

HYBRID-TRIEBWERK HYRDA

M. Volz, D. Romeike
 ERIG (Experimental Raumfahrt Interessengemeinschaft e.V.)
 Hermann-Blenk-Str.23, 38108 Braunschweig

1. VORWORT

Im Jahre 2000 begann die Experimental Raumfahrt Interessengemeinschaft e.V. mit ihrer Hybridraketentriebwerks Forschung. Die ERIG konstruierte eine Reihe von Entwicklungsstufen und Testserien um Erfahrung und Wissen zu sammeln, um ein effizientes Triebwerk zu entwickeln. Dieses Papier liefert Informationen über die funktionellen Prinzipien, die Entwicklungsstufen, die Testeinrichtung und einige Informationen über die nächste Generation Hydra 3-X.

2. HYBRID RAKETENANTRIEBE

2.1. Der Aufbau

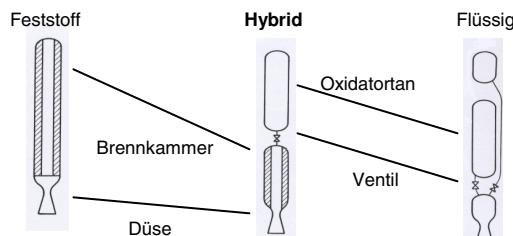


BILD 1. Kombination aus Fest- und Flüssigtriebwerk

2.2. Vor- und Nachteile

Die Vorteile eines Hybridraketentriebwerkes sind zum einen die einfache Bauweise, die Regelbarkeit und die Explosionssicherheit. Weitere Vorteile ergeben sich im vergleichsweise günstigen Anschaffungspreis der Komponenten.

Nachteile ergeben sich durch die umfangreich durchzuführenden thermodynamischen Berechnungen der Düse und der Brennkammer, den nur schwer exakt zu steuernden Oxidatorfluss und die sehr hohen Verbrennungstemperaturen von Oxidator und Brennstoff. Unter anderem bedingt durch die geschichtete Strömung innerhalb der Brennkammer ergibt sich eine vergleichsweise geringe Effizienz.

3. GESCHICHTLICHE ENTWICKLUNG

3.1. Hydra 1

Hydra 1 war ein im Labor getestetes Demonstrationstriebwerk um sich die Grundlagen eines Hybridtriebwerkes anzueignen und zu erforschen. Der Brennstoffblock hatte einen Durchmesser von 3cm und eine Länge von 10cm. Es besaß keine verlängerte Nachbrennkammer und nur eine einfache Edelstahldüse. Für das Triebwerk wurden als Brennstoff PE und PMMA getestet. Als Oxidator wurde

Sauerstoff verwendet. Für die Zündung wurde ein System mit Wasserstoff als Zündgas und einer Zündkerze zum Entflammen des Wasserstoff-Sauerstoffgemischs verwendet.

Diese Experimente waren der erste Schritt auf dem Weg zu einem eigenen Hybridtriebwerk.

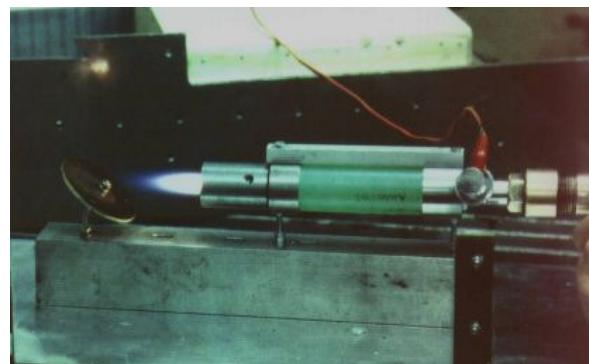


BILD 2. Hydra 1 Brenntest

3.2. Hydra 2

Das Ziel der Hydra 2 war Probleme mittels eines kleinen Triebwerkes, das alle Charakteristiken der zukünftigen Version besitzt, zu lösen. Aus diesem Grund bestand das Triebwerk aus einem Einspritzkopf, einer Brennkammer, zusätzlichen Komponenten zur Verlängerung der Nachbrennkammer, einer Wirbelplatte und einer Düse. Es wurden verschiedene Möglichkeiten der Einspritzung, des Treibstoffes und verschiedene Längen der Nachbrennkammer, sowie verschiedene Materialien der Düse, Nachbrennkammer und der Wirbelplatte untersucht.

Das Triebwerk hatte eine Länge von 30cm und einen Durchmesser von 6cm. Es bestand aus Stahl mit einem hohen Sicherheitsfaktor, der nur bei Experimenten genutzt wird. Getestet wurde auf einem horizontalen Teststand mittels zwei magnetischen Ventilen, dadurch bestand die Möglichkeit mit halbem oder vollem Oxidatorfluss zu brennen. Die Messung der Testdaten erfolgte über einen Kraftsensor für den Schub und einem Drucksensor zur Bestimmung des Kammerdruckes. Gezündet wurde per pyrotechnischem Ventil.

Aus den Hydra 2 Tests resultierte ein Triebwerk mit Lachgas als Oxidator und HTPB (Hydroxyl-Terminiertes Polybutal) als Brennstoffblock. Eine Duschkopfeinspritzung wurde als die beste Lösung für unser Projekt angesehen. Aus Kostengründen und aufgrund des hohen Verschleißes wurde Pertinax als Wirbelscheibe verwendet. Als Hitzeschutz in der Nachbrennkammer

wurde Kork verwendet. Die Düse wurde aus Grafit gefertigt.

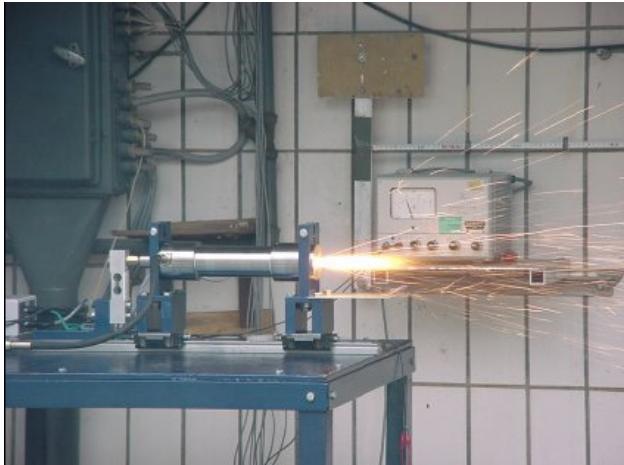


BILD 3. Hydra 2 Brenntest

3.3. Hydra 3

Wie bereits in der Hydra 2 getestet, wird ein flüssiger Oxidator (Lachgas) und ein fester Treibstoff (HTPB) verwendet. Grund für die Verwendung von Lachgas ist der schon bei Zimmertemperatur hohe Dampfdruck von 50 bar und die einfache Handhabung. Der feste Treibstoff enthält HTPB und metallische Zusätze (2). Der flüssige Lachgas Oxidator wird über einen Durchflussregler in die Einspritzdüse eingespeist. Das pyrotechnische Ventil, der Preheater, öffnet bei Zündung die Einspritzdüse (1), erhitzt und verdampft das HTPB und verbrennt dabei komplett. Die Einspritzdüse verdampft den flüssigen Oxidator, welcher nun mit dem gasförmigen HTPB reagiert.

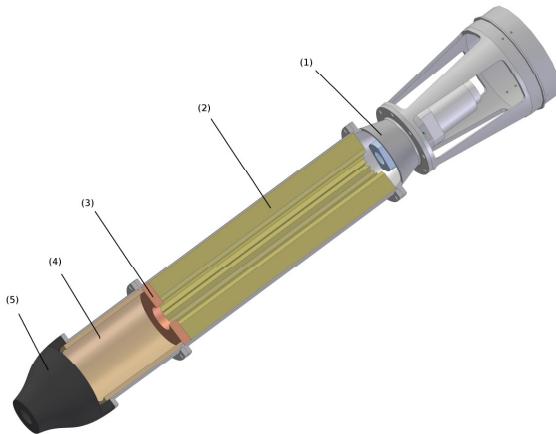


BILD 4. Schnittansicht Hydra 3

Der Verbrennungskanal ist Sternförmig, wodurch eine größere Oberfläche entsteht und somit der Schub erhöht wird. Um die Verbrennung effizienter zu gestalten ist eine Wirbelplatte (3) am Ende der Verbrennungskammer angebracht. Sie sorgt für eine Verwirbelung der Brenngase innerhalb der Nachbrennkammer. Wegen der extremen Temperatur in der Nachbrennkammer ist diese

mit einem Kork-Epoxy Hitzeschutz (4) verkleidet. Die Düse (5) ist eine der kritischsten Komponenten neben der Einspritzdüse. Sie muss die heißen Gase ertragen, beschleunigen und auf Außendruck entspannen. Durch die Verwendung einer Laval-Düse wird das Gas zunächst am Düsenhals auf Schallgeschwindigkeit gebracht und danach rasch auf höhere Machzahlen am Düsenende beschleunigt. Zusätzlich wird das Gas am Düsenende auf den Außendruck entspannt.

Basierend auf einem Brenntest vom 17ten September 2005 erreichte dieser Raketenantrieb auf dem Teststand einen Schub von circa 1300 N und einen spezifischen Impuls von 230s.



BILD 5. Hydra 3 Brenntest

3.4. Hydra 3-X

Dies wird der erste flugfähige Antrieb. Es wird ein großes Augenmerk auf leichte Konstruktion gelegt bei gleichzeitiger Stabilität. Der Lachgastank wird aus Kohlefaser gefertigt, die Brennkammer wahrscheinlich aus Aluminium. Wir sind zuversichtlich eine Höhe von 10km mit diesem Treibwerk, eingebaut in unsere Mephisto Rakete, nach einigen Testläufen zu erreichen.

Derzeit laufen die Fertigung des neuen isotensoiden Kohlefasertanks und der Triebwerkshülle. Nach einem Kompletausfall der Nachbrennkammer bei einem der letzten Brennversuche werden nun mit Hochdruck neue Konzepte zur Wärmeisolierung untersucht. Aufgrund der hohen Schubdaten ist auch eine Überarbeitung der Düse nötig geworden. Die Wirbelscheibe wurde mittlerweile aus Grafit gefertigt und hat einen ersten Test erfolgreich bestanden. Weiterhin ist diese nun in ihrer Position durch

einen eingeschweißten Ring festgelegt, um die Belastung des Hitzeschutzes durch axiale Kräfte zu verhindern. Die Zufuhr des Oxidators kann nun über ein elektronisch regelbares Ventil nahezu stufenlos gesteuert werden. Dies soll zum einen als Sicherheitsventil dienen und zum anderen mehr Kontrolle während des Brennvorganges über den Oxidatorfluss ermöglichen.

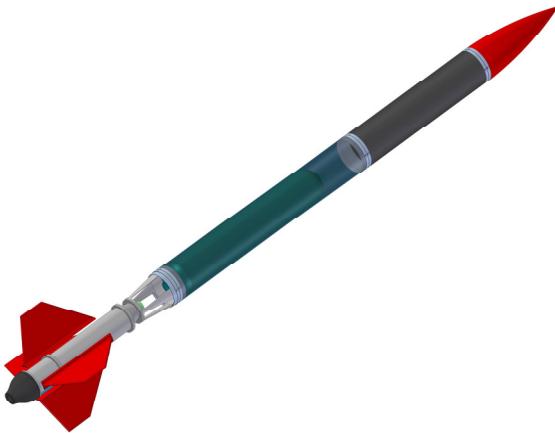


BILD 6. Mephisto mit eingebauter Hydra 3-X

4. TESTSTAND

Unser eigener Teststand für die Hydra Testläufe befindet sich in Norddeutschland. Der Antrieb ist vertikal an einem Kraftsensor aufgehängt. Der obere Teil der Verbrennungskammer ist mit einem Drucksensor versehen, wodurch eine Messung des wichtigen Brennkammerdruckes ermöglicht wird.



BILD 7. Hydra 3 Teststand

Seit Mitte dieses Jahres verfügen wir über ein größeres Teststandsgelände. Durch hierauf befindliche rollbare Überdachungen können nun auch Tests bei schlechtem Wetter durchgeführt werden.

Um exaktere Messdaten zu gewinnen wird nun auch eine gesonderte Aufhängung des Tanks an einem Kraftsensor ermöglicht. Dadurch lässt sich zu jeder Zeit der exakte Massenfluss des Oxidationsmittels bestimmen. Zusätzlich sind weitere Drucksensoren geplant.



BILD 8. Teststandsgelände Bunker



BILD 9. Teststandsgelände Überblick

5. HYDRA MEETS MEPHISTO

Die Mephisto ist die leistungsfähigste Konstruktion in einer Serie von erfolgreichen Experimentalraketen der ERIG. Sie dient der ERIG als Grundstufe und Erprobungsträger für die Weiterentwicklung von Höhenforschungsraketen. Das Ziel dabei ist, binnen weniger Jahre 10.000m Flughöhe zu erreichen und die transportierte wissenschaftliche Nutzlast sicher zur Erde zurückzubringen. Zum Erreichen einer Flughöhe von 10.000m soll als Antrieb die Hydra 3-X eingebaut werden. Zurzeit wird sie mittels eingekaufter Feststoffantriebe unter anderem als CAN-Sat Träger genutzt. Sie verfügt außerdem über ein Rückkehrsystem, Telemetrie-/command und einen GPS-Empfänger.