

# KALTGAS-HÖHENSIMULATIONSPRÜFSTAND P6.2 DES DLR LAMPOLDSHAUSEN

H. Kronmüller<sup>\*</sup>, K. Schäfer<sup>§</sup>, R. Stark<sup>+</sup>, H. Zimmermann<sup>&</sup>  
DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für Raumfahrtantriebe, D-74239 Lampoldshausen a. K., Germany  
Tel. +49-6298-28-671, Fax: +49-6298-2298

<sup>\*</sup>Prüfstandsleiter P6.2, Abteilung Engineering, harald.kronmueller@dlr.de

<sup>§</sup>Abteilungsleiter Engineering, klaus.schaefer@dlr.de

<sup>+</sup>Forschungsgruppe Düsen, Abteilung Technologie, ralf.stark@dlr.de

<sup>&</sup>Entwicklung von Höhenanlagen, Abteilung Engineering, herbert.zimmermann@dlr.de

## 1. ÜBERSICHT

Am Kaltgas-Höhensimulationsprüfstand P6.2 des DLR Lampoldshausen werden Modellejektoren, -diffusoren und -überschalldüsen, mit gasförmigem Stickstoff als Medium, einfach, schnell, zuverlässig und effektiv getestet.

Verschiedene Versuchsaufbauten werden gezeigt und Visualisierungstechniken, wie Thermografie oder auch Farbschlierenoptik, dargestellt. Ein Vergleich der Versuchsergebnisse mit CFD-Untersuchungen und mathematischen Modellen wird durchgeführt.

## 2. BEZEICHNUNGEN

### Symbole

A	Fläche
D	hydraulischer Durchmesser
L	Länge des Kerndiffusors
p	Druck
$\varepsilon$	Expansionsverhältnis

### Indizes

a	Umgebung
alt	Höhenkammer
c	'Brennkammer' (Total)
e	Austritt
ejc	Ejektor
t	Hals
w	Wand

### Abkürzungen

CFD	Computational Fluid Dynamics
FSS	Free Shock Separation, Freistrahlablösung
GB	Giga Byte
opt.	optional
RSS	Restricted Shock Separation, Strömungsablösung mit Wiederanlegen
TIC	Truncated Ideal Contour, gekürzte ideale Kontur
TOP	Thrust Optimized Parabola schuboptimierte Parabelkontur

## 3. EINLEITUNG

Nach einer halbjährigen Aufbauphase wurde der Kaltgas-Höhensimulationsprüfstand P6.2 Ende 1998 in Betrieb genommen. Eine zusätzliche Erweiterung wurde im August 1999 abgeschlossen. Gesamtziel war es, eine günstige und einfach zu bedienende Möglichkeit zu schaffen, das gasdynamische Verhalten von Höhensimulationsanlagen und stark überexpandierenden Raketendüsen an Modellen zu untersuchen. Dabei bestimmen Reynolds- und Machzahl die Vergleichbarkeit der erzielten Modellergebnisse mit dem Original.



BILD 1: Kaltgas-Höhensimulationsprüfstand P6.2

Raketenantriebe von Oberstufen werden mit an Höhenbedingungen angepassten Düsen ausgestattet, was zu großen Expansionsverhältnissen ( $\varepsilon=A_e/A_t$ ) führt. Werden diese Antriebe unter Bodenbedingungen getestet kommt es zu einer unerwünschten Strömungsablösung in der Düse. So muss, um die Leistung dieser Antriebe zu testen und auszuwerten eine Umgebung mit geringem Druck angeboten werden. Solche Testbedingungen bietet der Kaltgas-Höhensimulationsprüfstand P6.2. Aktuelle und zukünftige Düsenkonzepte werden getestet. Diffusoren und Ejektoren, fester Bestandteil von Höhenanlagen, werden weiterentwickelt.

## 4. AUFBAU DES P6.2

### 4.1. Der Kaltgas-Höhensimulationsprüfstand

Kern des Kaltgas-Höhensimulationsprüfstands P6.2 ist die geschlossene Höhenkammer (Bild 2), die wahlweise in einen Über- oder Unterschalldiffusor übergeht. Die Modelldüse wird vertikal in der Höhenkammer eingebaut. Als strömendes Medium dient gasförmiger Stickstoff, der über die Treibgaszuleitung mit einem Druck von bis zu

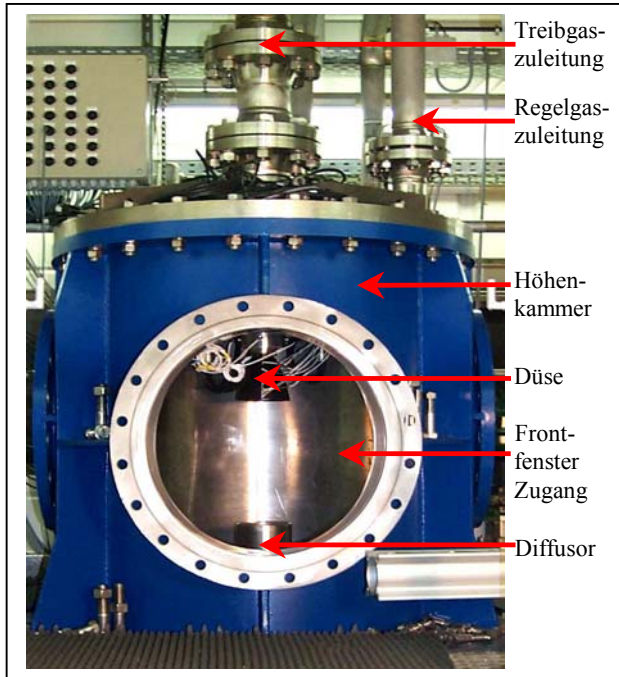


BILD 2: Frontansicht Höhenkammer

- <b>Gasversorgung:</b> max. Treibgasdruck $p_c$ max. Ejektortotaldruck $p_{ejc}$ min. Höhenkammerdruck $p_{alt}$ ohne Ejektor min. Höhenkammerdruck $p_{alt}$ mit Ejektor N2 Treibgasmassenstrom N2 Ejektormassenstrom N2 Regelgasmassenstrom	4 MPa (opt. 6 MPa) 4 MPa (opt. 6 MPa)  < 4000 Pa  < 2500 Pa 2.8 kg/s (opt. 4.2 kg/s) 2.8 kg/s (opt. 4.2 kg/s) 2.8 kg/s
- <b>Datenerfassung:</b> High Frequency System (HF) Low Frequency System (LF) Anti-Aliasing Filter für LF/HF Datenkapazität pro Test	16x 50 oder 8x 100 kHz 64x 1 kHz 50x 4 GB
- <b>Höhenkammer (innen)</b> axiale Länge Durchmesser Fenster	1000 mm 800 mm 1x Ø500 mm (Acrylglas) 2x Ø400 mm (mit 210 mm Quarzglas)

TAB 1: Eigenschaften des P6.2

4 MPa (opt. 6 MPa) gefördert wird. Die Kombination Höhenkammer, Düse und Überschalldiffusor ergibt ein selbstsaugendes System. Der Impuls des Düsenabstrahls wird genutzt, um den Höhenkammerinnendruck  $p_{alt}$ , und somit den Umgebungsdruck der Düse, zu senken. Liegt die Überschallströmung des Düsenabstrahls über den gesamten Querschnitt des Diffusors an, entkoppelt die Höhenkammer vom Umgebungsdruck. Ein Höhenkammerinnendruck von weniger als 40 mbar wird erreicht. Seit September 2000 steht ein zusätzliches Ejektorsystem zur Verfügung (BILD 4), das mit einem maximalen Totaldruck von  $p_{ejc} = 4 \text{ MPa}$  betrieben wird. So können Düsen vom Versuchsbeginn an in einer Umgebung niedrigen Druckes betrieben werden. Ein weiterer Bereich von Druckverhältnissen  $p_c / p_{alt}$  (zw. 1 und 1200) ist realisierbar. Die Zuleitung von Regelgas bietet eine weitere Möglichkeit den Höhenkammerinnendruck, ohne die Variation des Treibgasdrucks, zu beeinflussen (siehe Bild 2). Ein in der Höhenkammer angebrachter ringförmiger Verteiler (Bild 4) ermöglicht es, den Höhenkammerinnendruck von wenigen Millibar bis zum 1,5-fachen des Umgebungsdrucks zu variieren. So können Transitionsphänomene von Raketendüsen auf Aufstiegsbahnen erforscht werden. Eine gleichzeitige Benutzung von Ejektorsystem und Regelgaszuleitung ist momentan noch nicht möglich.

Das Stickstoffreservoir besteht aus acht Hochdruckflaschen mit einem Gesamtvolumen von 989 Norm m<sup>3</sup> und erlaubt eine maximale Testdauer von ca. 7 min. Die Versuchsdauer ist abhängig vom Versuchsaufbau und dem angeforderten Druckverlaufprofil. Mindestens 2 Tests können pro Tag durchgeführt werden.

Der Innendurchmesser der Höhenkammer beträgt 800 mm, bei einer Höhe von 1000 mm. Sie bietet von drei Seiten einen optischen Zugang: Zwei gegenüberliegende seitliche Fenster mit einem Durchmesser von 400 mm und ein frontales Fenster mit einem Durchmesser von 500 mm. Durch die seitlichen Zugänge kann der Düsenabstrahl mit unterschiedlichen optischen Messverfahren wie Lasermesstechnik, Thermografie oder auch einem Farbschlierenaufbau untersucht werden.

Der Versuch wird von einem Verbund aus 4 Workstations durchgeführt und überwacht. Er übernimmt die Kontrolle, Steuerung und Messwerterfassung. Die Messwerterfassung besteht aus einem HF-System, das Daten mit bis zu 100 kHz aufzeichnet, und einem LF-System mit maximalen Datenerfassungsraten von 1 kHz. Messverstärker mit einstellbaren Anti-Aliasing-Filtern vervollständigen die Messkette. Ergänzt wird das System durch 32 digitale Ereigniskanäle. Die Datenkapazität beträgt 4 GB pro Versuch. Das Testobjekt wird mittels Videoaufzeichnung überwacht. Die wichtigsten Eigenschaften des P6.2 sind in Tab.1 und Tab.3 zusammengefasst.



BILD 3: Schuboptimierte Düse (TOP) in vertikaler Einbaulage, innerhalb der Höhenkammer mit montierten Druckaufnehmern

#### 4.2. Ejektoranlage

Die neu installierte Ejektoranlage (BILD 4) ermöglicht die Evakuierung der Höhenkammer vor dem Betrieb der Düse. Das Starten der Düse, in einer Umgebung geringen Drucks, kann simuliert werden. Aber auch das Ejektorsystem selbst ist Gegenstand von Untersuchungen. Kegeldüsen oder schuboptimierte Düsen (TOP) kommen im Ejektorsystem zum Einsatz. Die Untersuchungen dienen der Überprüfung mathematischer Modelle, der Validierung von CFD-Rechnungen und der Kennlinienbestimmung von Systemvarianten. So werden Bedingungen außerhalb der Auslegungsparameter simuliert, um z.B. ein 'Pumpen' des Ejektorsystems zu erzwingen.

#### 4.3. Horizontale Testposition

Um Einflüsse der Höhenkammer auf Versuche unter Bodenbedingungen auszuschließen, ist es möglich, einen horizontalen Testaufbau außerhalb der Höhenkammer zu benutzen (BILD 5). Er ermöglicht unterschiedlichen optischen Messverfahren den gleichzeitigen ungehinderten Zugang, sowie eine Erweiterung des untersuchbaren Bereichs des Düsenabstrahls. Der maximale Versorgungsdruck beträgt auch hier 4 MPa (optional 6 MPa).

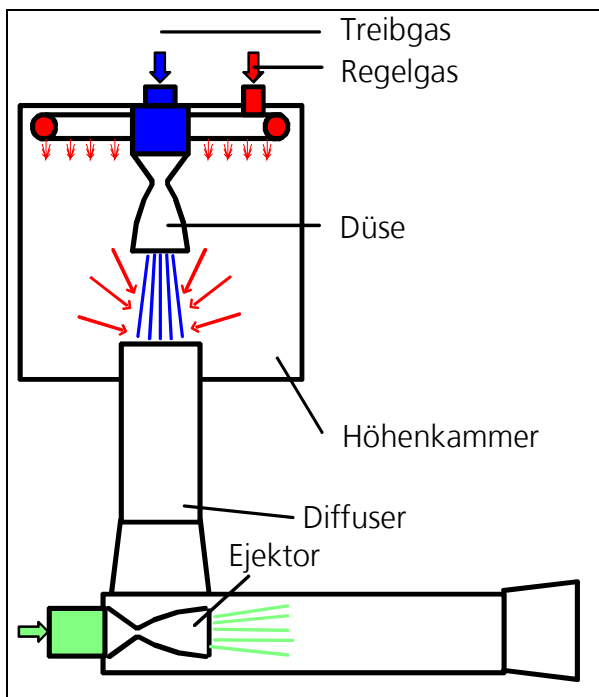


BILD 4: P6.2 Kaltgas-Höhensimulationsprüfstand mit neu installiertem Ejektor (Prinzipdarstellung)

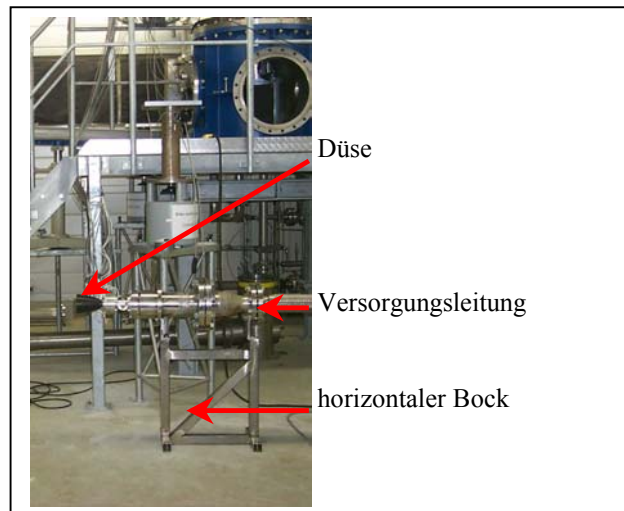


BILD 5: Horizontaler Versuchsaufbau des P6.2



## 4.4. Messtechnik und Datenaufzeichnung

### 4.4.1. Druck- und Temperaturlaufnehmer

Am Prüfling werden Miniaturdruckaufnehmer der Firma Kulite Semiconductor Products Inc. eingesetzt. Das Messprinzip beruht auf einer aktiven Wheatstone Brücke, die auf eine Siliziummembrane diffundiert ist. Einige dieser Druckaufnehmer bieten die Möglichkeit neben dem Druck auch die Temperatur der Siliziummembrane zu messen. Der Versorgungsteil der Testanlage ist mit konventionellen DMS-Druck- und PT100 Temperaturlaufnehmer ausgestattet.

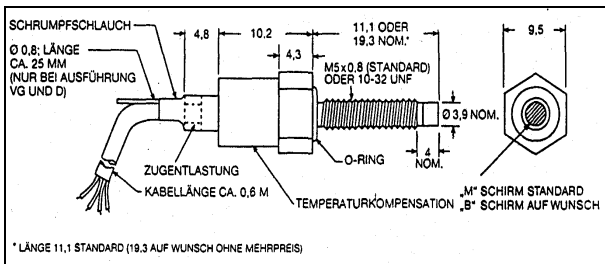


BILD 6: Skizze eines Kulite Miniaturdruckaufnehmers

### 4.4.2. Datenerfassung

Der Prüfstand wird mit einem Verbund aus vier konventionellen Workstations betrieben. Die lokal gespeicherten Daten werden nach Versuchsende dekomprimiert, umformatiert und auf einem zentralen Server abgelegt. Der Anwender kann anschließend die Daten mit der mächtigen Serversoftware 'Dynamworks' von einem beliebigen Arbeitsplatz analysieren und auswerten (BILD 7).

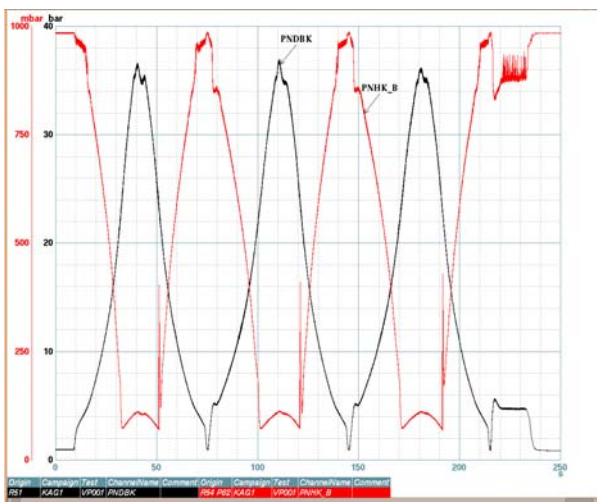


BILD 7: Auswertebispiel des Total- und des Höhenkammerdrucks in Dynamworks

## 5. DURCHGEFÜHRTE TESTS

BILD 8 zeigt eine Statistik ausgewählter Tests, die in den letzten beiden Jahren am P6.2 durchgeführt wurden.

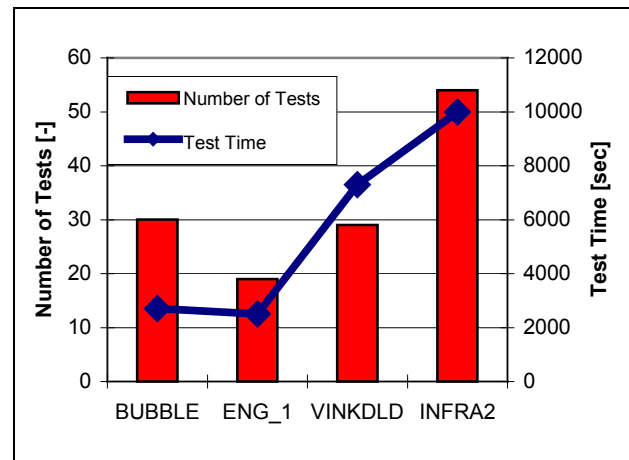


BILD 8: Statistik über einige Kampagnen

### 5.1. Düsen

Verschiedene Düsenkonzepte wie schuboptimierte, gekürzte ideale, Dual-Bell oder auch herkömmliche Kegeldüsen werden hinsichtlich ihres gasdynamischen Verhaltens am Höhensimulationsprüfstand P6.2 getestet. Die Düsen, mit einem Halsradius von typischerweise 10 mm, werden aus Aluminium oder Acrylglas gefertigt. Der maximale Massenstrom beträgt 4,2 kg/s. Dynamische Miniaturdruckaufnehmer werden stromauf und stromab des Halses angebracht.

Intensiv wird die Strömungsablösung stark überexpandierender Düsen erforscht. Überschallströmungen lösen bei einem Druckverhältnis von  $p_w / p_a \approx 1/3$  von der Düsenwand ab [1]. Eine Strömungsablösung in Raketendüsen ist unerwünscht, da die daraus resultierenden Seitenkräfte nicht nur die Düse selbst beschädigen können, sondern auch auf das Raketentriebwerk, die Raketensstruktur und letztendlich die Nutzlast einwirken.

Untersucht wurde auch die Interaktion des neuen europäischen Oberstufentriebwerks VINCI (in  $\epsilon=22$  Konfiguration), im geschwenkten Zustand, mit dem Diffusor (BILD 9). Das Schwenken wird mit einer starren Verbindung simuliert, d.h. es werden nur fest vorgegebene Umlenkwinkel getestet.



BILD 9: „Schwenken“ der VINCI-Modelldüse um 7° über einem Kerndiffusor

## 5.2. Diffusoren

Drei Typen von Überschalldiffusoren werden am P6.2 in Lampoldshausen getestet: Ein gewöhnlicher Rohrdiffusor, ein Second Throat Diffusor und ein Kerndiffusor. Begonnen wurde mit Untersuchungen des Startverhaltens der Diffusoren und dem Abreißen der Strömung beim Verringern des Düsentotaldrucks (Hystereseverhalten). Von weiterem Interesse ist der Einfluss des Abstands zwischen Düsenend- und Diffusoreintrittsquerschnitt. Am Kerndiffusor wurde der Einfluss von Geometrievariationen analysiert; z.B. das Verhältniss Länge zu Durchmesser. Mit diesen Informationen ist es möglich mathematische Modelle zu validieren und z.B. die Berechnung von Kennlinien zu verbessern (BILD 12).

### 5.2.1. Rohrdiffusor

Der Rohrdiffusor ist die einfachste und gebräuchlichste Diffusorvariante. Er besteht aus einem einfachen Rohr mit einem kurzen divergenten Auslaß.

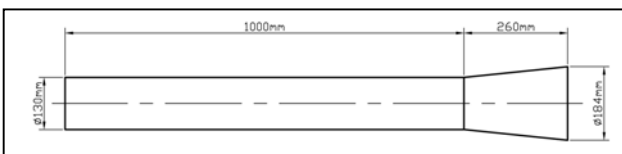


BILD 10: Skizze eines Rohrdiffusors

### 5.2.2. Second Throat Diffusor

Der Second Throat Diffusor ist dem Rohrdiffusor ähnlich, jedoch mit einer zusätzlichen Verengung ausgestattet, der zweiten nach dem Hals der Düse.

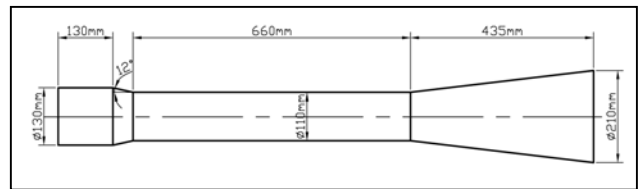


BILD 11: Skizze eines Second Throat Diffusors

### 5.2.3. Kerndiffusor

Der Kerndiffusor ist eine Mischung aus Rohr- und Second Throat Diffusor. Er besteht aus einem Rohrmantel mit achssymmetrischem Kern. Der Vorteil des Kerndiffusors gegenüber den beiden zuvor beschriebenen Diffusoren liegt in seiner verkürzten Baulänge, bei gleicher Wirksamkeit. Das kann von Vorteil sein, sofern man gezwungen ist ältere, im Raumangebot beschränkte, Höhensimulationsanlagen zu erweitern. Alle Diffusoren wurden im DLR Lampoldshausen konstruiert.

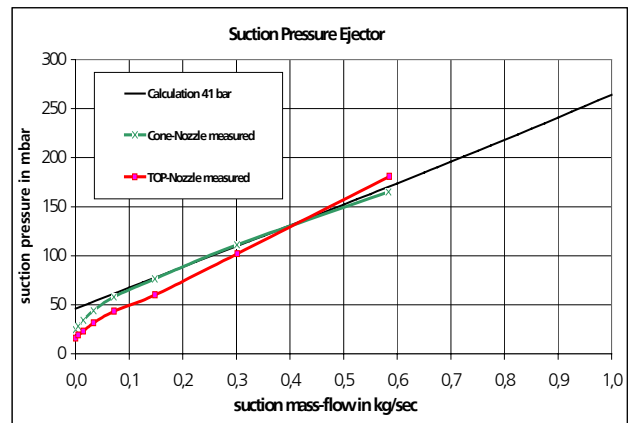


BILD 12: Vergleich zwischen Berechnungen und Versuchsdaten

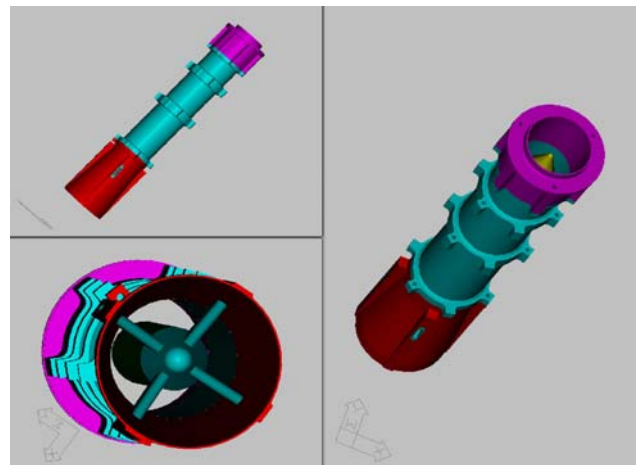


BILD 13: 3D CAD Zeichnung des P6.2 Kerndiffusors

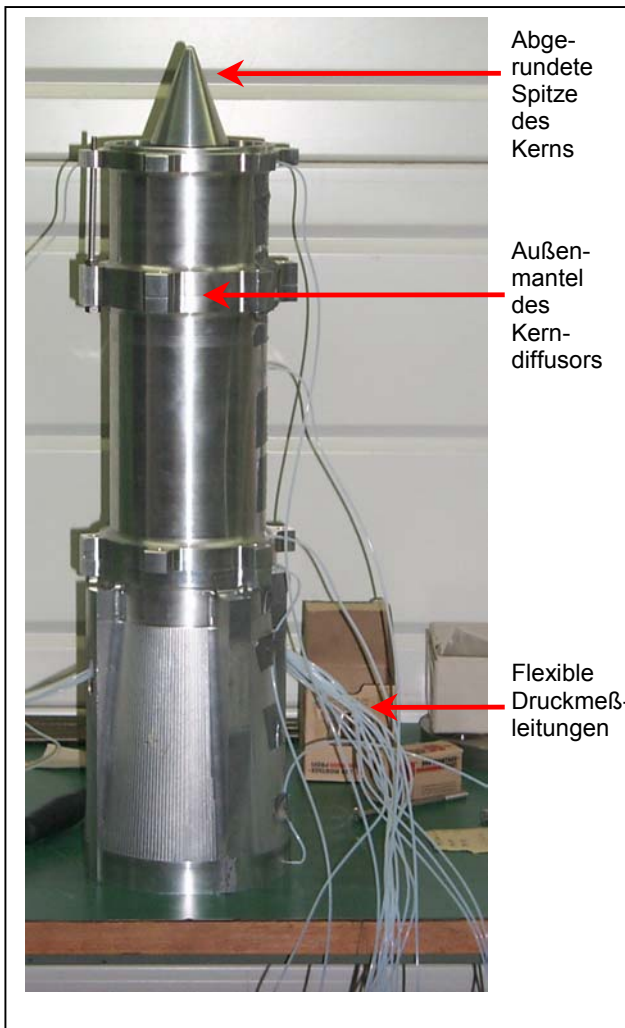


BILD 14: Kerndiffusor in der Montage

### 5.3. Visualisierungsmöglichkeiten

Die Druck- und Temperaturmessung wird am P6.2 durch die Visualisierung der Strömungsmuster innerhalb und außerhalb der Düse ergänzt.

#### 5.3.1. Schlierenoptik

Das Schlierenoptische Verfahren ist eine weit verbreitete Technik, um Strömungsfelder zu visualisieren. Unter Schlieren versteht man örtlich begrenzte Inhomogenitäten in durchsichtigen Stoffen, die unregelmäßige Ablenkungen des Lichtes zur Folge haben. Schlierenverfahren beruhen auf der Sichtbarmachung dieser Inhomogenitäten (Dichteschwankungen) und können mit Hilfe einer Optik als Helligkeits- oder Farbänderungen im Schlierenbild dargestellt werden. BILD 16 zeigt das mit Farbschlieren sichtbar gemachte Strömungsfeld im Strahl einer Kegeldüse. Es zeigt den Start der Düse (oben rechts), die voll fließende Düse und das Herunterfahren der Düse (links unten).

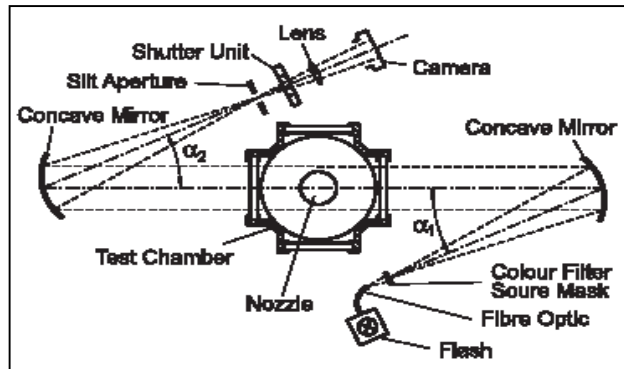


BILD 15: Versuchsaufbau am P6.2 mit Schlierenoptik

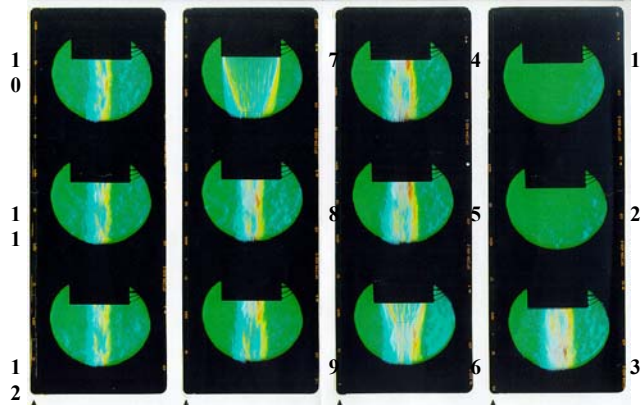


BILD 16: Farbschlierenaufnahmen des Strahls einer Kegeldüse

#### 5.3.2. Thermografie

Mit Hilfe einer Infrarotkamera werden Oberflächen-temperaturen bestimmt. Eine Strömungsablösung zeigt sich im veränderten lokalen Wärmeübergang. So treten Freistrahlablösung (FSS), Ablösung mit Wiederanlegen (RSS) oder Verwirbelungen deutlich hervor [2/7/10]. Zur Untersuchungen der Oberflächentemperatur wurde eine „Inframetrics 600“ Kamera benutzt. Die Kamera arbeitet im Wellenlängenbereich von 8–14  $\mu\text{m}$ . Dieser Bereich ist frei von Absorption durch Wasserdampf und ermöglicht einen hohen thermischen Kontrast. Der Kameradetektor wird mit flüssigem Stickstoff gekühlt, der sich in einem kleinen Dewar-Behälter innerhalb der Kamera befindet. Die Abweichung der Kameralage gegenüber der Horizontalen ist daher beschränkt. Innerhalb der Höhenkammer wird ein Spiegel installiert, um die Oberfläche der Düse zu beobachten.

Bild 17 gibt ein Beispiel: Über die thermografische Aufnahme der Innenwand einer schuboptimierten Düse wird das entsprechende Konturgitter gelegt. Entlang der roten Konturlinie kann das Temperaturprofil bestimmt werden. Zu sehen ist eine Strömungsablösung mit Wiederanlegen (RSS) bei einem Druckverhältnis von  $p_d/p_a = 21,8$ . Die Strömung löst physikalisch an der mit 1 bezeichneten Linie von der Düsenwand ab, um bei der mit 3 bezeichneten Linie wieder voll anzuliegen. Dazwischen bildet sich eine mit 2 bezeichnete, geschlossene Rezirkulationszone.



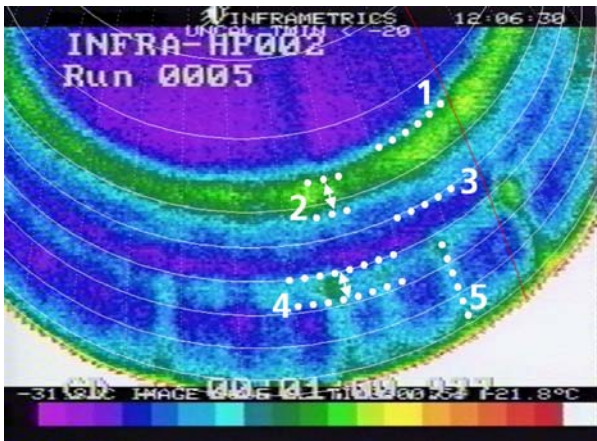


BILD 17: Infrarotaufnahme, Druckverhältnis  $p_c / p_a = 21,8$  während des Verringerens des Totaldrucks, Temperaturbereich: 241 – 295 K

N°	Erklärung:
1	Ablöselinie
2	Rezirkulationszone im RSS
3	Ende der Wiederanlegung
4	Vermutete zweite Rezirkulationszone
5	Spur eines longitudinalen Wirbels

TAB 2: Legende zu Bild 17

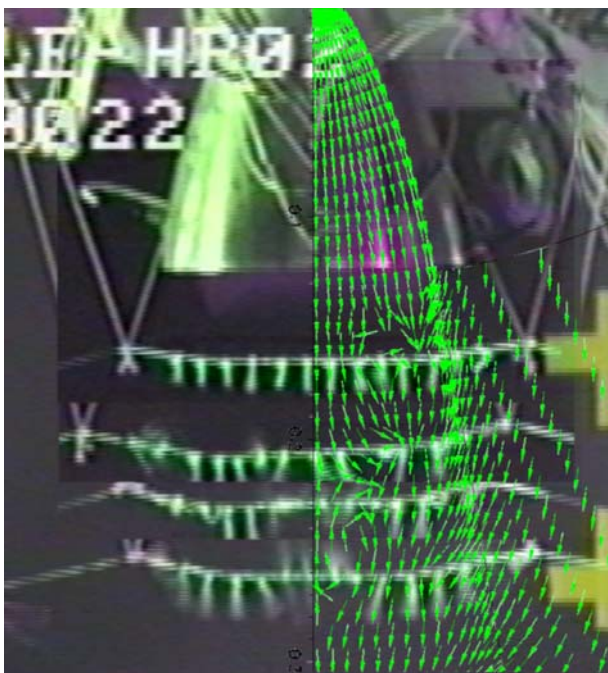


BILD 18: Überlagerung von Videoaufnahme mit CFD-Ergebnissen des Strömungsmusters einer TOP-Düse bei einem Druckverhältnis von  $p_c / p_a \approx 60$ .

### 5.3.3. Videokamera

Eine einfache Visualisierungsmöglichkeit bietet die Videoaufzeichnung von Versuchen. Einzelbilder können verwendet werden um Strömungsvorgänge mit numerischen Berechnungen zu vergleichen (Bild 18).

Ein Anwendungsbeispiel zeigt die BUBBLE-Kampagne [2]. Ziel war die Visualisierung des Strömungsmusters im Strahl einer schuboptimierten Düse und des dort vermuteten Wirbels. Dazu wurde eine Drachenschnur mit Fäden des gleichen Materials bestückt. Mit den Fäden konnte die Richtung der Strömung sichtbar gemacht werden. Da die Schnur die nachfolgende Strömung beeinträchtigt wurde nur eine Schnur benutzt und ihre axiale Position von Versuch zu Versuch geändert. Die Superposition verschiedener Videobilder bei gleichen Versuchsbedingungen zeigt klar das Vorhandensein eines stabilen umlaufenden Wirbels. Der Vergleich mit dem überlagerten Vektorfeld einer CFD-Rechnung bestätigt deren Richtigkeit.

### 5.4. Seitenkraftmessung

Seitenkräfte sind Kräfte, die senkrecht zur Düsenachse stehen. Es ist nicht einfach diese Kräfte direkt zu messen. In vielen Versuchsaufbauten wird das resultierende Moment im Aufhängepunkt (Kardan) bestimmt. Am Kaltgas-Höhensimulationsprüfstand P6.2 wird ein einfacher Aufbau ohne bewegliche Teile realisiert. Stromauf der Düse wird ein Teil der Treibgaszuleitung durch ein Biegerohr mit aufgebrachten Dehnmessstreifen ersetzt. Das dünnwandige Biegerohr ist ausreichend dimensioniert, um dem Versorgungsdruck des Treibgases zu widerstehen, aber dennoch hinlänglich sensibel, um Seitenkräfte zu messen. Zwei volle Wheatstone Brücken werden benutzt, um die Seitenkraftsignale in zwei Ebenen zu bestimmen. Alle anderen Dehnungen, hervorgerufen durch den Innendruck des Rohres, die Zugkraft der Düse und thermische Einflüsse, werden durch die Verschaltung der DMS-Brücken kompensiert. Das Spannungssignal der Dehnmessstreifen ist bei statischer Auslenkung proportional zum Biegemoment des Biegerohrs. Im dynamischen Fall kann das System annähernd als gedämpftes Pendel mit charakteristischer Eigenfrequenz betrachtet werden. Mit Kalibrierversuchen werden die Pendelparameter bestimmt und die inverse Übertragungsfunktion ermittelt [4].

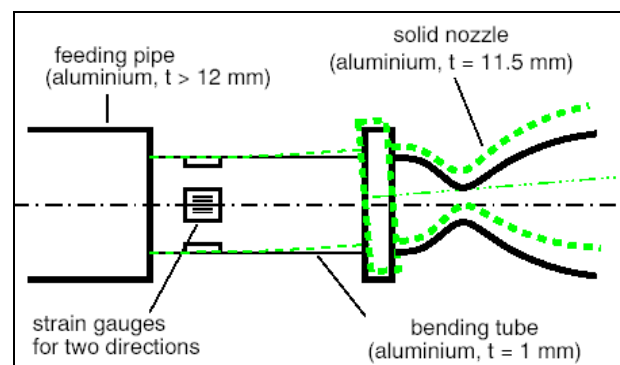


BILD 19: Seitenkraftmessung der Düse

## 6. ZEITPLAN P6.2

In den nächsten Monaten wird sehr viel Arbeit am P6.2 zu leisten sein, wie Bild 20 zeigt.

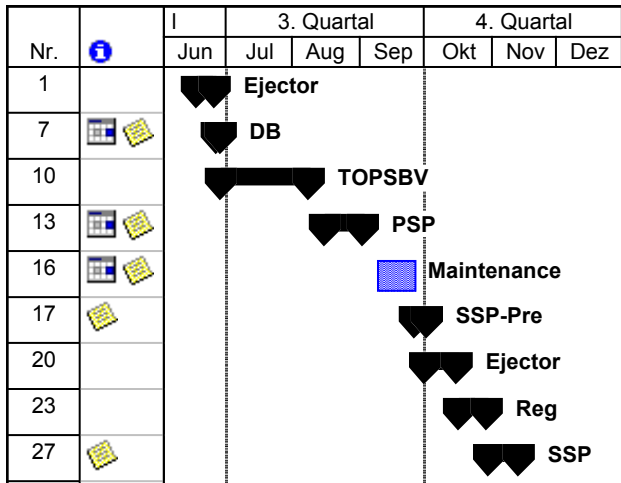


BILD 20: Belegungsplan P6.2 bis Ende 2002

## 7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Dieser kurze Abriss zeigt die vielfältigen Forschungsbereiche, die in den letzten dreieinhalb Jahren am P6.2 des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt / Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen untersucht wurden. Viel Wissen wurde auf dem Gebiet der Strömungsablösung in Raketendüsen erarbeitet. Dasselbe gilt für die Höhensimulation mit Diffusoren und Ejektoren. Als weiteren Ausbau des P6.2 kann man sich eine Vorheizung des Stickstoffs vorstellen, um mit großer Sicherheit evtl. auftretende Kondensation zu vermeiden. Weitere Möglichkeiten können sich durch künftige Düsenarten, wie Plug- und Dualbell-Düsen ergeben. Zusätzlich kann man sich einen beweglichen Kern eines Kerndiffusors zur Variation des L/D-Verhältnisses während des Versuchs vorstellen.

<p><u>Untersuchungen von Diffusoren in der Höhensimulation:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Nachweis von Modellen und Auslegung,</li> <li>✓ Transiente Studien,</li> <li>✓ Parameter Studien.</li> </ul>
<p><u>Untersuchungen von Ejektoren in der Höhensimulation:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Nachweis von Modellen und Auslegung,</li> <li>✓ Transiente Studien,</li> <li>✓ Stabilität.</li> </ul>
<p><u>Raketendüsenforschung:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Strömungsablösungsphänomenologie,</li> <li>✓ Seitenkräfte,</li> <li>✓ zukünftige Düsenkonzepte, z.B. Dual Bell.</li> </ul>

TAB 3: Aufgaben des P6.2

## Literaturverzeichnis

- [1] M. Frey, G. Hagemann: *Status of Flow Separation Prediction in Rocket Nozzles*, AIAA 98-3619, Cleveland, July 1998
- [2] R. Stark, W. Kwan, F. Quessard, G. Hagemann, M. Terhardt: *Rocket Nozzle Cold Gas Test Campaigns for Plume Investigations*, 4<sup>th</sup> European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Capua, Italy, Oct. 15 – 18, 2001
- [3] M. Frey, G. Hagemann: *Flow Separation and Side-Loads in Rocket Nozzles*, AIAA 99-2815, Los Angeles, June 1999.
- [4] M. Frey, R. Stark, H. K. Ciezki, F. Quessard, W. Kwan: *Subscale Nozzle Testing at the P6.2 Test Stand*, AIAA 2000-3777, Huntsville, Alabama July 2000
- [5] G. Hagemann, M. Terhardt, D. Haeseler, M. Frey: *Experimental and Analytical Design Verification of the Dual-Bell Concept*, AIAA 2000-3778, Huntsville, Alabama July 2000
- [6] W. O. H. Mayer: *Cryogenic rocket engine research within the National Technology Program TEKAN at the German Aerospace Center*, Aerosp. Sci. Technol. 5 (2001) 273-282, Éditions scientifiques et médicales Elsevier SAS
- [7] Gross, O. Haidn, R. Stark, W. Zeiss, C. Weber, C. Weiland: *Experimental and Numerical Investigation of Heat Loads in Separated Nozzle Flow*, AIAA 2001-3682, Salt Lake City, UT
- [8] H. Ciezki: *Entwicklung eines Farbschlierenverfahrens unter besonderer Berücksichtigung des Einsatzes an einem Stoßwellenrohr*. Diploma Thesis, Technical University Aachen, Germany
- [9] *European Seminar on Rocket Nozzle Flows*, organised by CNES, October 12-14 1998, Paris, France
- [10] W. Kwan, R. Stark: *Flow Separation Phenomena In Subscale Rocket Nozzles*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Indianapolis 2002; AIAA2002-4229