

# DAS GEL-TRIEBWERK DER BAYERN-CHEMIE

R. Stierle\*, J. Ramsel, K. Schmid, K.W. Naumann

Bayern-Chemie  
84544 Aschau am Inn

## ÜBERSICHT

Im Rahmen des im Jahre 2001 gestarteten Deutschen Nationalen Technologie-Programms [1] zur Untersuchung der Einsatzfähigkeit von gel-förmigen Brenn- und Treibstoffen, kurz "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 beschreibt die Aktivitäten der Fa. Bayern-Chemie

## 1. EINLEITUNG

Die wesentlichen Merkmale und Vorteile von Raketenantrieben mittels geliertter Treibstoffe wurden, wie auch die Historie, schon im Übersichts-vortrag dargestellt [1]. Besonders hervorzuheben sind eine ansonsten unerreichbare Verbindung von Insensitivität, Regelbarkeit der Schubgröße sowie bei dem in Deutschland verfolgten technischen Ansatz, guten Handhabungseigenschaften und Umweltfreundlichkeit.

Diese Veröffentlichung gibt eine Übersicht über die im Verantwortungsbereich der Fa. Bayern-Chemie (BC) liegenden Arbeiten und die bisher erzielten Ergebnisse. Im Rahmen des Nationalen deutschen Gel-Programms [1] umfassen die Arbeiten der Fa. BC folgende Arbeitspakete:

- Systemauslegung und Definition
- Entwicklung von:
  - Tank- und Förderstern
  - Regelungssystem

- Gasgenerator zur Bedrückung des Fördersystems
- Raketenmotor mit Injektorkopf, Brennkammer und Düse für die Systemnachweise
- Anzündung
- Bau des Triebwerks-Technologie-Demonstrators (TD-T) zum Nachweis der für den Flugdemonstrator benötigten Komponenten
- Bau des Flugdemonstrators (TD-F, geplant 2009)
- Planung und Durchführung der Flugversuche gemeinsam mit der WTD 91 (geplant 2009)

Mittels des TD-T wurden zum Ende 2006 alle für den Bau eines Flugdemonstrators erforderlichen Komponenten nachgewiesen. Diese Veröffentlichung beschreibt die Durchführung und die Ergebnisse der bisher geleisteten Arbeiten und gibt einen kurzen Ausblick auf die Flugdemonstration.

## 2. SYSTEMAUSLEGUNG VON ANTRIEB UND FLUGDEMONSTRATOR

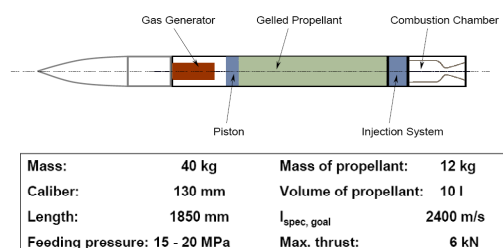


Abb. 2-1: Leitkonzept für den TD-F

\* Kontakt: [ralf.stierle@mbda-systems.de](mailto:ralf.stierle@mbda-systems.de)

Das Leitkonzept zeigt einen Flugkörper, dessen gelförmiger Treibstoff mittels Kolben durch ein Ventil- und Einspritzsystem in die Brennkammer gefördert und dort angezündet wird. Der Förderdruck wird durch einen Feststoff-Gasgenerator erzeugt. Die Reichweite für den Freiflug 2009 wird mit 10 km definiert, wobei der Flugkörper ca. Mach 2,5 erreicht. Seine Masse und Dimensionen lassen eine Handhabung durch zwei Personen zu.

Der Gel-Antrieb des Flugkörpers ermöglicht eine Modulation des Schubs, wobei das Schubprofil je nach Mission von der Flugkörperelektronik eigenständig gesteuert werden kann (für den ersten Freiflug wird das Schubprofil fest vorgegeben). Eine geschickte Auslegung und Konfiguration des Gasgenerators ermöglicht vielfältige Einsatzprofile.

### 3. ARBEITEN MIT DEM TRIEBWERKS-TECHNOLOGIEDEMONSTRATOR, NENNSCHUB 2,7 kN

#### 3.1. Konzept und Aufbau

Aus Gründen der Handhabung wurde der Technologiedemonstrator mit einer Schwenkkonstruktion in ein rollbares Gestell integriert, wobei sich die Lage des Systems zum Betanken in die Vertikale bringen lässt. Für die Versuche zur Gel-Verbrennung und Regelung erfolgt die Druckbeaufschlagung des Fördersystems durch Druckluft. Mittels einer Ventilsektion wird der Treibstoff-Durchfluß und somit das Schubniveau geregelt.



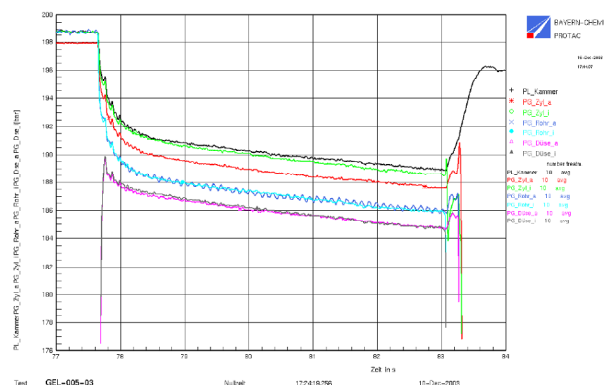
Abb. 3.1-1: TD-T

#### 3.2. Tank und Fördersystem

Der Tank ist für die Verwendung von monergolen (Brennstoff und Oxidator liegen in einem Gel gemischt vor) sowie diergolen Gel-Treibstoffen (Brennstoff und Oxidator liegen je in getrennten Gelen vor) ausgelegt. Mittels Kolben wird der gelförmige Treibstoff durch die Ventilsektion und den Einspritzkopf in die Brennkammer gefördert. Die Befüllung des Tanks erfolgt direkt nach der Herstellung des Gels, welches noch flüssig in den Tank eingegossen wird und dort anschließend ausgehärtet.

Um das Verhalten des Fördersystems und die Druckverluste zu ermitteln wurden zunächst Förderversuche mit Wasser und Gelatine-Gel durchgeführt.

##### Druckverläufe (Wasser, 200 bar)



##### Druckverläufe (Gel mit 8% Gelatine, 200 bar)

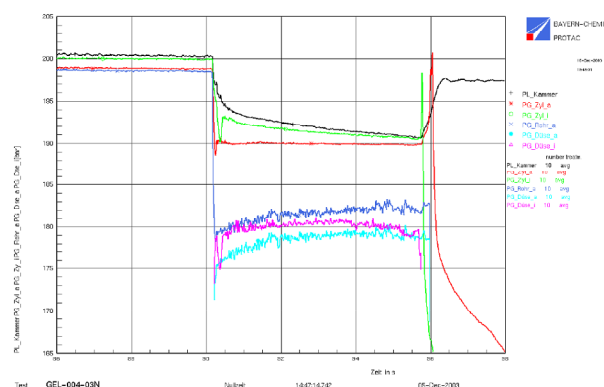


Abb. 3.2-1: Messergebnisse zur Förderung

### 3.3. Gasgenerator

Aufgrund des variablen Missionsprofils sind die Anforderungen an den Feststoff-Gasgenerator sehr hoch [3]. Der von ihm erzeugte Förderdruck darf den zulässigen Druck im Tank nie übersteigen oder zu weit abfallen. Ein Verfahren zur Berechnung des Druckverlaufs im Tank abhängig von Gasgeneratorbauweise und angestrebten Einsatzprofilen liefert sehr gute Vorhersagen und erlauben die Optimierung des Gasgenerator-Treibsatzes.

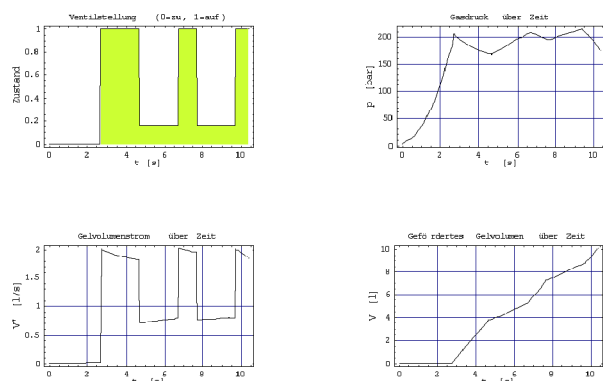


Abb. 3.3-1 – beispielhaftes Einsatzprofil

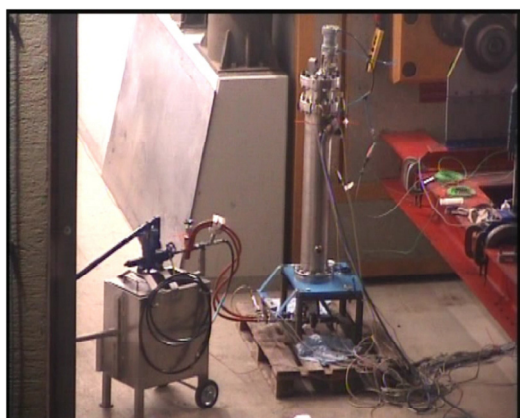


Abb. 3.3-2 – Gasgenerator-Testaufbau

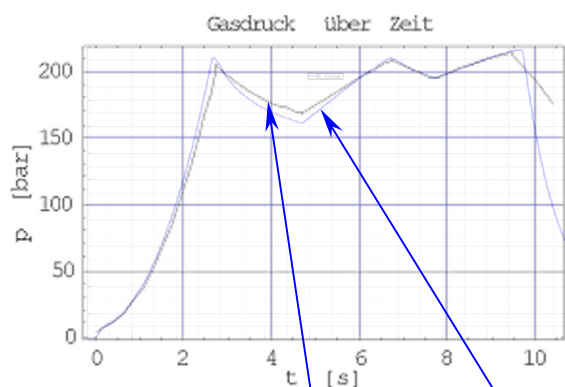


Abb. 3.3-3 – Vergleich Simulation zu Versuch

### 3.4. Raketenmotor

Der Raketenmotor, bestehend aus Einspritzkopf, Brennkammer und Düse ist modular aufgebaut, so daß unterschiedliche Brennkammergeometrien getestet werden konnten. Über den Massenstrom des gelförmigen Treibstoffs wird das Schubniveau geregelt [2].

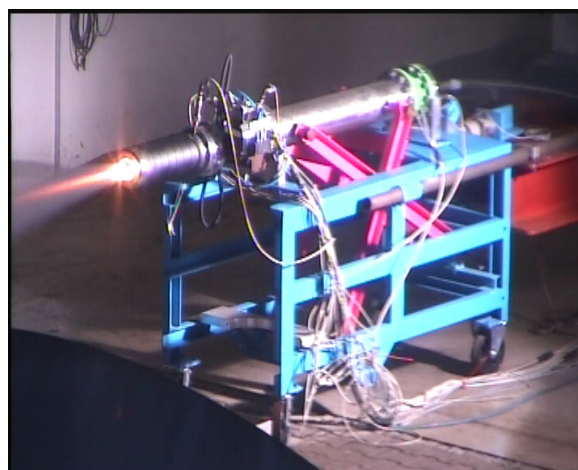


Abb 3.4-1: der TD-T mit 2,7 kN Nennschub und Druckgasförderung

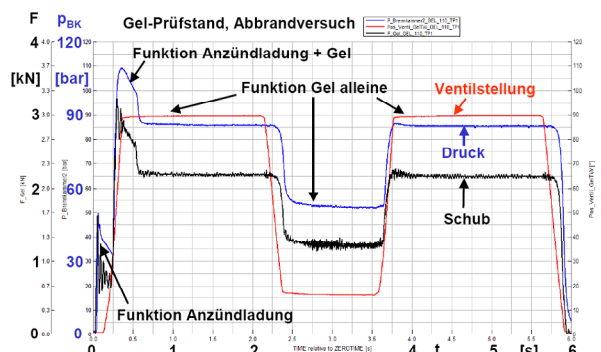


Abb 3.4-2: Ventilstellung, Druck- und Schubverlauf eines Versuchs mit dem TD-T, Nennschub 2,7 kN

Die Abbildung 3.4-2 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 Druckschrieb, dass die Verbrennung sehr ruhig verläuft und dass auch während des



Hoch- oder Herunterfahren keine Druckschwankungen auftreten. Das Regelungsverhalten ist ebenfalls sehr gut; die Vergrößerung des Regelbereichs ist Gegenstand laufender Arbeiten. Die Oszillationen des Schubschriebs sind mechanischen Eigenschwingungen des Schubmeßaufbaus geschuldet.

### 3.5. Anzündung

Die Anzündung des Gel-Triebwerks wurde mit zwei unterschiedlichen Verfahren verwirklicht:

- Pyrotechnische Anzündung
- Anzündung durch Gasbrenner

Bei der pyrotechnischen Anzündung ist diese in die Brennkammer des Raketenmotors integriert, bei der Anzündung mittels eines Gasbrenners erfolgt sie von außen. Die Anzündung durch einen Gasbrenner eignet sich vorrangig für explosivstofffreie Raketenmotore (Punkt 5.2).



Abb 3.5-1: Anzündversuch mit dem TD-T (2,7 kN Nennschub) mittels Gaslanze

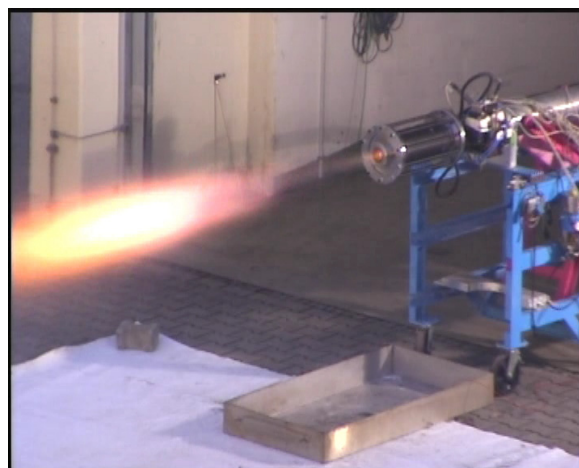


Abb 4.1-1: Der TD-T mit 5 kN Nennschub

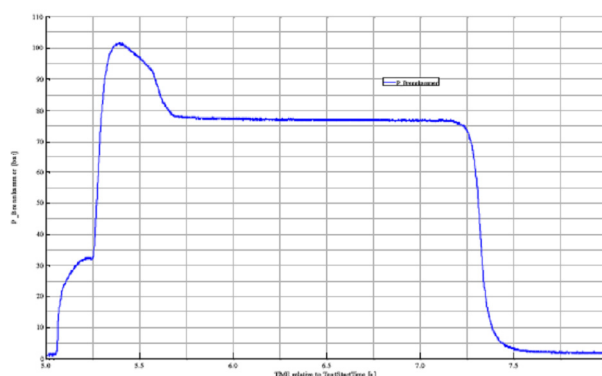


Abb 4.1-2: Druckverlauf in der Brennkammer

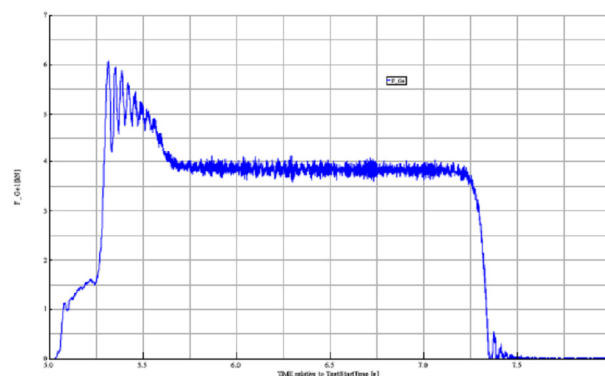


Abb 4.1-3: Schubverlauf

## 4. ARBEITEN MIT DEM TRIEBWERKS-TECHNOLOGIEDEMONSTRATOR, NENN SCHUB 5 KN

### 4.1. Raketenmotor

Der leistungsgesteigerte Raketenmotor wurde vor allem hinsichtlich der Variabilität des Einspritzkopfs ausgelegt. Damit konnten die für den Bau der Flughardware nötigen Erkenntnisse erzielt werden.

Auch die leistungsgesteigerte Ausführung des Gel-Motors zeigte auf Antrieb eine stabile Funktion. Auf den Schrieben zum Druck- und Schubverlauf sind wieder die Phasen „Anzünder“, „Anzünder & Gel-Verbrennung“ und dann die reine „Gel-Verbrennung“ zu sehen. Das Rauschen im Schrieb des Schubverlaufs begründet sich in den Eigenfrequenzen des Prüfstandaufbaus.

## 5. ARBEITEN AM FLUGDEMOSTRATOR

### 5.1. Konzept + Auslegung

Das Konzept entspricht weitestgehend dem Leitkonzept aus Punkt 2. Als Treibstoff wird ein monergoles Gel dienen, so daß nur ein Tank benötigt wird. Beim Erstflug 2009 kommt ein Feststoff-Gasgenerator zur Erzeugung des Förderdrucks und eine pyrotechnische Anzündung zum Einsatz. Aerodynamische Auslegungen und Flugbahnrechnungen haben das Flugkörperkonzept bestätigt.

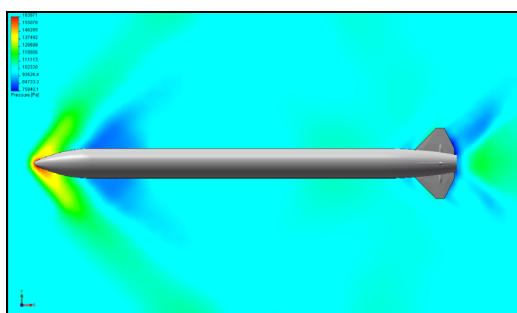


Abb 5.1-1: Druckverteilung

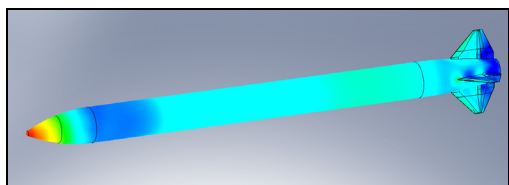


Abb 5.1-2: Druckverteilung

Die Abbildungen 5.1-1 und 5.1-2 zeigen die Druckverteilung bei einer Anströmgeschwindigkeit von Mach 1,4 und einem Anstellwinkel von 2°. Der Anstellwinkel bei dieser Rechnung wurde zur Ermittlung des aerodynamischen Druckpunkts mit einbezogen.

Die Abbildung 5.1-3 zeigt die per CFD ermittelten  $C_w$ -Werte mit und ohne Antrieb. In Abbildung 5.1-4 ist die Abhängigkeit des aerodynamischen Druckpunkts von der Flugeschwindigkeit zu sehen. Dieser muß für einen stabilen Flug immer hinter dem Masse-Schwerpunkt des Flugkörpers liegen.

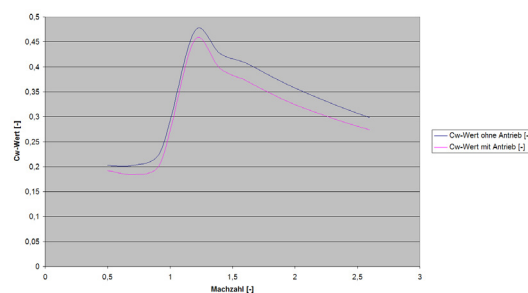


Abb 5.1-3:  $C_w$ -Werte

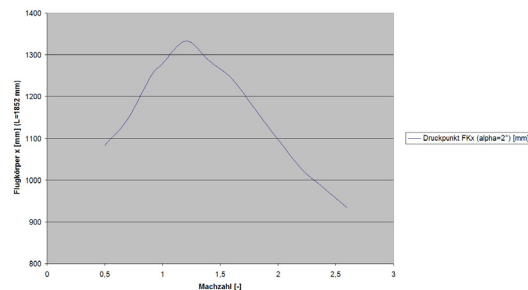


Abb 5.1-4: aerodynamischer Druckpunkt

Die folgenden Abbildungen (5.1-5 bis 5.1-8) zeigen die Ergebnisse der Flugbahnrechnungen, in die die Rechenergebnisse der CFD-Betrachtungen, sowie die Erfahrungen der Prüfstandversuche eingegangen sind:

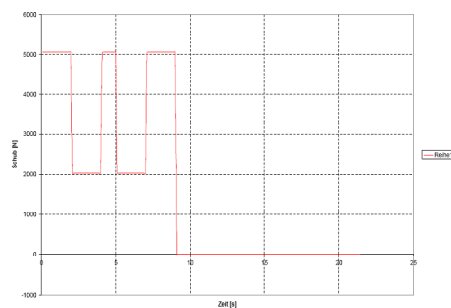


Abb 5.1-5: Schubverlauf

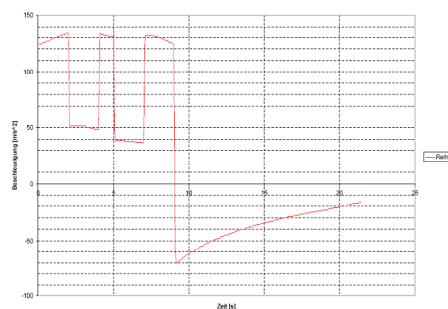


Abb 5.1-6: Beschleunigung

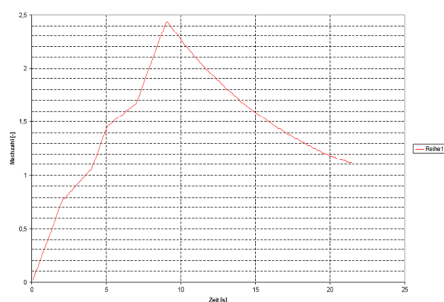


Abb 5.1-7: Machzahl

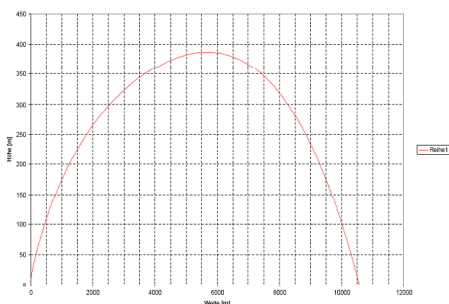


Abb 5.1-8: Flugbahn

Bei den beiden geplanten Freiflügen sollen die Funktion und die Regelbarkeit des Gel-Antriebs demonstriert werden. Die Flüge erfolgen ballistisch, also ohne Ansteuerung der Ruder. Diese sind fest in einem bestimmten Winkel montiert, um ein Rollen des Flugkörpers um die Längsachse zu bewirken. Dies dient zur Stabilisierung und zum Ausgleich möglicher Montagetoleranzen und Schubvektorfehler.

## 5.2. Explosivstofffreier Raketenmotor

Der explosivstofffreie Raketenmotor unterscheidet sich vorrangig bei der Anzündung und der Bereitstellung des Förderdrucks von dem Raketenmotor des Flugkörpers, mit dem die Funktionsnachweise 2009 erfolgen werden. Die Anzündung erfolgt durch einen Gasbrenner, wie er in Punkt 3.5 (Abb 3.5-1) gezeigt wird und der Förderdruck wird durch ein Druckluftreservoir zur Verfügung gestellt. Außerdem kann der Förderkolben durch eine Fördermembran ersetzt werden. Dies verringert die Komplexität der Konstruktion. Anwendungsmöglichkeiten ergeben sich in Bereichen wo Explosivstoffe nicht gewünscht, stattdessen einfache und problemlose Handhabung gefordert ist. Zur Zeit be-

findet sich ein Starthilfe-Booster für Drohnen in der Entwicklung. Von großem Vorteil ist die Wiederverwendbarkeit des kompletten Motors, der nach dem Bergen (Landung mit Fallschirm), Reinigen und Betanken wieder einsatzbereit ist.

## 6. ZUSAMMENFASSUNG

Die Arbeiten im Rahmen des deutschen nationalen Technologieprogramms „Raketenantrieb mit vergelten Treibstoffen“ haben zu einer Technologie geführt, die ein hohes Potential hat, die bisher widersprüchlichen Anforderungen an ein Raketentriebwerk nach:

- Regelbarkeit der Schubgröße
- Insensitivität
- Umweltfreundlichkeit von Treibstoff und Abgasen
- Gute Handhabungseigenschaften
- 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 sehen wir Einsatzmöglichkeiten des monergolen Gel-Raketenantriebs bei Anwendungen, bei denen nicht höchstmögliche spezifische Leistung, sondern die o. g. Eigenschaften im Vordergrund stehen.

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

## 7. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich für die im Rahmen der Grundfinanzierung für die Institute und durch Auftragsfinanzierung für die Industrie gewährte Unterstützung dieser Arbeiten durch das Bundesministerium für Verteidigung und das Bundesamt für Wehrtechnik und Beschaffung. Ebenso danken wir dem WIWEB und der WTD 91 für die technisch-wissenschaftliche Unterstützung der Arbeiten und Flugversuche.

## 8. LITERATUR

- [1] Ciezki H.K., Hürttlen J., Madlener K., Naumann K.W., Radloff R., Stierle R., Weiser V. „Das Deutsche Nationale Gel-Technologieprogramm“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress in Darmstadt, 23-25.09.2008
- [2] Stierle R., Ramsel J., Schmid K., Naumann K.W. “Tests with gel technology demonstrator”, 2<sup>nd</sup> European Conference for Aero-Space Sciences, 01-06.07.2007
- [3] Schmid K., Stierle R., Ramsel J., Naumann K.W. “The gelled propellant rocket motor technology demonstrator of Bayern-Chemie”, 38<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT, 26-29.06.2007
- [4] 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
- [5] Yasuhara W.K., Olson A., Finato S. “Advanced Gel Propulsion Controls for Kill Vehicles”, 2<sup>nd</sup> AIAA Ann. Interceptor Techn. Conf., 08-09.06.1993, Albuquerque, NM, USA ; AIAA 93-2636