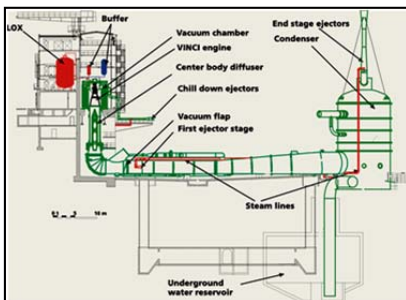


Entwicklung des VINCI® Höhensimulationsprüfstandes P4.1



Prinzipielles Design P4.1



Prüfstand P4.1



VINCI® Triebwerk

Einleitung

Vom Anfang an in den sechziger Jahren war das DLR Lampoldshausen in alle europäischen Trägerprogramme miteinbezogen und eine spezielle Aufgabe war stets die Höhensimulation von Raketen-triebwerken. Die Notwendigkeit, Antriebsysteme unter tatsächlichen Flugbedingungen in großen Höhen mit völlig expandierter Düsenströmung zu entwickeln, zu qualifizieren und einzusetzen definiert die wesentlichen Leistungsmerkmale für die Testanlagen.

SNECMA demonstriert mit dem VINCI® Triebwerk die neue Technologie des Expanderzyklus. Für die VINCI® Triebwerkstests wurde der bestehende Prüfstand P4.1 am DLR Testzentrum in Lampoldshausen mittels einer neuen Höhensimulationsanlage angepasst.

Funktion

Die Aufgabe der Höhensimulation besteht darin, die entsprechende Testbedingungen innerhalb einer Vakuumkammer zu erzeugen. Dieses ist im Wesentlichen ein niedriger Druck von wenigen mbar. Spezielle Betriebsbedingungen sind beim Start und Abschalten des Triebwerkes zu berücksichtigen.

Der Erhalt des Vakuums bei laufendem Triebwerk erzielt man, indem man die Energie des Abgasstrahles ausnutzt. Die Überschallströmung wird durch einen Diffuser verlangsamt und rückverdichtet. Durch zusätzliche Absaugung der Abgase mittels Dampfstrahl - Ejektoren und durch Kondensation werden die notwendigen Druckzustände beibehalten. Die großen Dampfmenen werden mittels Raketendampferzeuger bereitgestellt. Das Prinzip der Raketendampferzeuger ist, Wasser in die heißen Gase einer Raketenbrennkammer einzuspritzen und dann in einer Mischkammer zu verdampfen.

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
German Aerospace Center

Space Propulsion
Langer Grund
D-74239 Hardthausen - Lampoldshausen

Testbedingungen

Das VINCI® Triebwerk wird in 3 Versionen getestet:

- Die Brennkammer
- Die Brennkammer mit fester Düse
- Das gesamte Triebwerk mit ausfahrbarer Düse.

Die P4.1 Testbedingungen sind:

- Vertikale Testposition mit maximaler Testzeit von 770 S.
- Zündung mit einem Druck $p < 60$ mbar, entsprechend einer Höhe > 25 Kilometer.
- Simulation der Flugbedingungen beim Start des Triebwerkes.
- Operationsfeld im Vakuum.
- Abschalten unter Berücksichtigung der maximalen Düsenlasten.
- Ballistische Phase mit Wieder-Zündung im Vakuum.

Prüfstandsentwicklung

Um die Erfahrung der Prüfstands-Auslegung beizubehalten und um die Technologie der Höhesimulation weiter zu entwickeln wurde 1996 die Engineering Abteilung innerhalb des Institutes für Raumfahrtantriebe gegründet.

Für die Höhensimulation am P4.1 mussten spezielle Entwicklungen durchgeführt werden. Hervorzuheben sind hier das Engineering des Kern-Diffuser, der Ejektoren und der Raketendampferzeugern. Zur maximalen Flexibilität beim Betrieb werden modulare Adapter für die unterschiedlichen Testkonfigurationen genutzt. Die Entwicklung der Höhesimulation war in Phasen erfolgt:

Phase 1: Vorauslegung mit Grundstudien und prinzipiellem Design

Phase2: Modelversuche und spezielle Entwicklungen

Phase 3: Endgültiges Design mit detailiertem Engineering.

Phase 4: Inbetriebnahme

Phase 5: Abnahme mit VINCI® Test.

Klaus Schäfer
Phone: +49 6298 28-320
Fax: +49 6298 - 2298
klaus.schaefer@dlr.de
www.DLR.de



Kerndiffuser Modell
Kaltgasversuche

Kerndiffuser

Ein Kerndiffuser verhält sich ähnlich zu einem Diffuser mit einer zweiten Einschnürung (zweiter Hals). Nachdem die Überschallströmung gestartet hat bleiben die Strömungsbedingungen stabil bis hin zu geringeren Druckverhältnissen (Hysteresis Effekt). Der zweite Hals wird durch den Ringkanal um den Zentralkörper herum gebildet. Die Gesamtlänge ist kurz aufgrund des reduzierten hydraulischen Durchmessers eines Ringkanals.

Es wurden sowohl CFD Modellierungen als auch Tests mit Diffuser Modellen unter kalten und heißen Bedingungen durchgeführt.

Bei den Kaltgastests wurde Stickstoff verwendet. Diese Simulation erlaubt ähnliche Machzahlen. Wesentliche Testziele waren die Verifikation der Auslegung, Untersuchungen von Phänomenen wie das Schwenken des Triebwerkes als auch instationäre Studien.

Das Heißgasmodell wurde am Forschungsprüfstand P8 mit einer H₂/O₂-Brennkammer unter ähnlichen Betriebsbedingungen wie sie VINCI hat getestet (60 bar Brennkammerdruck, Mischungsverhältnis ROF = 6). Wichtige Testziele bestanden in der Verifikation der Auslegungsmodelle, insbesondere der Nachweis von Wärmelasten und Strömungsbedingungen wie sie beim Start der Überschallströmung herrschen.

Raketen Dampferzeuger

Die wesentlichen Gründe um eine neue Raketendampferzeuger zu entwickeln bestanden in einem gestiegenen Dampfverbrauch des P4.1, in Kosteneinsparungen und den Umweltbedingungen.

Das Konzept beruht auf einer Raketenbrennkammer betrieben mit Ethylalkohol und flüssigem Sauerstoff, gezündet mit einer Wasserstoff Sauerstoff Pilotflamme. Spezielle Untersuchungen wurden hin-

sichtlich der Einspritzung und der Verbrennung der Treibstoffe durchgeführt. Akustische Dämpfer wie „Baffles“ wurden integriert um die Stabilität der Verbrennung zu erhöhen. Die Brennkammer selbst ist einwandig und durch einen Wasserfilm gekühlt.

Der Schalldurchgang liegt nicht am Ende der Brennkammer wie bei Raketentriebwerken sondern einige Meter entfernt in den Treibdüsen der Ejektoren. Dies beeinflusst sowohl die Zündung als auch das Hochfahren der Brennkammer. Aus diesem Grund wurde der Dampferzeuger in zwei Schritten entwickelt, nur mit Brennkammer wie bei einem Raketentriebwerk und als Dampferzeuger Dampfleitungen und Dampfdüse.

Verschiedene Einheiten mit 4,5 kg/s Dampf bis zu 58 kg/s Dampf wurden entwickelt und sind betriebsbereit. Die Dampferzeugeranlage am P4.1 ist mit 5 Raketendampferzeugern ausgestattet und hat insgesamt 240 kg/s Dampferzeugung für 1000 s. Dies entspricht mehr als 600 MW thermische Leistung.



Diffuser Heißgas Modell



Kerndiffuser P4.1



Brennkammertest Dampferzeuger