

# Raketentriebwerke auf der Salpetersäurebasis und ihre spezifischen Antriebsgewichte

Von Helmut Zborowski

## 1. Einleitung<sup>1)</sup>

Den Raketentriebwerken sind zwei Anwendungsbereiche vorbehalten. Der erste Bereich ist dadurch gegeben, daß das Raketentriebwerk die einzige Triebwerksgattung ist, die unabhängig von ihrer Umgebung Schub erzeugt; für diesen Bereich kommen also allein Raketentriebwerke in Frage, und das Erreichbare ist gegeben durch den jeweiligen technischen Stand dieser Triebwerke.

Der zweite Bereich ist jener, in welchem das Raketentriebwerk als Hochleistungstriebwerk im freien Wettbewerb mit anderen Triebwerksgattungen günstiger als diese abschneidet. Mit der Abgrenzung dieses Bereiches und seiner Zuordnung zu verschiedenen Arten von Raketentriebwerken befassen sich die folgenden Ausführungen.

Als Bewertungsgrundlage für die verschiedenen Triebwerksgattungen wird nach Schelp das spezifische Antriebsgewicht verwendet<sup>2)</sup>.

## 2. Antriebsgewichte

In Abbildung 1 werden die spezifischen Antriebsgewichte zweier Triebwerksgattungen<sup>3)</sup> gezeigt. Es wurde hier also die Summe aus dem Triebwerkleergewicht und dem Treibstoffverbrauch, beides bezogen auf die Einheit des freien Impulses<sup>4)</sup>, über der Betriebszeit für eine bestimmte Geschwindigkeit und Höhe aufgetragen.

<sup>1)</sup> Die folgenden Ausführungen behandeln zum wesentlichen Teil Forschungs- und Entwicklungsergebnisse einer Arbeitsgemeinschaft, welche unter Führung von Herrn Hedwig bei BMW für dieses Sondergebiet angesetzt wurde.

<sup>2)</sup> Für das Ziel dieses Berichtes, eine grobe Abgrenzung zu treffen, ist der Wertmesser »Antriebsgewicht« ausreichend. Bei verfeinerten Betrachtungen sind jedoch Reichweitenformel, Raketengrundgleichung u. a. mit heranzuziehen. Es ist klar, daß beispielsweise bei gleichem Antriebsgewicht jeweils das Triebwerk mit dem größeren spezifischen Verbrauch im Effekt überlegen ist.

<sup>3)</sup> Mit »Mc« wurde der Bereich der üblichen Motorentriebwerke, mit »T« derjenige der Gasturbinentriebwerke bezeichnet.

<sup>4)</sup> Der freie Impuls ist gleich dem erzeugten Impuls abzüglich des Widerstandes des Triebwerkes.

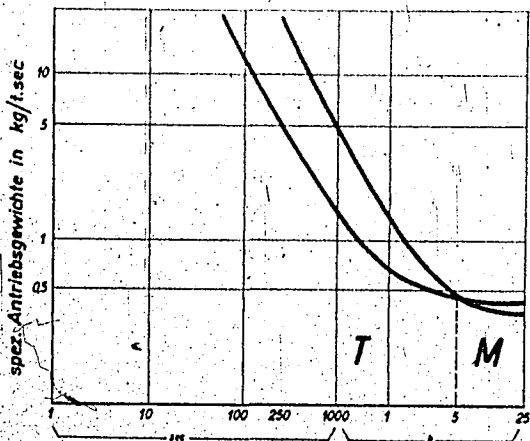


Abb. I  
Spezifische Antriebsgewichte

Als Fluggeschwindigkeit ist der Darstellung der beträchtliche Wert von 250 m/s in 0 km Höhe zugrunde gelegt.

Um den Bereich, welcher den R-Geräten zukommt, in dieses Schaubild einzeichnen zu können, muß das spezifische Antriebsgewicht der Raketen-triebwerke, also die Größenordnung der beiden bereits genannten Summanden, aus welchen sich dieses zusammensetzt, festgelegt werden.

Der erste Summand, der spezifische Verbrauch, hängt insbesondere von der verwendeten Treibstoffkombination, also vom gewählten Sauerstoffträger und vom benutzten Brennstoff, ab. Die Wahl des Sauerstoffträgers ist von wesentlich größerem Einfluß auf den spezifischen Verbrauch als die bei Verwendung von verschiedenen, an sich hochwertigen Brennstoffen sich ergebenden Unterschiede.

In Abbildung 2 wird die Energiebilanz der drei hauptsächlich in Frage kommenden Sauerstoffträger gezeigt. Der reine flüssige Sauerstoff erscheint hier gegenüber Peroxyd und Salpetersäure stark überlegen.

Von der gesamten chemisch entbindbaren Wärmemenge sind jedoch die Verdampfungswärme, welche im Raketenmotor nicht zurück-



Als Brennstoff wurde ein Kohlenwasserstoff von 10000 Kcal/kg zugrunde gelegt!

Brennkammerdruck 35 ata

Verdampfungswärme	1600 Kcal/kg
Dissoziationswärme	1000 Kcal/kg
maximale kinetische Energie des Strahles	

Verdampfungswärme	1700 Kcal/kg
Dissoziationswärme	1080 Kcal/kg
maximale kinetische Energie des Strahles	

Verdampfungswärme	2500 Kcal/kg
Dissoziationswärme	
maximale kinetische Energie des Strahles	1300 Kcal/kg

Abb. 2  
Energiebilanz

gewonnen werden kann, und die Dissoziationswärme mit Ausnahme jener Anteile, die dem Rückgang der Dissoziation während der Entspannung entsprechen, abzuziehen.

Auch die Restenergie kann, immer noch unter Zugrundelegung idealer Umsetzung, nur zu einem durch das Entspannungsverhältnis vorgegebenen Anteil in kinetische Strahlenergie umgewandelt werden.

Unter Berücksichtigung des Vorangestellten ergeben sich theoretische Verbräuche, auf Grund deren die Überlegenheit des Sauerstoffes stark gemindert erscheint.

Abbildung 3 zeigt die theoretischen spezifischen Verbräuche und die zugehörigen Verbrauchsvolumina. Der spezifische Verbrauch von Sauerstoff ist gegenüber Peroxyd und Salpetersäure nur um einige Prozente besser, während Salpetersäure das weitaus kleinste spezifische Verbrauchsvolumen aufweist.

Dieses kleinere spezifische Volumen ergibt bei gleicher konstruktiver Wertigkeit und gleichem Konstruktionsgewicht eine merkbar erhöhte



Als Brennstoff wurde ein Kohlenwasserstoff von 10000 kcal/kg zugrunde gelegt

Brennkammerdruck 35 ata  
Gegendruck 1 ata

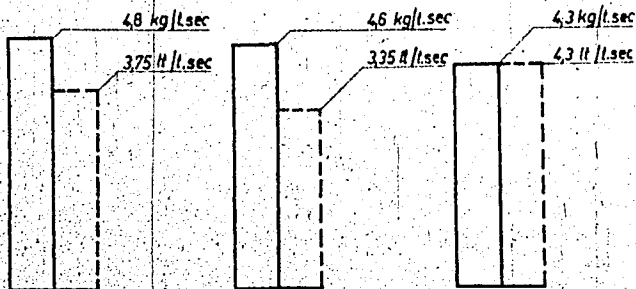


Abb. 3

Theoretischer spezifischer Verbrauch in kg/l.sec und lt/l.sec

maximale Treibstoffzuladung. Das bei flugtechnischer, besonders aber bei ballistischer Verwendung der Raketentriebwerke Erreichbare wird dadurch stark beeinflusst.

Aber auch für die spezifischen Werte selbst, nämlich für den Schubverbrauch, sind die spezifischen Volumina von wesentlichem Einfluß. Die Kopplung des spezifischen Verbrauches mit dem spezifischen Volumen über den Widerstand des Umgebungsmediums läßt sich für einige Grenzfälle durch einfache Zusammenhänge angeben.

So ist für den einfachsten Fall, für den ungeschleunigten Körper im unbeschleunigten Bewegungszustand, bei gleichwertigen Treibstoffen das Verhältnis der spezifischen Verbräuche mal dem Verhältnis der zugehörigen spezifischen Gewichte hoch  $2/3$  konstant.

Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 4 dargestellt. Ferner ist der Abbildung zu entnehmen, daß der Einfluß der spezifischen Volumina bei Beflügelung, und zwar mit steigendem antilegendem Widerstand derselben und steigenden  $c_w$ -Werten geringer wird. Beim Beschleunigungsvorgang selbst tritt der unmittelbare Einfluß des spezifischen Volumens stärker in den Hintergrund.

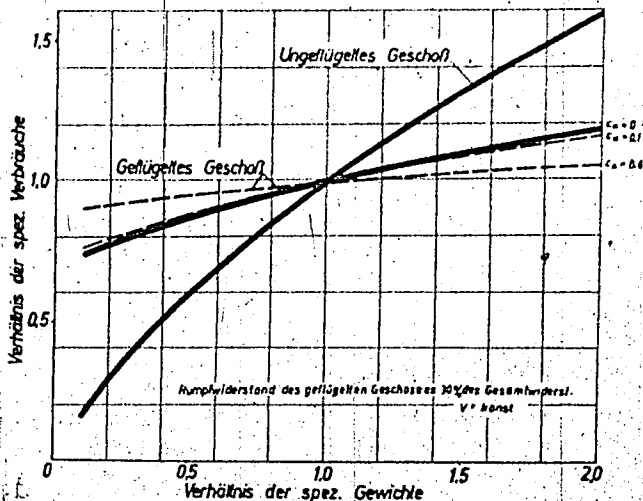


Abb. 4

Zusammenhang zwischen spezifischem Gewicht und spezifischem Verbrauch für R-Geschosse

Das bisher Besprochene soll an einem praktischen Beispiel kurz erläutert werden.

In Abbildung 5 sind Reichweiten von Raketengeschossen über dem Verhältnis Treibstoffgewicht zu Abfluggewicht für drei verschiedene Querschnittsbelastungen<sup>1)</sup> dargestellt. Die Werte beziehen sich auf Salpetersäure; die Belastungen bei Sauerstoff ergeben sich entsprechend den anderen Dichten.

Zur Darstellung ist noch zu bemerken, daß eine ballistische Querschnittsbelastung von  $0,7 \text{ kg/cm}^2$  kaum erreichbar sein wird; es wird sich vielmehr nur eine Querschnittsbelastung von etwa  $0,3 \text{ kg/cm}^2$  erzielen lassen. Das oberste Kurvenpaar scheidet somit für Vergleichszwecke aus.

Wenn man ferner beachtet, daß bei gleicher konstruktiver Wertigkeit die mit Salpetersäure erzielbaren Reichweiten gegenüber den mit Sauer-

<sup>1)</sup> Das sind die Querschnittsbelastungen der Geschosse ohne Treibstoffe.

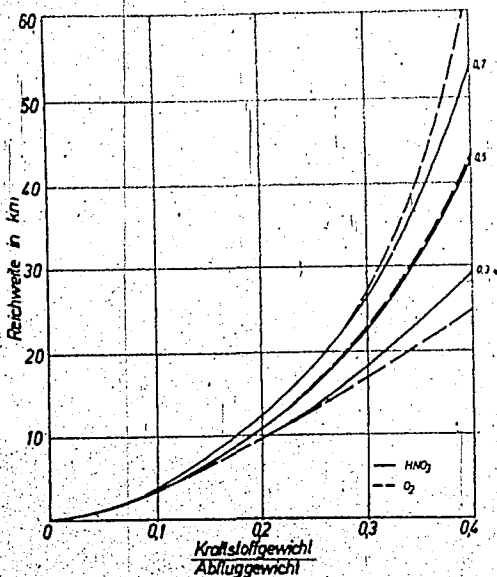


Abb. 5

Reichweite von Raketengeschossen für HNO<sub>3</sub> und O<sub>2</sub>-Basis bei verschiedenen Querschnittsbelastungen

stoff erreichbaren über etwas größeren Werten des Verhältnisses Kraftstoffgewicht zu Abfluggewicht abgelesen werden dürfen, entsprechen dem Betrieb mit Salpetersäure immer die größeren erzielbaren Reichweiten.

Es ergibt sich somit, daß infolge des geringen spezifischen Volumens und der unter Berücksichtigung der Dissoziation und verwirklichter Entspannungsverhältnisse tatsächlich erzielbaren spezifischen Verbräuche die hochkonzentrierte Salpetersäure den anderen Sauerstoffträgern überlegen ist.

Die weiteren großen Vorteile der Salpetersäure: geringer Dampfdruck, günstig liegender Stockpunkt von  $-42^{\circ}\text{C}$ , günstiges Zündverhalten und die leicht erreichbare vollständige Verbrennung, ihr stabiler Aufbau, der einen spontanen Zerfall ausschließt, ferner die Tatsache, daß sie leicht

beschaffbar ist, sich gut transportieren und unbegrenzt lagern läßt, sowie das Vorhandensein einer Anzahl von metallischen, keramischen und Kunststoffen, die gegen Salpetersäure ausreichend bzw. vollkommen beständig sind, machen diese schlechthin zum besten Sauerstoffträger für Raketentriebwerke.

Herr Lutz und Herr Hertel wiesen in ihren Ausführungen auf die großen Vorteile selbstreagierender Treibstoffkombinationen hinsichtlich leichtesten und einfachsten Aufbaues von Raketentriebwerken hin.

Da es gelungen ist, Brennstoffkombinationen zu entwickeln, welche in ausreichendem Maße darstellbar sind, die ferner allen an Raketentreibstoffe zu stellenden Anforderungen genügen und gute Reaktionsfähigkeit gegenüber Salpetersäure besitzen — so betragen die Zündverzögerungen bis zum Eintritt der Flammenreaktion bei BMW-Brennstoffen beispielsweise weniger als eine tausendstel Sekunde —, lassen sich neuerdings auch Triebwerke auf der Salpetersäurebasis mit apparativ einfachstem Aufbau<sup>1)</sup> verwirklichen. Weitere, gesteigerte Anforderungen hinsichtlich größerer Kältebeständigkeit (Arktisfestigkeit) der Salpetersäure wurden erfüllt. So konnte ihr Stockpunkt durch Zusätze<sup>2)</sup> erniedrigt werden; beispielsweise bewirkt ein Zusatz von 4 Gewichtsprozent Eisentrichlorid ( $\text{FeCl}_3 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$ ) eine Stockpunktniedrigung von  $-42^\circ\text{C}$  ohne Zusatz auf  $-56^\circ\text{C}$ . Erwähnt sei, daß dieser Zusatz bei den meisten selbstreagierenden Brennstoffen gleichzeitig eine erhebliche Verringerung des Zündverzuges zur Folge hat.

Auch hinsichtlich größter Dichte der Treibstoffe und geringsten spezifischen Verbrauches ist die Salpetersäure noch verbesserungsfähig. Lösen von Stickoxyden<sup>3)</sup> in ihr, insbesondere von  $\sim 40$  Gewichtsprozent Stickstoffdioxid ( $\text{NO}_2$  bzw.  $\text{N}_2\text{O}_4$ ), gestatten, die Dichte der Salpetersäure von 1,52 auf 1,62 zu erhöhen, die Verbrauchsvolumina damit um  $\sim 6,5\%$  zu verringern und die Verbräuche um etwa  $2,5\%$  abzusenken, also die Schubverbräuche noch merkbar zu verbessern. Hand in Hand damit gehen eine Absenkung des Stockpunktes und eine Erhöhung der Zündfreudigkeit sowie eine wesentliche Verbesserung der Korrosionseigenschaften. Grund für letztere ist die durch neu sich einstellende Gleichgewichtszustände erwirkte Wasserfreiheit der Säure. Hier ist also eine Verbesserung des Korrosionsverhaltens bei gleichzeitiger Ver-

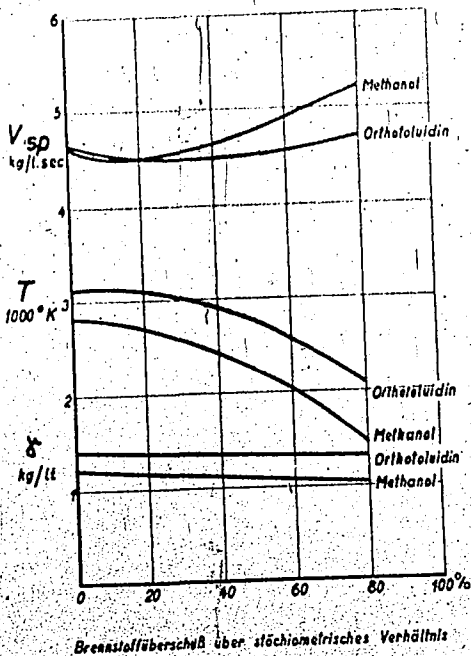
<sup>1)</sup> Es entfallen apparativ bei selbstreagierenden Treibstoffen die sonst erforderliche gesonderte Zündeinrichtung und die Verblockung des Treibstoffeintrittes in die Brennkammer mit der Zündung.

<sup>2)</sup> Unter anderem auch Wasser.

<sup>3)</sup> In Betracht kommen vor allem Stickstoffdioxid und Stickstoffpentoxid.

brauchsabsenkung der Fall, während bei Mischsäure<sup>1)</sup> die Verbesserung der Korrosionseigenschaften eine Verschlechterung des Verbrauches mit sich bringt.

Die verfeinerten Verbesserungsmöglichkeiten, vor allem hinsichtlich der Verbräuche, durch Auswahl und Entwicklung geeigneter Brennstoffe sollen hier nicht besprochen werden; es wird in diesem Zusammenhang auf die Ausführungen des Herrn Hertel verwiesen.



Brennkammerdruck: 35 ata

Abb. 6

Einfluß des Brennstoffüberschusses bei Verbrennung mit Salpetersäure

<sup>1)</sup> Das ist eine Mischung von Salpetersäure und Schwefelsäure.



Gestreift sei lediglich noch die Frage des zweckmäßigen Zuteilungsverhältnisses von Salpetersäure und Brennstoff. Es ergibt sich, wie in Abbildung 6 an zwei Beispielen dargestellt, daß das Minimum des Verbrauches nicht beim stöchiometrischen Verhältnis, bezogen auf vollständige Verbrennung, zu erwarten ist, sondern daß diese Minima im Gebiet des Brennstoffüberschusses liegen.

In der Darstellung werden die Verbräuche, Temperaturen und spezifischen Gewichte der Kombination für einen Alkohol (Methanol,  $\text{CH}_3\text{OH}$ ) und für einen Vertreter der selbstreagierenden Brennstoffe (Orthotolidin,  $\text{C}_6\text{H}_7\text{NH}_2(\text{CH}_3)$ ) gezeigt.

Es trifft sich hier glücklich, daß auch Häufigkeitsbetrachtungen zu dem Verbrennungsvorgang sowie später noch aufgeführte spezifische Eigenschaften der Salpetersäure einen Brennstoffüberschuß erfordern.

Man erhält durch Fahren mit Brennstoffüberschuß nicht nur günstigste spezifische Verbräuche, sondern auch, wie noch gezeigt wird, im technischen Betrieb stickoxydfreie Abgase.

Mit der Auswahl der Salpetersäure als bestem Sauerstoffträger liegen die Schubverbräuche größenordnungsmäßig fest. Es wird nunmehr auf den zweiten Summanden des Antriebsgewichtes, auf das spezifische Triebwerksgewicht, übergegangen.

Das spezifische Triebwerksgewicht ist hauptsächlich von zwei Faktoren abhängig: Erstens von der Förderart der Treibstoffe und zweitens von der Größe des gewählten Brennkammerdruckes.

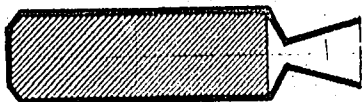
In Abbildung 7 sind die gebräuchlichen Förderverfahren zusammengestellt.

Die oberste Bauform zeigt die klassische Form der Rakete, das Pulvertriebwerk, welches wohl die älteste Verbrennungskraftmaschine der Menschheit darstellt. Die übrigen Schemabilder zeigen die Förderung flüssiger Treibstoffe.

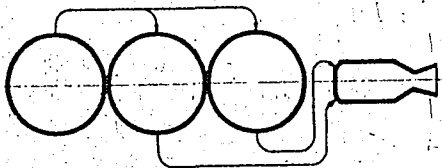
Bei dem Triebwerk der zweiten Abbildung übernimmt Preßgas die Förderung der Treibstoffe durch Verdrängerwirkung. Dieses Gerät wird im folgenden kurz »Preßgasgerät« genannt.

In der untersten Darstellung erfolgt die Förderung mittels Pumpen, die von einer mit Raketentreibstoffen beaufschlagten Turbine angetrieben werden. Dieses Gerät wird in den weiteren Ausführungen als »Pumpengerät« bezeichnet.

Das bisher unerwähnt gebliebene Schema stellt ein Differenzkolbengerät dar. Die Förderung der Treibstoffe erfolgt durch die Verbrennungsgase selbst unter Zwischenschaltung eines Freiflugkolbens. Der Einspritzüberdruck wird durch eine Differenz zwischen gas- und flüssigkeitsseitig beaufschlagter Kolbenfläche erreicht. Dieses Gerät wird im folgenden kurz »Kolbengerät« genannt.



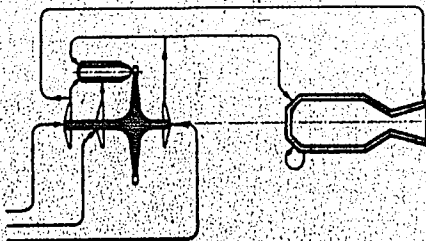
Fuhrtriebwerk



Freigastriebwerk



Kohlentriebwerk



Pumpentriebwerk

Abb. 7  
Grundformen von R-Triebwerken

Bevor die Triebwerkarten untereinander verglichen werden können, müssen für jede Triebwerkart die günstigsten Betriebsdrücke abgeschätzt werden.

Zu diesem Zweck ist der Einfluß des Brennkammerdruckes auf den Verbrauch und das Gerätegewicht zu untersuchen.

Auf den Verbrauch wirkt sich der zunehmende Brennkammerdruck in doppelter Hinsicht günstig aus: Einmal durch den mit steigendem Druck fallenden Dissoziationsgrad, wie in Abbildung 8 dargestellt, in welcher eine dimensionslose Verbrauchskennzahl über dem Brennkammerdruck aufgetragen ist, zweitens durch das infolge des größeren Brennkammerdruckes bessere Druckverhältnis für die Entspannung des Strahles.

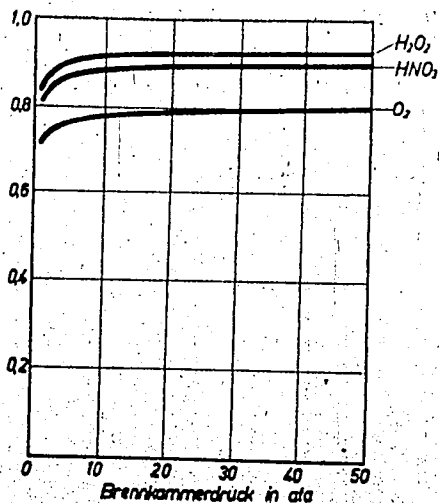


Abb. 8

Einfluß des Brennkammerdruckes auf den spezifischen Verbrauch infolge der Dissoziation

In Abbildung 9 wurde dieser Einfluß wieder durch eine über dem Brennkammerdruck aufgetragene dimensionslose Verbrauchskennziffer dargestellt. Unter Berücksichtigung der Tatsache, daß auf das Entspannungsverhältnis auch die Größe des Außendruckes wesentlichen Einfluß hat, wurden die Kennziffern für drei verschiedene Gegendrücke bzw. Flughöhen eingezeichnet.

Die Darstellung wurde ferner erweitert durch die gestrichelt eingezeichneten Kurven, welche die Einschränkungen durch praktisch mögliche Entspannungsverhältnisse berücksichtigen. Das Entspannungsverhältnis wurde hier mit 50 angenommen.

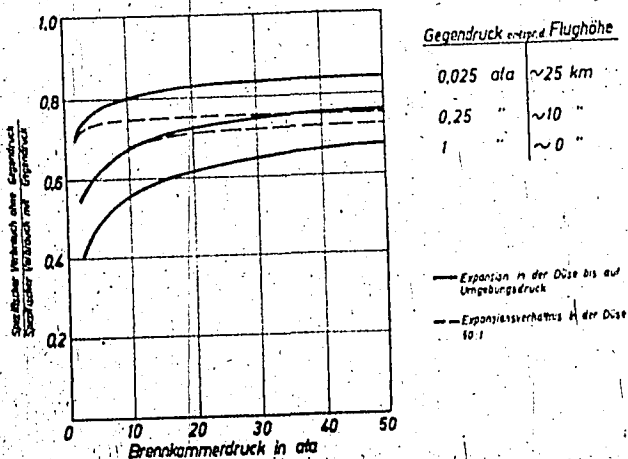


Abb. 9  
Einfluß des Brennkammerdruckes auf den spezifischen Verbrauch infolge Änderung des Expansionsverhältnisses

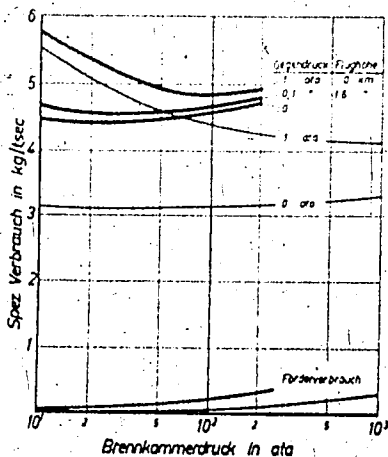
Es sei darauf hingewiesen, daß, wie Voruntersuchungen gezeigt haben, eine Begrenzung des Expansionsverhältnisses nicht kühlungstechnisch bedingt sein, sondern sich aus aero- bzw. gasdynamischen Gründen hinsichtlich der wirtschaftlichsten Heckausbildung ergeben wird.

Nach dem vorhin Gesagten weist die reine Verbrauchsbetrachtung für die Pulvergeräte kein Minimum auf, da die Verbrauchskurve über dem steigenden Brennkammerdruck nur fallende Tendenz zeigt.

Für das Kolben- und Preßgasgerät ergeben sich infolge des Förderaufwandes aber bereits Minima, die allerdings bei sehr hohen Brennkammerdrücken liegen.

Bei dem Turbinengerät liegen diese Minima, insbesondere wenn man die Wirkungsgrade für Turbinen und Pumpen einführt, bei wesentlich niedrigeren Drücken. Diese Verhältnisse sind in Abbildung 10 dargestellt.

Es würde sich also hinsichtlich des Verbrauches ein optimaler Brennkammerdruck von 75 bis 100 ata für den bodennahen Betrieb ergeben, der aber bereits in 16 km Höhe bis etwa 25 ata abnimmt.



unter Zugförderung notwendiger Wert

Brennkammergrad 0,35

Pumpenwirkungsgrad 0,5

Turbinenwirkungsgrad 0,5

Gewichte der Turbine 200 kg/axg

Entsorgungsgrad der Düse 50 %

Grenzwerte

Brennkammergrad 1,0

Pumpenwirkungsgrad 1,0

Turbinenwirkungsgrad 1,0

vorläufige Entsorgung in der Düse auf Gegehrdruck

Abb. 10

Optimaler Brennkammerdruck bei Raketentriebwerken mit Turbinen-Pumpenförderung

Kombiniert man nun die Verbrauchswerte mit den ebenfalls vom Brennkammerdruck abhängigen Gerätegewichten, so erhält man, über dem Brennkammerdruck auftragbar, die spezifischen Antriebsgewichte für die einzelnen Triebwerkarten bei verschiedenen Betriebszeiten.

In Abbildung 11 sind für Betriebszeiten von 10 und 100 sec die theoretischen spezifischen Antriebsgewichte über dem Brennkammerdruck für 0 km Höhe aufgetragen.

Man erkennt, daß der wirklich optimale Brennkammerdruck bei allen Geräten gegenüber dem aus der reinen Verbrauchsbeurteilung gewonnenen wesentlich kleiner ist. So beträgt er, auf Bodennähe bezogen, beim Kolben- und Preßgasgerät etwa 25 ata und rund 50 ata beim Pumpengerät; für das Pumpengerät in 16 km Flughöhe beträgt er etwa 18 ata.

Die Minima der zeitabhängigen Kurven wurden nun über der Zeit aufgetragen. Damit ergibt sich Abbildung 12, in welcher Grenzwerte spezifischer Triebwerksgewichte und spezifischer Antriebsgewichte über der Vollschubzeit eingezeichnet sind. Die gestrichelte Kurve gibt etwa den heute erreichten Stand wieder.

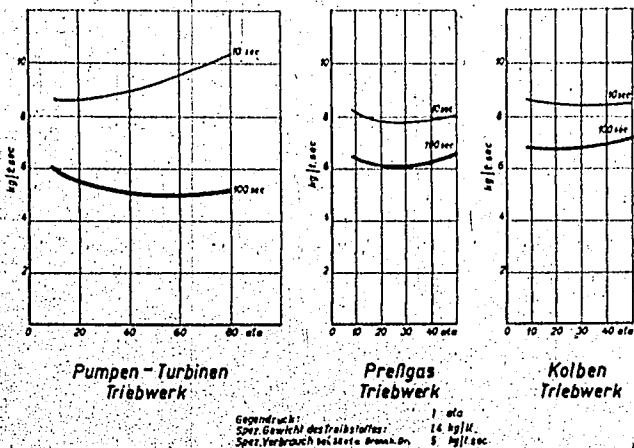


Abb. 11

Grenzwerte spez. Antriebsgewichte in kg/see in Abhängigkeit vom Brennkammerdruck für 10 und 100 sec Vollschießzeit

In Abbildung 13 ist diese Kurve, die aus gewogenen Triebwerksgewichten ermittelt ist, nochmals eingezeichnet. Erweitert wurde diese Abbildung durch den Kurvenabschnitt für Pulvertriebwerke.

Es läßt sich daraus der jeder Raketentriebwerkart zugeordnete Bereich günstigster Antriebsgewichte entnehmen.

Zum Charakter der Kurven sei noch folgendes kurz bemerkt:

• Der Grenzwert, dem die Kurve für das Pumpentriebwerk asymptotisch zustrebt, ist der Wert des spezifischen Verbrauches einschließlich des spezifischen Turbinenverbrauches, vermehrt um die anteiligen Behältergewichte. Er ist daher nur um einige Prozente größer als der Wert des reinen Brennkammerverbrauches.

Die Kurve für die Kolben- und Pressgasgeräte verläuft ähnlich, der Grenzwert liegt wegen der mit Rücksicht auf ihre druckfeste Ausbildung größeren anteiligen Behältergewichte beträchtlich höher.

Das Minimum und der über der Zeit wieder ansteigende Ast beim Pulvertriebwerk erklären sich aus den mit höheren Temperaturen abfallenden Festigkeitswerten. Der ansteigende Ast verflacht in seinem weiteren

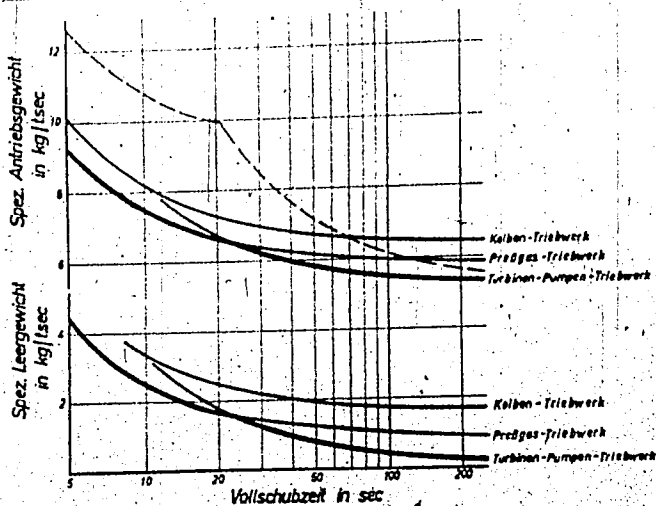


Abb. 12

1) Grenzwerte spez. Leer- und Antriebsgewichte von R-Triebwerken mit flüssigen Treibstoffen.

Verlauf und strebt dann ebenfalls einem Grenzwert zu, der durch die Warmfestigkeit bei der höchsten sich einstellenden Temperatur bedingt ist.

Die Kurven liefern Anhaltspunkte darüber, was mit Raketentriebwerken zu erreichen ist, und geben die Möglichkeit, bereits Erstprojekte günstig ausulegen.

In Abbildung 14 wurde in Erweiterung der Abbildung 1 die Einhüllende aus Abbildung 13 eingezeichnet. Es gibt diese Abbildung größenordnungsmäßig die Abgrenzung des den Raketentriebwerken gegenüber den anderen Triebwerksgattungen zustehenden Anwendungsbereiches wieder.

Zu den beiden Darstellungen, in welchen das Ergebnis der bisherigen Ausführungen festgehalten wurde, ist noch einiges Grundsätzliche zu sagen:

Für verfeinerte Betrachtungen müssen diese Darstellungen mit der Geschwindigkeit und der Höhe variiert werden.

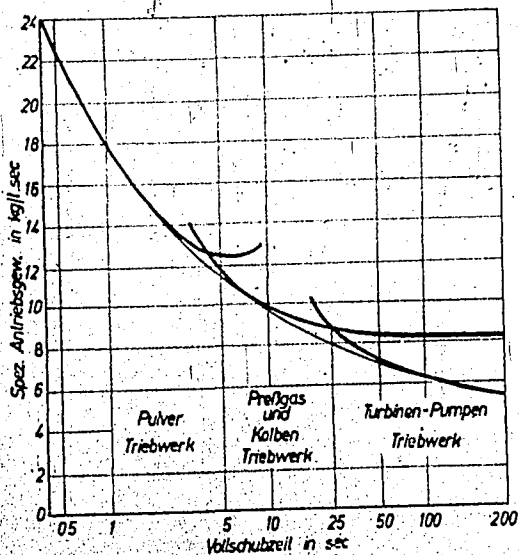


Abb. 13

Spez. Antriebsgewichte ermittelt aus gewogenen Triebwerksgewichten

Zur ausreichenden Bewertung jedes Triebwerkes sind immer sowohl der Verbrauch als auch das Gewicht auf den freien Schub, also den Nutzs Schub, zu beziehen.

Aus der Darstellung der Abbildung 14, die sich auf 0 km Höhe bezieht, kann grundsätzlich entnommen werden, daß ein Bereich vorhanden ist, in welchem Raketentriebwerke anderen Triebwerksgattungen überlegen sind. Der den R-Triebwerken von Haus aus zuzuordnende Bereich vergrößert sich mit zunehmender Höhe beträchtlich.

Zu den Bereichsabgrenzungen der einzelnen Raketentriebwerkarten untereinander sowie zwischen Raketentriebwerk und anderen Triebwerksgattungen ist noch zu sagen, daß das spezifische Antriebsgewicht nicht nur einen Kennwert für das technisch Erreichbare darstellt, sondern auch als Kennwert für wirtschaftlichste Auslegungen benutzbar ist.



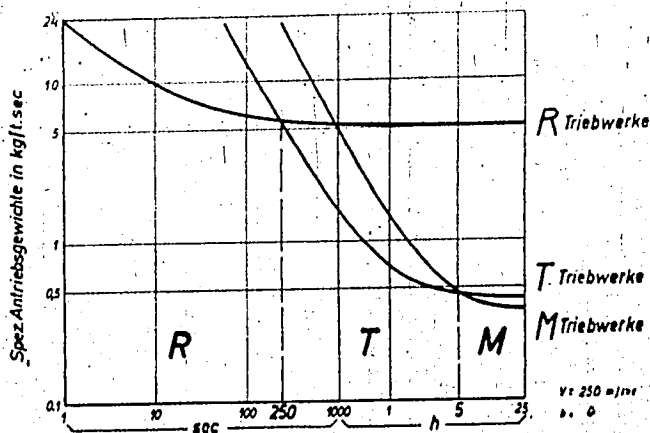


Abb. 14  
Spezifische Antriebsgewichte

Es werden also in allen jenen Anwendungsfällen, in denen das spezifische Antriebsgewicht für die Erreichbarkeit eines gesteckten Zieles nicht allein entscheidend ist, die apparativ einfacheren Geräte auch noch in jenem Bereich zu verwenden sein, in welchem man bereits durch höheren apparativen Aufwand eine Verminderung des spezifischen Antriebsgewichtes ermöglichen könnte. Diese Betrachtung rückt vor allem dort stärker in den Vordergrund, wo wie beim Munitionsantrieb eine einmalige Verwendung des Gerätes vorgegeben ist, da der wirtschaftliche Aufwand für das Kilogramm Konstruktionsgewicht bis zum Hundertfachen des Aufwandes für das Kilogramm Treibstoff beträgt.

Da in den gebrachten Darstellungen den apparativ einfacheren Bauformen immer die kürzeren Betriebszeiten entsprechen, bedeuten die vorstehenden Ausführungen für die Praxis eine Ausweitung aller angebenen Bereiche in Richtung größerer Betriebszeiten.

Ferner können aus den Abbildungen 13 und 14 die großen Vorteile entnommen werden, die Kombinationen von Triebwerksgattungen<sup>1)</sup> und Triebwerkarten<sup>2)</sup> bringen.

<sup>1)</sup> Das sind die Kombinationen MT, MR, TR und MTR.

<sup>2)</sup> Das sind beispielsweise die Kombinationen von Pumpen- mit Preßgas- bzw. Pulvertriebwerken und Preßgas- mit Pulvertriebwerken.

### 3. Betriebliches

Ehe abschließend einige der bestehenden Lücken gestreift werden, die entwicklungsmäßig, insbesondere aber forschungsmäßig zu schließen sind, soll noch auf etliche spezifische Eigenschaften der Salpetersäure eingegangen werden.

Die hochkonzentrierte Salpetersäure, das ist also gerade jene, die wegen der mit ihr erzielbaren günstigen Verbräuche allein als Sauerstoffträger für Raketentriebwerke in Betracht kommt, passiviert sonst leicht oxydierbare Metalle, z. B. Eisen, so daß diese von wasserfreier Salpetersäure nicht angegriffen werden. Diese Passivität zeigt in verstärktem Maße das Aluminium und namentlich auch das Chrom.

Unter Berücksichtigung dieser Eigenschaft ergibt sich die Forderung nach geschlossener Lagerung, damit nicht über die Luftfeuchtigkeit — die Säure ist hygroskopisch — die Behälterwerkstoffe durch verdünnte Säure und Spuren sich bildender salpetriger Säure über Gebühr angegriffen werden.

Als metallische Werkstoffe, die insbesondere auch gegen verdünnte Säure beständig sind, können Stähle mit V 2 A-Charakter, hochlegierte Nickel- sowie Chromstähle genannt werden.

Keramische Stoffe, wie Porzellan, glasiertes Steingut und Einbrennemailen werden von Salpetersäure überhaupt nicht angegriffen, wie auch die meisten Glassorten vollkommene Beständigkeit zeigen.

Als Membran- und Dichtwerkstoffe stehen von der I. G. Farbenindustrie A. G. entwickelte Kunstwerkstoffe, und zwar hochpolymerisierte Kohlenwasserstoffe auf der Äthylenbasis, wie die Oppanole, insbesondere das Oppanol-B 200 (Molekulargewicht 200 000), und Lupolene, vor allem das Lupolen-H (Molekulargewicht 25 000 bis 30 000), zur Verfügung. Von Fasermaterialien zeigten die Asbest- und die PeCe-Faser (Polyvinylchlorid) vollkommene Beständigkeit.

Als Sperrflüssigkeiten, die gegenüber Salpetersäure genügende Passivität zeigen, stehen zur Verfügung: Paraffinöl, rein, DAB 6 und von der I. G. Farbenindustrie A. G. entwickelte Öle und Emulsionspolymerisate wie SS-Öl 906. Mit den genannten Materialien ist jede erforderliche Handhabung von Salpetersäure betriebssicher möglich.

Als Beispiele für gefahrlose, ja sogar saubere Betankung von Triebwerken mit Salpetersäure zeigt Abbildung 15 das offene Betanken eines Kleingerätes, Abbildung 16 das Betanken des Gerätes BMW-511 und Abbildung 17 das Betanken einer 8 m<sup>3</sup> fassenden Standanlage<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> Bei der Entwicklung von Bodengeräten für die Truppe ist die grundsätzliche Forderung nach geschlossener Betankung zu berücksichtigen. Es sind daher Gaspendeleitung und selbstschließende Anschlußarmaturen vorzuziehen.

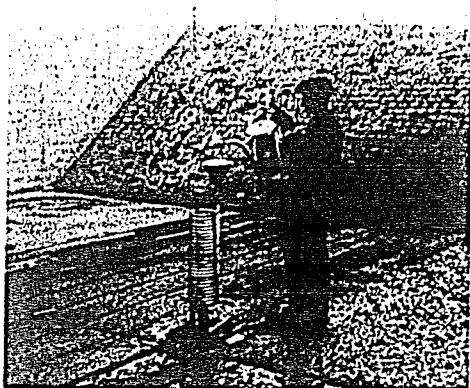


Abb. 15  
Betanken des Gerätes BMW-518

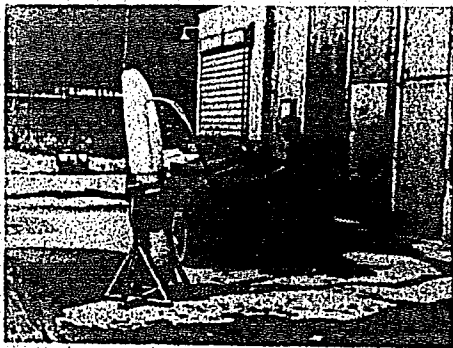


Abb. 16  
Betanken des Gerätes BMW-511

Viel diskutiert wurde die angebliche besonders Giftigkeit der Abgase beim Betrieb mit Salpetersäure. Richtig ist, daß die nitrosen Gase, vor allem das Stickstoffdioxid, starke Lungengifte darstellen.

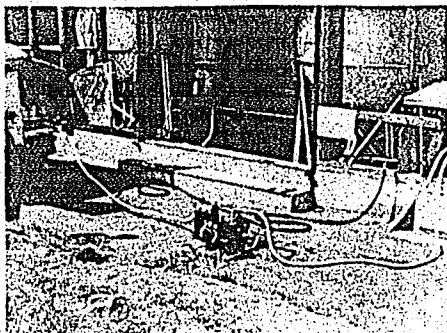


Abb. 17  
Betankpumpe für Gerät BMW... 510

Die Salpetersäure zersetzt sich bei relativ geringen Temperaturen rückkehrbar unter Bildung von Stickstoffdioxid, während sie ab etwa  $700^{\circ}\text{C}$  einen nicht rückkehrbaren Zerfall ohne Stickoxydbildung erleidet.

Die vielerlei Oxyde, die der Stickstoff bilden kann, dieser tritt 2-, 3-, 4- und 5wertig auf, haben mit einer Ausnahme — nämlich des Stickoxydes (NO) — alle eine mehr oder weniger große Instabilität gemeinsam. Einige zerfallen bereits bei niederen, die anderen bei erhöhten bzw. höheren Temperaturen, wobei diese Temperaturen weit unter der in der Brennkammer sich einstellenden Temperatur liegen.

Das Stickoxyd aber, das bei niedrigen Temperaturen unter Aufnahme von Sauerstoff aus der Luft Stickstoffdioxid ergibt, entsteht bei Temperaturen über  $1800^{\circ}\text{C}$  in immer steigendem Ausmaß.

Die Aufspaltungsgleichungen der besprochenen Reaktionen sind in Abbildung 18 dargestellt.

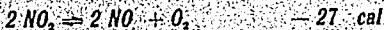
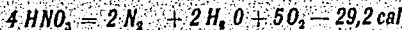
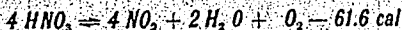


Abb. 18  
Aufspaltungsgleichungen

Auf Grund dieser Zusammenhänge kann man die Bildung von Stickoxyd bzw. des sich daraus in Luft bildenden Stickstoffdioxydes apparativ leicht verhindern. Bei Brennkammertemperaturen über 1600° C ist eine praktisch vollständige Aufspaltung der Stickoxyde gegeben. Wenn man noch durch entsprechenden Brennstoffüberschuß dafür sorgt, daß in den heißeren Brennkammerteilen, wo also durch die bereits vollständige Verbrennung Temperaturen von über 2700° C herrschen, durch Sauerstoffmangel eine thermische Bildung von Stickoxyd ausgeschlossen bleibt, ist auch der technische Feuerstrahl stickoxydfrei.

Die Praxis bestätigte die Richtigkeit dieser Überlegungen. Abbildung 19 zeigt die Zündung am Gerät BMW 510, die durch selbstreagierende Brennstoffe erfolgt.

Aus Abbildung 20 ist der Brenneinsatz am gleichen Triebwerk zu ersehen.

Die beiden folgenden Abbildungen 21 und 22 zeigen das Triebwerk bei Vollschub. Aus beiden Abbildungen geht die stickoxydfreie Verbrennung deutlich hervor.

Der Brenneinsatz am Gerät BMW-511 wird in Abbildung 23<sup>1)</sup> gezeigt, während in den beiden folgenden Abbildungen 24<sup>1)</sup> und 25 das Gerät im Betrieb dargestellt ist.

Auch aus diesen Abbildungen geht hervor, daß die Verbrennung stickoxydfrei ist. Die Betriebsabbildungen zeigten die Verbrennung von Salpetersäure mit Methanol. Die stickoxydfreie Verbrennung ist aber ebenso mit anderen Brennstoffen erreichbar. In diesem Zusammenhang wird auf die bereits gebrachte Abbildung 19 verwiesen; außerdem wird in Abbildung 26 der Betrieb der Brennkammer des Gerätes BMW-548 mit selbstreagierenden Brennstoffen gezeigt.

#### 4. Weiterentwicklung

In jüngster Zeit ist die Entwicklung von R-Geräten erheblich vorangekommen; so werden beispielsweise spezifische Bodenverbräuche von 4,9 kg/to · sec und darunter betriebssicher und reproduzierbar erreicht. Eine Unzahl von insgesamt entscheidenden Einzelarbeiten bringt der Wunsch nach Verfeinerung sowie der Zwang zur Erzielung geringster Triebwerksgewichte und Verbräuche.

<sup>1)</sup> Bei diesem Gerät ist die tragende Blechhaut, an welcher sonst die Brennkammer befestigt ist, abgenommen, um das Arbeiten des Differenzkolbens und die Dichtigkeit der Leitungen beobachten zu können.

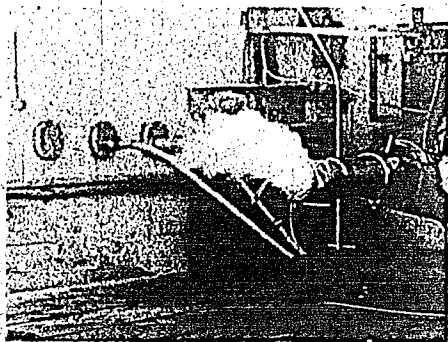


Abb. 19  
Zündeinsatz am Gerät BMW-510

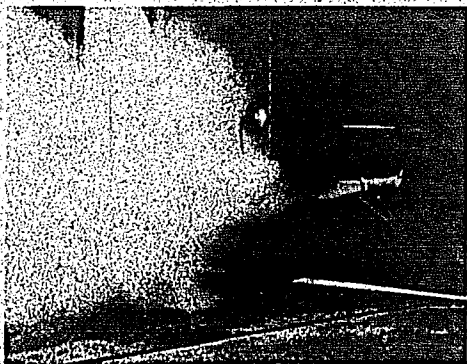


Abb. 20  
Gerät BMW-510 im Betrieb (Brenneinsatz)

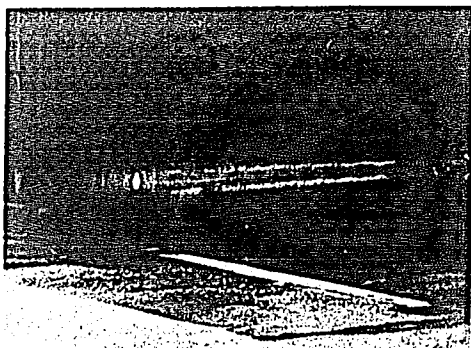


Abb. 21  
Gerät BMW-510 im Betrieb

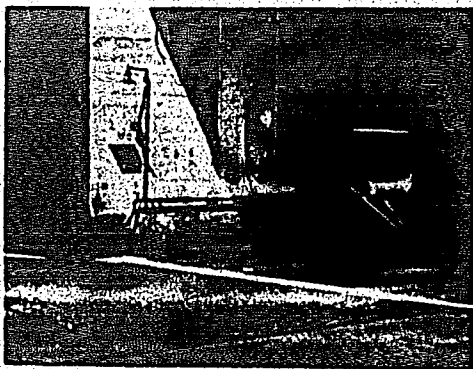


Abb. 22  
Gerät BMW-510 im Betrieb



Abb. 23  
Gerät BMW-511 im Betrieb (Breunneinsatz)



Abb. 24  
Gerät BMW-511 im Betrieb



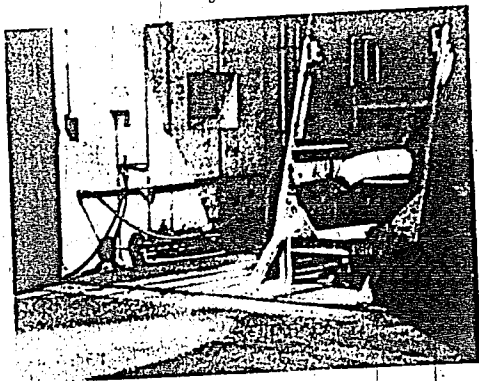


Abb. 25  
Gerät BMW-511 im Betrieb

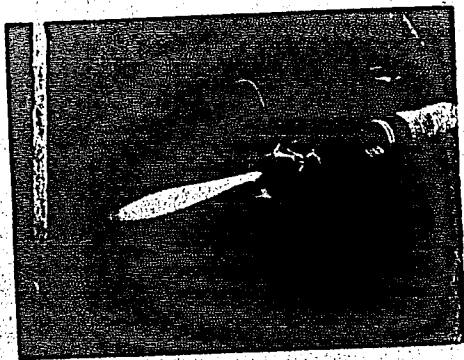


Abb. 26  
Betrieb der Brennkammer des Gerätes BMW-518

Der Erfolg oder Nichterfolg dieser Arbeiten ist nicht zuletzt davon abhängig, wie weit diese forschungsmäßig untermauert und auch ausgeführt sein werden. Einzelne dieser zu lösenden Aufgaben werden später noch erwähnt; auf eine der Aufgaben soll aber bereits hier eingegangen werden.

Viele offene Bedarfsfälle würden ein Triebwerk mit dem günstigen Schubgewicht eines R-Triebwerkes erfordern, das aber gleichzeitig gegenüber einem solchen um so viel bessere Verbräuche aufweisen müßte, daß es wegen der möglichen Grenzwerte nicht zu verwirklichen ist. Die Luftvorlagerung wäre insbesondere in Bereichen größerer Dichte ein Mittel, die spezifischen Verbräuche weit unter die Verbräuche eines reinen R-Gerätes abzusenken. Da kontinuierliche Luftheimeischung nichts Entscheidendes bringen kann, müßte die Vorlagerung intermittierend erfolgen. Der einfache Aufbau eines intermittierend arbeitenden R-Gerätes erforderte aber selbstreagierende Treibstoffe mit sehr geringem Zündverzög. Da diese nunmehr vorliegen, erscheint die Inangriffnahme einer derartigen Entwicklung erfolgversprechend. Der apparative Aufwand eines solchen als Gasdruckkammer arbeitenden Gerätes wäre wesentlich geringer als der eines Pumpengerätes.

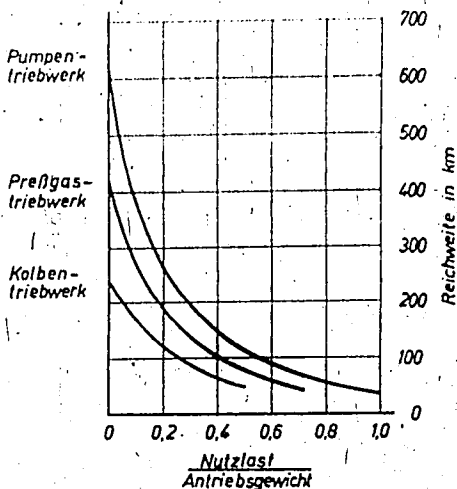
Es lassen sich — in erster grober Abschätzung — bis zu etwa 30 % geringere bodennahe Verbräuche als die der reinen R-Geräte erwarten, wobei diese allerdings mit der Höhe zunehmen, um die Verbräuche reiner R-Geräte zu erreichen, ja gegebenenfalls in großen Höhen um ein Geringes zu übersteigen.

Da heute<sup>1)</sup> auf einen entscheidenden Sektor der R-Geräte — die Raketengeschosse — nicht gesondert eingegangen wird, soll hier abschließend eine Darstellung (Abbildung 27) gebracht werden, aus der für den einfachsten Fall, nämlich für das nicht katapultierte, ungeflügelte, einstufige Raketengeschöß, die Reichweiten über dem Verhältnis Nutzlast zu Antriebsgewicht entnommen werden können.

Als Triebwerksgewichte wurden dieser Darstellung die genannten Grenzwerte mit 50 % Zuschlag zugrunde gelegt. Sie sind also günstig und insbesondere bei Erstkonstruktionen nicht zu verwirklichen. Die praktischen Reichweiten werden daher etwas geringer sein, als hier angegeben ist. Andererseits wird auch der Unterschied zwischen Pumpen-, Preßgas- und Kolbenriebwerken etwas kleiner werden.

Für die Kurven wurde eine Treibstoffzuladung von 10 t angenommen. Für größere Geschosse würden die Reichweiten gegenüber den angegebenen Werten etwas zunehmen, bei kleineren Geschossen, beispielsweise mit 1 t Treibstoffzuladung, durchschnittlich 10 % abnehmen.

<sup>1)</sup> Arbeitstagung der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung am 5. August 1943.



spez. Gewicht 24  $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

spez. Verbrauch 5  $\frac{\text{kg}}{\text{kg} \cdot \text{sec}}$

Abb. 27

Reichweite großkalibriger Raketengeschosse ohne Katapultierung

### 5. Forschungsaufgaben

Nun sollen noch einige Forschungsaufgaben genannt werden, durch deren Lösung die Entwicklung von Raketenantrieben wesentlich gefördert würde:

1. Schaffung von lücken- und risslosen, auf Stählen fest haftenden Chromüberzügen bzw. aufgeschromten Randzonen.
2. Züchtung von salpetersäurefesten Baustoffen hoher Wärmeleitfähigkeit und Warmfestigkeit.
3. Überprüfung der Möglichkeiten, die Temperaturwechselbeständigkeit bei feuerfesten Werkstoffen für Temperaturen über  $2500^\circ \text{C}$  in ausreichendem Maße zu erhöhen.
4. Untersuchung der Strömungsverhältnisse in den Brennkammern und Schubdüsen einschließlich der technischen Turbulenz.
5. Untersuchung der Strömungsverhältnisse im Gasdrucklager.

6. Klärung noch offener Fragen bei Luftvorlagerung.
7. Klärung der Reaktionskinetik der Salpetersäure-Brennstoffsysteme.
8. Überprüfung der Möglichkeiten einer Steigerung der Reaktionsgeschwindigkeiten obiger Systeme.
9. Bestimmung der Einstellzeiten des Dissoziationsgleichgewichtes über steigenden und fallenden Temperaturen.
10. Prüfung der Möglichkeiten einer synthetischen Herstellung höchstwertiger selbstreagierender Brennstoffe.
11. Feststellung der Temperatur- und Brennfeldverteilung in der Brennkammer; Ermittlung der Brennkammer kleinsten Volumens; Untersuchung der Zusammenhänge zwischen Brennkammervolumen und spezifischem Verbrauch.
12. Untersuchung der Reibungsverhältnisse in der Schubdüse (Begrenzung der optimalen Düse durch Reibung?).
13. Untersuchung über den Einfluß der Düsenmündungsfläche auf den Gesamtwiderstand (aero- und gasdynamisch) bzw. ihres Einflusses auf den Schubverbrauch.
14. Untersuchung des Wärmeüberganges bei extremen Geschwindigkeiten und Temperaturen (Schubdüse).
15. Bestimmung der Wärmeleit Zahlen und Zähigkeiten der Feuertage bei ihren Temperaturen.
16. Bestimmung der Wärmeleit Zahlen von Salpetersäure bei verschiedenen Temperaturen.
17. Bestimmung der Wärmeleit Zahlen der Brennkammerbaustoffe bei hohen Temperaturen.
18. Ermittlung des kühlmittelseitigen Wärmeüberganges an die Salpetersäure bei extremen Geschwindigkeiten.
19. Festlegung von Grundbauformen von Einbringdüsen, die sowohl schnellsten Brenneinsatz als auch besten Ausbrand sicherstellen.

## 6. Zusammenfassung

Bisher wurde gezeigt, über die rein thermo- und gasdynamisch bedingten Zusammenhänge unter Hinzunahme der Aerodynamik hinausgehend und unter der kritischen Betrachtungsweise der Praxis, die vor allem den militärischen Großeinsatz, das Transport- und Nachschubproblem zu berücksichtigen hat, daß die technische, hochkonzentrierte Salpetersäure der beste Sauerstoffträger für Raketentriebwerke ist.

Es wurden ferner der Anwendungsbereich der Raketentriebwerke auf der Salpetersäurebasis sowie die Unterbereiche der Hauptvertreter typischer Treibstoffördervorgänge großordnungsmäßig festgelegt.

Dieser Anwendungsbereich liegt zwischen den Raketentriebwerken auf der Pulverbasis und den TL-Geräten, wobei der einmalige Einsatz - beispielsweise als Munitionsantrieb - sowie zunehmende Flughöhen den angegebenen Bereich in Richtung längerer Betriebszeiten verlagern.

Es wurden spezifische Kennwerte angegeben, die sowohl dem Aerodynamiker als auch dem Ballistiker die beste Gesamtauslegung bei Entwürfen ermöglichen.

Es wurde gezeigt, daß sich die Salpetersäure einfach und mit hoher Unfallsicherheit handhaben läßt und die Verbrennung von Salpetersäure unter Ausschluß der Bildung nitroser Gase leicht darstellbar ist.

Die Ergebnisse der Entwicklung selbstreagierender Brennstoffkombinationen mit geringen Zündverzügen ermöglichen nunmehr die Entwicklung von Pumpentriebwerken auf der Salpetersäurebasis mit geringem apparativem Aufwand.

Die Zündverzögerungen derartiger Brennstoffkombinationen konnten weiterhinzielbewußt in einem solchen Maße verringert werden, daß heute eine erfolgversprechende Entwicklung apparativ einfachster intermittierend mit Luftvorlagerung arbeitender Raketentriebwerke auf der Salpetersäurebasis in Angriff genommen werden kann. Von diesen läßt sich in dem Bereich größerer Luftdichte eine entscheidende Absenkung des Schubverbrauches erwarten, die eine beträchtliche Zunahme der Restflugzeiten in der Höhe zur Folge hat.

Es wurden offene Forschungs- und Entwicklungsarbeiten gestreift, wobei festzuhalten ist, daß insbesondere von der Forschung ganz wesentliche und entscheidende Beiträge für eine erfolgreiche Weiterentwicklung geleistet werden können.

## Ausprache

Busemann: Ich danke Herrn Zborowski. Wir haben damit einen Blick bekommen in ein Entwicklungsmerk, das sich im wesentlichen die Verwendung der Salpetersäure als Sauerstoffträger zur Aufgabe gesetzt hat. Wir haben damit zwei Vorträge, die einen besonderen Sauerstoffträger behandelt haben, den Vortrag von Herrn Walter und Herrn Zborowski. Ich möchte nun diese beiden Vorträge, die ja beide bis zur Anwendung gehen, zur Diskussion stellen. Mächtige jemand dazu eine Frage stellen oder das Wort ergreifen?

Hoffmann: Herr Zborowski hat am Schlusse seiner Ausführungen das intermittierende R-Gerät erwähnt. Ich habe in den letzten Jahren Versuche mit intermittierenden R- und R-L-Geräten durchgeführt. Es erscheint mir zweckmäßig, wenn ich kurz über das Wesentliche dieses Arbeitsgebietes berichte:

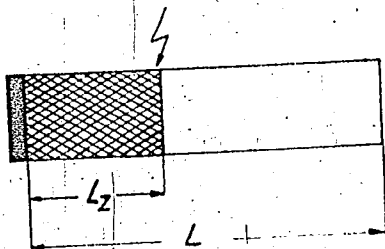


Abb. 1

Schema der intermittierenden Rakete

Das Gerät — z. B. ein Rohr — wird axial oder seitlich bis zu einer bestimmten Länge  $l_z$  (= Brennräumlänge) mit Treibstoff (= Sauerstoffträger + Kraftstoff) aufgeladen. Nach der Entzündung, die an beliebiger Stelle einsetzen kann, erfolgt die Verbrennung und die Ausstoßung der hochgespannten Gase. Aus den Quarzdruckdiagrammen, deren Auswertung infolge der niedrigen Eigenfrequenzen der verwandten Gebergeräte schwierig ist, konnte etwa der nachstehend skizzierte Druckverlauf an der Prallplatte entnommen werden.

Nach einem für die Gleichraumverbrennung mit Sauerstoffgemisch charakteristischen steilen Druckanstieg setzt infolge der Massenträgheit die Entspannung der Gase bis zu einem Druck  $p_0$  ein, der im Standversuch unter dem Außendruck  $p_a$  liegt. Die am Gerät angreifende mittlere Rückstoßkraft folgt der Beziehung:

$$R = P_m F = \frac{F}{T} \int_0^T (p_i - p_a) dt.$$

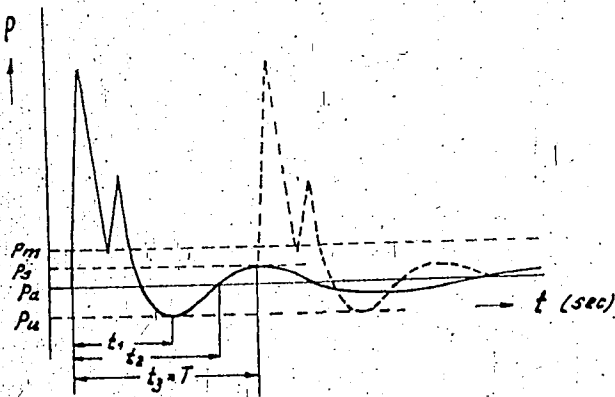


Abb. 2  
Gedrueckverlauf an der Prallplatte

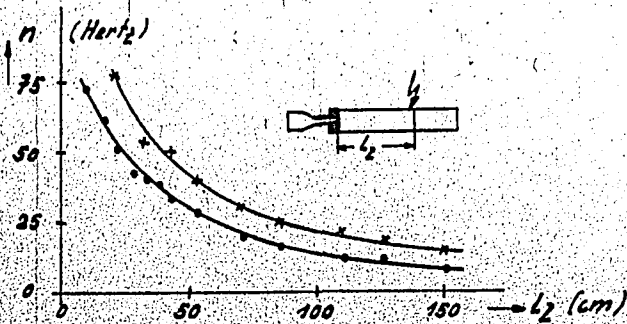


Abb. 3  
 $n = f(L_2)$  bei selbsttätigen Röhren mit kontinuierlicher Treibstoff- und Wasserkuführung bei zwei verschiedenen Füllgeschwindigkeiten

Da die im Brennraum bereitgestellte potentielle Energie in kinetische Energie des austretenden Strahles umgewandelt wird, ist der Druckverlauf über die Länge des Gerätes verschieden. Am Austrittsquerschnitt ergibt sich ein Druckdiagramm, das dem Verlauf der Schallamplituden, die bei Detonationsvorgängen ausgelöst werden, ähnelt. Einem sehr steilen Druckanstieg und Abfall folgt der ziemlich flach verlaufende Druck der ausströmenden Schwaden.

Infolge der Druckdifferenz  $p_1 - p_2$  strömt Luft durch das offene Geräteende. Die im Rohr verbliebene Gasmasse wird in Richtung Prallplatte verdrängt und auf  $p_1$  bzw.  $p_2$  verdichtet. Ihre Temperatur liegt über der Entzündungstemperatur des Gemisches, so daß bei kurzer Periodendauer das nächste Arbeitspiel ohne Fremdzündung ausgelöst sind, wenn man Treibstoff — ähnlich wie beim Dieselmotor — in diese heißen Gase einspritzt. Erfolgt die Treibstoffzuführung aber kontinuierlich, dann ergibt sich ein selbsttätiges intermittierendes Arbeiten, wenn durch die Druckwelle ein Absetzen der Frischgase von den ausströmenden Schwaden erreicht und durch Erniedrigung der Restgastemperatur eine Selbstzündung vermieden wird. Es stellt sich in diesem Falle eine Arbeitsfrequenz ein, die praktisch umgekehrt proportional der Brennraumlänge  $L_2$  und unabhängig von der Grätelänge  $L$  ist.

Zur Erreichung der optimalen Schubkraft ist nach Abbildung 2 eine Abstimmung der Arbeitsfrequenz auf die Rohrlänge erforderlich. Das Gerät arbeitet in Resonanz, wenn der Druckanstieg der nächsten Verbrennung bei  $t_2$  bzw.  $t_3$  erfolgt. Bei einem mit gesteuarter Treibstoffzuführung (Benzin- $O_2$ -Gemisch) betriebenen 324-mm-Rohr ergab sich bei Teillastbetrieb folgender Verlauf der mittleren Schubkraft der Rohrlänge.

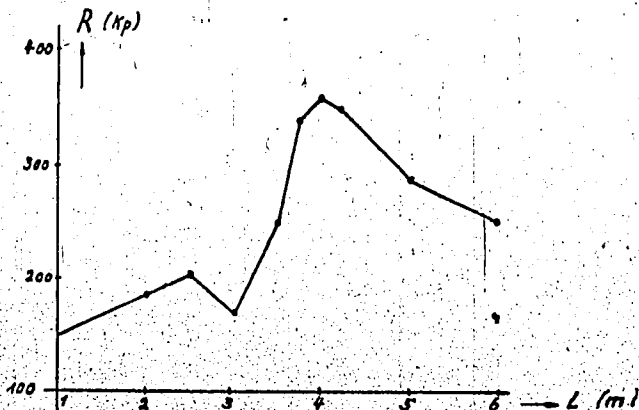


Abb. 4

$$R = f(L)$$

$$n = 32 \text{ Hertz} = \text{konstant}$$

$$L_2 = 64 \text{ cm} = \text{konstant}$$



Der Vorlagerungseffekt kann erst bei der optimalen Gerätelänge voll zur Wirkung kommen, da bei  $L < L_{opt}$  infolge der schwingenden Gasmasse nach Abbildung 2 das Gerät nicht bis  $p_1^*$  bzw.  $p_2^*$  aufgeladen ist.

Die Frage, bis zu welcher Brennraumlänge bzw. Treibstoffzuladung ein proportionaler Anstieg der Schubkraft erfolgt, wurde von mir an Röhren mit verschiedenen Durchmessern untersucht.

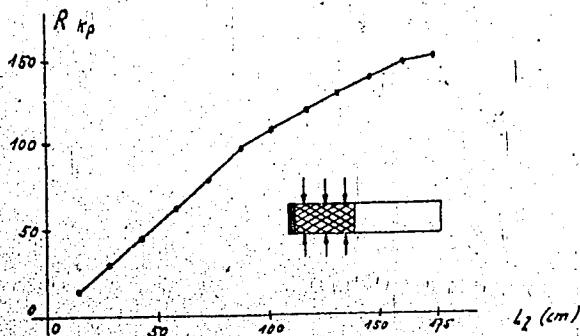


Abb. 5.

$$R = f(L_2)$$

$$n = 32 \text{ Hertz} = \text{konstant}$$

$$L = 4 n \cdot \text{konstant}$$

$$136 \text{ mm Rohr}$$

Neben der optimalen Gerätelänge ergibt sich eine optimale Brennraumlänge bzw. Treibstoffzuladung. Bis  $L_{opt}$  steigt die Rückstoßkraft etwa proportional an. Eine weitere Erhöhung ist nur auf Kosten des Verbrauchswertes möglich. Im Fluge spielen diese Gesetzmäßigkeiten bei Röhren mit Einlaßverdünnung eine Rolle, da bei bestimmter Füllgeschwindigkeit ein Überschreiten der optimalen Brennraumlänge und damit ein Absinken des effektiven Schubes eintritt.

Die Vergrößerung des Rohrquerschnittes zeigt, daß eine Erhöhung der Schubkraft bei praktisch gleichbleibender optimaler Brennraumlänge und gleichem Verbrauchswert etwa proportional mit dem Rohrquerschnitt erfolgt.

Der innere Wirkungsgrad steigt bis zur optimalen Treibstoffzuladung stark an. Das Vorlagerungsverhältnis angesaugte Luft : eingeführtem Treibstoff zeigt die entgegengesetzte Tendenz, so daß im Bereich der optimalen Treibstoffzuladung das Produkt Auspuffmasse mal mittlere Austrittsgeschwindigkeit praktisch konstant bleibt.

Das intermittierende R-Gerät, bei dem der Vorlagerungseffekt durch Ansaugung der Luftmassen durch offene Geräteende auftritt, kann im Standversuch bei guter Dosierung der Treibstoffmengen einen Verbrauchswert erreichen, der unter dem der derzeitigen stationären Raketen liegt. Mit wachsender Fluggeschwindigkeit und Höhe ändert sich das Bild zugunsten des stationären Antriebes.

Erst die Kombination der intermittierenden Rakete mit dem Strahlrohr von Paul Schmidt kann zu einem Antriebsaggregat führen, das die zwischen R- und L-Gerät bestehende Lücke auszufüllen verspricht. Die Grenzen seiner Anwendungsmöglichkeiten

wenden neben seinem Betriebsverhalten in der Hauptsache durch die Größe des Verbrauchswertes ( $k_p \text{ sec}$ ), durch das Gewicht und die räumlichen Abmessungen (aerodynamischer Widerstand) bestimmt. Sein Verbrauchswert liegt im Standversuch und in einem bestimmten Geschwindigkeits- und Höhenbereich zwischen dem des R- und L-Antriebes.

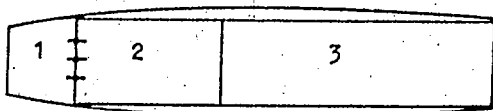


Abb. 6

Schema des intermittierenden R-L-Gerätes mit Luft-Sauerstoffgemisch

- 1 = Stauraum
- 2 = Brennraum
- 3 = Vorlagerungsraum

Systematisch durchgeführte Versuche zeigten, daß die zusätzliche Luftzuführung durch das geschlossene Geräteende eine wesentliche Senkung des Verbrauchswertes ergibt. Das Verdämmungsproblem, das schon beim Schmidtschen Strahlrohr großen Kummer bereitet, wird beim kombinierten R-L-Gerät infolge der größeren mittleren Schubdichte ( $k_p/\text{cm}^2$ ) und der höheren Druckspitzen zu einer schwierigen Aufgabe.

Ich habe selbsttätige und gesteuerte Verdämmungseinrichtungen erprobt. Letztere besitzen wohl eine wesentlich längere Lebensdauer, bringen aber eine Komplizierung und Erschwerung des Antriebsaggregates mit sich. Sie verlangen einen gleichmäßigen Ablauf der Vorgänge, da sonst die Möglichkeit der unvollkommenen Verdämmung auftritt. Weiterhin ist eine Abstimmung der aufgezwingenen Frequenz auf die gegebene Rohrlänge im Fluge bei Änderung des Außendruckes zur Erzielung der in Abbildung 4 gezeigten optimalen Schubkraft erforderlich. Bei den Rohren von Paul Schmidt und Argus stellt sich bei einer Änderung des Außendruckes selbsttätig die entsprechende Arbeitsfrequenz ein.

Es scheint mir deshalb zweckmäßig, auch beim R-L-Gerät eine einfache, womöglich vollkommen selbsttätige Arbeitsweise anzustreben. Ansätze in dieser Richtung sind bereits gemacht worden. Ich möchte kurz die Lösung der im Vordergrund stehenden Probleme aufzählen:

1. Verdämmungseinrichtung,
2. Wahl geeigneter Treibstoffkombinationen,
3. Treibstoffzuführungs- und Einführungorgane,
4. Kühlung,
5. Innere und äußere Formgebung des Gerätes zur Erzielung eines guten thermischen Wirkungsgrades und eines geringen aerodynamischen Widerstandes.

Zur Schaffung eines einsatzreifen R-L-Gerätes, dessen Entwicklung ich in meinem Forschungsbericht vom 5. 7. 1943 andeuten versuchte, ist die von Herrn Schelp angestrebte enge Zusammenarbeit sämtlicher Forschungs- und Entwicklungsstellen unbedingt erforderlich. Hierauf möchte ich an dieser Stelle besonders hinweisen.

Schelp: Wir haben uns anfangs überlegt, ob nicht schon zu früheren Zeiten mit der Entwicklung von intermittierenden R-Geräten begonnen werden sollte. Einer Firma wurde die Aufgabe gestellt. Die Lösung ist aber dann gescheitert, da die notwendige Basis, um ein solches Gerät vorantreiben zu können, nicht vorhanden war. Es hätte zu dieser Zeit keinen Zweck gehabt, erhebliche Mittel in eine solche Entwicklung hineinzustecken, weil auch die theoretische Basis der instationären Gasdynamik zu klein war. Die Probleme sind sehr schwierig und lassen sich nicht so einfach darstellen, wie das zunächst den Anschein hat, denn man darf ja nicht verkennen, daß diese ersten Ergebnisse nur im Standbetrieb gewonnen worden sind und sich im Flugbetrieb wahrscheinlich entscheidend ändern werden. Betrachtet man das gesamte Triebwerksgebiet, so wird man zweifellos zwischen den L- und R-Geräten den Übergang in den sog. R-L-Triebwerken finden, die allmählich entwicklungsmäßig anlaufen werden. Genauere Abgrenzungen für die Anwendung von diesen Triebwerken sind nur zeitbedingt, da gerade durch die Erkenntnisse auf den angrenzenden Gebieten wahrscheinlich in bezug auf die erzielbare Leistung noch Überraschungen möglich sind.

Zborowski: Die Eingangsworte von Herrn Schelp wollte ich unterstreichen, da es aus Gewichtsbilanzgründen unzweckmäßig scheint, gasförmige Treibstoffe zu verwenden in mit Raketentreibstoffen betriebenen Triebwerken, so daß gerade zu diesem Zeitpunkt die Entwicklungsaufnahme überhaupt nicht ernsthaft ins Auge gefaßt werden konnte. Darüber hinaus ist gerade bei diesen Strahlrohren ein ganz entscheidender Gewicht- und apparativer Aufwand u. U. gegeben durch die Wahl und Art der Fördermethode. Wenn man das Rohr aber — und das kann man erst, seit man die technischen Treibstoffe mit geringem Zündverzöger in der Hand hat — als Fördermethode den Gadruck selbst unmittelbar oder mittelbar ausnutzt, so ist damit ein Gerät mit geringem technischen Aufwand darstellbar. Dieses Gerät könnte hochfrequent betrieben werden und wäre in seiner Verbrennung — aber nicht in seinem Verbrauch — wie ein reines R-Triebwerk von der Dichte des Umgebungsmediums und der Fortbewegungsgeschwindigkeit unabhängig.

Schelp: Es ist an dieser Stelle nur darauf hinzuweisen, daß noch ein weiteres Problem für die Entwicklung maßgebend ist. Meistenteils werden diese Triebwerke zum Antrieb von Flugzeugen gebraucht, die bemannt sind. Das schönste Triebwerk nutzt nichts, wenn durch dessen Betrieb gesundheitsschädliche Wirkungen auf den Flugzeugführer ausgeübt werden. Die ersten Anzeichen machen sich ja schon bei den Verpuffungsstrahlrohren bemerkbar und müssen sehr ernsthaft studiert werden.

Busemann: An sich haben uns die Vorträge von Herrn Zborowski und Herrn Walter gerade durch die Vorführung fertiger Geräte erfreut, und doch hat sich die Aussprache überhaupt nicht um ihre Geräte gedreht, sie vielmehr als etwas Fertiges hingenommen. Aus dem Umstand, daß die Aussprache darüber nicht lebhafter geworden ist, darf man daher keineswegs auf geringes Interesse, sondern im Gegenteil auf die große Dankbarkeit schließen, mit der wir den Bericht über den Stand der Entwicklungen entgegengenommen haben.