

R-Gerät mit Sauerstoff

Von Adolf Busemann

I. Einleitung

Es ist meine Aufgabe, den Raketenantrieb mit Sauerstoff zu behandeln, wobei ich mich recht kurz fassen muß, denn bei diesem klassischen Fall der Rakete sind die Überlegungen und Untersuchungen so zahlreich, daß man mit einer eingehenden Darstellung einen ganzen Vormittag füllen könnte.

Was zunächst den Sauerstoff im Vergleich zu den im Wettbewerb stehenden Sauerstoffträgern selbst anbetrifft, so ist bekannt, daß seine flüssige Phase trotz der niedrigen Siedetemperatur vorteilhafter ist als seine gasförmige Phase in Druckflaschen, so daß es sich überhaupt nur um den Vergleich von flüssigem Sauerstoff mit den übrigen Sauerstoffträgern handelt. Seine Vorteile sind die völlige Reinheit und die unbeschränkte Beschaffbarkeit mit verhältnismäßig geringem Energiebedarf. Die Nachteile sind dadurch bedingt, daß eine absolute Wärmeisolation unmöglich ist, so daß stets mit einer gewissen Verdampfung gerechnet werden muß und daher die Aufbewahrung und der Transport nur in offenen Gefäßen geschehen kann. Hierdurch allein fällt schon manches Anwendungsgebiet völlig aus, beispielsweise die Verwendung an vorderster Front. Hinzu kommt, daß der flüssige Sauerstoff gegenüber anderen Sauerstoffträgern ein geringeres spezifisches Gewicht hat, wodurch mancher Zubehör einer Sauerstoffrakete relativ größer und schwerer wird, etwa die Vorratsbehälter und die Pumpen. Die Vorteile kommen daher nur in solchen Fällen voll zur Auswirkung, wo ein fahrplanmäßiger Start mit größerer Bodenorganisation am Startplatz möglich ist und der Flug eine große auf das Gewicht bezogene Energiekonzentration verlangt.

Um mich kurz zu fassen, werde ich das Schema einer Sauerstoffrakete zeigen und auf die Probleme der einzelnen Bestandteile hinweisen, die an diesen klassischen Fall besonders eingehend untersucht sind, sich aber vielfach auch auf andere Raketen übertragen lassen.

2. Schema des Antriebes

In Abbildung 1 ist der Aufbau eines Raketenantriebes mit flüssigem Sauerstoff grundsätzlich dargestellt. Brennstoff und Sauerstoff werden durch Pumpen aus ihren Behältern in die Brennkammer gefördert, wo sie unter hohem Druck verbrennen. Es ist angenommen, daß die Pumpen einen Fremdantrieb besitzen, obwohl hier auch andere Fälle denkbar sind. Die Brennkammer mag durch einen der zugeführten Stoffe gekühlt sein, was im Schema nicht besonders angedeutet ist. Aus ihr tritt unter

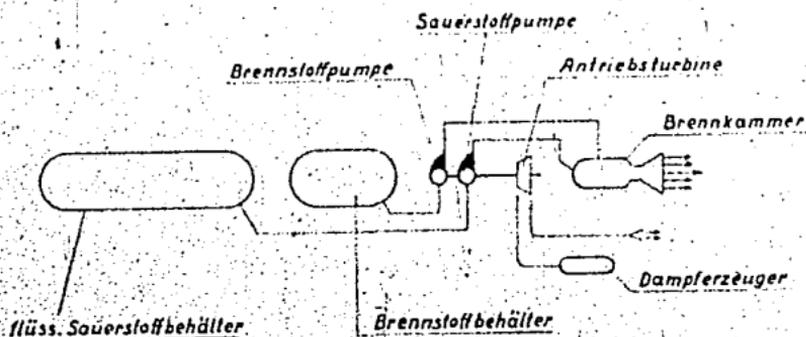


Abb. 1

Schema eines Raketenantriebes mit flüssigem Sauerstoff

Anwendung einer Lavaldüse, der eigentliche Raketenstrahl aus, der den Vortrieb erzeugt. Der Auspuff des Dampfes aus der Antriebsturbine für die Brennstoff- und Sauerstoffpumpen kann mit seiner Reaktion als zusätzlicher Vortrieb herangezogen werden.

3. Die Behälter

Während der Brennstoffbehälter nur nach den gewöhnlichen Gesichtspunkten der Raketentechnik gebaut zu werden braucht, daß man ein möglichst geringes Gewicht bei großem Fassungsvermögen gegebenenfalls unter großen Beschleunigungen der Rakete anstrebt, sind beim Sauerstoffbehälter noch gewisse Maßnahmen notwendig, die darauf Rücksicht nehmen, daß es sich um flüssigen Sauerstoff mit seinem niedrigen Siedepunkt handelt. Meist denkt man bei den Aufbewahrungsgefäßen nur an die doppelwandigen verspiegelten und evakuierten Dewar-Gefäße, doch läßt sich flüssiger Sauerstoff auch in einfachen Blechgefäßen verwenden. An der etwas wärmeren äußeren Oberfläche dieser Gefäße wird die umgebende Luft selbst nicht flüssig, es bildet nur deren Wassergehalt einen

allmählich stärker werdenden Reifansatz. Bei Gefäßgrößen, wie sie etwa für die Rakete in Frage kommen, ist der Verdampfungsverlust doch noch so gering, daß der Inhalt erst nach etwa einer halben bis zwei Stunden völlig verdampft. Durch die Anwendung des Dewar-Gefäßes lassen sich diese Zeiten auf Tage bis Wochen vergrößern, während große Aufbewahrungsbehälter mit guter Wärmeisolation sich so bauen lassen, daß der Inhalt erst nach Monaten verdampft.

Handelt es sich also um Aufbewahrungszeiten für den Raketenbetrieb von wenigen Minuten, so sind die Verdampfungsverluste in einem einfachen Blechgefäß tragbar. Will man ein doppelwandiges Gefäß bauen, so kann man dabei weder die innere noch die äußere Wand besonders dünn ausführen. Denn die äußere Wand steht nach dem Evakuieren unter äußerem Überdruck und würde sich bei zu dünner Wandstärke in Falten auf die Innenwand legen. Die Innenwand hat das Gewicht des Inhaltes, das unter Überdruck durch Beschleunigung vergrößert ist, und meist noch einen Überdruck auszuhalten, mit dem der siedende Sauerstoff der Förderpumpe zugeführt wird. Der Sauerstoffverlust beim Tanken für die Abkühlung der Behälter wird im allgemeinen nur der Bodenorganisation und nicht dem Triebwerk im Fluge zur Last gelegt werden, so daß diese Frage bei der Auswahl energiereicher Kraftstoffe und deren Behälter weniger ins Gewicht fällt.

Die tiefe Temperatur hat gewisse Rücksichten in der Auswahl des Behälterbaustoffes zur Folge, weil die meisten Metalle bei tiefen Temperaturen sehr spröde werden. Die Tatsache, daß es sich um Sauerstoff handelt, der zwar nicht allein verbrennt, aber eine Verbrennung besser als die Luft unterhält und sogar mit Metallen verbrennen kann, erfordert gleichfalls besondere Maßnahmen, die aber bei anderen Sauerstoffträgern ebenfalls ergriffen werden müssen. Als Baustoffe für Behälter und Rohrleitungen kommen vorwiegend Kupfer und gewisse Bronzen in Betracht. Nimmt man zur Ersparnis Eisen oder andere mit Sauerstoff verbrennende Metalle, so kann man wenigstens durch Zwischenglieder aus Kupfer oder Bronze das Übergreifen eines etwaigen Brandes verhindern. Doch ist dies mehr eine Maßnahme für den Prüfstand, bei dem eine Weiterverwendung der nicht verbrannten Teile möglich ist.

3. Brennstoffpumpe

Die allgemeinen Gesichtspunkte, ob man besser Drucktanks oder Brennstoffpumpen der verschiedenen Bauarten anwendet, sind im Vortrag von Herrn Zborowski ausführlich erörtert worden. In den Fällen, bei denen man zum flüssigen Sauerstoff greift, wird wohl im allgemeinen die Betriebszeit so groß sein, daß eine Förderpumpe Vorteile bietet. Der

flüssige Sauerstoff als siedende Flüssigkeit macht hier nur insofern gewisse zusätzliche Schwierigkeiten, als man verlangen muß, daß der Förderdruck rascher steigt als der Siededruck bei dem in der Pumpe eintretenden Temperaturanstieg wegen der unvermeidlichen Wärmezuführen. Sobald nämlich der Sauerstoff den Vorratsbehälter verläßt und in die Förderleitung der Pumpe eintritt, muß auch der etwa entstehende Dampf mitgefördert werden, wodurch sich sowohl die Pumparbeit erhöhen als auch die bekannten Schwierigkeiten mit unhomogenen Fördermitteln ergeben würden. Vielfach setzt man zur Verringerung dieser Schwierigkeiten den Sauerstoffbehälter bei Beginn der Förderperiode auf einen gewissen Überdruck als Zulaufdruck und Druckreserve für die ersten Stufen der Pumpe. Wegen der kurzen Förderzeit der Pumpe kann man diesen Überdruck durch Teilverdampfung erzeugen, denn die Temperaturdifferenz zwischen dem überhitzten Dampf und der Flüssigkeit im Vorratsbehälter gleicht sich nicht sofort aus. Die Pumpen selbst erfordern gewisse Sonderkonstruktionen zur Verringerung der Sauerstofferwärmung und wegen der Unmöglichkeit einer Ölschmierung. Außerdem sind für schnelllaufende Kreiselpumpen die geeigneten Metalle unter Berücksichtigung ihrer Festigkeit bei geringen Betriebstemperaturen und ihrer Verbrennungsgefahr beim Scheuern des Laufrades am Gehäuse auszuwählen.

4. Die Brennkammer

Handelte es sich bisher nur um den notwendigen Zubehör, so kommen wir jetzt zu den Kernstücken des Raketentriebwerkes: der Brennkammer und der Austrittsdüse. Die Brennkammer hat den Zweck, die vorher aus Sicherheitsgründen getrennten Kraftstoffbestandteile unter den günstigsten Bedingungen zu vereinigen, um den Heizwert so vollständig wie möglich in der Austrittsdüse in Geschwindigkeitsenergie zu verwandeln. Die Rakete mit flüssigem Sauerstoff hat gegenüber allen anderen Sauerstoffträgern den größten Heizwert, sie ist also dort am Platze, wo es sich nicht darum handelt, durch Zugabe von Ballaststoffen die Temperatur der Brennkammer unter einer gewissen Grenze zu halten, sondern wo es wesentlich darauf ankommt, die höchsten überhaupt erzielbaren Austrittsgeschwindigkeiten und damit die niedrigsten Verbräuche zu erreichen. Die zu erwartenden Temperaturen liegen etwa zwischen 3000 und 4000° C und daher sind Brennkammerwände, die diesen Temperaturen ohne Kühlung standhalten, nicht mehr vorhanden. Kühlt man aber mit einem der beiden flüssigen Kraftstoffbestandteile, so kann man bei entsprechenden Größenverhältnissen Metallwände mit Flüssigkeitskühlung anwenden, deren Temperatur auf der feuerberührten Seite 300 bis 600° C

nicht zu überschreiten braucht. Da auf diese Weise die bei der Kühlung abgeführte Wärme in den Kraftstoffen aufgefangen wird, geht bilanzmäßig keine Energie verloren. Für die Geschwindigkeitserzeugung ist dies jedoch kein wesentlicher Gewinn, weil beim Wärmeübergang von 3500° K auf 600° K an der Wand bzw. auf 300° K des Kraftstoffes eine große Entropievermehrung eintritt.

Nach den Gleichgewichtsregeln der Thermodynamik bleibt eine Reaktion mit Wärmentwicklung um so unvollständiger, je höher die Endtemperatur der Reaktion ist. Vereinigen sich bei dieser Reaktion die Atome so, daß das Molekulargewicht zunimmt, so kann man durch Erhöhung des Druckes die Vereinigung in ähnlicher Weise fördern, als diese durch die Erhöhung der Temperatur gehemmt worden ist. Mit der Erhöhung des Brennkammerdruckes erhält man zugleich ein größeres Druckgefälle in der Düse für die Geschwindigkeitserzeugung, so daß sich diese Erhöhung in doppelter Weise auswirkt. Wenn auch die konstruktiven Schwierigkeiten bei Erhöhung des Brennkammerdruckes größer werden, so verringert sich mit dem Druck zugleich der Auslaßquerschnitt und bei gleicher Verweilzeit des Kraftstoffes in der Kammer auch die Brennkammergröße und damit die zu kühlende Oberfläche, alles Gründe, die dafür sprechen, vor den größeren konstruktiven Schwierigkeiten nicht zurückzuschrecken.

In Abbildung 2 ist dargestellt, wie sich die Vollständigkeit der Verbrennung mit der Temperatur verändert. Es handelt sich um ein Öl, das bei etwas Sauerstoffmangel verbrennt, daher kann auch bei den geringsten Temperaturen keine vollständige Verbrennung des Kohlenwasserstoffes zu CO_2 und H_2O eintreten, sondern es muß ein gewisser Anteil H_2 , entsprechend dem Sauerstoffmangel übrigbleiben. Bei wachsender Temperatur wird zunächst der Sauerstoffmangel von H_2 zu CO verlagert, wobei sich natürlich auch die Partialdrücke von H_2O und CO_2 verändern müssen. Von 2500° K an wachsen aber beide Partialdrücke des Sauerstoffmangels H_2 und CO , und es stellen sich zugleich noch weitere Teilgase der unvollkommenen Verbrennung wie OH , O_2 , H und O ein, so daß die Vollständigkeit der Verbrennung erheblich zurückgeht. Durch die eigene Wärme der Verbrennung ergibt sich eine Flammentemperatur von 3700° K bei $P = 100$ at, während die niedrigeren dargestellten Temperaturen durch Abkühlung und die höheren nur durch künstliche Aufheizung zu erreichen sind.

In Abbildung 3 ist das Enthalpie-Entropie-Diagramm für das gleiche Öl-Sauerstoff-Gemisch dargestellt und der in Abbildung 2 gezeichnete Fall ist durch die Isobare von $P = 100$ at hierin enthalten. Entsprechend der Anfangsenthalpie liegt der Zustand des Feuergases in der Brennkammer bei dem Schnittpunkt der Isobare 100 at mit der Isenthalpe

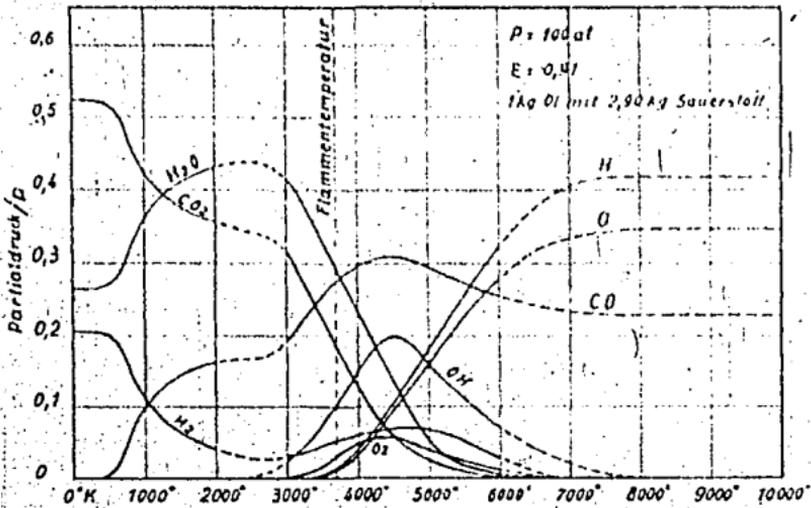


Abb. 2

Partialdruck-Diagramm für Verbrennung von Öl- und Sauerstoffgemisch

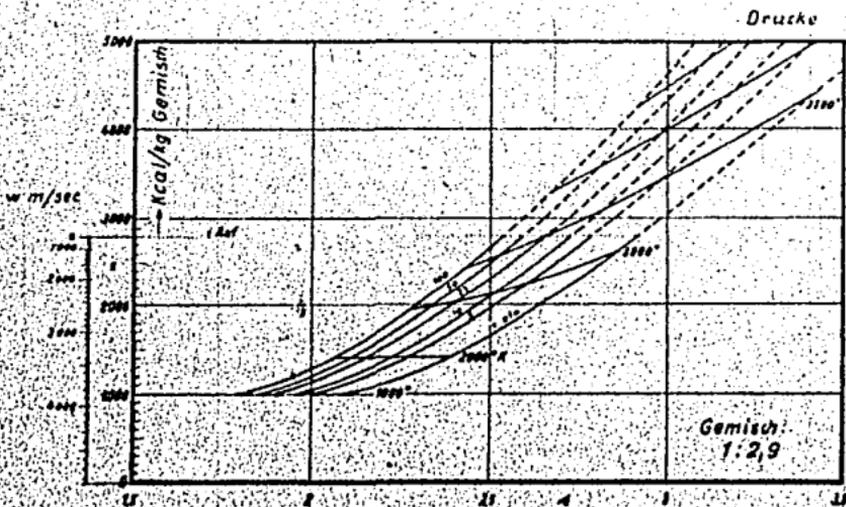


Abb. 3

J-S-Diagramm für $O_2-C_{14}H_{28}$ -Verbrennung

Ant. = 2800 kcal/kg und man findet dort die schon genannte Flammtemperatur von 3700° K. Verringert man nun den Verbrennungsdruck, so sinkt die Flammtemperatur auf etwa 3100° K bei 1 ata als Folge der unvollständigeren Verbrennung. Könnte man in der Düse eine adiabatische Entspannung erzielen, deren Zustände überall dem vollen Gasgleichgewicht entsprechen, so ergibt sich die theoretische Austrittsgeschwindigkeit nach Mollier aus der am linken Rande des Bildes gezeichneten Geschwindigkeitsskala. Derartige theoretische Geschwindigkeiten bei der Entspannung auf 1 ata sind in Abbildung 4 für verschie-

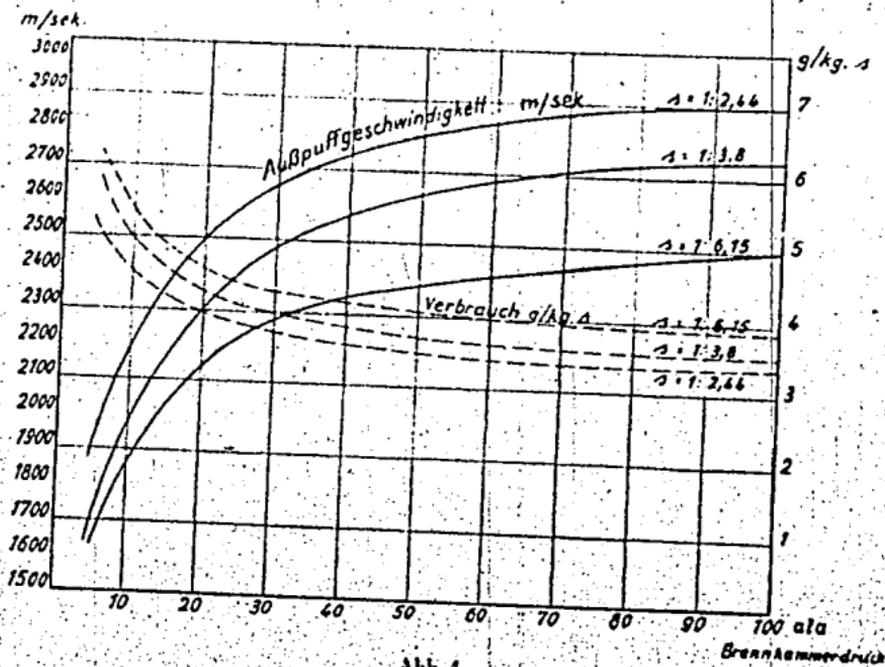


Abb. 4
Mögliche Auspuffgeschwindigkeit und Verbräuche in Abhängigkeit vom Brennkammerdruck

dene Anfangsdrücke dargestellt, wobei die einzelnen Kurven nach dem Mischungsverhältnis s , d. h. dem Gewichtsverhältnis von Öl zu Sauerstoff bezeichnet sind. Die günstigsten Verhältnisse erhält man etwa bei $s = 1:2,9$ in der Nähe der eingezeichneten Kurve $s = 1:2,44$. Bei Sauerstoffüberschuß erhält man geringere Geschwindigkeiten, wie aus den Kurven $s = 1:3,8$ und $s = 1:6,15$ zu erschen ist. Die Kehrwerte der Geschwindigkeit stellen die Verbräuche dar, die in diesem Bild mit

der Skala des rechten Randes verzeichnet sind. Hier liegt natürlich die gestrichelte Kurve für das Mischungsverhältnis $s = 1 : 2,14$ am niedrigsten. In Wirklichkeit wird die rasche Entspannung in der Düse für die Einstellung der Gasgleichgewichte keine Zeit lassen, so daß man bessere Übereinstimmung mit der Wirklichkeit erhalten dürfte, wenn man die Zusammensetzung in der Brennkammer als eine eingefrorene Zusammensetzung des Feuergases während der ganzen Entspannung voraussetzt, und daraus die Geschwindigkeiten berechnet.

Die Größe der Brennkammer ist dadurch gegeben, daß der Kraftstoff vor dem Eintritt in die Schubdüse der Rakete möglichst vollständig verbrannt sein soll, d. h. dem Gasgleichgewicht möglichst nahegekommen sein soll. Da der Kraftstoff aus Sicherheitsgründen aus zwei Komponenten besteht, die erst in der Brennkammer vereinigt werden, so ist die Aufgabe der Einspritzorgane, die makroskopische Vermischung so gleichmäßig und fein verteilt zu erreichen, daß die Turbulenz und die Diffusion rasch mit der noch nötigen mikroskopischen Vermischung fertig werden. Dieselbe Aufgabe besteht in fast allen Feuerungen, und es ist recht aufschlußreich, die Erfolge bei den verschiedensten Feuerungsarten zu vergleichen. In der folgenden Zusammenstellung sind daher die Feuerraumbelastungen in $\text{kcal/m}^3\text{h}$ unter Angabe des Druckes im Feuerraum verglichen. Nimmt man $10^6 \text{ kcal/m}^3\text{h}$ als Einheit, was ungefähr dem normalen Wasserrohrkessel bei 1 at und Luft als Sauerstoffträger ent-

Feuerraumbelastung verschiedener Brennräume in $\text{kcal/m}^3\text{h}$

Feuerungsart		Brennstoff	Feuerraumdruck ata	Feuerraumbelastung $\text{kcal/m}^3\text{h}$										
Luft als Sauerstoffträger	Normaler Wasserrohrkessel ¹⁾	Kohle	1	$0,7 \cdot 10^6$										
	Hochleistungsschiffkessel ¹⁾	Öl	1	$3 \cdot 10^6$										
	Hochleistungskessel ¹⁾	Öl	2	$6 \cdot 10^6$										
	Velox ¹⁾ Dampferzeuger ¹⁾	Öl	3	$9 \cdot 10^6$										
	Brennkammer nach Raketenbauart	Öl	85	$1500 \cdot 10^6$										
Verbrennung mit reinem Sauerstoff	Raketen-Brennkammer	<table border="0"> <tr> <td rowspan="3">} Betriebsstoff nicht aufbereitet</td> <td>Öl</td> <td>27</td> <td>$1830 \cdot 10^6$</td> </tr> <tr> <td>Öl</td> <td>100</td> <td>$7030 \cdot 10^6$</td> </tr> <tr> <td>Öl bzw. Benzin</td> <td>21</td> <td>$19600 \cdot 10^6$</td> </tr> </table>	} Betriebsstoff nicht aufbereitet	Öl	27	$1830 \cdot 10^6$	Öl	100	$7030 \cdot 10^6$	Öl bzw. Benzin	21	$19600 \cdot 10^6$		
		} Betriebsstoff nicht aufbereitet		Öl	27	$1830 \cdot 10^6$								
				Öl	100	$7030 \cdot 10^6$								
Öl bzw. Benzin	21		$19600 \cdot 10^6$											

¹⁾ Nach Münzinger.

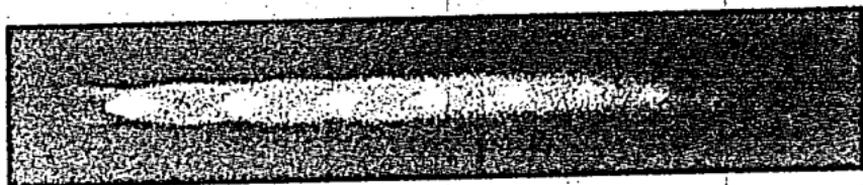


Bild 1. Unvollständiger Ausbrand eines O_2 -Gasöl-Gemisches 1:3,22 rauschende Flamme

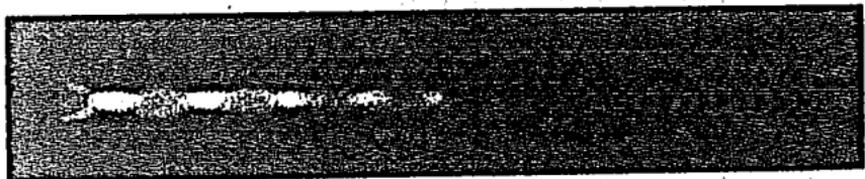


Bild 2. Vollständiger Ausbrand eines O_2 -Gasöl-Gemisches 1:3,38 pfeifende Flamme



Bild 3. Unvollständiger Ausbrand eines O_2 -Benzin-Gemisches 1:3,79 rauschende Flamme

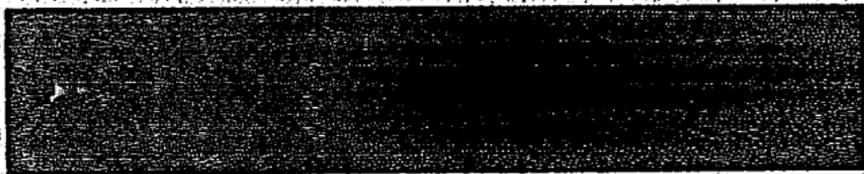


Bild 4. Vollständiger Ausbrand eines O_2 -Benzin-Gemisches 1:3,4 pfeifende Flamme

Abb. 5
Flammenbilder

spricht, so ergeben gute Raketebrennkammern eine fast 20 000mal größere Belastung. Teilweise ist dies durch den höheren Druck verständlich und teilweise kommt die Benutzung reinen Sauerstoffs dieser Erhöhung entgegen, wie man beim Vergleich der Brennkammern mit Luft und reinem Sauerstoff erkennt. Doch erklären die günstigeren Bedingungen nicht sämtliche erreichten Zehnerpotenzen der Steigerung, sondern ein wesentlicher Teil ist durch besonders sorgfältige Ausgestaltung der Einspritzorgane gewonnen.

Die Güte der Verbrennung in der Brennkammer ist am austretenden Raketenstrahl durch das Fehlen einer Nachverbrennung rein äußerlich zu erkennen. Die Flammenbilder in Abbildung 5 zeigen diesen Unterschied in den oberen beiden Bildern bei Gasöl und in den unteren beiden Flammenbildern bei Benzin. Die dargestellten Flammen sind jeweils im gleichen Versuch vor und nach dem Umspringen der Verbrennung vom ungünstigeren Fall in den günstigeren aufgenommen, was sich auch durch das Strahlgeräusch erkennen ließ. Während man von der nachbrennenden Flamme geblendet wurde, konnte man bei vollständigem Ausbrand direkt in die Flamme sehen. Dies kommt auf den Bildern, die mit verschiedenen Belichtungszeiten aufgenommen sind, natürlich weniger deutlich zum Ausdruck.

5. Die Raketendüse

Das große Druckverhältnis bei der Entspannung der Feuergase von etwa 60 ata in der Brennkammer auf 1 ata Außendruck in Erdnähe oder auf 0,1 ata Außendruck in größerer Höhe erfordert als Raketendüse eine Lavaldüse mit zunächst abnehmendem und dann wieder steigendem Querschnitt. Im engsten Querschnitt dieser Düse herrscht der sogenannte kritische Druck, der etwa dem halben Anfangsdruck entspricht. Wenn auch die Temperatur des Strahles mit zunehmender Geschwindigkeit sinkt, so verringert sich dadurch für die Beanspruchung der Düsenwand nur die eingestrahlte Wärmemenge, während das für den Wärmeübergang maßgebende Temperaturgefälle fast unverändert bleibt, weil die Grenzschicht an ruhender Wand noch einen Teil der Reibungswärme an die Wand abführt. Man darf daher etwa so rechnen, als ob das treibende Temperaturgefälle zwischen Strahl und Wand längs der ganzen Lavaldüse gleichbleibt und nur die Wärmeübergangszahl entsprechend der Geschwindigkeit wächst. Auf die Wärmeleitung bezogen, hat man daher nach dem Austritt hin mit wachsender Wärmemenge pro Flächeneinheit zu rechnen, während die Wärmestrahlung im Brennraum am größten ist und nach dem Ende wegen der sinkenden Gastemperatur und der durch die Form der Düse bedingten Abschirmung des strahlen-

den Innenraum abnimmt. Beide Anteile überlagern sich am stärksten etwa im engsten Querschnitt der Lavaldüse, wo der Strahlungsanteil noch nahezu vollständig ist und der Wärmeleitanteil schon mit seinem endgültigen Wert vergleichbar wird. Trotzdem ist auch der erweiterte Teil hinter dem engsten Querschnitt so stark wärmeaufnehmend, daß man zur Verringerung der notwendigen Wandkühlung mit einer kurzen Düse auskommen möchte. Wie weit dies möglich ist, sollen die folgenden Betrachtungen zeigen.

Betrachtet man zur Vereinfachung die Entspannung ins Vakuum, wie dies etwa den Verhältnissen bei sehr großen Höhen entspricht, so kann man eine bestimmte Maximalgeschwindigkeit bei reibungsloser Entspannung und vollständiger Führung durch eine Lavaldüse erreichen. In Abbildung 6 ist in den Koordinaten Druck und Geschwindigkeit die Erzeugung dieser Maximalgeschwindigkeit während der Entspannung dargestellt. Der s-förmige Kurvenverlauf hat beim kritischen Druck einen

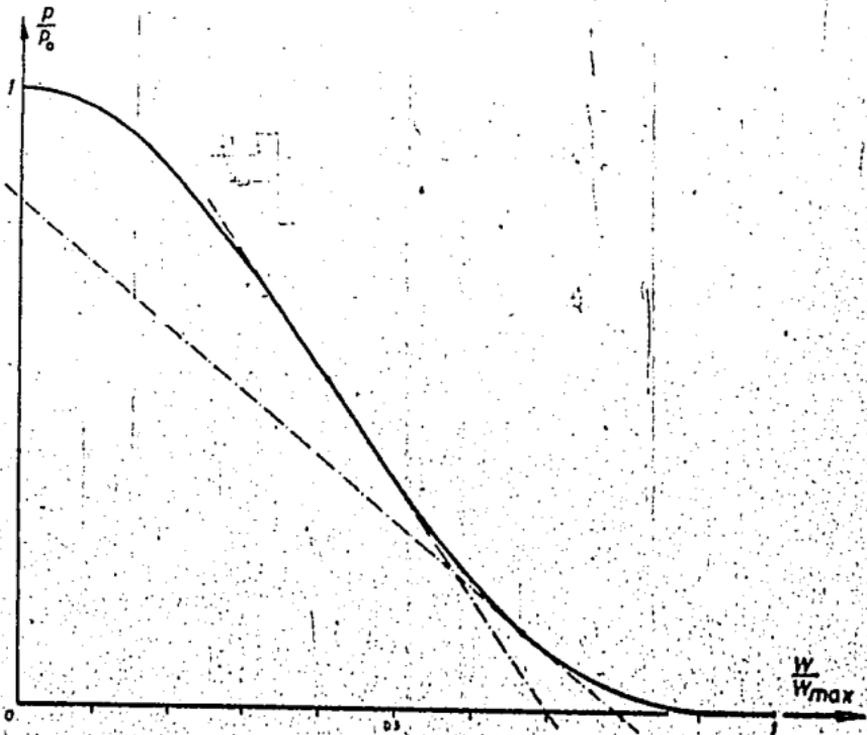


Abb. 6
Druckgeschwindigkeitsverlauf

Wendepunkt, der die Unterschallgeschwindigkeiten von den Überschallgeschwindigkeiten trennt. Dieser Zustand tritt im engsten Querschnitt der Lavaldüse auf. Läßt man den erweiterten Teil der Lavaldüse vollständig fehlen, so erhält man nicht die kritische Geschwindigkeit, wie sie dem Wendepunkt entspricht, sondern man erhält jene Geschwindigkeit auf der Wendetangente, die dem gegebenen Gegendruck entspricht. Wählt man als Gegendruck das volle Vakuum, so ist hier der Schnittpunkt der Wendetangente mit der Abszissenachse zu nehmen. Wie man aus der Abbildung entnimmt, bei der gewöhnliche Luft mit einem Verhältnis der spezifischen Wärmen $\kappa = 1,4$ vorausgesetzt ist, erreicht die Endgeschwindigkeit ohne Erweiterung der Lavaldüse schon etwa 70% der Maximalgeschwindigkeit (bei Rauchgas mit $\kappa = 1,25$ sind es 60%). Erweitert man die Düse bis zu einer höheren Geschwindigkeit im Endquerschnitt der Düse, so erzeugt das Druckgefälle hinter der Düse die Geschwindigkeitswerte auf einer späteren Tangente, die den s-förmigen verlustlosen Verlauf an jenem Punkt berührt, der die Geschwindigkeit und den Druck im Endquerschnitt der Düse darstellt. Das Flächenverhältnis zwischen engstem Querschnitt und Austrittsquerschnitt ist reziprok zur Neigung der beiden Tangenten. Die in Abbildung 6 gezeichnete zweite Tangente, die gegenüber der Wendetangente etwa $\frac{2}{3}$ mal flacher ist, bedeutet eine Erweiterung der Lavaldüse auf das 1,5fache des engsten Querschnittes und gibt eine Erhöhung der Austrittsgeschwindigkeit auf etwa 80% der Maximalgeschwindigkeit. Der erweiterte Teil hat daher einen Nutzen, doch ist dieser recht beschränkt, weil man ohne Erweiterung schon 70% erhält, während man die über 90% hinausgehenden Werte wegen der stark an die Abszisse angeschmiegteten Verlaufes der Druckgeschwindigkeitsbeziehung erst bei sehr starken Erweiterungen erhält. Es hat also einen Sinn, sich die mit einer Düse von gegebener Länge und gegebener Erweiterung überhaupt erreichbare Geschwindigkeit zu verschaffen, um den günstigsten Abschnitt festzulegen.

Handelt es sich bei der Raketendüse in Wirklichkeit um Feuergase mit einem Verhältnis der spezifischen Wärmen κ von etwa 1,25 und um den achsensymmetrischen Fall der Austrittsdüse, so kann ich in Abbildung 7 nur den zweidimensionalen Fall einer Austrittsdüse und Luft als ausströmendes Gas, also $\kappa = 1,4$, zeigen. Doch kann man ihr schon die wesentlichen Gesichtspunkte entnehmen. Hier ist die Aufgabe gelöst, bei gegebenem engstem Querschnitt mit paralleler Gasströmung von genau Schallgeschwindigkeit beim Ausströmen ins Vakuum die höchsten Austrittsgeschwindigkeiten zu erzeugen, die sich bei gegebenem Endpunkt der Lavaldüse überhaupt erreichen lassen. Die erreichbaren Werte im Verhältnis zur Maximalgeschwindigkeit sind durch die gestrichelte Kurvenschar eingetragen. Es bedeutet daher irgendein Punkt auf der

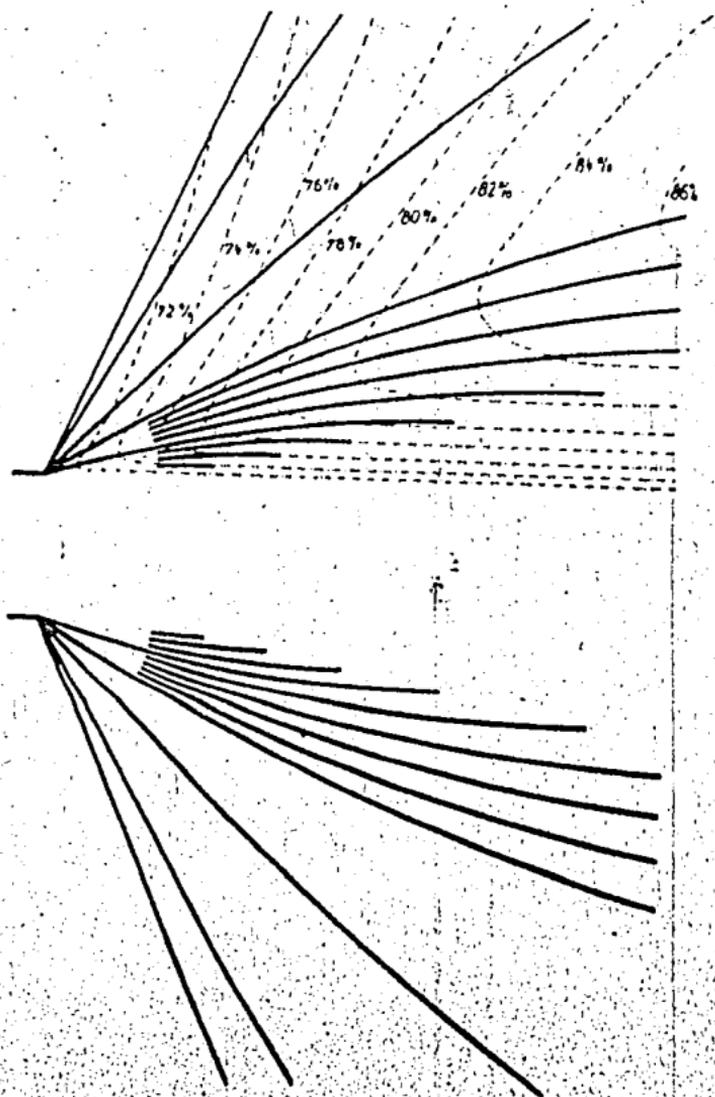


Abb. 7
Ebene Schabdüsen

80% - Kurve, daß man mit einer beliebigen Düse, die am engsten Querschnitt beginnt und sich bis zu diesem Punkt erweitert, höchstens eine Austrittsgeschwindigkeit in reibungsloser Strömung von 80% der Maximalgeschwindigkeit erreichen kann. Um den Bestwert wirklich zu bekommen, braucht man natürlich eine ganz bestimmte Düsenform, und diese Form ist durch die ausgezogene Kurvenschar dargestellt. Entsprechend der zweifachen Mannigfaltigkeit der Endpunkte, gegeben durch den Abstand vom engsten Querschnitt und durch die gewählte Erweiterung, müßte man allgemein auch eine zweifache Mannigfaltigkeit von besten Düsen erwarten. Bei der zweidimensionalen Austrittsdüse entartet diese jedoch zu einer einfachen Schaar bester Düsenformen, weil sich hier die besten Düsen auch bei beliebigem Endpunkt noch als beste Düsen herausstellen. Wenn diese Entartung auch den Arbeitsaufwand erheblich vereinfacht, so ist er doch nicht wesentlich für die physikalische Ausnutzung des Ergebnisses. Wesentlich ist vielmehr die Form jener Düsen, die mit geringster Bogenlänge die größten Austrittsgeschwindigkeiten erreichen lassen, die man etwa dort findet, wo die gestrichelte Kurvenschar die ausgezogene senkrecht schneidet. Man erkennt hier, daß der Erweiterungswinkel mit wachsender Düsenlänge zunimmt, wobei aber die konkave Krümmung im allgemeinen sehr gering ist. Erweitert man den Bildausschnitt bis ins Unendliche, so erhält man dort den Wert 100% schließlich mit jener eingezeichneten Düsenkontur, die den größten Erweiterungswinkel besitzt. Die Kontur hat aber bis dahin ihre Richtung so weit verändert, daß die Länge der Düse unendlich groß im Vergleich zur Breite des Austrittsquerschnittes geworden ist.

6. Beimischung von Umgebungsluft

Die Rakete ist im Vakuum das einzige Triebwerk, mit dem man überhaupt noch Schub erzeugen kann. Da sie aber vielfach einen Teil ihrer Bahn in atmosphärischer Luft zurücklegen soll, so möchte man ihre Wirkung gern durch Beimischung von Umgebungsluft verbessern. Wieviel die Schubverbesserung bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten der Rakete höchstens ausmacht, ist von mir bereits in einer früheren Arbeit dargelegt¹⁾. Da jedoch die Raketen zunächst auf dem Prüfstand untersucht werden und hier die besten Schubgewinne mit Umgebungsluft erzielt werden können, liegt die Gefahr nahe, daß man sich über die allgemeine Wirksamkeit der Umgebungsluft täuschen läßt. Daher möchte ich zum Schluß kurz auf die damaligen Ergebnisse hinweisen. In Abbildung 8 ist der Schubgewinn in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit aufgetragen, als Einheit für die Fluggeschwindigkeit ist die Schall-

¹⁾ Ber. 118 geb. d. Lilienthalges. f. Luftfahrtforsch.

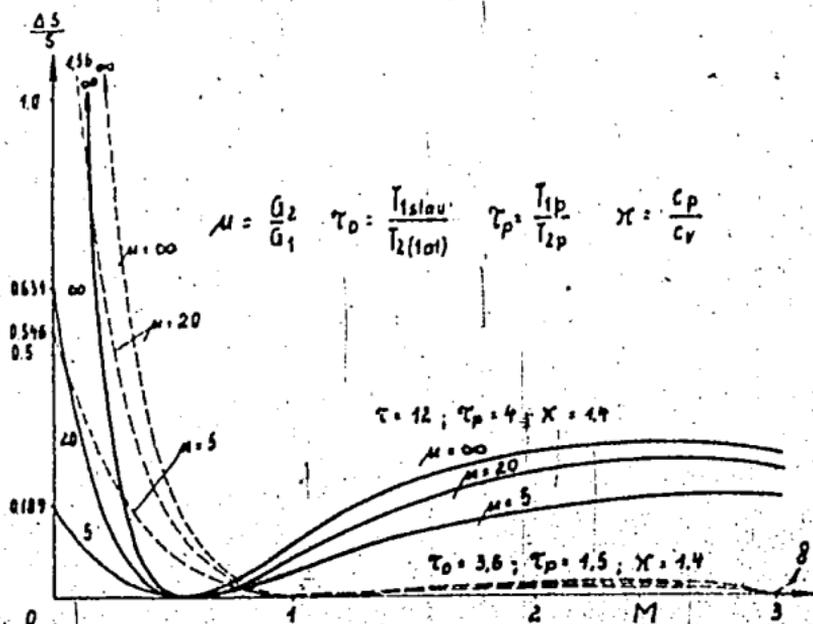


Abb. 8
Schubgewinn bei Flug in Erdnähe

geschwindigkeit der Luft, also 340 m/s, gewählt. Die ausgezogenen Kurven bedeuten den Schubgewinn bei einer Rakete mit sehr heißem Strahl und hohem Ofendruck, wie er etwa dem heißen Walter-Triebwerk entspricht. Die gestrichelten Kurven sind für einen kälteren Strahl mit geringerem Ofendruck berechnet und entsprechen etwa dem kalten Walter-Triebwerk. Sämtliche Kurven enthalten nur den Mischungsverlust und keine weiteren Reibungsverluste im Mischgerät und stellen daher Bestwerte dar, die niemals völlig erreicht werden können. In jeder der beiden Kurvenscharen sind die drei Mischungsverhältnisse 5, 20 und ∞ gezeichnet, die bedeuten, daß der Raketenstrahl gewichtsmäßig mit der 5fachen, 20fachen bzw. unendlichfachen Luftmenge vermischt ist. Während man im Stand recht hohe Gewinne, z. B. über 50% bei 5facher Beimischung, erzielen kann, gehen diese Gewinne erheblich herunter, wenn die Fluggeschwindigkeit steigt, um bei einer bestimmten Geschwindigkeit unabhängig vom Mischungsverhältnis den Wert 0 zu erreichen. Bei dieser Geschwindigkeit ist im günstigsten Falle keine Verbesserung, praktisch also jedenfalls eine Verschlechterung zu erwarten, wenn man eine Mischdüse anwendet. Da die in diesen Kurven verwendete Theorie

stets die günstigste Vermischung voraussetzt, gibt es nach Überschreiten dieser Geschwindigkeit wieder positive Verbesserungen. Die Mischbedingungen in diesem Bereich sind jedoch völlig anders als im ersten Gebiet, und man kann mit einem starren Mischgerät nicht beide Schubgewinne gleichzeitig erzielen. Bei dem kälteren Raketenstrahl liegt die Nullstelle der Schubgewinne bei höherer Geschwindigkeit, auch sind die Verbesserungen im Stand höher, dafür sind die Gewinne nach Überschreiten der Nullstelle nahezu verschwindend gering. Die hierin enthaltene Lehre, daß der besonders auf geringen Verbrauch gezüchtete heiße und von hohem Druck erzeugte Raketenstrahl geringere Schub erhöhungen gestattet und schon bei einer geringeren Geschwindigkeit seine Nullstelle erreicht, ist allgemein gültig und läßt es gerade bei Raketen mit Sauerstoff meist unzweckmäßig erscheinen, Mischdüsen überhaupt anzuwenden.

Aussprache

Wagner: Darf ich die Frage stellen, ob bei diesem letzten Lichtbild voll berücksichtigt war, oder ob die stets positiven Schubgewinne Höchstwerte wiedergeben?

Busemann: Bei dem Lichtbild ist die volle Reibung keineswegs berücksichtigt. Gegenteil, es sind alle Reibungseinflüsse völlig vernachlässigt, die außerhalb der Düse vorkommen, und selbst in der Mischdüse ist die Reibung an der Wand vernachlässigt gelassen. Der allein übrigbleibende Mischverlust ist nämlich im allgemeinen von solcher Größe, daß durch ihn allein die praktische Verwendung zweifelhaft wird. Man über die Mischung stets unter den günstigsten Verhältnissen vorgenommen, so kann der Mischverlust wenigstens nicht mehr zu negativen Schubgewinnen führen. Aus diesem Grunde sind im Lichtbild nur positive Schubgewinne oder im ungünstigsten Fall der Schubgewinn Null verzeichnet. Selbstverständlich müssen, falls doch irgendwelche Vorteile noch praktische Vorteile erwarten läßt, zunächst die übrigen Verluste abgezogen werden, von denen durchaus nicht gesagt sein soll, daß sie im Vergleich zum Mischverlust verschwindend gering sind.