Brennkammer optimiert für NOx-armen Wasserstoffbetrieb

Benno Wurm, Carsten Clemen, Max Staufer, Miklos Gerendas, Ruud Eggels
Rolls-Royce Deutschland Ltd. & Co. KG, Eschenweg 11, 15827 Blankenfelde-Mahlow

Zusammenfassung

Im Rahmen seines Engagements für die Dekarbonisierung des Luftfahrtsektors und der globalen UN-Kampagne „Race to Zero“ entwickelt Rolls-Royce aktiv Wasserstoffverbrennungstechnologien für Fluggasturbinen, die zukünftig eine Vielzahl von Flugzeugen antreiben können. Diese innovativen Technologien werden im Rahmen eines Demonstratorprojektes integriert und validiert, welches die Modifikation eines Pearl 15-Triebwerks für Bodentests mit gasförmigem Wasserstoff umfasst.

Für diesen Bodentest hat Rolls-Royce eine Wasserstoff-Brennstoffdüse („Heart“) entwickelt und in die bestehende Pearl 15-Brennkammer integriert. Wie in [1-3] dargestellt, ist dieses wasserstofffähige Brennkammersystem in der Lage, CAEP8 NOx-Emissionen auf einem ähnlichen Niveau wie das zertifizierte Pearl 15-Triebwerk mit Kerosin [2, 3] zu liefern, ohne eine signifikante thermoakustische Reaktion über den gesamten Betriebsbereich, wie in [4, 5] gezeigt wurde.

Basierend auf dieser Arbeit wurde daraufhin eine spezielle Brennkammer für den Betrieb mit 100 % Wasserstoff entwickelt, wobei CFD zur Optimierung der NOx-Emissionen eingesetzt wurde. Diese wurde entworfen, gefertigt und im Vollringprüfstand in der HBK5-Testanlage am DLR Köln getestet, um diese mit der Leistung einer Pearl 15-Triebwerksbrennkammer zu vergleichen, die zuvor ebenfalls mit 100 % Wasserstoff und der Heart-Brennstoffdüse betrieben wurde.

Das Paper beschreibt die Entwicklung und Validierung dieser Brennerkammer bei Rolls-Royce Deutschland im Rahmen des Lufo 6 Programms „WOTAN“, das im Oktober 2021 gestartet wurde.

Durch den Einsatz von CFD wurde eine Vielzahl von Designoptionen untersucht, wobei Form, Volumen und Mischkonfigurationen variiert wurden. Dies führte zu einer neuartigen Form der Brennkammerwand, für die ein Patent angemeldet wurde und die laut CFD eine NOx-Reduktion von bis zu 30 % gegenüber der Referenz-Pearl-Brennkammer im Wasserstoffbetrieb bietet. Zusätzlich zu diesem neuartigen aerothermalen Design wurde die Brennkammer als einteiliges, 3D-druckbares Bauteil mit fortschrittlicher Kühlung und Mischung ausgelegt. Darüber hinaus präsentiert das Paper die Ergebnisse des Vollringtests, der verbesserte Emissionen im Vergleich zur Referenz zeigt und beweist, dass ein wasserstoffbetriebenes Brennkammersystem so gestaltet werden kann, dass es weniger CAEP8 NOx-Emissionen aufweist als ein weltweit führendes, kerosinbetriebenes Brennkammersystem.

1. ABKÜRZUNGEN

3D	Dreidimensional
ABB	Abbildung
CAEP	Committee on Aviation Environmental Protection
CFD	Computational fluid dynamics
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
EU	Europäische Union
FANN	Full Annular Rig (Vollringrig)
FGM	Flamelet Generated Manifold
H2	Wasserstoff
HBK	Hochdruckbrennkammerprüfstand
HEART	Hydrogen Injector for Eco-Friendly Aviation with Rolls-Royce Technology
ICAO	International Civil Aviation Organisation
LPBF	Laser Powder Bed Fusion
LTO	Landing - Take-off
Lufo	Luftfahrtforschungsprogramm
MTO	Maximum Take-off
NOx	Stickoxid
PDF	Probability Density Function (Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion)
RANS	Reynolds Averaged Navier Stokes
RQL	Rich-Quench-Lean
SAF	Sustainable aviation fuel
SLM	Selective Laser Melting
T	Temperatur
TRL	Technology readiness level
UN	United Nations (Vereinte Nationen)
UNS	Unstructured

2. EINLEITUNG

Rolls-Royce spielt eine wichtige Rolle bei der Entwicklung nachhaltiger Luft- und Raumfahrtprodukte und verfolgt dabei drei zentrale Säulen: Erstens die kontinuierliche Verbesserung Effizienz der Turbomaschine; zweitens die Unterstützung der Definition von Anforderungen an nachhaltigen Flugkraftstoff (SAF) als Alternative zu fossilem Kerosin; und drittens die Entwicklung alternativer Lösungen für die Speicherung erneuerbarer Energien, einschließlich der Nutzung von Wasserstoff als Kraftstoff.

Im Oktober 2021 startete Rolls-Royce sein Wasserstoff-Beschleunigungsprogramm zur Entwicklung eines 100 % wasserstofffähigen Triebwerksdemonstrators. In diesem Programm konnte nachgewiesen werden, dass ein 100 % wasserstoffbetriebener Injektor (HEART), siehe Abbildungen 1 und 2, als Nachrüstung in eine bestehende Brennkammer des Pearl 15 Triebwerkes, das als Antrieb der Geschäftsreiseflugzeuge Bombardier Global 5500 & 6500 seit 2019 im Betrieb ist, sicher und mit wettbewerbsfähigen NOx-Emissionen (Abbildung 3) betrieben werden kann [1 - 5]. Der nächste Schritt ist die Optimierung des Brennkammersystems für den Betrieb mit Wasserstoff. Das heißt konkret, nicht nur die Kraftstoffdüse, sondern auch die Brennkammer für den Wasserstoffbetrieb auszulegen. Diese Aktivität fand von März 2025 bis Februar 2026 im Rahmen des Lufo 6

Forschungsprojektes Wotan statt. Dazu wurden folgende Randbedingungen festgelegt, siehe Abbildung 4:

1. Brennkammerlänge unverändert
2. Gehäuse unverändert
3. Brennkammer-Turbinen Schnittstelle unverändert
4. Brennkammereintrittshöhe unverändert
5. Brennkammerform zwischen Eintritt und Austritt veränderbar
6. Position der Zumischlöcher veränderbar
7. Brennkammerkühlung veränderbar



Abb. 1. Rolls-Royce Wasserstoff-Injektor für das Pearl Triebwerk

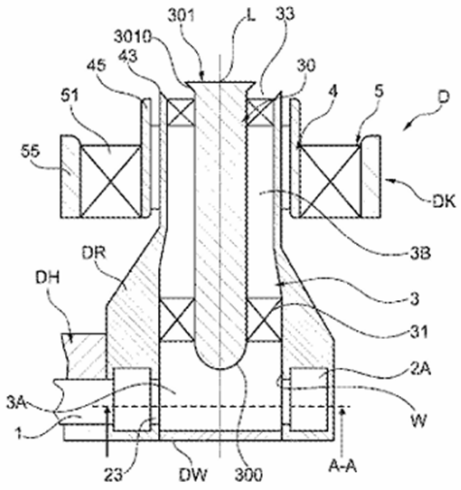


Abb. 2. Patentiertes Rolls-Royce Wasserstoff-Injektor Konzept [6]

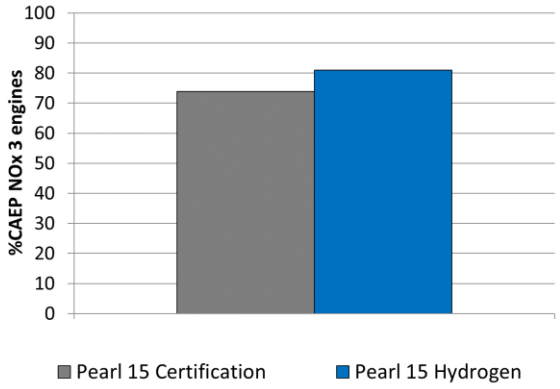


Abb.3. CAEP8 NOx Pearl 15 (Kerosin) und Pearl 15 (Wasserstoff) mit Heart Injektor und Pearl Brennkammer [3]

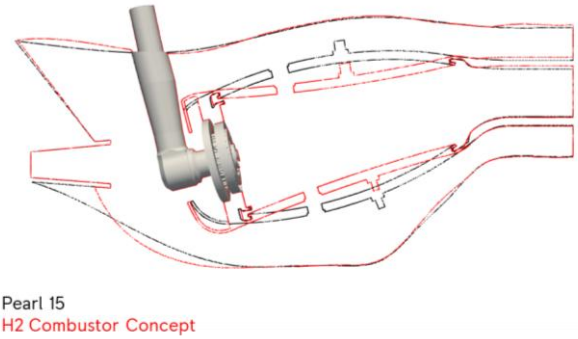


Abb. 4. Pearl Brennkammer und Wasserstoffbrenn-kammerkonzept [12]

3. AUSLEGUNG

Die Auslegung wurde mit dem Rolls-Royce CFD Code Precise-UNS [7] vorgenommen. Das FGM-Modell wurde als Verbrennungsmodell verwendet. Die Wechselwirkung zwischen Chemie und Turbulenz wurde mithilfe angenommener Wahrscheinlichkeitsdichtefunktionen (PDFs) für das Mischungsverhältnis und die Fortschrittsvariable modelliert. Als Fortschrittsvariable wurde der Massenanteil von Wasserstoff verwendet. Die NOx-Emissionen wurden durch Lösen einer Gleichung für den Massenanteil von NO unter Verwendung der Quellterme aus der FGM-Tabelle ermittelt. Die chemischen Quellterme für NOx aus der FGM-Tabelle wurden in Vorwärts- und Rückreaktionsraten des thermischen NOx aufgeteilt. Diese Aufteilung ist erforderlich, da die NOx-Emissionen in der FGM-Tabelle im Allgemeinen von denen in der Brennkammer abweichen. Anschließend muss die Rückreaktionsrate, die von der lokalen NOx-Konzentration abhängt, anhand der lokalen NOx-Konzentrationen berechnet werden.

Für die Brennkammergeometrie wurden als Parameter das Brennkammervolumen, die Durchmesser und axiale Position der Zumischlöcher der inneren und äußeren Wand und die Anordnung der Zumischlöcher in einer Reihe zueinander sowohl axial als auch hinsichtlich ihrer Durchmesser variiert. An die so entstehenden Wandkonturen wurde dann jeweils das vorhandene Budget an Kühlluft angepasst und flächig verteilt.

Als Ergebnis der Parameterstudie mit mehr als 50 Brennkammerkonfigurationen ergibt sich eine Abhängigkeit der NOx Emissionen von den einzelnen Entwurfsparametern, siehe Abbildung 5. Dabei ist der Ausgangspunkt die unveränderte Brennkammer (Abbildung 4, schwarz) mit dem Heart Injektor (Abbildung 1). Variiert man bei dieser Brennkammer (in Abbildung 5 durch rote Punkte dargestellt), lediglich die Zumischluftlöcher, so ergibt sich nur eine geringe NOx Verbesserung, oder sogar eine Erhöhung. Erst bei Reduzierung des Brennkammervolumens (gelbe Linie in Abbildung 5) kann eine signifikante NOx Verbesserung von ca. 20% erreicht werden. Wird von diesem Niveau dann eine Variation der Position der Mischluftlöcher und deren Durchmesser appliziert, ergibt sich ein weiteres Reduktionspotenzial von weiteren 15% gemäß CFD-Vorhersage. Basierend darauf wurde eine dieser Varianten ausgewählt, dargestellt in Abbildung 6.

©2026

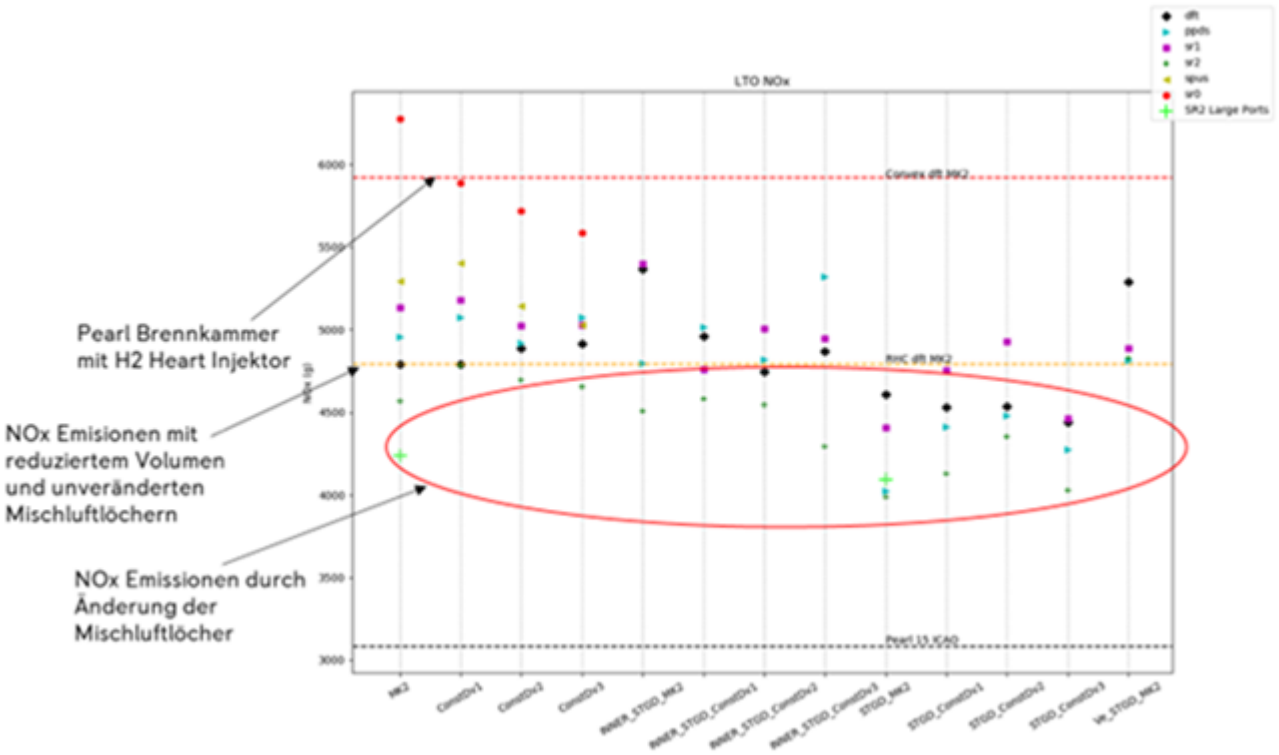


Abb.5. CFD Entwurfsmatrix

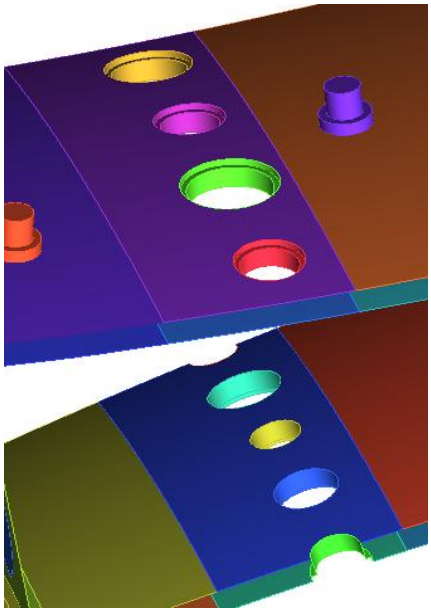


Abb.6. Wasserstoffbrennkammer Mischer Konfiguration

4. KONSTRUKTION

Für die Konstruktion (Abbildung 7) wurde ein 3D gedruckter (existierender) Brennkammerkopf [8] verschraubt mit der Brennkammerkopfplatte und einem 3D gedruckten (existierenden) Hitzeschild und dies integriert in eine einstückig 3D gedruckte einwandige 360 Grad Ringkonstruktion mit einer Kühlung abgeleitet von den 3D gedruckten Brennkammerschindeln des Pearl 10X Triebwerks, siehe Abbildung 8 und [9]. Zur Montage in das Brennkammergehäuse wurde ein konventionell gefertigter Brennkammerarm mit der gedruckten Ringbrennkammer verschraubt.

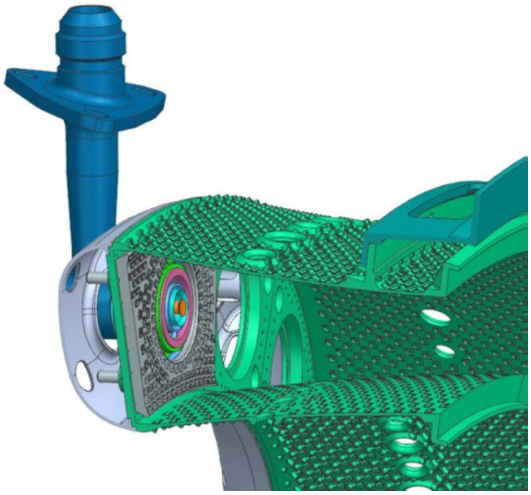


Abb. 7. Brenkammerkonstruktion

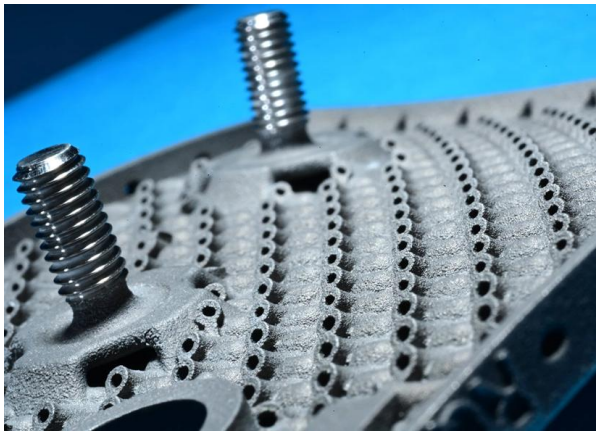


Abb. 8. 3D gedruckte Brennkammerschindel des Pearl 10X Triebwerks [9]

©2026

Für den Druck wurden entsprechende Stützstrukturen konstruiert und implementiert, siehe Abbildung 9.

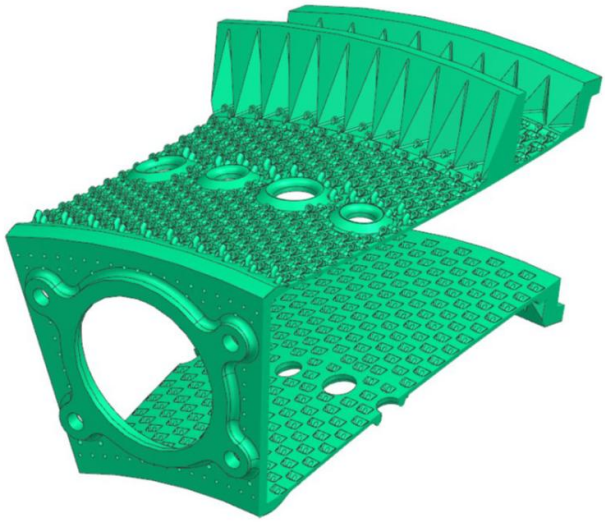


Abb. 9. Sektor des 360 Grad Druckmodells

5. HERSTELLUNG

Das so definierte Druckmodell wurde mit dem LPBF Verfahren auf einer Nikon SLM Maschine in Haynes 282, Abbildung 10, gedruckt und nach Wärmebehandlung von der Druckplatte zur weiteren Bearbeitung getrennt.

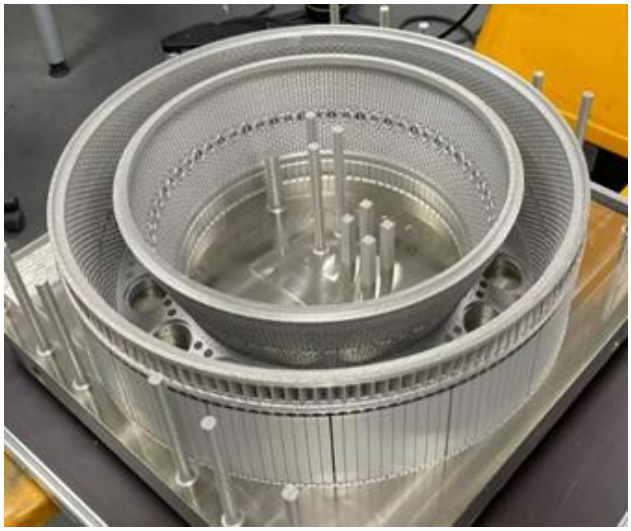


Abb.10. Brennkammer auf der Grundplatte der 3D Druckmaschine

Nach dem Druck (Abbildung 11) und vor dem Abfräsen der Stützkonstruktion wurde die Luftverteilung bestimmt um sicherszustellen, dass Kühlung und Mischluftmassenströme der Auslegung entsprechen.

Nach der finalen Fräsoperation der Schnittstellen zum Brennkammerkopf und zur Hochdruckturbine (Abbildung 12) erfolgte im November 2025 die Endmontage, das heisst der Einbau der Hitzeschilde, des Brennkammerkopfes und des Brennkammerarms (Abbildung 13).



Abb. 11. Gedruckte Brennkammer mit Stützkonstruktion

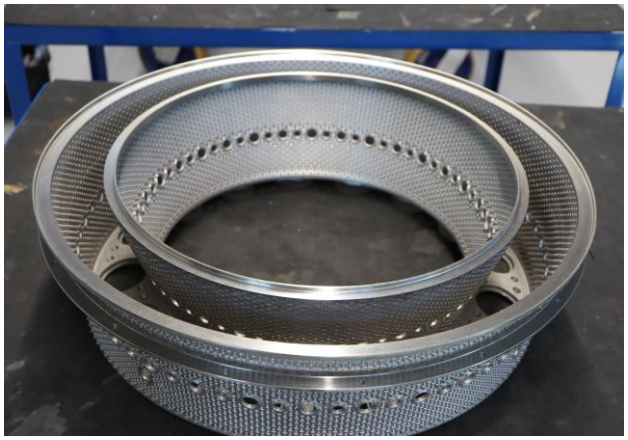


Abb. 12. Brennkammer fertig bearbeitet

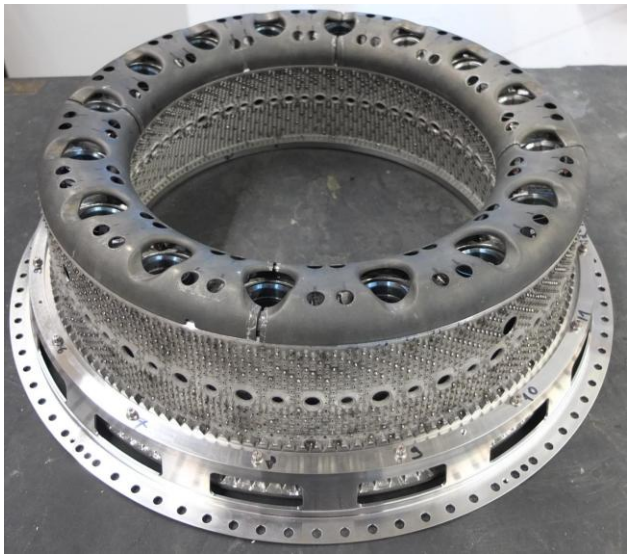


Abb. 13. Montierte Wasserstoffbrennkammer

6. TEST

Für den Test der Brennkammer wurde das bestehende Vollringrig (FANN) aus dem Pearl Programm genutzt, siehe Abbildung 14, das bereits für den Test des Heart Wasserstoff Injektors [1-3] genutzt wurde.

©2026

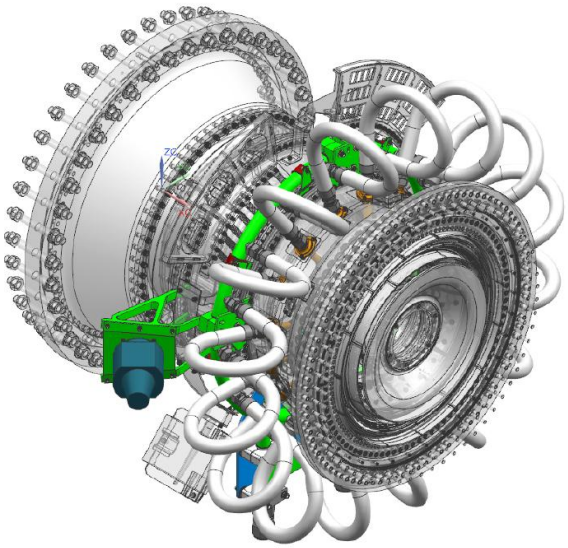


Abb. 14. Pearl Vollringrig für Test mit Wasserstoff

Für Hochdruckvollringtests nutzt Rolls-Royce den HBK5 Prüfstand beim DLR in Köln (Abbildung 15), der eine entsprechend geeignete Wasserstoffversorgung hat.





Abb. 15. HBK5 Prüfstand mit Wasserstoffversorgung

Im Dezember 2025 wurde der Testaufbau fertiggestellt und im Januar 2026 ein Emissionstest am HBK5 durchgeführt (Abbildung 16).
Für den Emissionstest wurden Bedingungen im Bereich von 5 % bis 100 % des maximalen Startschubs (MTO) für einen Pearl 15-Triebwerkszyklus gefahren, entsprechend einer Brennkammer-Eintrittstemperatur T30 von über 830K und einem Eintrittsdruck von mehr als 30 bar.

Als Ergebnis des Tests erhält man die NOx Emissionen über den gesamten Betriebsbereich der Brennkammer. Aus diesen Werten lassen sich die Emissionen gemäß dem ICAO LTO Zyklus ableiten und mit der gültigen Gesetzgebung CAEP8 vergleichen.

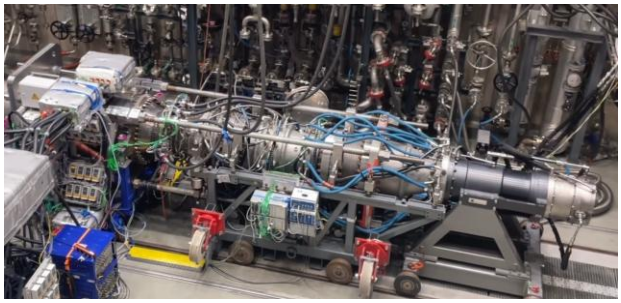


Abb. 16. HBK5 Prüfstand Testzelle mit Wasserstoff-brennkammer-Testaufbau

Mit diesem Ansatz werden die CAEP8-Standard-NOx-Werte berechnet und mit den Pearl 15-Kerosin-Referenzwerten verglichen, die aus der ICAO-Datenbank [10, 11] entnommen wurden, siehe Abbildung 17.

Der zuvor getestete Heart-Injektor in der unveränderten Brennkammer liegt innerhalb von 15 Prozentpunkten des zertifizierten Pearl 15-Kerosin-betriebenen Triebwerks. Es ist ersichtlich, dass der Wasserstoff-Injektor nur um sieben Prozentpunkte (10 % relativ) erhöhte CAEP8-NOx-Werte im Vergleich zum zertifizierten Pearl 15-Triebwerk liefert [11]. Mit der Einführung der Wasserstoffbrennkammer (Abbildung 17, orange) ist eine signifikante Senkung der NOx Emissionen verglichen mit dem Ergebnis mit der unveränderten Brennkammer erreicht worden. Diese Verbesserung liegt bei ca. 15% relativ.
Das bedeutet hinsichtlich der CAEP8 Grenzwerte einen Wert von unter 70% und somit eine Marge von mehr als 30% zum Grenzwert und eine Reduktion gegenüber dem zertifizierten Produkt mit Kerosin von ca. sieben Prozentpunkten.
Das beweist, dass ein wasserstoffbetriebenes Flugzeug nicht nur Nullemissionen von Kohlendioxid, Kohlenmonoxid und Feinstaub haben wird, sondern auch deutlich geringere NOx Emissionen als der zur Zeit modernste Brennkammerstandard mit Kerosin erreichen kann.

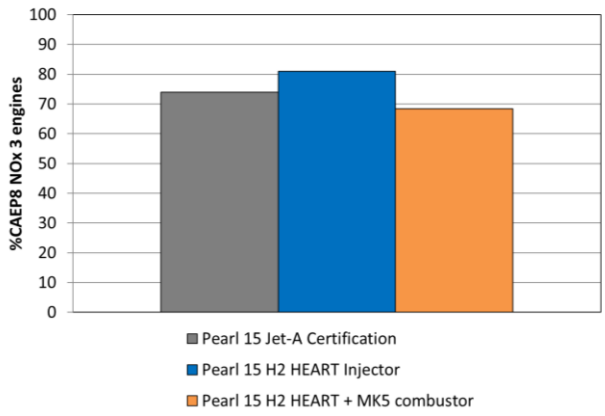


Abb. 17. CAEP8 NOx Pearl 15 (Kerosin), Pearl 15 (Wasserstoff) mit Heart Injektor und Pearl Brennkammer und Pearl 15 (Wasserstoff) mit Heart Injektor und Wasserstoff Brennkammer aus Lufo 6 WOTAN

©2026

Verglichen mit der CFD Vorhersage ist die gemessene Verbesserung allerdings nur etwa halb so groß, was den Bedarf für weitere Untersuchungen begründet und darüber hinaus weitere Potenziale zur Optimierung der NOx Emissionen eröffnet. Eine Möglichkeit ist zum Beispiel die Absenkung der Kraftstofftemperatur [5].

7. ZUSAMMENFASSUNG

Rolls-Royce arbeitet intensiv an nachhaltigen Luftfahrttechnologien und fokussiert sich dabei auf drei Bereiche: Effizienzsteigerung von Turbomaschinen, Förderung nachhaltiger Flugkraftstoffe und Entwicklung alternativer Energiespeicher, insbesondere Wasserstoff als Flugkraftstoff.
Im Rahmen eines Wasserstoff-Beschleunigungsprogramms wurde ein 100 % wasserstofffähiger Injektor (HEART) erfolgreich in eine bestehende Pearl 15-Brennkammer integriert und mit wettbewerbsfähigen NOx-Emissionen betrieben. Anschließend wurde im Lufo 6 Forschungsprojekt Wotan (2025–2026) das gesamte Brennkammersystem für Wasserstoff optimiert. Während Gehäuse und Schnittstellen unverändert blieben, wurden Brennkammergeometrie, Zumischlöcher und Kühlung angepasst. Mithilfe von CFD-Simulationen und einer Parameterstudie mit über 50 Konfigurationen zeigte sich, dass eine Reduktion des Brennkammervolumens und gezielte Anpassungen der Mischluftlöcher die NOx-Emissionen um bis zu 35 % senken können.
Die neue Brennkammer wurde mittels 3D-Druck gefertigt und am HBK5 Prüfstand getestet. Die Emissionstests am DLR Köln zeigten, dass die optimierte Wasserstoff-brennkammer die NOx-Emissionen um etwa 15 % gegenüber der ursprünglichen Konfiguration reduziert und deutlich unter dem derzeitigen gesetzlichen Grenzwert (CAEP8) bleibt. Damit beweist Rolls-Royce, dass wasserstoffbetriebene Flugzeuge nicht nur CO2-, CO- und Feinstaubemissionen vermeiden, sondern auch niedrigere NOx-Emissionen als moderne Kerosinbrennkammern erreichen können. Die Ergebnisse zeigen weiteres Optimierungspotenzial für zukünftige Entwicklungen.

8. DANKSAGUNG

Rolls-Royce dankt für die Unterstützung der vorgestellten Arbeit durch das deutsche LUFO 6 Programm WOTAN (20M2104A).
Die Autoren danken ausserdem Rolls-Royce Deutschland für die Genehmigung zur Veröffentlichung dieser Arbeit.

9. REFERENZEN

[1] C. Clemen, M. Ravikanti, N. La Bianca, R. Eggels, B. Wurm, K. Young: „Considerations for hydrogen fueled aerospace gas turbine combustion sub-system design”, GT2024-122593, ASME IGTI 2024, London
[2] C. Clemen, R. Eggels, G. Gebel, A. Fischer, B. Wurm, M. Staufer: „Development of a hydrogen fuel injector for the Rolls-Royce Pearl 15 Hydrogen demonstrator engine program”, DLRK2024-630008, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2024, Hamburg
[3] C. Clemen, R. Eggels, A. Fischer, B. Wurm, G. Gebel, N. La Bianca: „The Rolls-Royce Heart Hydrogen Injector for the Pearl 15 Demonstrator Engine”, TSAS 2025 (Paper 30), Toulouse, France
[4] A. Fischer, C. Lahiri, C. Clemen: „A direct comparison of flame-transfer matrices measurements between hydrogen and kerosine flames in the same combustor at realistic aero-engine conditions”, GT2025-153683, ASME IGTI 2025, Memphis
[5] C. Clemen, T. Voigt, M. Staufer, M. Gonzalez-Flesca: “Comparison of thermoacoustic and emission performance for an aero engine fuel injector operated with H2, CH4 and cold H2”, GT2026-176770, ASME IGTI 2026, Mailand
[6] Clemen, C., Gebel, G.: „Nozzle assembly with a central fuel pipe that is sealed against an in-flow of air“, US Patent US000012584631B2, 2026
[7] Anand, M. S., Eggels; R., Staufer, M., Zedda, M., Zhu, J.: “An Advanced Unstructured-Grid Finite-Volume Design System for Gas Turbine Combustion Analysis”, Proceedings of the ASME Gas Turbine India Conference 2013, M. Jayaraman, ed., ASME, 2014
[8] Bake, S., Clemen, C.: “Combustion chamber of a gas turbine with bolted combustion chamber head”, US Patent US10012390B2, 2018
[9] https://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2021-07-13/additive-manufacturing-gains-altitude-technology-matures, 2021
[10] EASA European Union Aviation Safety Agency: “Introduction to the ICAO Engine Emissions Databank”, E.GEN.00301-006, 2023
[11] ICAO Aircraft Engine Emissions Databank: https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank, 2023
[12] Clemen, C, Eggels, R., Gerendas, M.: “Brennkammer für eine Gasturbine und Triebwerk”, Deutsche Patentanmeldung DE102024133092A1, 2026

©2026