

# DAS DEUTSCHE NATIONALE GEL-TECHNOLOGIEPROGRAMM

H.K. Ciezki<sup>#1</sup>, J. Hürttlen<sup>+</sup>, K. Madlener<sup>#</sup>, K.W. Naumann<sup>‡</sup>, R. Radloff<sup>§</sup>,  
R. Stierle<sup>‡</sup>, V. Weiser<sup>+</sup>

# DLR - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für  
Raumfahrtantriebe, D-74239 Hardthausen, Deutschland  
+ Fraunhofer-Institut für Chemische Technologie – ICT,  
D-76327 Pfinztal-Berghausen, Deutschland  
‡ Bayern-Chemie, D-84544 Aschau am Inn, Deutschland  
§ Bundesamt für Wehrtechnik und Beschaffung,  
D-56057 Koblenz, Deutschland

## Zusammenfassung

Im Rahmen des im Jahre 2001 gestarteten Deutschen Nationalen Technologie-Programms zur Untersuchung der Einsatzfähigkeit von gelförmigen Brenn- und Treibstoffen, abgekürzt "Deutsches Nationales Gel-Technologieprogramm", genannt, soll bis Ende des Jahres 2009 die Technologie entwickelt werden um ein Demonstratortriebwerk auf Geltreibstoffbasis zu bauen und dessen überragende Fähigkeiten durch einen Flugversuch zu demonstrieren. Die vorliegende Veröffentlichung gibt eine Übersicht über die Ziele des Programms sowie die bisher durchgeführten Arbeiten bis hin zum aktuellen Stand im Jahr 2008.

## 1. EINLEITUNG

Gelförmige Treibstoffe sind für viele Antriebssysteme von großem Interesse, da sie die auf den momentanen Bedarf ausgerichtete zeitlich und größtmäßig frei wählbare Schubvariation, wie sie von Antriebssystemen mit Flüssigtreibstoffen bekannt ist, mit der einfachen Handhabbarkeit und Lagerfähigkeit, wie sie Antriebssysteme mit Festtreibstoffen aufweisen, verbinden. Gelförmige Treibstoffe sind nicht-Newtonsche Fluide und weisen ein in weiten Bereichen scherverdünnendes Verhalten auf. Im Ruhezustand sind sie aufgrund ihrer hohen Scherviskositätswerte und einer oftmals deutlich ausgeprägten Fließgrenze fließunfähig. Durch das Aufbringen einer Scherspannung deutlich oberhalb der Fließgrenze, wie dies zum Beispiel in bestimmten Injektorkonfigurationen erzeugt werden kann, werden sie jedoch fließfähig und erlauben somit die Förderung durch Rohrleitungen vom Tank bis hin zum Injektor. Aufgrund ihrer vielfältigen Vorteile ist der Einsatz von gelförmigen Treibstoffen bzw. Treibstoffkombinationen sowohl im Raketenbereich, das heißt in monergolen oder diergolen Systemen sowie in Hybridraketen, aber auch bei Stauantrieben denkbar und sinnvoll. Für die detaillierte Beschreibung der wesentlichen Vorteile gegenüber Antriebssystemen mit üblicherweise genutzten festen und flüssigen Treibstoffen sei hier auf das folgende Unterkapitel 1.1 verwiesen. Ein Vergleich mit anderen Konzepten zur Schubregelung wird im Unterkapitel 1.2 gegeben.

Arbeiten zum Einsatz gelförmiger Treibstoffe in Raketenantrieben werden in den USA seit etwa den 60er Jahren des 20. Jahrhunderts durchgeführt und starteten in den Folgejahren auch in anderen Ländern. Im Bereich Technologiedemonstrationsarbeiten in den USA seien hier als Beispiel die beim AMRDEC, Redstone Arsenal seit den 1980er Jahren laufenden Aktivitäten genannt, die in Zusammenarbeit mit Partnern zu Arbeiten über Bahn- und Lagesteuerungsmodulen für Raumfahrzeuge [1] und zur Flugdemonstration eines Raketenantriebs für einen Anti-Tank-Flugkörper in den Jahren 1999 und 2000 [2] geführt haben. Die hierbei entwickelte Technologie basiert auf der hauptsächlich in der Weltraumtechnik genutzten und unter Umgebungsbedingungen lagerfähigen Paarung von Monomethylhydrazin (MMH) als Brennstoff und inhibierter rotrauchender Salpetersäure (IRFNA - Inhibited Red Fuming Nitric Acid) als Oxidator. Der Vorteil dieser MMH/IRFNA-Kombination ist, dass sie hypergol ist. Das heißt, sie ist selbstentzündend und benötigt somit keine Anzündvorrichtung. Nachteilig sind aber aufgrund der hohen Toxizität des ersten Partners und der stark ätzenden Wirkung des anderen die umfangreichen Schutz- und Sicherheitsmaßnahmen, die im gesamten Lebenszyklus einzuhalten sind, d.h. von der Herstellung über Lagerung, Transport, Handhabung, Einsatz bis hin zur Entsorgung. Als Beispiel einer weiteren Arbeit im Bereich Technologiedemonstration sei hier die Veröffentlichung von Peretz et al [3] genannt, in der über Versuche an einer Modellbrennkammer mit einer Kombination eines Hydrazin-Gels und eines IRFNA-Gels berichtet wird.

<sup>1</sup> Koordinator der wissenschaftlich/technischen Seite;  
Kontakt: helmut.ciezki@dlr.de

Für weitergehende Informationen über diese und andere Arbeiten mit gelförmigen Treibstoffen bis zum Jahr 2000

sei auf den Übersichtsartikel von Natan und Rahimi [ 4 ] verwiesen, für einige neuere Arbeiten im grundlagennahen Bereich siehe z.B. auch in Ref. [ 5 ].

Ziel des in dieser Veröffentlichung beschriebenen Deutschen Nationalen Gel-Technologieprogramms ist es, die technologischen Voraussetzungen zu entwickeln um ein Demonstratortriebwerk auf Geltreibstoffbasis zu bauen und dessen überragende Fähigkeiten durch einen Flugversuch zu demonstrieren. Hierbei soll auch geprüft werden, ob eine einfacher zu handhabende Gel-Treibstoffkombination als in Ref. [ 1-3 ] sinnvoll eingesetzt werden kann. Diese hier vorgelegte Veröffentlichung bietet eine Übersicht über die Ziele des Programms, seine Struktur und die bisher durchgeführten Arbeiten bis hin zum aktuellen Stand im Jahr 2008. Detaillierte Informationen zu einzelnen Aspekten aus den Arbeitsgebieten werden in den drei Fachvorträgen des DLR, des ICT und der Bayern-Chemie gegeben, die ebenfalls in der Session beziehungsweise der Fachsitzung „Raumfahrtantriebe: Gel-Treibstoffe“ präsentiert werden [ 6-8 ].

### 1.1. Vergleich von Antriebssystemen mit Treibstoffen unterschiedlicher Aggregatzustände

Der Hauptvorteil gelförmiger Brenn- und Treibstoffe ist, wie schon oben erwähnt, die Möglichkeit regelbare Antriebe mit ähnlich einfachen Lager- und Handhabungseigenschaften wie Feststoffantriebe zu schaffen. Vergleicht man nun gelförmige Treibstoffe mit festen Treibstoffen, so zeigen diese eine deutlich herabgesetzte Sensitivität gegenüber Einschlag, Reibung, elektrischen Ladungen, Rissen, etc. Des Weiteren ist eine Regelbarkeit bei Festtreibstoffsystemen nur mit einem unverhältnismäßig hohen technischen Aufwand realisierbar, nähere Einzelheiten sind im folgenden Unterkapitel 1.2. dargestellt. Weiterhin sind Raketenantriebe mit gelförmigen Treibstoffen definiert abschaltbar und wiederzündbar, was bei Feststoffraketen kaum realisierbar ist. Auch sind die Auswirkungen einer unbeabsichtigten Zündung gering, bei Feststoffraketen ist der Start des Triebwerks unvermeidbar.

Gegenüber Antriebssystemen mit flüssigen Treibstoffen sind vergelte Treibstoffe vorteilhaft, weil bei Leckagen der Treibstoff durch Schwerkrafteinwirkung nicht auslaufen sondern nur in geringer Menge austreten kann. Sollten dennoch größere Gelmengen frei gesetzt werden, so sind zum einen konvektive Vermischungsvorgänge vernachlässigbar, die bei flüssigen Brennstoffen und Oxidatoren zu explosiven Gemischen führen würden. Bei ungesicherten Gelen ist im Wesentlichen nur eine Reaktion an der Kontaktfläche möglich [ 9 ]. Zum anderen sind bei Gelen Verdampfungsvorgänge deutlich geringer ausgeprägt, was durch eine geringere Oberfläche und eine geringere (flächenbezogene) Verdampfungsrate bedingt ist. Dies führt zu einer deutlich geringeren Bildung von gasförmigen explosiven Gemischen. Die somit deutlich verminderte Gefahr von Bränden oder Explosionen (siehe z.B. Bild 1) trägt wesentlich zur Sicherheit bei.

Auch sind bei Leckagen geringere Umweltschäden zu erwarten, da bei Gelen ein Einsickern in den Boden wie bei Flüssigkeiten deutlich schwächer ausgeprägt ist und somit auch mehr Zeit für Gegenmaßnahmen verbleibt.

Brennstoffbewegungen im Tank (fuel slosh) sind bei flüssigen Treibstoffen in hochagilen Fluggeräten schwierig zu kontrollieren und bedingen komplexe Lageregelungs- und Steuerungssysteme.

Die Handhabung, insbesondere im Vergleich zu cryogenen flüssigen Treibstoffen, ist wesentlich einfacher, da Gele deutlich einfachere Tank-, Förder- und Regelsysteme benötigen. Des Weiteren sei noch vermerkt, dass die überwiegend im Raumfahrtbereich verwendeten Stoffe wie Hydrazin und seine Derivate sowie Oxidatoren auf Salpetersäure- und/oder Distickstoffdioxid-Basis, die bei Raumtemperatur flüssig sind und somit als lagerfähig gelten, aufgrund der hohen Sicherheitsanforderungen sehr schwierig zu handhaben sind.

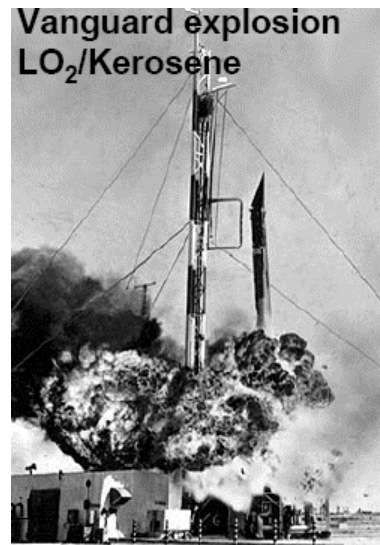


BILD 1. Typische Brandszenarien von Flüssigraketenantrieben. Quellen, oben: <http://www.bernd-leitenberger.de/schlamperei.shtml>; unten: <http://www.spiegel.de/fotostrecke/0,5538,12302,00.html>

Bei Antrieben mit Treibstoffschlämmen (slurries) werden Partikel z.B. aus Aluminium oder Bor flüssigen Brennstoffen zugesetzt. Der Zusatz dieser Partikel ist von hohem Interesse, da diese einen deutlich höheren volumetrischen Heizwert als die üblicherweise eingesetzten kohlenwasserstoffbasierenden flüssigen Brennstoffe haben und somit kompaktere Triebwerke oder größere

Flugreichweiten bei gleichem Bauvolumen ermöglicht werden. Allerdings konnte bei Slurry-Antriebssystemen die Sedimentation der Partikelphase bis heute nur unzureichend reduziert werden, sodass eine Langzeitlagerung nicht gewährleistet ist. Bei geeigneten Treibstoffgelen mit Metallpartikelzusätzen hingegen sind selbst bei hohen Bescheinigungswerten Sedimentationsvorgänge weitestgehend vernachlässigbar, wie Versuche gezeigt haben [ 10 ].

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass Gelantriebe viele der Vorteile von Flüssigkeits-, Feststoff- und Slurryantrieben vereinigen, ohne deren charakteristische Nachteile in Kauf nehmen zu müssen. Allerdings ist zu bemerken, dass die Förderung von Treibstoffgelen und deren Aufbereitung in Injektoren für einen effektiven Brennkammerprozess im Vergleich zu den üblicherweise eingesetzten Brennstoffen mit Newtonschen Eigenschaften deutlich schwieriger zu realisieren ist. Dennoch zeigen die in den Folgekapiteln dargestellten Arbeiten, dass Gel-Antriebe realisierbar sind und dass dieser Mehraufwand im Vergleich zu den Vorteilen von geringer Bedeutung ist.

## 1.2. Beispiele von Feststoffantriebskonzepten mit variabler Schubstärke (bei Bedarf)

Bei Festtreibstoffen wird der zeitliche und somit der größenmäßige Verlauf des Schubes durch die bei der Auslegung des Antriebs gewählte Geometrie des Treibstoffblockes vorgegeben. Eine dem aktuellen Bedarf während des Einsatzes anpassbare freie Schubstärkenvariation (on-demand) ist hiermit nicht möglich. Doppelpulstriebwerke, wie sie von der Bayern-Chemie für den LFK-NG-Motor entwickelt wurden [ 11 ], ermöglichen die Zündung eines zweiten Treibsatzteiles im Triebwerk und damit z.B. ein höheres Schubniveau ab einem beliebigen Zeitpunkt. Dies führt zu höherer Endgeschwindigkeit, größeren Reichweiten und höheren Düsenwirkungsgraden. Im Vergleich zu üblichen Boost-Sustain-Motoren lassen sich kürzere minimale Bekämpfungsabstände realisieren. Als Nachteil wäre ein höheres Gewicht des Motors durch die Pulsseparierungsvorrichtung und den zusätzlichen internen Wärmeschild im ausgebrannten ersten Treibstoffblockbereich.

Ein weiteres noch in der Entwicklung befindliches Konzept ist die Pintle Technology, bei der sich ein Zentralkörper im Inneren der Brennkammer befindet. Dieser ist beweglich und kann den Austrittsquerschnitt der Schubdüse verändern. Eine solche Regelvorrichtung ist nur mit großem technischen Aufwand realisierbar, da sie den großen Treibgasvolumenstrom beim kritischen Zustand, d.h. bei hohem Druck  $p^*$ , hoher Geschwindigkeit  $a^*$  und hoher Temperatur  $T^*$  regeln muss. Die Folge ist, dass die Regelvorrichtung thermisch aufwendig geschützt werden muss und sie ist dementsprechend schwer und voluminös. Auch sind Erosionsvorgänge und Ablagerungen nicht vernachlässigbar. Arbeiten zu regelbaren Feststofftriebwerken laufen bei Aerojet seit den 1960er Jahren und haben zu einer Reihe von Demonstratoren geführt, siehe z.B. [ 12 ]. Des Weiteren sind Arbeiten aus Frankreich und Großbritannien bekannt.

Ähnliche Ziele wie die Arbeiten zu Gel-Antrieben verfolgen die Arbeiten zu Hybridraketen, die seit den 1960er Jahren

in verschiedenen Ländern mit zum Teil hoher Intensität laufen. Das Wirkprinzip beruht auf der Trennung von Oxidator und Brennstoff dahingehend, dass der Brennstoff, in der Regel ein fester Kohlenwasserstoffpolymer, in die Brennkammer eingebracht ist und der flüssige Oxidator in einem separaten Tank mitgeführt wird. Diese Trennung bewirkt bessere Insensitivitätseigenschaften im Vergleich zu Feststoffraketenmotoren. Der Oxidator-massenstrom, der über Injektoren in die Brennkammer eingeführt wird und dort mit dem festen Treibstoff reagiert, kann variiert werden und erlaubt somit eine Regelung der Schubstärke bis hin zum An- und Abschalten des Triebwerkes.

Kritisch ist aber die von vielen Parametern beeinflusste Verbrennungsführung in der Grenzschicht über dem Testbrennstoff, weswegen die Brennkammern in der Regel ein großes Verhältnis Länge/Durchmesser haben. Nachteilig bei diesem Antriebskonzept ist, dass sowohl ein Förder- und Regelsystem als auch eine voluminöse Brennkammer benötigt werden. Eine Übersicht über den aktuellen Stand der Forschung und Entwicklung zu Hybridraketen ist im Buch von Chiaverini und Kuo [ 13 ] gegeben. Es sei hier noch erwähnt, dass ein kleines Technologiedemonstrator-Triebwerk mit vergeltem Oxidator bei QINETIQ in Großbritannien erfolgreich getestet wurde. Die Einsetzbarkeit eines Hybridtriebwerkes für bemannte Missionen wurde erstmals mit den Flügen des Space Ship One gezeigt.

## 2. DEUTSCHES NATIONALES GEL-TECHNOLOGIEPROGRAMM

Ziel des im Jahre 2001 gestarteten Programms, das vom DLR-Institut für Raumfahrtantriebe und der Bayern-Chemie im Jahre 2000 vorgeschlagen wurde, ist die Entwicklung der technologischen Voraussetzungen um ein Demonstratortriebwerk auf Geltreibstoffbasis zu bauen und dessen überragende Fähigkeiten durch einen Flugversuch zu demonstrieren.

Um diese neuartige Triebwerkstechnologie in einem vorgegebenen relativ kurzen Zeitraum von neun Jahren von 2001 bis 2009 zu entwickeln und durch einen Flugversuch demonstrieren zu können, arbeiten vom Programmstart an zwei Forschungseinrichtungen, zwei Einrichtungen des Bundes und ein Industrieunternehmen eng verzahnt zusammen. Hierbei obliegt dem DLR-Institut für Raumfahrtantriebe die Untersuchung der rheologischen und der Versprühungsvorgänge von Gelen sowie die Entwicklung des Verbrennungsprozesses in einer Modellbrennkammer. Zu den Aufgaben des Fraunhofer-Instituts für Chemische Technologie (ICT) gehört die Entwicklung geeigneter Gele (für die Brennstoff- und die Oxidatorseite) und die Durchführung von Grundlagenuntersuchungen zur Gelverbrennung. Im Wehrwissenschaftlichen Institut für Werk-, Explosiv- und Betriebsstoffe (WIWEB) werden Arbeiten zu Sicherheits- und Empfindlichkeitsaspekten durchgeführt. Die Bayern-Chemie führt die Triebwerksentwicklung durch und zeichnet auch für die Entwicklung des Flugdemonstrators verantwortlich. Die Arbeiten in diesem Programm werden in enger Abstimmung mit dem Bundesamt für Wehrtechnik und Beschaffung (BWB) durchgeführt.

Als Anforderungen an den zu entwickelnden Gel-Antrieb wurde ein spezifischer Impuls deutlich höher als 2000 m/s bei einem Standarddruckverhältnis von 70:1 vorgegeben. Die Treibstoffgele sollen eine gute Alterungsbeständigkeit, eine geringe Abgassignatur und eine hinreichende Umweltverträglichkeit besitzen. Hierbei soll auch geprüft werden, ob es einfacher zu handhabende Gel-Treibstoffkombinationen als in Ref. [1-3] gibt, die sinnvoll eingesetzt werden können.

Wegen der einem solchen Vorhaben innewohnenden Machbarkeitsrisiken wurde das Programm in vier Phasen gegliedert, deren zeitliche Abfolge in Tab. 1 dargestellt ist. Den Nachweis, dass bestimmte Schlüsseltechniken erfolgreich erarbeitet wurden bzw. werden, stellt eine Abfolge mehrerer Technologiedemonstratoren, die auch in Kap. 3 vorgestellt werden, sicher.

Die erste Phase widmete sich dem grundsätzlichen Nachweis der Machbarkeit eines Gelantriebs. Dies beinhaltete eine Studie zur prinzipiellen Realisierbarkeit eines solchen Triebwerks auf System-, Komponenten- und Treibstoffebene. Abschließend erfolgte eine Vorauswahl der in Phase II zu untersuchenden Stoffe, Technologien und Systeme. Bild 12 im Kap. 3.4 zeigt das in Phase I erarbeitete Leitkonzept für den Technologiedemonstrator-

Flug (TD-F). Phase II war der Technologiedemonstration gewidmet und beinhaltete hauptsächlich die Erarbeitung von technisch sinnvollen Lösungen mittels grundlegenden Untersuchungen als auch mittels Versuchen an Technologiedemonstratoren. In Phase III wird zum einen das Prüfstandsmonstratortriebwerk entwickelt und getestet. Zum anderen laufen parallel hierzu weiterhin Arbeiten im grundlegenden Bereich (z.B. Gelweiterentwicklung, Untersuchung physikalischer und rheologischer Eigenschaften, Versprühungs- und Verbrennungsverhalten, Sicherheitsaspekte, etc.) die zu einem besseren Verständnis der ablaufenden Vorgänge sowie der Klärung offener Fragen benötigt werden und in die Entwicklungsarbeiten für Flug- und Prüfstandsmonstrator einfließen. In Phase IV wird der Prüfstandsmonstrator entwickelt und soll im Jahre 2009 seine Fähigkeiten durch einen Freiflug unter Beweis stellen.

Zum Abschluss einer jeden Phase wurden bzw. werden die erarbeiteten Ergebnisse bewertet und über die Fortführung des Programms entschieden. So wurden nach Abschluss der Technologiedemonstration (Phase II) alle für den Bau eines Flugkörperantriebs notwendigen Komponenten nachgewiesen, sodass Prüfstands- und Flugdemonstration gemeinsam beauftragt werden konnten.

Phase		2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009
I	Grundsätzlicher Nachweis									
II	Technologiedemonstration									
III	Triebwerksdemonstration									
IV	Flugdemonstration									

TAB 1. Programmablaufplan

### 3. STAND DER ARBEITEN IN DEN ARBEITS- GEBIETEN (AKTUELLER ARBEITSTITEL)

Dieses Kapitel gibt eine Übersicht über wesentliche Ergebnisse, die im Laufe des Programms erarbeitet wurden.

#### 3.1. Treibstoffentwicklung, physikalische und chemische Eigenschaften

Gelförmige Treibstoffe zeigen in weiten Bereichen ein scher verdünnendes Verhalten, d.h. ihre Scherviskositäts-werte  $\eta$  sinken mit steigender Scherrate  $\dot{\gamma}$ , wie dies am Beispiel eines JetA-1/ThixatrolST-Gels in Bild 2 im Bereich mittlerer Scherraten zu sehen ist. Bei sehr hohen Scherraten flacht der Verlauf ab und ein Grenzwert  $\eta_{\infty}$  der Viskosität ist erkennbar, der oftmals in der Nähe der konstanten Viskosität des Newtonschen Basisfluids liegt. Des Weiteren sei hier noch erwähnt, dass die Mehrheit der untersuchten Treibstoffgele eine ausgeprägte Fließgrenze  $\tau_0$  aufweist. Wird eine Scherspannung  $\tau$  unterhalb der Fließgrenze angelegt, so verhält sich ein Gel (bei einer Beanspruchung im Bereich kleiner Zeitskalen) elastisch. Erst oberhalb werden Gelstrukturen zerstört, die Viskosität

sinkt und das Gel beginnt zu fließen. Eine ausführliche Beschreibung der rheologischen und der Fließeigenschaften ist im vierten Vortrag dieser Session [8] gegeben.

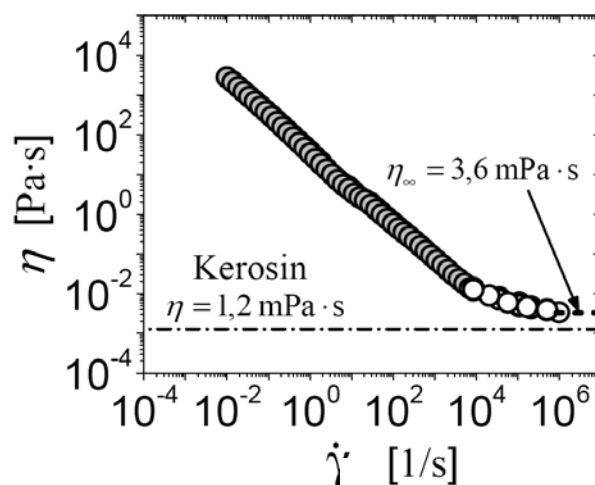


BILD 2. Dynamische Scherviskosität  $\eta$  in Abhängigkeit der Scherrate  $\dot{\gamma}$  für ein JetA-1/ThixatrolST-Gel

Für monergole oder diergole Systeme können verschiedene Systeme verwendet werden. Tab. 2 zeigt die theoretischen Leistungsdaten dieser Systeme. Die diergolen Mischungen mit Salpetersäure als Oxidator liefern hohe spezifische Impulse und bedingt durch die relativ hohe Dichte auch hohe volumetrische Impulse. Auch die Mischung mit UDMH und Wasserstoffperoxid besitzt ein hohes Leistungspotenzial. Das Monopropellant Nitromethan hat dagegen einen deutlich niedrigeren spezifischen und vor allem auch volumetrischen Impuls. Ein Vorteil von Nitromethan ist allerdings seine gute Handhabbarkeit gegenüber der aggressiven Salpetersäure, dem relativ instabilen Wasserstoffperoxid oder den giftigen Hydrazinderivaten, weshalb es als Modelltreibstoff für Untersuchungen im grundlagennahen Bereich besonders gut geeignet ist. Es konnte beim Fraunhofer-Institut für Chemische Technologie gezeigt werden, dass die Vergelung dieser Treibstoffe je nach System sowohl mit anorganischen wie auch mit organischen Vergelungsmitteln erfolgen kann.

Treibstoff	Spez. Impuls [Ns/kg = m/s]	Dichte [g/cm <sup>3</sup> ]	Vol. Impuls [Ns/dm <sup>3</sup> ]
HNO <sub>3</sub> /BDNPF/A	2594	1,44	3665
HNO <sub>3</sub> /JP1	2587	1,31	3395
NM	2409	1,14	2744
85% H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> /UDMH	2606	1,22	3171

TAB 2. Leistungsdaten von von Monergolen und Diergolen (nach ICT-Code)

Bild 3 zeigt Viskositätsverläufe eines vom ICT entwickelten NM-Gels, die mit einem Rotationsrheometer gemessen wurden. Sie zeigen ein ähnliches scherverdünnendes Verhalten wie das des in Bild 2 präsentierten JetA-1/ThixatrolST-Gels, das beim DLR entwickelt wurde. Die Langzeitmessungen des ICT über acht Monate zeigen, dass im Wesentlichen keinerlei Veränderung des Gels in seinem Viskositätsverhalten festgestellt werden konnte.

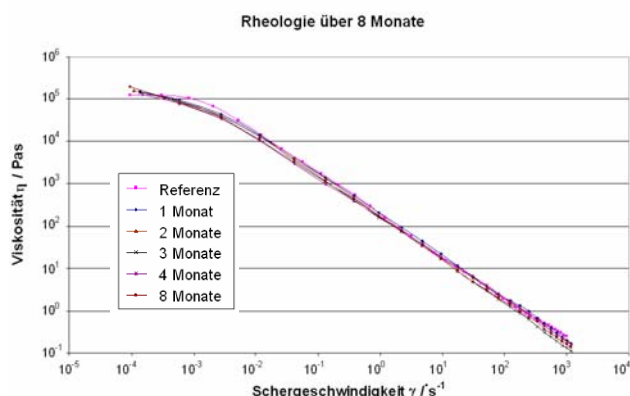


BILD 3. Scherviskositätsverläufe des NM-Gels über acht Monate

Sicherheitstechnische Untersuchungen des ICT und des WIWEB zur Sensitivität des Geltreibstoffs zeigen, dass durch die Vergelung z. B. die Reib- und Schlagempfindlichkeit gegenüber der reinen Komponente deutlich niedriger ist. Auch in weiteren Versuchen (GAP-Test, Koenentest, DDT-Test) wird dieses insensitive Verhalten bestätigt, so dass eine günstige Klassifizierung zu erwarten ist.

### 3.2. Grundlagenarbeiten zum Versprühungs- und Verbrennungsverhalten

Durch das Aufbringen hoher Scherraten während des Einspritzvorganges ist es möglich, relativ niedrige Viskositätswerte und somit eine weitgehende Verflüssigung im Bereich des Injektorauslasses in bestimmten Injektor-konfigurationen zu erreichen. Dadurch wird ein Injektions-vorgang, der dem herkömmlicher Flüssigtreibstoffe ähnelt, für bestimmte Einspritzzustände und -einstellungen möglich. Allerdings ist dieser Prozess schwieriger als im Falle der üblichen unvergelten Newtonschen Brenn- und Treibstoffe durchzuführen.

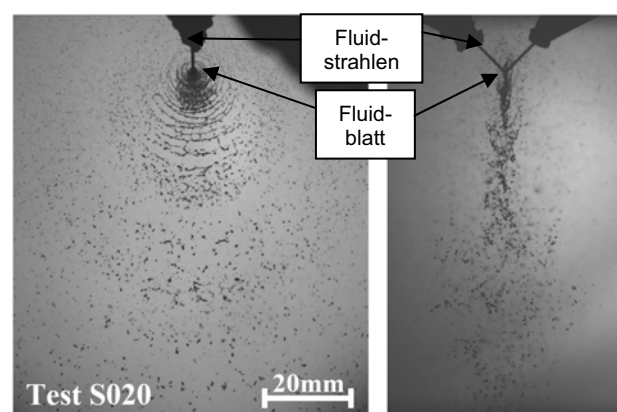


BILD 4. Schattenaufnahmen eines JetA-1/ThixatrolST-Gels mit 30 Gew.-% Aluminiumpartikelzusatz. (Ref. [ 8 ])  $\bar{u} = 9,1 \text{ m/s}$ ,  $Re_{gen HBE} = 695$

Für die Versprühung von Treibstoffgelen wurde am DLR-Institut für Raumfahrtantriebe unter anderem auch die Eignung eines Prallinjektors untersucht. Bei dem gewählten Prallinjektortyp in Doublet-Ausführung treffen zwei gleiche Fluidstrahlen aufeinander und formen am Schnittpunkt beider Strahlen ein dünnes Fluidblatt (auch Lamelle genannt), das senkrecht zur Ebene, in der die beiden Gelstrahlen liegen, steht und das im weiteren Verlauf zerfällt. Dieses Verhalten ist beispielhaft auf den Schattenaufnahmen in Bild 4 erkennbar, die aus zwei senkrecht zueinander stehenden Blickwinkeln aufgenommen wurden, wie in der Skizze des Versuchsaufbaus in Bild 5 zu sehen ist. Das Zerfallsverhalten des Fluidblattes in Abhängigkeit verschiedener Parameter wie z.B. der Strahlgeschwindigkeit ist in Ref. [ 8 ] beschrieben, für andere Parameter sei auf die in [ 8 ] gegebene Referenzliste verwiesen. Es konnte gezeigt werden, dass ähnliche Tropfengrößen wie bei Newtonschen Fluiden erzeugt werden können, allerdings müssen höhere Förderdrücke in Kauf genommen werden.

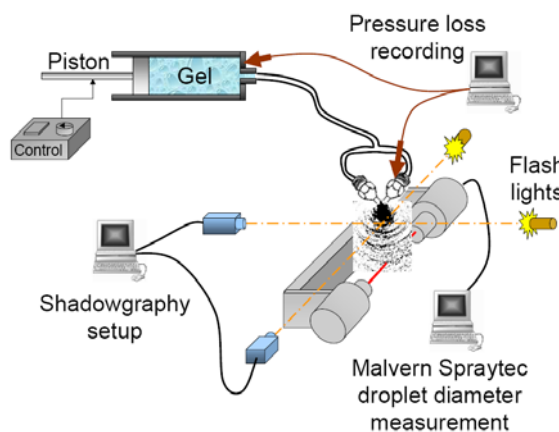


BILD 5. Skizze des erweiterten experimentellen Aufbaus für Versprühungsuntersuchungen

Im Bereich grundlegender Verbrennungsuntersuchungen wurden verschiedene Versuchsaufbauten eingesetzt. Dies ist zum einen eine luftdurchströmte Druckkammer, in der ramjetrelevante Randbedingungen bezüglich Brennkammerdruck und Lufteintrittstemperatur eingestellt werden können. In dieser Kammer, die optische Zugänge für diagnostische Verfahren besitzt, kann der Verbrennungsprozess bei einem einzelnen Injektor untersucht werden. Für weitergehende Informationen sei auf den Vortrag des DLR [ 8 ] verwiesen. Die Ergebnisse zeigen, dass Treibstoffgele versprüht und verbrannt werden können. Allerdings ist zu bedenken, dass infolge ihres nicht-Newtonschen Verhaltens Geltreibstoffe Phänomene in ihrem Abbrandverhalten zeigen, die sowohl bei festen als auch flüssigen Treibstoffen auftreten können.

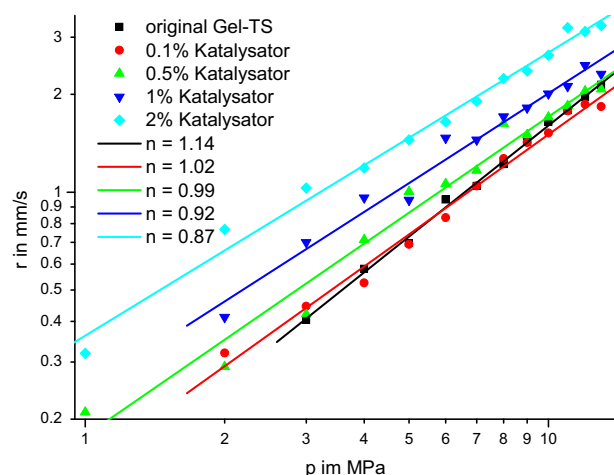


BILD 6. Beeinflussung der Abbrandrate von monergolen Geltreibstoffen durch die Additivkonzentration

Monergole Gele weisen wie Festtreibstoffe eine konstante, stoffspezifische Abbrandrate auf, die nur vom Brennkammerdruck und der Treibstofftemperatur abhängt. So kann die Umsatzgeschwindigkeit in der Brennkammer durch die Zerstäubung kontrolliert werden. Beispielsweise zeigen Nitromethangele ein Verhalten, dass durch das Vieillesche Abbrandgesetz in der Form  $r = A (p/p_0)^n$  ( $r$  Abbrandrate,  $A$  konstanter Vorfaktor,  $p$  Druck,  $p_0$

Standarddruck,  $n$  Druckexponent) beschrieben werden kann [ 14 ]. Bei anderen Geltreibstoffen wie z.B. metallhaltige Monergolgele kann ein Plateau oder Mesa-Abbrand auftreten [ 15 ]. Bild 6 zeigt einige Beispiele von Geltreibstoffen, die in einer optischen Druckbombe vermessen wurden. Die Abbrandgeschwindigkeit und der Druckexponent kann durch geeignete Additive angepasst werden.

Der Abbrand von diergolen und speziell auch hypergolen Geltreibstoffen hingegen ist weitgehend verdampfungs-kontrolliert und wird durch den Vermischungsgrad des dispergierten Systems gesteuert. Grundsätzlich unterscheiden sich Geltreibstoffe von Flüssigtreibstoffen zum einen durch einen deutlich niedrigeren Dampfdruck, der die Anzündung erschwert, und zum anderen durch eine behinderte interpartikuläre Strömung im Innern der Einzeltropfen. Sowohl organische als auch anorganische Gelbildner beeinflussen das Abbrandverhalten der Tropfen. Dies führt meist zu einer Feststoffbildung durch Verkokung oder Eindickung (z.B. Aerosil).

Zur Untersuchung von brennenden Geltropfen haben sich einfache Versuche in einer mit einem Bunsenbrenner beheizten Metallrinne bewährt [ 16 ]. Dabei wird das Leidenfrostphänomen ausgenutzt, um einen brennenden und schwebenden Einzeltropfen zu erhalten (Bild 7).

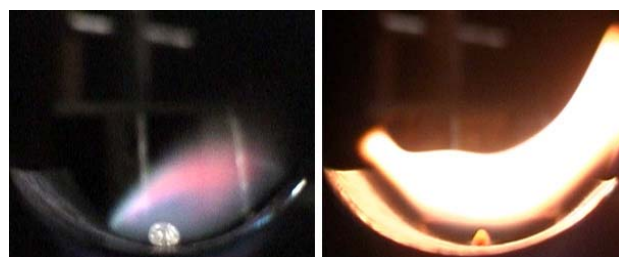


BILD 7. Blasensiedender Geltropfen bei der Untersuchung in der heißen Rinne (links), Brennender Rückstands eines organischen Gelbildners (rechts)

Mit dem gleichen Versuchsaufbau kann auch die Interaktion von brennenden Diergoltropfen untersucht werden. Zur Beurteilung von diergolen Treibstoffpaarungen unter Druck eignet sich auch eine Sandwich- oder rotations-symmetrische Treibstoffanordnung. In beiden Fällen bilden sich Burke-Schumann-Flammen aus, deren Temperatur zur Leistungsbeurteilung bei der Geltreibstoffentwicklung herangezogen werden kann. Die Untersuchung brennender und sich bewogender Einzeltropfen erfolgt mit schnellen Videosystemen in Kombination mit ausreichend schnell scannenden Emissionsspektrometern [ 9 ]. Der relativ hohe experimentelle Aufwand wird mit tiefen Einsichten in das von der Strömung beeinflusste Anzünd- und Reaktionsverhalten belohnt.

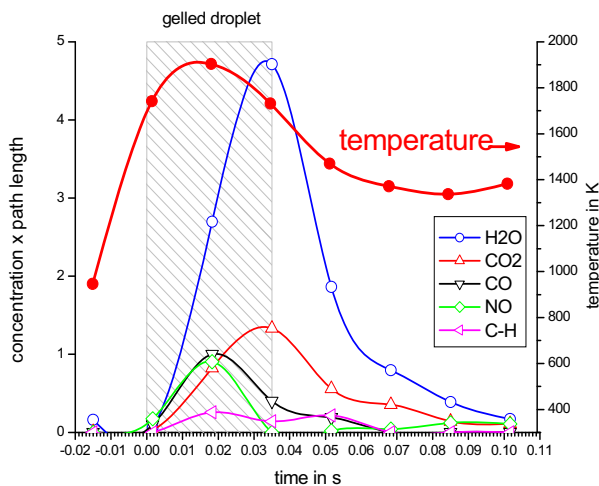


BILD 8. Spektroskopisch bestimmter Verlauf von Temperatur und der Konzentration von wichtigen Verbrennungsgasen entlang eines bewegten und brennenden Geltropfens

### 3.3. Brennkammerprozessentwicklung

Zur Erarbeitung und Demonstration der Raketenbrennkammerprozessführung mit gelförmigen Treibstoffen unter antriebsrelevanten Randbedingungen wurde am DLR-Institut für Raumfahrtantriebe der Experimentalaufbau Technologiedemonstrator-Brennkammerprozess (TD-B) mit zwei verschiedenen Brennkammern geschaffen. Bild 9 zeigt diesen Aufbau mit der Modularen Brennkammer, an der unter Anderem die lokale Wärmeströme zur Brennkammerwand ermittelt und Optimierungsarbeiten zur Brennkammerprozessführung und zur Brennkammergeometrie durchgeführt werden können. Des Weiteren wurde für den TD-B eine Basiskammer geschaffen, die überwiegend für Arbeiten im Bereich Handhabung, Förderung und Zündung genutzt wird.

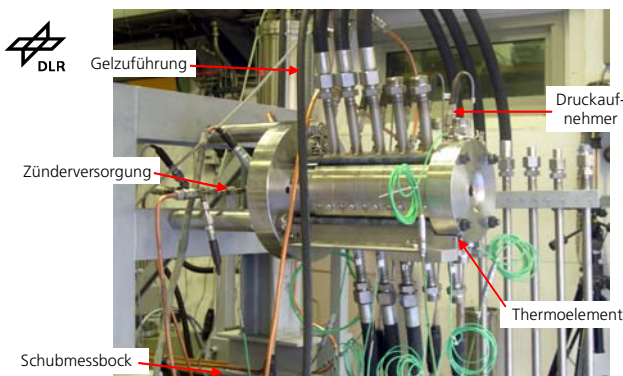


BILD 9. Technologiedemonstrator-Brennkammerprozess TD-B

Für die Versuche am TD-B wurden im Vorfeld verschiedene Gele gemeinsam von ICT und DLR entwickelt und optimiert. Das Diagramm in Bild 10 zeigt als Beispiel zeitliche Druck- und Schubverläufe eines Experimentes, bei dem der in die Brennkammer geförderte Gelmassenstrom und damit auch der Schub mehrfach um etwa den Faktor Zwei geändert wurden. Die Ergebnisse belegen

zum einen, dass unter den gewählten Versuchsbedingungen ein stabiler Verbrennungsprozess durchgeführt werden kann und dass keine Brennkammerinstabilitäten auftreten. Somit wurde innerhalb Phase II gezeigt, dass unter den gewählten Versuchsbedingungen eine auf den momentanen Bedarf ausgerichtete zeitlich und größenmäßig frei wählbare Schubvariation mit Geltreibstoffen realisiert werden kann. Bild 11 zeigt einen Versuchslauf am TD-B. Für weitergehende Informationen zur Brennkammerprozessentwicklung siehe Ref. [ 8 ].

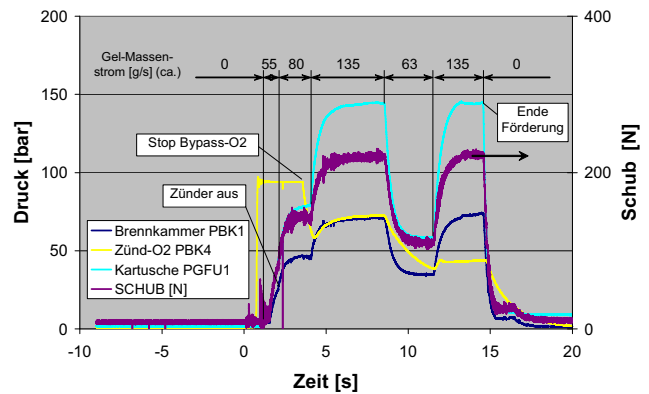


BILD 10. Verläufe von Brennkammerdruck (PBK1) und Schub bei einem Versuch mit Variation des Gelmassenstroms um den Faktor 2

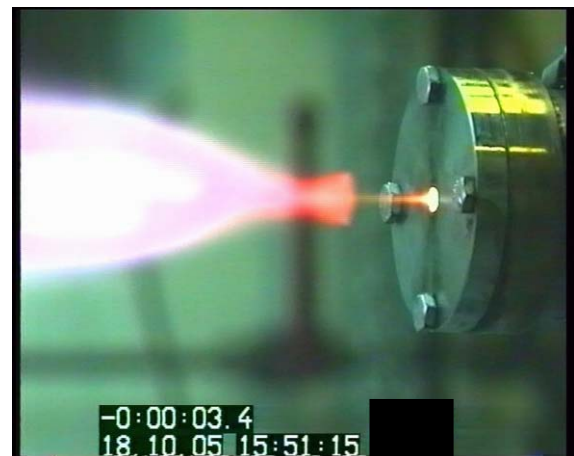


BILD 11. Versuchslauf am Technologiedemonstrator-Brennkammerprozess TD-B

### 3.4. Triebwerksentwicklung

Die Arbeiten zur Triebwerksentwicklung richten sich an einem Leitkonzept eines modernen Flugkörperkonzepts mit einsatzangepasster Schubentwicklung aus. Typisch für bodengestartete Flugkörper ist z.B.

- eine Starkschubphase zu Beginn,
- darauf folgend eine Marschphase mit schwachem Schub,
- diese gegebenenfalls unterbrochen durch Phasen stärkeren Schubs, z.B. bei Änderungen der Flughöhe oder starken Manövern, sowie
- eine Starkschubphase im Zielanflug.

Ein weiteres Kriterium für die Definition des Technologiedemonstrators-Triebwerk (TD-T), des Technologiedemonstrators-Prüfstand (TD-P) und des Technologiedemonstrators-Flugkörper (TD-F) war eine Dimensionierung, die eine gut handhabbare Größe und Masse, aber keine überflüssige Miniaturisierung mit sich bringt. Bild 12 zeigt das Leitkonzept aus dem Jahr 2001, das weitgehend gleich geblieben ist.

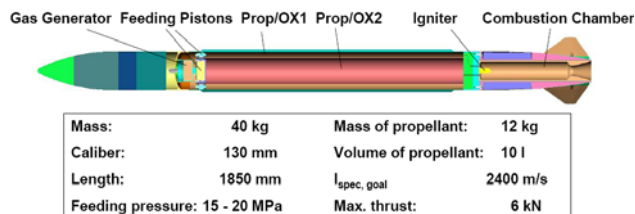


BILD 12. Darstellung des Leitkonzepts für den TD-F

Die Bauweise des TD-T, mittels dessen die Nachweise der Phase 2 erbracht wurden, ist weitestgehend modular, um die verschiedenen Komponenten: Brennkammer, Anzündung, Injektorkopf, Treibstoff- und Oxidator-Leitungen, Ventile, Tanks und Gasgenerator leicht integrieren zu können. Bild 13 zeigt den TD-T in einer Ausführung mit 2,7 kN Nennschub.



BILD 13. Der TD-T mit 2,7 kN Nennschub und Druckgasförderung

Bei der Festlegung der Treibstoffe für diese Studie wurde beschlossen, die bekannten hypergolen Stoffpaarungen MMH und IRFNA möglichst zu vermeiden, da umfangreiche Sicherungsmaßnahmen erforderlich wären zum Schutz von Mensch, Umwelt und Infrastruktur bei Herstellung, Handhabung, Lagerung, Versuch und Entsorgung. Die Arbeiten des ICT in Zusammenarbeit mit dem DLR führten unter anderem zu einem monergolen Gel-Treibstoff, der, soweit dies für einen monergolen Treibstoff möglich ist, einem „grünen Treibstoff“ insoweit nahe kommt, dass er weder ätzend noch hochgiftig oder sehr krebserregend ist und dass die Abgase keine ätzenden und außer dem unvermeidlichen CO auch keine giftigen Spezies enthalten. Hinzu kommt, dass der Raketenmotor raucharm ist und der Treibstrahl auch keinen Sekundärrauch erzeugt. Der Verzicht auf eine hypergole Treibstoff/Oxidator-Kombination erfordert allerdings den Einsatz einer Anzündvorrichtung.

Im Rahmen der Arbeiten zu TD-T und TD-P wurden bisher erfolgreich nachgewiesen:

- Einstofftriebwerke mit Nennschub von 2,7 kN und 5 kN
- Verschiedene Brennkammerbauweisen
- Anzündung mittels pyrotechnischer Anzünder und mittels Gasverbrennung
- Druckförderung mittels eines Festtreibstoff-Gasgenerators und eines inerten Druckgases
- Tank mit Kolbenförderung in Einkammer- und Zweikammer-Bauweise
- Schubregelung
- Start- und Abschaltverfahren

Hinzu kommen erste ermutigende Ergebnisse zum Insensitivitätsverhalten des Gel-Antriebs, die vollständigen Nachweise stehen allerdings noch aus und sollen im Jahr 2009 in Zusammenarbeit mit der WTD 91 in Meppen erbracht werden.

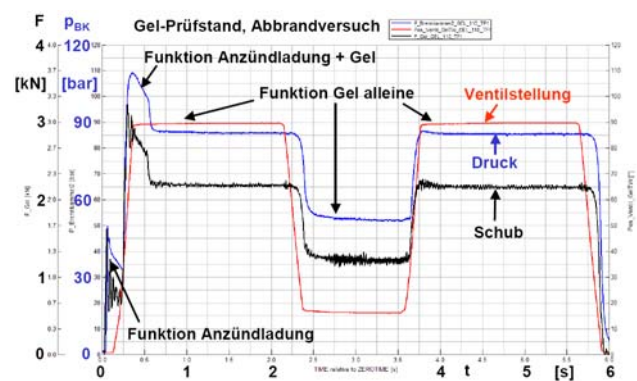


BILD 14. Ventilstellung, Druck- und Schubverlauf eines Versuchs mit dem TD-T, Nennschub 2,7 kN



BILD 15. Der TD-P mit 5 kN Nennschub

Bild 14 zeigt die Schriebe zu Ventilstellungs-, Druck- und Schubverlauf eines Tests des monergolen Triebwerks mit

2,7 kN Nennleistung. Das Schubprofil beginnt und endet mit Nennschubphasen, zwischen die eine Phase schwächeren Schubs eingefügt ist. Wir sehen am Druckverlauf, dass die Verbrennung sehr ruhig verläuft und dass auch während des Hoch- oder Herunterfahrens keine Druckschwankungen auftreten. Das Regelungsverhalten ist ebenfalls sehr gut; die Vergrößerung des Regelbereichs ist Gegenstand laufender Arbeiten. Die Oszillationen im Schubverlauf sind mechanischen Eigenschwingungen des Schubmessaufbaus geschuldet.

Bild 15 zeigt den Versuchsaufbau des TD-P mit 5 kN Nennschub. Weitere und detailliertere Informationen gibt der nachfolgende Fachvortrag der Bayern-Chemie in derselben Sitzung [ 7 ].

### 3.5. Flugdemonstration

Die gegenwärtigen Arbeiten bereiten die Flugdemonstration, die im Jahr 2009 geplant ist, vor.

## 4. ZUSAMMENFASSUNG UND SCHLUSSFOLGERUNG

Gelantriebe bieten die Möglichkeit regelbare Antriebe zu schaffen, die ähnlich einfache Handhabungs- und Lagereigenschaften haben wie Festtreibstoffe. Sie vereinigen viele der Vorteile von Flüssigkeits-, Feststoff- und Slurryantrieben ohne deren charakteristische Nachteile in Kauf nehmen zu müssen. Durch ihre nicht-Newtonschen Eigenschaften zeigen Geltreibstoffe deutliche Unterschiede zu Newtonschen Treibstoffen hinsichtlich ihres Fließ-, Versprühungs- und Verbrennungsverhaltens, wie die durchgeführten Untersuchungen zeigen, aber es konnte auch gezeigt werden, dass Geltreibstoffe in einem technisch sinnvollen Rahmen gefördert, versprüht und verbrannt werden können und gute Insensitivitätseigenschaften aufweisen. Die Nachweise, bestimmte Schlüsseltechniken erfolgreich erarbeitet zu haben, werden im Rahmen des Programms mittels Untersuchungen an einer Abfolge von Technologiedemonstratoren sichergestellt.

Abschließend kann gesagt werden, dass die Arbeiten im Rahmen des Deutschen Nationalen Gel-Technologieprogramms zu einer Technologie geführt haben, die ein hohes Potential hat, die bisher widersprüchlichen Anforderungen an ein Raketentriebwerk nach

- Regelbarkeit der Schubgröße,
- Insensitivität,
- Umweltfreundlichkeit von Treibstoff und Gasen,
- Guten Handhabungseigenschaften und
- Signaturarmut

zu verbinden. Gemessen an diesen positiven Eigenschaften ist der auf dem Prüfstand gemessene spezifische Impuls von ca. 2250 m/s akzeptabel und etwas besser als von raucharmen Festtreibstoffen. Insofern sind Einsatzmöglichkeiten des monergolen Gel-Raketenantriebs bei Anwendungen zu sehen, bei denen nicht höchstmögliche spezifische Leistung, sondern die oben genannten Eigenschaften im Vordergrund stehen.

Aktuell und auch zukünftig sind Arbeiten zur Optimierung der einzelnen Komponenten und Funktionen notwendig um die Eigenschaften von Geltriebwerken zu verbessern. Hierzu sind neben den Arbeiten der Industrie auch weiterhin detaillierte grundlagenorientierte Untersuchungen experimenteller und analytischer Art notwendig um zu einem tieferen Verständnis der Geltreibstoffherstellung, der rheologischen Eigenschaften der Stabilitäts- und Sensitivitätseigenschaften sowie der ablaufenden Vorgänge bei Förderung, Versprühung und Verbrennung zu kommen.

Weitere Arbeiten zielen auf die Entwicklung und den Nachweis eines Zweistoffsystems sowie auf die Optimierung der einzelnen Komponenten und Funktionen.

## 5. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich für die Unterstützung dieser Arbeiten durch das Bundesministerium für Verteidigung und das Bundesamt für Wehrtechnik und Beschaffung, die den Instituten im Rahmen der Grundfinanzierung und der Industrie durch Auftragsfinanzierung gewährt wird. Ebenso sei dem WIWEB und der WTD 91 für die technisch-wissenschaftliche Unterstützung der Arbeiten und Flugversuche gedankt. Auch sei stellvertretend für die Unterstützung der Amtsseite Herrn Hühn vom BWB für die Betreuung des Programms in den ersten Jahren gedankt.

## 6. NOMENKLATUR

$a^*$	Geschwindigkeit im kritischen Querschnitt, [m/s]
$d$	Düsenaustrittsdurchmesser, [m]
$I_{sp}$	spezifischer Impuls, [m/s]
$I_{vol}$	volumenspezifischer Impuls, [Ns/m <sup>3</sup> ]
$n$	Druckexponent, [ - ]
$p$	Druck, [bar]
$p_0$	Standarddruck, [bar]
$p^*$	stat. Druck im kritischen Querschnitt, [bar]
$Re$	Reynolds-Zahl, [ - ]
$r$	Abbrandrate, [m/s]
$T^*$	Temperatur im kritischen Querschnitt, [K]
$u$	Geschwindigkeit, [m/s]
$\bar{u}$	mittlere Geschwindigkeit [m/s]
$\dot{\gamma}$	Scherrate, [s <sup>-1</sup> ]
$\rho$	Dichte, [kg/m <sup>3</sup> ]
$\eta$	dynamische Scherviskosität, [Pa·s]
$\eta_\infty$	Scherviskosität im oberen Newtonschen Plateau, [Pa·s]
$\tau$	Scherspannung, [Pa]
$\tau_0$	Fließgrenze, [Pa]
gen	generalisiert
HBE	Herschel-Bulkley-Extended Gleichung [ 8 ]
IRFNA	inhibierte rotrauchende Salpetersäure
MMH	Monomethylhydrazin
NM	Nitromethan
TD-B	Technologiedemonstrator-Brennkammerprozess
TD-F	Technologiedemonstrator-Flugkörper
TD-P	Technologiedemonstrator-Prüfstand
TD-T	Technologiedemonstrator-Triebwerk
UDMH	unsymmetrisches Dimethylhydrazin

## 7. LITERATUR

- [1] Yasuhara W.K., Olson A. and Finato S. Advanced Gel Propulsion Controls for Kill Vehicles. *2<sup>nd</sup> AIAA Annual Interceptor Technology Conference*, Albuquerque, NM, USA, AIAA 93-2636, June 1993.
- [2] Hodge K., Crofoot T. and Nelson S. Gelled propellants for tactical missile applications. *39<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, Los Angeles, CA, USA, AIAA-99-2976, 1999.
- [3] Rahimi S., Hasan D. and Peretz A. Development of laboratory-scale gel propulsion technology, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.20, No.1 (2004) pp. 93-100.
- [4] Natan B. and Rahimi S. The status of gel propellants in year 2000. in: *Combustion of Energetic Materials*, pp 172-194 (Eds.: K.K. Kuo and L.T. DeLuca), Begell House, USA, 2002.
- [5] Ciezki H.K. and Natan B. An overview of investigations on gel fuels for ramjet applications, *ISABE2005, 17<sup>th</sup> Int. Symposium on Airbreathing Engines*, München, September 2005.
- [6] Bohn M.A., Hürttlen J., Menke K., Roth E. und Weiser V. Entwicklung und Charakterisierung umweltfreundlicher Geltreibstoffe für schubgeregelte Raketenantriebe. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008*, Darmstadt.
- [7] Stierle R., Ramsel J., Schmid K. und Naumann K.W. Das Gel-Triebwerk der Bayern-Chemie. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008*, Darmstadt.
- [8] Ciezki H.K., Madlener K., von Kampen J. und Feinauer A. Arbeiten auf dem Weg zur Entwicklung der Brennkammerprozessführung bei Gelantrieben. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008*, Darmstadt.
- [9] Weiser V., Gläser S., Kelzenberg S., Eisenreich N. and Roth E. Investigations on the Droplet Combustion of Gelled Mono- and Bipropellants. *41<sup>st</sup> Joint Propulsion Conference*, Tucson, AZ, USA, AIAA-2005-4474, July 2005.
- [10] Pein R. and Perovani V. Selection, Preparation and Qualification of Gelled Propellants, *9<sup>th</sup> Int. Workshop on Chemical Propulsion, Novel Energetic Materials and Applications*, Lercici, Italy, September 2003.
- [11] Naumann K.W., Stadler L., Trouillot P., Weigand A., Zanelli D. und Schilling S. Double-Pulse Solid Rocket Technology at Bayern-Chemie / Protac. *42<sup>nd</sup> Joint Propulsion Conference*, Sacramento, CA, USA, AIAA-2006-4761, July 2006.
- [12] Burroughs S. Status of Army Pintle Technology for Controllable Thrust Propulsion. *37<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, Salt Lake City, Utah, USA, AIAA-2001-3598, July 2001.
- [13] Chiaverini M.J. and Kuo K.K. (Eds.) *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 218, AIAA, Reston, VA, USA, 2007.
- [14] Weiser V., Kelzenberg S., Roth E., Raab A., Eckl W. und Hürttlen J. Experimental and Theoretical Investigations on the Burning Behavior of Liquid and Gelled Nitromethane Monopropellants. *EUCASS2007*, paper no. 5.11.02, Brussels, Belgium, July 2007.
- [15] Weiser V., Eisenreich N., Kelzenberg St., Plitzko Y., and Roth E. Influence of ALEX and other Aluminum Particles on Burning Behavior of Gelled Nitromethane Propellants. In: *Theory and Practice of Energetic Materials (Vol. VI)*; Ed. Wang Yajun, Huang Ping, Li Shengcai; Science Press USA Inc.
- [16] Weiser V., Kelzenberg S., Roth E., Eisenreich N. and Eckl W. Small Scale Combustion Experiments for a better Understanding of Ignition and Combustion Phenomena of Liquid and Gelled Propellants. *38<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT*, Karlsruhe, Germany, June 2007, pp. 6-(1-11).