen Reifegrad (TRL) zu erzielen. Dieser Prozess ist hochgradig iterativ, da selbst Untersuchungen auf Gesamtriebwerksniveau zu konzeptionellen Modifikationen führen können.

Die Hochdruck-Einzelsektorversuche bestätigten im Auslegungspunkt bei Vollast Stickoxid-Emissionen im Bereich zwischen 3 und 10 g/kg. Dieses Niveau wurde durch den Einsatz eines intern gestuften Kraftstoffzerstäubers und die aerodynamische Trennung der Pilot- und Hauptverbrennungszonen ermöglicht. Die Auslegung und die Interpretation der Versuchsergebnisse wurden durch numerische Simulationen unterstützt.

Das Brennkammermodul konnte im Hochdruck-Vollringversuchsträger Versuch für den Betrieb im Kerntriebwerk qualifiziert werden, wobei ein sicheres Betriebsverhalten sowie eine Stickoxid-Reduktion von bis zu 70% gegenüber CAEP/2 nachgewiesen werden konnte. In der Nähe der Stufungspunkte wurde bezüglich des Brennkammerausbrands weiterer Entwicklungs- und Optimierungsbedarf ermittelt. Das Zündvermögen unter Höhenbedingungen im Vollring hingegen erfüllte nahezu alle Anforderungen.

Die transiente Funktionalität der Magerverbrennung und das Zusammenspiel mit anderen Triebwerkskomponenten konnte auf dem Engine 3E Kerntriebwerksdemonstrator untersucht werden. Die Regelung der gestuften Verbrennungsführung konnte mit Untersuchungen zum Betriebsverhalten des Gesamtsystems hierbei unter Beweis gestellt werden.

## DANKSAGUNG

Das Entwicklungsprogramm zur schadstoffarmen Magerverbrennungstechnologie wurde gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie unter der Nummer 20T0309A. Rolls-Royce Deutschland möchte sich an dieser Stelle herzlich für diese Förderung bedanken.

Ferner geht der Dank an das DLR AT Köln und die Fa. ANECOM Aerotest, insbesondere an D. Paszehr, der durch sein professionelles Engagement die Hochdruck-Einzelsektorversuche beim DLR unterstützt hat. Den Herren I. Bagchi und M. Staufer wird für ihre umfangreichen CFD Arbeiten gedankt, die die Auslegung der Testkonfigurationen und die Interpretation der Messergebnisse ermöglichten.

## SYMBOLE UND ABKÜRZUNGEN

Aeff	effektive Fläche
AFR	Air to Fuel Ratio (Luft-Kraftstoffverhältnis)
AFR_LBO	AFR at lean blowout (Magerverlöschung)
ASC	Axially Staged Combustor
BPR	Nebenstromverhältnis / Bypassratio
CAEP	Committee on Aviation Environmental
EEC	Electronic Engine Controller
EINOx	Emissionsindex NOx
F00	Nennschub
LBO	Lean BlowOut
LES	Large Eddy Simulation
LTO-Cycle	Landing and Takeoff Cycle

NO <sub>x</sub>	Oxides of Nitrogen (NO, NO <sub>2</sub> )
P	Druck
PIV	Particle Image Velocimetry
PM	particulate matter
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RQL	Rich-burn – Quick-quench – Lean-burn
SAC	Single Annular Combustor
SLS	sea level static
T	Temperatur
TRL	Technology Readiness Level (technologischer Reifegrad)
UHC	Unburnt Hydrocarbons
U-RANS	Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes
VOF	volume of fluid
Θ	Combustor loading

## LITERATUR

- [1] Brehm, N., Schilling, Th., Bauer, H.-J., Bittlinger, G., Kappler, G., Rackwitz, L., Chatziapostolou, A., Schmidt, K.-J.: 'Development of An Annular Combustor with axially integrated burning zones and demonstration in a BR700 core engine', ISABE, Florence, September 1999.
- [2] Dörr, Th., Schilling, Th., Bauer, H.-J.: 'Die Brennkammerentwicklung bei Rolls-Royce Deutschland, Motivation – Ziele – Strategie', DGLR Jahrestagung 2001.
- [3] Bauer, H.-J.: 'NO<sub>x</sub> -Reduction Methods for Aeroengines', Panel Session "Future Trends of Combustor Technology, ASME Turbo Expo 2002, Amsterdam.
- [4] Mongia, H.C.: 'TAPS-A 4<sup>th</sup> Generation Propulsion Combustor Technology for Low Emissions', AIAA Paper 2003-2657, 2003.
- [5] Rackwitz, L., Heinze, J., Becker, J.: 'Development of a piloted lean-burner for an aero-engine combustor: influence of liquid fuel placement on pollutant emissions', ILASS conference 2004, Nottingham.
- [6] Bake, S., Gerendas, M., Lazik, W., Dörr, Th., Schilling, Th.: 'Entwicklung eines Magerverbrennungskonzeptes zur Schadstoffreduzierung im Rahmen des nationalen Luftfahrtforschungsprogramms Engine 3E' DGLR Jahrestagung 2004.
- [7] Hassa, C., Heinze, J., Rackwitz, L., Doerr, Th.: 'Validation Methodology for the Development of Low Emission Fuel Injectors for Aero-Engines', ISABE-2005-1143
- [8] Lazik, W., Doerr, Th., Bake, S.: 'Low NO<sub>x</sub> Combustor Development for the Engine 3E Core Engine Demonstrator', ISABE-2007-1190
- [9] v.d.Bank, R., Doerr, Th., Linne, M., Lindholm, A., Guin, Ch.: 'Investigations on Internally Staged LP(P) Kerosene Injection Systems', ISABE-2005-1102
- [10] v.d.Bank, R., Schilling, Th.: 'Development of an Ultra-low NO<sub>x</sub> LP(P) Burner', ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53341
- [11] W. Lazik, T. Dörr, R. v.d. Bank, S. Bake, L. Rackwitz, „Development of Lean-Burn Low-NO<sub>x</sub> Combustion Technology at Rolls-Royce Deutschland“, ASME 2008 GT2008-51115
- [12] T. Behrend, M. Gerendas, T. Lengyel, C. Hassa, „Characterization of Advanced Combustor Cooling Concepts under Realistic Operating Conditions“, ASME 2008 GT2008-51191
- [13] H. Klinger, W. Lazik, T. Wunderlich, "The Engine3E Core Engine", ASME 2008 GT2008-50679