

ENTWICKLUNG UND TEST EINES HYBRID RAKETENTRIEBWERKS

H. Rochlitz

ExperimentalRaumfahrt-InteressenGemeinschaft e.V.,
Hermann-Blenk-Straße 23, D-38108 Braunschweig

Zusammenfassung

Nachfolgend wird zuerst der aktuelle Entwicklungsstand eines Hybrid Raketentriebwerks beschrieben, abschließend erfolgt die Betrachtung eines fehlgeschlagenen Triebwerkstests, bei dem das Triebwerk beschädigt wurde.

1. ERIG E.V.

Die Experimental Raumfahrt-Interessen Gemeinschaft e.V. (ERIG) ist eine an der Technischen Universität Braunschweig eingetragene wissenschaftlich-studentische Initiative. Die ca. 30 Mitglieder konstruieren und bauen Raketen sowie Mikro- und Nanosatelliten. Mitglieder der ERIG haben bereits zwei Mal mit eigenen Experimenten an einer Parabelflugkampagne teilgenommen. Ein Forschungsschwerpunkt liegt auf der Entwicklung eines eigenen Hybridrakentriebwerks und einer Rakete, die in Zukunft von dem Hybridtriebwerk angetrieben werden soll.

2. DAS HYBRIDTRIEBWERK

Der Begriff „hybrid“ leitet sich aus dem Lateinischen ab und bedeutet so viel wie „von zweierlei Herkunft, gemischt, zusammengesetzt“. Bei einem Raketenantrieb auf hybrider Treibstoffbasis liegen die verwendeten Treibstoffe in unterschiedlichen Phasen, meist einer festen und einer flüssigen Komponente, vor. Bei den verbreiteten Hybridantrieben wird ein flüssiger Oxidator und ein in fester Phase vorkommender Brennstoff verwendet. Selten werden sogenannte inverse Hybridantriebe genutzt, bei denen der Oxidator in der festen und der Brennstoff in flüssiger Phase vorkommt [1]. Das von der ERIG entwickelte Hybridtriebwerk HYDRA (Hybrid Demonstrations Raketen Antrieb) befindet sich bereits in der vierten Generation und wird stetig weiterentwickelt.

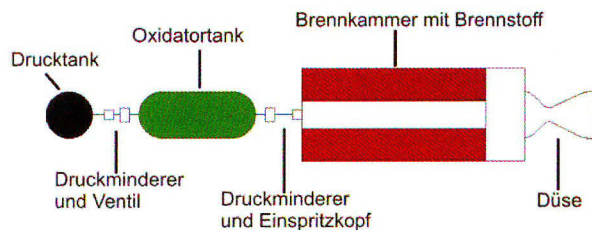


Bild 1. Aufbau eines Hybridtriebwerks

2.1. Anforderungen an das Hybridtriebwerk

Die ERIG strebt zum einen den Bau eines Hybridtriebwerks mit optimalen Leistungsdaten an, zum anderen ist dies ein studentisches Projekt, sodass häufig Kompromisse zwischen Leistungsoptimierung und anderen Anforderungen getroffen werden müssen. So muss das Triebwerk prinzipiell einfach und sicher zu

bedienen sein und es soll möglich sein, verschiedene Parameter zu Forschungszwecken und ohne großen Aufwand ändern und testen zu können. Weiterhin muss die Herstellung aller Triebwerkskomponenten kostengünstig und mit einfachen Maschinen realisierbar sein. Auch dürfen aus Sicherheits- und Handhabungsgründen keine kryogenen und giftigen Treibstoffe genutzt werden. Diese Anforderungen führten auf die Festlegung von Distickstoffmonoxid als Oxidator und von Hydroxyl-terminiertem Polybutadien (HTPB) als Brennstoff.

2.2. Brennstoff und Oxidator

HTPB ist ein ungiftiges gießfähiges Mehrkomponentenpolymer. Als leistungssteigernder Zusatz wird dem Brennstoff feinkörniges Aluminiumpulver zugemischt. Hierdurch wird eine höhere Verbrennungstemperatur, ein höherer spezifischer Impuls, eine Abbrandstabilisierung sowie eine Erhöhung der Regressionsgeschwindigkeit erzielt. Das HTPB wird in eine Pertinaxhülle gegossen und ist so aufgrund der definierten Abmaße leicht in das Triebwerk montierbar und das Pertinax schützt den Brennstoffblock beim Transport. Pertinax ist ein hitzebeständiger Verbundwerkstoff aus Phenolharzen und Papier, es ist auch unter dem Namen Hartpapier bekannt. Der Oxidator Distickstoffmonoxid (N_2O , Lachgas) ist kostengünstig und einfach zu beziehen und zu lagern. Allerdings ist Distickstoffmonoxid ein Einkomponententreibstoff und es besteht die Gefahr der unkontrollierten Zersetzung. Mit der Kombination HTPB und N_2O ist ein spezifischer Impuls unter Umgebungsbedingungen von ca. 240s möglich, der theoretische spezifische Impuls im Vakuum ist höher [2]. Als Treibsatzgeometrie wird eine Sterngeometrie verwendet, die bei der Zündung eine große Oberfläche besitzt. Dadurch wird ein hoher Startschub erreicht, sodass eine zukünftige von dem Hybridmotor angetriebene Rakete mit der nötigen Mindestgeschwindigkeit die Startrampe verlassen kann.

2.3. Der Verbrennungsvorgang

In der Brennkammer reagiert das eingespritzte Distickstoffmonoxid zusammen mit dem vergastem HTPB. Eine Unterbrechung des Oxidatorflusses bedingt folglich einen sofortigen Reaktionsabbruch, diese einfache Regelung stellt einen Vorteil des Hybridtriebwerks im Vergleich zu Feststofftriebwerken dar. Um die Dissoziation des Lachgases zu starten wird das Triebwerk vor der Lachgaseinspritzung mit einem Zünder, auch Preheater

genannt, aufgeheizt und es wird ein statischer Druck erzeugt. Der aus Kaliumnitrat und Bor bestehende Preheater ist als Stirnbrenner konzipiert und befindet sich bei der Zündung unterhalb des Einspritzkopfes am Eingang des Brennkamrals. Zusätzlich wird durch die Lage des Preheaters etwas Brennstoff verdampft, der dann direkt zu Beginn der Reaktion in der Brennkammer verteilt vorliegt. Wenige Zehntelsekunden nach der Zündung ist der Preheater vollständig verbrannt und es wird das Lachgas eingespritzt. Das Lachgas liegt vor der Einspritzscheibe bei 20°C und einem Druck von 50 bar vor und befindet sich folglich in der flüssigen Phase. Der aus mehreren Löchern mit je einem Durchmesser von 0,7 mm bestehende Brauseeinspritzkopf senkt zum einen den Druck auf den geforderten Brennkammerdruck von 30 bar ab und bereitet zum anderen den Oxidator auf, da dieser nach Verlassen des Injektors fein zerstäubt als Tröpfchen oder bereits als vergaste Flüssigkeit vorliegt. Durch den bereits in der Brennkammer erfolgten Druck- und Temperaturanstieg dissoziiert das Lachgas und reagiert dann mit dem vergasten Brennstoff. Die dabei entstehende Verbrennungswärme verdampft weiteren Brennstoff, sodass auf dem festen Brennstoff eine Schicht vergaster Brennstoff vorliegt. Der mittig durch den Brennstoffblock strömende Oxidator reagiert mit dem verdampften Brennstoff und es bildet sich eine Flammenfront aus. Trotz turbulenter Strömung bleibt die beschriebene Schichtung erhalten und es findet keine gute Durchmischung von Oxidator und Brennstoff statt. Um eine Durchmischung und folglich auch eine möglichst vollständige Reaktion vor Durchlaufen der Düse zu erreichen wird eine Wirbelscheibe mit Nachbrennkammer verwendet. Die Wirbelscheibe bewirkt eine Verwirbelung der Schichten und die Reaktionspartner können in der Nachbrennkammer vollständig reagieren. Zurzeit, nach den Erkenntnissen aus einem vergangenen Brenntest (s.u.) besteht die Wirbelscheibe aus einer Pertinaxscheibe mit einer einfachen Bohrung in der Mitte. Durch diese Geometrie wird nur eine begrenzte Verwirbelung hervorgerufen und die für eine stark laminare Strömung nötigen scharfen Kanten sind bei der Verwendung von Pertinax aufgrund dessen Verbrennung nur zu Beginn des Verbrennungsvorganges gegeben. Pertinax wird wegen der guten mechanischen Bearbeitbarkeit im Vergleich zu anderen Materialien verwendet, sodass mit wenig Aufwand verschiedene Geometrien hergestellt werden können. Nach dem Durchströmen der Nachbrennkammer treten die heißen Gase durch eine aus Graphit bestehende Laval-Düse aus dem Triebwerk aus und die enthaltene Energie wird in Schub umgewandelt. Der gesamte Brennvorgang läuft mit einem Oxidatormangel / Brennstoffüberschuss ab, die dadurch verringerte Brennkammertemperatur mindert die Erosion der Düse. Der durch die geringere Temperatur erreichte niedrigere Wirkungsgrad der Brennkammer wird teilweise kompensiert, da auch die mittlere molare Masse der Verbrennungsprodukte sinkt, sodass im Endeffekt eine höhere Ausströmgeschwindigkeit der Gase aus der Düse erreicht wird und der Wirkungsgrad der Düse steigt [3]. In der HYDRA wird fast ausschließlich das Prinzip der kapazitiven Kühlung angewandt. Nur bei dem auch als Isolationsschicht genutzten Brennstoffblock und dem in der Nachbrennkammer aus Polytetrafluorethylen (PTFE) bestehende Hitzeschutz liegt Ablationskühlung vor. Sollte der Brennstoffblock weiter als gefordert abbrennen, stellt die Pertinaxhülse des HTPB einen zusätzlichen

Hitzeschutz dar.

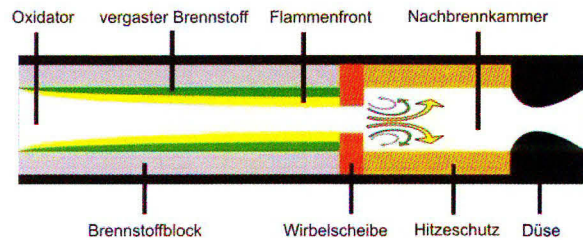


BILD 2. Schema der Brennkammer mit Nachbrennkammer und Düse

2.4. Oxidatorförderung

Das Triebwerk ist auf einen vor der Einspritzscheibe anliegenden Druck von 50 bar ausgelegt. Der Druck beeinflusst die Phase des Lachgases (die vorliegende Phase zu kennen ist notwendig bei der Messung des Oxidatormassenstroms mit bestimmten Messgeräten) und somit auch weitere Parameter, wie zum Beispiel die Auslegung der Einspritzscheibe. Eine Oxidatorförderung mittels Pumpen scheidet aus Komplexitätsgründen aus, sodass zuerst eine Eigendruckförderung angedacht war, da Lachgas bei einer Temperatur von 20°C einen Dampfdruck von ca. 50 bar aufweist. Bei Tests hat sich jedoch gezeigt, dass der Druck von 50 bar nicht aufrechterhalten werden kann, zum einen, da das Lachgas geringere Temperaturen als die benötigten 20°C hatte und eine Erhitzung mit praktikablen Hilfsmitteln fehlschlug, zum anderen wurde auch bei einer Lachgastemperatur von 20°C der Druck von 50 bar nicht ausreichend schnell zur Verfügung gestellt. Um den Druck von 50 bar aufrecht zu erhalten wird der Oxidatortank mit Stickstoff bedrückt, zurzeit geschieht dies noch mit einer herkömmlichen 200 bar Stickstoffflasche mit angeschlossenem Druckminderer. In Zukunft soll dies mithilfe eines kleinen flugfähigen Hochdrucktanks mit nachgeschaltetem Membrandruckminderer geschehen. Der Tankdruck wird mittels eines am Tank befestigten Drucksensors während des kompletten Befüllungs- und Testvorgangs gemessen.

2.5. Bestimmung des spezifischen Impulses I_{sp}

Der spezifische Impuls I_{sp} ist ein wesentliches Gütekriterium für die Leistung eines Raketentriebwerks und ist definiert als

$$(1) \quad I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0}$$

mit F als Schub des Triebwerks, \dot{m} ist der Massedurchsatz und g_0 ist die Erdbeschleunigung ($\dot{m} g_0$ ist folglich der Gewichtsstrom). Die Dimension des spezifischen Impulses ist Sekunden. Mithilfe des spezifischen Impulses können verschiedene Raketentriebwerke leicht miteinander verglichen werden. Feststoffantriebe haben einen spezifischen Impuls im Bereich von 200s bis 300s, Flüssigantriebe erreichen spezifische Impulse von über 400s¹. Die HYDRA erreicht einen spezifischen Impuls von

¹ das Vulcain-2 Triebwerk der Ariane 5 erreicht beispielsweise einen I_{sp} von 433s [4]

ca. 200s. Zur Bestimmung des spezifischen Impulses wird bei den Brenntests der HYDRA der Schub F gemessen und über die Zeit integriert. Das horizontal auf dem Teststand montierte Triebwerk ist axial frei beweglich und leitet die resultierende Kraft auf einen Kraftsensor weiter. Der durchschnittliche Schub des HYDRA beträgt circa 1,2 kN, der bislang erreichte Maximalschub betrug 1,4 kN. Die gewonnenen Messdaten werden an ein Computerprogramm weitergeleitet und direkt an diesem ausgewertet. Der Massendurchsatz des Triebwerks setzt sich aus dem Oxidatordurchsatz und aus dem Brennstoffdurchsatz zusammen. Der instationäre Brennstoffmassenstrom kann zurzeit nicht bestimmt werden, lediglich der durchschnittliche Massenstrom kann durch Wiegen des Brennstoffblocks vor und nach dem Brenntest ermittelt werden. Der Oxidatormassenstrom von ca. 0,3 kg Lachgas pro Sekunde wird durch die Verwendung eines auf dem Coriolis-Prinzip beruhenden Massedurchflusssensors bestimmt. Um möglichst genaue Messergebnisse zu erhalten sollten keine Gasblasen in der Messstrecke vorliegen, aus diesem Grund ist ein Betriebsdruck von 50 bar gefordert. Neben dem aktuellen Massenstrom werden ebenfalls die Fluidichte und die Temperatur gemessen und an den angeschlossenen Computer übermittelt. Teilweise wurde der Oxidatormassenstrom mittels einer Wägezelle gemessen, die als Aufhängung des hängenden Oxidatortanks dient. Diese Lösung erwies sich jedoch als sehr fehlerbehaftet, da die Berücksichtigung des nachströmenden Stickstoffstroms in den Oxidatortank mit einbezogen werden musste, und da sich die Vibrationen des Triebwerks über die Schlauchverbindungen bis in den Oxidatortank und damit auch bis zur Wägezelle ausgebreitet haben. Durch Addition des gemittelten Brennstoff- und des Oxidatormassenstroms erhält man den geforderten Massedurchsatz \dot{m} . Mit den gemessenen Werten des Schubs und des Gesamtmassestroms wird nun der spezifische Impuls des Triebwerks bestimmt. Da der Brennkammerdruck für die Verbrennung und Optimierung des Triebwerks wichtig ist wird dieser mittels eines Drucksensors gemessen. Der Sensor ist an dem oberen Ende des Triebwerks über ein kleines Rohr angeschlossen, da dort die Brennkammertemperatur relativ gering ist und so der Sensor nicht übermäßig beansprucht wird.



BILD 3. Die HYDRA im Schnitt

3. DIE HYBRIDRAKETE MEPHISTO

Das Hybridtriebwerk HYDRA soll nach weiteren Tests in naher Zukunft in die Rakete Mephisto integriert werden und diese antreiben. Die Mephisto ist schon mehrfach erfolgreich mit Feststoffmotoren geflogen und getestet worden. Die einzelnen Segmente der Rakete bestehen größtenteils aus CFK und GFK Materialien und haben an den Enden jeweils eine Steckverbindung aus Aluminium. Durch diese Modulbauweise kann die Rakete ohne

bedeutenden Aufwand individuell auf den geforderten Aufbau umgerüstet werden. Als Oxidator-Tank wird ein in Wickelbauweise hergestellter isotensoider CFK Tank verwendet. Der 7 Liter fassende Tank ist ebenfalls mit den Steckverbindungen versehen und dient als Strukturelement, so wird der gesamte Triebwerksschub über die Außenstruktur des Tanks übertragen. Der Tank ist auf der Innenseite mit einem Liner aus Polyurethan versehen, dieser verhindert ein Austreten des Fluids durch die Poren der Kohlefaser und des Harzes. Bei der Verwendung von reinen CFK Tanks besteht die Gefahr, dass sich der CFK mit Lachgas sättigt und so eine explosive Mischung bildet. Die gesamte Rakete inklusive Hybridtriebwerk hat, je nach installierten Modulen, ein Gewicht von 25 kg, wobei circa 5,5 kg auf das Triebwerk mit Brennstoff und 8,5 kg auf den gefüllten Oxidatortank entfallen.



BILD 4. Modell der Mephisto

4. ANALYSE EINES FEHLGESCHLAGENEN BRENNTTESTS DER HYDRA

4.1. Aufbau des Teststands

Das Triebwerk ist bei den Brenntests horizontal auf einem aus mehrere Millimeter dickem Stahl bestehenden und im Boden verankerten Teststand befestigt. Der Triebwerksschub wird über ein Dreibein in den Kraftsensor geleitet, welcher wiederum an dem Tisch befestigt ist. Das Dreibein ist notwendig, da die Oxidatorleitung an das hintere Ende des Triebwerks angeschlossen werden muss und dies durch die Dreibein-Konstruktion mit wenig Aufwand möglich ist. Im vorderen Drittel liegt das Triebwerk auf einer Stütze auf, die das Triebwerk in der Höhe und radial fixiert, axial liegt hier keine Festlegung vor. Die verwendeten Schrauben bestehen aus hochfestem Edelstahl und alle anderen genutzten Komponenten sind ausreichend massiv und mit genügend Sicherheit gebaut, sodass auch bei starker mechanischer Belastung keine plastische Verformung eintritt. Der Teststand wurde ausreichend stark dimensioniert und bei vorangegangenen Brenntests mehrfach erfolgreich genutzt und getestet worden.

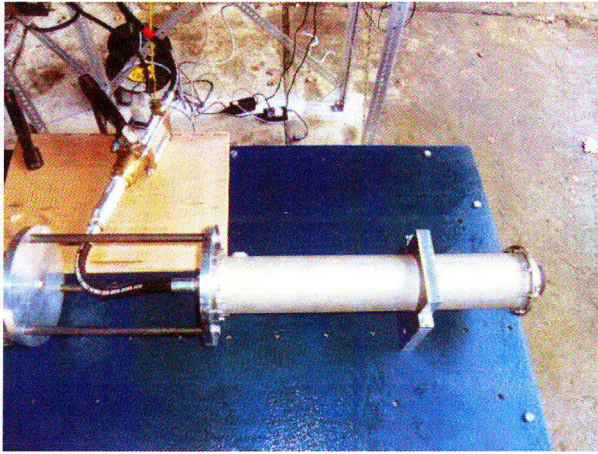


BILD 5. Die HYDRA auf dem Teststand

4.2. Beschädigung des Triebwerks

Die Vorbereitungen für den Brenntest liefen problemlos, alle Sensoren funktionierten einwandfrei und das Triebwerk war einsatzbereit. Auch der aus Borkaliumnitrat bestehende Zünder, auch Preheater genannt, war bereits montiert. Da bei einem der vorangegangenen Tests das Triebwerk aufgrund eines zu kleinen Zünders und der daraus resultierenden geringeren Temperatur und des geringeren Drucks nicht zündete wurde diesmal ein im Vergleich zu den letzten Tests doppelt so großer, aus zwei Einzelladungen bestehender, Preheater verwendet, um eine Zündung auf jeden Fall zu gewährleisten. Nach Abschluss aller Vorbereitungen wurde das Triebwerk gezündet. Der Preheater hatte einen bedeutend höheren Energiegehalt als erwartet. So wurde bereits ein Druck von über 7 bar gemessen und die durch die Zündung entstandene Flamme schoss durch die Düse gut sichtbar nach außen. Zwei Sekunden nach der Zündung wurde automatisch das Lachgas eingespritzt. Das Triebwerk brannte dann circa 2/25 Sekunden und explodierte anschließend. Die auftretenden Drücke und Kräfte konnten nicht genau bestimmt werden, da diese außerhalb des von den Sensoren zulässigen Messbereichs lagen und da die Sensoren durch die zu hohen Beanspruchungen zerstört wurden. Die auf den Schubsensor ausgeübte Kraft betrug mindestens 6000 N (dies ist der letzte verlässlich gemessene Wert), sehr sicher war die Kraft bedeutend größer. Fast alle Triebwerkskomponenten wurden zerstört, einzig die Einspritzscheibe ist noch funktionsfähig. Der am Oxidatoreinlass des Triebwerks sitzende aus PTFE bestehende Hitzeschutz wurde in viele kleine Fragmente zersprengt. Die Düse und der Hitzeschutz der Nachbrennkammer sind in den angrenzenden Wald geflogen, der Hitzeschutz konnte mehr als 50 Meter vom Teststand entfernt geborgen werden. Die aus Graphit gefertigte Wirbelscheibe wurde zerstört, einzelne Teile wurden in einem Radius von mehreren Metern um das Triebwerk herum gefunden. Die Brennkammer mit einer Wandstärke von 2,5 mm hat sich auf der ganzen Länge minimal geweitet, im Bereich der Wirbelscheibe liegt eine Dehnung von drei bis vier Prozent vor. Der Brennkammerkopf sowie der untere Triebwerksflansch wurden von der Brennkammer getrennt, dabei sind

teilweise die Flansche ausgerissen. Ebenfalls wurden Schrauben am Triebwerk, am Teststand und in der Teststandsverankerung stark gelängt oder zertrennt. Der Brennstoffblock wurde gedehnt, sodass sich im Pertinaxrohr an mehreren Stellen Risse gebildet haben. Die aus 12 mm im Durchmesser bestehenden Stahlbeine des Dreibeins wurden stark verformt, ebenfalls hat sich der 5 mm starke Stahlträger, an der der Kraftsensor befestigt war, stark verbogen. Die Ventile, Schläuche und der Tank wurden durch ein direkt hinter dem Triebwerk eingebauten Rückschlagventil geschützt, sodass dort keine Schädigungen auftraten.

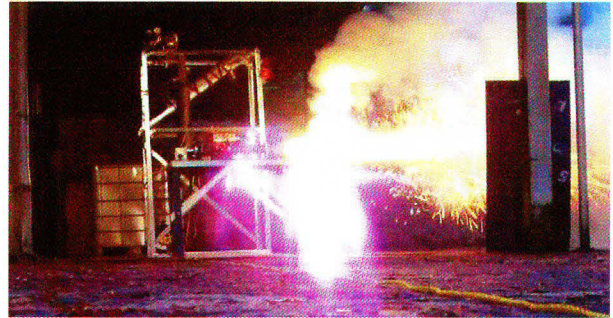


BILD 6. Beginn der Explosion



BILD 7. Die sich noch in der Luft befindende nach der Explosion vom Teststand geschleuderte HYDRA

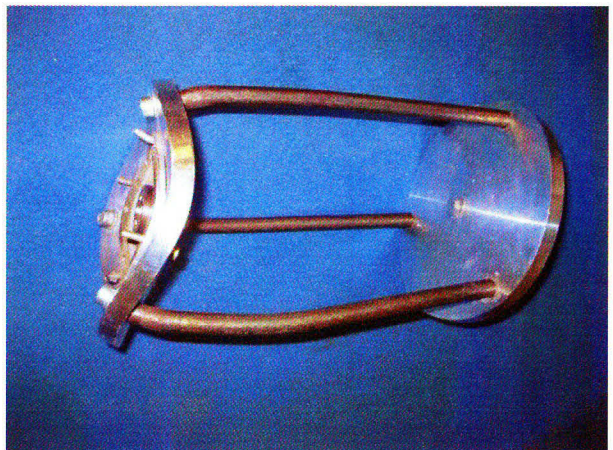


BILD 8. Das verbogene Dreibein



BILD 9. Der ausgerissene obere Flansch der HYDRA

4.3. Ursachen der Explosion

Durch die Zerstörung des Triebwerks und durch die Beschädigungen am Teststand ist ein hoher materieller Schaden entstanden. Daher wurde viel Arbeit in die Analyse dieses Tests investiert, sodass die Ursache der Explosion gefunden werden konnte. In dem Hitzeschutz der Nachbrennkammer sind deutliche Schleifspuren und Einkerbungen in Richtung der Düse, hervorgerufen von Fragmenten der aus Graphit bestehenden Wirbelscheibe, festzustellen. Die Wirbelscheibe ist folglich im Triebwerk vor dem Auswurf des Hitzeschutzes zerstört worden. Die starke Ausbeulung des Triebwerks ist ebenfalls in dem Bereich der Wirbelscheibe festzustellen, sodass darauf geschlossen werden kann, dass ein sehr großer Druck im Triebwerk nach Versagen der Wirbelscheibe und vor der restlichen Zerstörung des Triebwerks vorlag. Die Splitter der Wirbelscheibe waren den Schleifspuren nach zu urteilen größer als der Düsenquerschnitt und verstopften die Düse, sodass eine klassische Klemmung vorlag. Es hat sich nun immer mehr Druck aufgebaut bis die ersten Schraubverbindungen den hohen Belastungen nicht mehr standhalten konnten und versagten. Als Wirbelscheibe wurde eine Graphitscheibe mit sechs symmetrisch angeordneten Löchern mit einem Durchmesser von 10 mm genutzt. Durch diese einfach herzustellende Geometrie wurde eine relativ starke Verwirbelung der durchströmenden Gase und somit ein hoher spezifischer Impuls erreicht. Das Graphit ist relativ spröde und die Stege zwischen den Löchern waren an den dünnsten Stellen nur wenige Millimeter dick, sodass die Wirbelscheibe stoßartigen, mäßig starken mechanischen Belastungen nicht standhielt. Nach derzeitigem Stand der Erkenntnisse wurde die Wirbelscheibe durch von der Zündung des Preheaters beschleunigten Splitter, z.B. Reste des Preheaters, beschädigt. Bei diesem Test wurde zudem erstmals ein schnell schaltendes Coaxialventil zur Steuerung des Oxidatorstroms eingesetzt, sodass direkt nach Öffnung des Ventils eine große Menge Lachgas vorlag. In vorangegangenen Brenntests wurde ein langsam öffnendes Motorventil eingesetzt und der Oxidatorstrom hat sich langsam aufgebaut. Folglich dissoziierte auch bedeutend mehr Lachgas in einem sehr kurzen Zeitintervall in der Brennkammer als bei vorangegangenen Brenntests. Die Vermutung, dass durch den großen Preheater zu viel Brennstoff verdampft wurde konnte widerlegt werden, da die Gewichtsabnahme des Brennstoffblocks während des gesamten Tests nur 16 g betrug. Der in der Nähe des Brennkammerkopfes

entstandene Druck hat sich nach bisherigen Nachforschungen in Richtung der Düse ausgebreitet und dabei einen Druck auf die bereits beschädigte Wirbelscheibe ausgeübt, sodass ein komplettes Versagen und die Zerstörung der Wirbelscheibe vorlagen.

4.4. Erkenntnisse aus dem Test

Als konstruktive Maßnahmen, die der Verhinderung eines erneuten Triebwerksversagens dienen, wird trotz schlechterem spezifischen Impulses eine Wirbelscheibe aus Pertinax mit einer einfachen Lochgeometrie statt einer Scheibe aus Graphit verwendet. Allgemein hat sich bei diesem Test gezeigt, dass kleine Raketentriebwerke, auch die als vermeintlich sicher geltenden Hybridtriebwerke, bei Fehlfunktionen sehr große Schäden hervorrufen können. Die Stärke der Explosion und die dabei freiwerdenden Kräfte waren überraschend groß. Die Gefahr geht dabei nicht, wie häufig bei der Nutzung von Distickstoffmonoxid beschrieben, von der Verwendung des Lachgases aus, bei einer Klemmung ist die verwendete Oxidator-Brennstoffkombination kaum relevant. Die Sicherheit eines Hybridtriebwerks im Vergleich zu anderen Triebwerksarten konnte hier bestätigt werden, da bei der Explosion fast ausschließlich eine Reaktion von Distickstoffmonoxid als Einkomponententreibstoff vorlag und nur sehr wenig Lachgas mit dem Brennstoff reagierte. Die ERIG führt ihre Brenntests seit Jahren nur in geeigneten Einrichtungen durch und achtet auf die Einhaltung von internen Sicherheitsrichtlinien. So befindet sich während des Brennens keine Person in der Nähe des Triebwerks, stattdessen halten sich alle Personen in einem Schutzbunker oder in ausreichendem Abstand ohne Sichtkontakt zum Triebwerk auf. Vor dem Test eines Raketentriebwerks, auch eines Hybridtriebwerks, sollten daher immer die möglichen Konsequenzen bei einem Unfall beachtet und darauf aufbauend die angewendeten Sicherheitsvorkehrungen getroffen werden.

Quellenverzeichnis

- [1] R. H. Schmucker
Hybridraketenantriebe
Wilhelm Goldmann Verlag
München, 1972
- [2] P. N. Estey, G.R. Whittinghill
Hybrid Rocket Motor Propellant Selection Alternatives
AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992
- [3] R. E. Lo
Flüssige und hybride Teibstoffkombinationen für Raketentriebwerke
Chemiker-Zeitung, Nr. 9, 97. Jahrgang (1973)
S. 479 - 486
- [4] D. Coulon
Vulcan-2 Cryogenic Engine Passes First Test with New Nozzle Extension
ESA Bulletin Number 102, 2000
S. 123 - 124