

Pulverraketen

Von Heinrich Klein

Die Pulverrakete als ursprüngliche Art des Rückstoßantriebes hat im Laufe ihrer Entwicklung nur wenige grundsätzliche Wandlungen erfahren. Diese Tatsache liegt in dem einfachen Aufbau dieses Antriebes begründet, bei dem die bei anderen Antrieben erforderliche Aufteilung in Vorratsbehälter, Mischgeräte und Ofen entfällt, da die einzelnen Aggregate in der Brennkammer zusammengefaßt sind. Das Treibmittel ist als chemisch gebundener Energieträger in gepreßter Form oder lose in der Brennkammer untergebracht. Da die Brennkammer die gesamte Ladung umfaßt und das Pulver nur einen geringen Wärmehalt hat, ist es ohne weiteres klar, daß der Gewichtsanzwachs des Schubgerätes, bezogen auf den Schub, verhältnismäßig groß ist. Diese Kennzahl

$$\frac{\text{Gerätgewicht in kg}}{\text{Schub in kg} \cdot \text{s}}$$

sei als »spezifisches Schubgewicht« definiert. Als zweite Vergleichsgröße ist der Wert

$$\frac{\text{Pulverladung in g}}{\text{Schub in kg} \cdot \text{s}}$$

eingeführt; er kennzeichnet den Wirkungsgrad des Pulverantriebes und wird als »spezifische Schubladung« bezeichnet. Beide Kennzahlen liegen meines Wissens höher als die Vergleichswerte der neuerdings entwickelten Antriebsarten.

Der Übergang vom Schwarzpulver zum energiereicheren rauchlosen Pulver hat zwar eine erhebliche Schubvergrößerung gebracht, jedoch ist der Unterschied der Kennzahlen zwischen der verbesserten Pulverrakete und der Flüssigkeitsrakete wohl auch heute noch beträchtlich. Wenn trotzdem die Pulverrakete für viele Antriebsaufgaben gewählt worden ist und sich auch weiterhin behaupten wird, so liegt das darin begründet, daß sie nicht nur einfach zu gestalten und zu warten ist, sondern auch den vielseitigen Konstruktionsanforderungen in bezug auf Art und Größe

des Schubes gerecht werden kann. Ferner ist bei ausgesprochen kurzzeitigen Antrieben der Vorteil der Flüssigkeitsantriebe hinsichtlich Gerätgewicht bei gleicher Schubgröße fraglich, da in diesem Falle der Ofen in der Zeiteinheit große Brennstoffmengen aus dem Vorratsbehälter verarbeiten muß; das eigentliche Druckgefäß wird also auch bedeutende Abmessungen annehmen. Große Schubkräfte können außerdem große Beschleunigungen für die Rakete ergeben, die für Flüssigkeitsantriebe nicht zulässig sind. Infolgedessen kommt für den Kurzzeitantrieb und Raketenkonstruktionen mit großen Beschleunigungen die Pulverrakete in Frage. So haben sich denn auch als besonderes Anwendungsgebiet der Pulverrakete die Rakotengeschosse und Wurfkörper für rückstoßfreie oder rückstoßarme Waffen ergeben, bei denen die Antriebszeiten in der Größenordnung von $\frac{1}{10}$ bis zu 2 sec. liegen. Das sogenannte Salvengeschütz ist wohl die bemerkenswerteste Waffe der Raketenartillerie geworden.

Abweichend von der vorstehend gekennzeichneten allgemeinen Entwicklungsrichtung für die Pulverrakete hat in den letzten Jahren auch für längere Antriebszeiten eine Entwicklung eingesetzt, die in das Gebiet der Starthilfen fällt. Diese Entwicklung ist durch die Anwendung eines geringen Arbeitsdruckes in der Brennkammer bei gleichzeitiger Regelung des Druckes gekennzeichnet. Es gibt nämlich nach der Erfahrung für das Pulver eine untere Druckgrenze, bei der sich ein labiler Gleichgewichtszustand zwischen dem in der Brennkammer abbrennenden Ladungsanteil und der durch die Düsen abströmenden Gasmenge ergibt. Diese Druckgrenze ist abhängig von den besonderen Eigenschaften des Pulvers, also der Zusammensetzung, dem Wärmeinhalt und der Formgebung.

Es ist festzustellen, daß trotz der an vielen Stellen betriebenen Untersuchungen und Entwicklungen auf dem Gebiet der Pulverraketen über das thermodynamische Problem wenig Schrifttum vorliegt. Eine Erklärung mag darin zu suchen sein, daß bei den vorwiegend kurzen Brennzeiten nur ein quasi-stationärer Zustand bei dem Verbrennungsvorgang des Pulvers vorliegt. Er sind bisher insbesondere der Einfluß von Arbeitsdruck, Klemmung und Düsenform auf die Arbeitsweise der Rakete festgelegt, während die Gesetzmäßigkeiten des Verbrennungsvorganges im einzelnen noch unbekannt blieben.

Erst in jüngerer Zeit haben systematische Untersuchungen in dieser Richtung eingesetzt. Ich möchte hier das Ergebnis der bei Rh-Bo. gewonnenen Erkenntnisse kurz andeuten. Mein Mitarbeiter Taubert hat darüber in einer Arbeit, die im Auftrage der Forschungsführung des R. d. L. u. Ob. d. L. durchgeführt wurde, berichtet.

Bei der Thermodynamik der Pulverrakete ist zwischen zwei Vorgängen, nämlich der Verbrennung des Pulvers in der Brennkammer und dem Strömungsvorgang der Pulvergase in der Düse zu unterscheiden. Das Verbrennungsgesetz bei festen Treibstoffen wird allgemein in der Form geschrieben

$$\frac{dy}{dt} = A \cdot \varphi(y) \cdot \psi(p),$$

worin

- A eine Konstante
- y den Bruchteil der verbrannten Ladung
- $\varphi(y)$ eine Funktion des Bruchteiles der verbrannten Ladung (Formfunktion)
- $\psi(p)$ eine Funktion des Druckes

bedeuten.

Für die Konstante gilt:

$$A = \frac{S_0 \cdot s \cdot \lambda}{L},$$

worin

- S_0 die anfängliche Oberfläche des Pulvers
- s das spezifische Gewicht
- L die Ladung
- λ eine Größe für die stoffliche Beschaffenheit des Pulvers

darstellen. Also ist die Verbrennungsgeschwindigkeit

$$\frac{dy}{dt} = \frac{S_0}{L} \cdot A_1 \cdot \varphi(y) \cdot \psi(p),$$

Die Formfunktion $\varphi(y)$ oder, anders ausgedrückt, das Verhältnis der brennenden Pulveroberfläche zur ursprünglichen Oberfläche ist unterschiedlich für die einzelnen geometrischen Formen des Pulvers. Für ein Röhrenpulver genügender Länge, also mit geringem Einfluß des Stirnabbrandes, ist die Formfunktion $\varphi(y) = 1$, da die Oberfläche des Pulvers bei dem Abbrand unverändert bleibt. Es ist dann

$$\frac{dy}{dt} = \frac{S_0}{L} \cdot A_1 \cdot \psi(p).$$

In der Funktion für den Verbrennungsdruck

$$\psi(p) = c \cdot p^b$$

ist nach Vieille, Gossot und Liouville $\beta = \frac{2}{3}$, während Charbonnier, Schmitz und Sugot $\beta = 1$ setzen. Das in der Zeiteinheit neu entstehende Gasgewicht ist also

$$G'_e = \frac{dG}{dA_n} = L \cdot y' = S_0 \cdot A_1 \cdot c \cdot p^{\beta} = C \cdot p^{\beta}.$$

Für den Ausströmvorgang besteht nach den allgemeinen Gesetzen der Thermodynamik für vollkommene Gase bei genügend großem Druck in der Brennkammer die Beziehung für das sekundlich durch die Düse ausströmende Gasgewicht

$$\frac{dG}{dA_n} = F \cdot \sqrt{\kappa \cdot g \left(\frac{\kappa - 2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}} \cdot \frac{p_1}{v_1}},$$

worin

- F den engsten Querschnitt der Düse
- κ das Verhältnis der spezifischen Wärmen
- g die Beschleunigung durch die Schwere
- p_1 den Innendruck in der Brennkammer
- v_1 das spezifische Gasvolumen

darstellen. Mit Berücksichtigung der in der Innenballistik gebräuchlichen Pulverkraft $f = R \cdot T_0$ und der Gastemperatur $T_1 = \frac{1}{\kappa} \cdot T_0$, wobei T_0 die Verbrennungstemperatur der Pulvergase ohne äußere Arbeitsleistung in der geschlossenen Bombe darstellt, sowie des Korrekturfaktors η für Einfluß der Reibung und Strahleinschnürung, wird

$$G'_D = \left(\frac{dG}{dA} \right)_D = F \cdot p_1 \cdot \eta \sqrt{\frac{1}{f} g(\kappa)} = C_1 \cdot p_1.$$

Die Gleichung besagt, daß das aus der Düse ausströmende Gasgewicht proportional dem Brennkammerdruck ist. Nun kann der Gleichgewichtszustand zwischen der in der Brennkammer neu gebildeten und der durch die Düse ausströmenden Gasmenge verschiedener Art sein. Es werde hierbei vorausgesetzt, daß das Verhältnis Oberfläche des Pulvers zu engstem Querschnitt der Düse, die sogenannte Klemmung, für den gewählten Arbeitsdruck p_1 richtig bestimmt ist. Dann ist für diesen ein stationärer thermodynamischer Vorgang gegeben. In der Nähe des Arbeitsdruckes aber ist das einwandfreie Arbeiten der Rakete von der Verbrennungsweise des Pulvers abhängig, da der Ausströmvorgang nach der Grundgleichung definiert ist.

Grundsätzlich sei der Verlauf der Verbrennungsgeschwindigkeit nach drei möglichen Fällen unterschieden, die in der Abbildung 1 dargestellt sind.

1. In der Druckfunktion (p) betrage der Exponent β nach Vieille $\frac{2}{3}$ (Kurve a).
2. Nach Charbonnier und Schmitz bestehe Linearität zwischen Verbrennungsgeschwindigkeit und Brennkammerdruck, es sei also $\beta = 1$ (Kurve b).
3. Die Verbrennungsgeschwindigkeit wachse stärker, z. B. mit $\beta = 1,2$, etwa infolge der besonderen Zusammensetzung des Pulvers (Kurve c).

Außerdem ist in die Abbildung die in der Düse abströmende Gasmenge G_D als Gerade eingetragen, die mit der Kurve b zusammenfällt. Verläuft die Verbrennungsgeschwindigkeit nach der Kurve a, so herrscht stabiles Gleichgewicht bei dem Verbrennungsvorgang. Denn in der Nähe des Arbeitsdruckes ist die abströmende Gasmenge bei einem auftretenden Druckanstieg in der Brennkammer stets größer als die neu gebildete. Die in diesem Falle stärker ansteigende Ausströmungsgeschwindigkeit wirkt

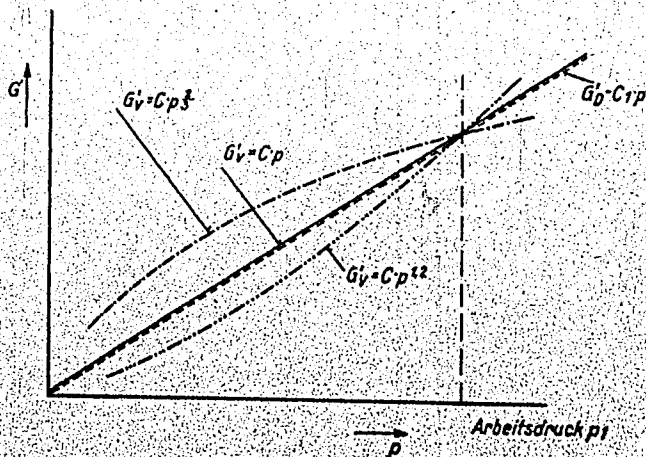


Abb. 1
Neugebildete Gasmenge G_V und abströmende Gasmenge G_D
in Abhängigkeit vom Brennkammerdruck p

druckreduzierend, wodurch sich der normale Arbeitsdruck wieder einstellt. Die Kurve b für $\beta = 1$ deckt sich mit der Geraden für den Strömungsvorgang in der Düse. Der thermodynamische Vorgang ist in diesem Falle indifferent, denn jede in der Nachbarschaft des Arbeitsdruckes durch unregelmäßige Verbrennung auftretende Druckänderung schafft einen neuen Gleichgewichtszustand. Bei dem Verlauf der Verbrennungsgeschwindigkeit nach der Kurve c ist der Gleichgewichtszustand ausgesprochen labil, denn oberhalb des Arbeitsdruckes ist die Gasentwicklung stärker als die Gasabströmung. Eine unregelmäßige Druckerhöhung löst dann einen sich stetig fortsetzenden Druckanstieg bis zur Grenze der Haltbarkeit der Brennkammer aus. Für eine einwandfreie Verbrennung des Pulvers nach den Kurven b und c ist also eine Druckregelung erforderlich.

Durch Gleichsetzung der beiden Grundgleichungen wird schließlich

$$p_1^{1-\beta} = \frac{S_0 \cdot A_1 \cdot c \cdot V_f}{F \cdot \eta \cdot g(\kappa)}$$

Die Gleichung ergibt für β von 0 bis 1 stets einen Druck, für den stabiles Gleichgewicht herrscht. Die absolute Größe ist von der Beschaffenheit des Pulvers abhängig. $\beta = 1$ stellt den Grenzfall für indifferentes Gleichgewicht dar. Es ist ersichtlich, daß für den gleichen Exponenten β und gleichen Druck p_1 bei Unterschieden im Abbrand, die in die Konstante A_1 eingehen, ein einwandfreier Verbrennungsvorgang durch Veränderung der Klemmung erreicht wird.

Nach den vorliegenden Erfahrungen befolgen die meisten Pulver das Verbrennungsgesetz nach Kurve a . Sicher ist, daß bei einem Arbeitsdruck von mehr als 100 kg/cm^2 ein stabiler Gleichgewichtszustand vorhanden ist, während bei kleineren Drücken eine Druckregelung bisher sich als zweckmäßig erwiesen hat. Es ist indessen bei mehreren Versuchspulvern beobachtet worden, daß sie bereits bei einem Arbeitsdruck von 30 kg/cm^2 ein stabiles Verhalten zeigten. Es geht aus den Brennversuchen einwandfrei hervor, daß sowohl die Zusammensetzung des Pulvers als auch seine Struktur für die Verbrennungsweise des Pulvers in crater Linie bestimmend sind.

Die Behandlung des thermodynamischen Problems der Pulverrakete ist zunächst für den Fall idealisiert, daß die Pulvertemperatur bei der Darstellung des Verbrennungsvorganges als unveränderlich angenommen wird. In Wirklichkeit wird von der Rakete verlangt, daß sie in einem Temperaturbereich von $+40$ bis -25° einwandfrei arbeitet. Für die Überbrückung dieses Temperaturbereiches ist vor allem die Zusammensetzung des Pulvers maßgebend. Der starke Einfluß der Temperatur-

gradienten auf den Brennkammerdruck zieht in erster Linie bei niedrigen Temperaturen eine fühlbare Abnahme des Schubes nach sich. Denn man bewegt sich hierbei in einem Druckbereich, der in die Ausströmungsgeschwindigkeit der Pulvergase noch erkennbar eingeht. Es sei ein Zahlenbeispiel gegeben: Bei einem Druck von 140 bis 150 kg/cm² für die normale Temperatur von 10° beträgt nach den bisherigen Erfahrungen die Veränderung des Druckes $\pm 20\%$ in dem angegebenen Temperaturbereich. Während der Schub bei höherer Temperatur unverändert ist, ist er bei -25° rund 5% geringer. Die Brennzeit ist der Druckveränderung umgekehrt verhältnismäßig. Der Verbrennungsvorgang ist auch bei dem großen Druckunterschied in diesem Temperaturbereich stabil, da der Arbeitsdruck für die normale Temperatur genügend groß gewählt ist.

Bei der Entwicklung der Pulverraketen in den letzten Jahren sind die beiden Grundrichtungen, nämlich die kurzzeitigen unregelmäßigen und die langzeitigen geregelten Antriebe zu unterscheiden. Für die Durchbildung der Schubgeräte haben sich allgemein folgende Richtlinien ergeben:

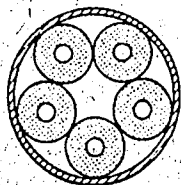
1. Der Wärmehalt des Pulvers liegt zwischen 800 und 900 Kalorien.
2. Es werden durchweg Röhrenpulver verwandt, deren Oberflächenschwund bei genügend großem Verhältnis von Länge und Durchmesser gering ist.
3. Der Brennkammerdruck beträgt rund 120 kg/cm² bei der unregelmäßigen Verbrennung; bei der geregelten ist er etwa halb so groß.
4. Die Ausströmgeschwindigkeit der Pulvergase am Ende der Laval-Düse beträgt bei den Schubgeräten nach 3 sinngemäß 2000 m/s bzw. 1800 m/s, wobei in der letzten Zahl der Strömungsverlust durch die Druckregelung einbezogen ist.

Es bleibt erwünscht, zur Erhöhung der Ausströmgeschwindigkeit der Pulvergase energiereichere Pulver zu verwenden. Versuche in dieser Richtung scheiterten daran, daß die Warmfestigkeit der Düsenwerkstoffe ungenügend ist. Die Düsen brennen bei diesen Pulvern sehr stark aus.

Es werde nun auf einige Besonderheiten bei der Formgebung und bei dem Verbrennungsvorgang des Treibmittels eingegangen. Es folgen dann 2 Konstruktionsbeispiele, ehe eine Übersicht der mit Pulverraketen erzielten Leistungen gegeben wird. Anschließend werden noch einige Sonderkonstruktionen besprochen.

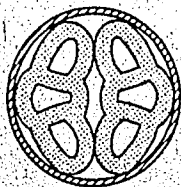
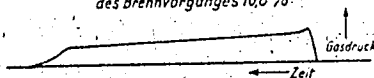
Bei kurzem Röhrenpulver tritt durch den Stirnabbrand ein Oberflächenschwund von 10 bis 15% ein, der eine Abnahme des Druckes in

der Brennkammer während der Brennzeit nach sich zieht. Ein gleichmäßiger Druck ist aber für ein geringstes Gewicht der Brennkammer zu fordern. Bei kurzen Brennzeiten nun ergeben sich wiederum kleine Wandstärken der Pulverröhren. Der Füllungsgrad der Brennkammer oder die Ladedichte sowie die Leistungszahl der Pulverrakete sind dann gering. Mit Erfolg werden neuerdings Profilpulver verwendet, die eine Oberflächenzunahme bei dem Abbrennvorgang zeigen, wodurch die Diagrammform und der Schub verbessert werden. In der Abbildung 2 ist



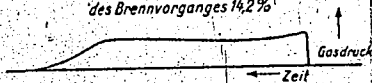
a) Laborierung mit Röhrenpulver

Ladungsgewicht 2,9 kg
Oberflächenverlust während
des Brennvorganges 10,8 %



b) Laborierung mit Progressivpulver

Ladungsgewicht 3,5 kg
Oberflächenzunahme während
des Brennvorganges 14,2 %



Schnitt durch die Brennkammer

Indikatordiagramm

Abb. 2

Gegenüberstellung von Röhren- und Progressivpulver bei Gerät SD 50 RS

ein Beispiel gegeben. Links ist der Schnitt durch die Brennkammer einmal mit normal gebündeltem Röhrenpulver, das andere Mal mit Profilpulver gezeigt, während rechts die zugehörigen Diagramme erkennbar sind. Die Differenz in der Oberflächenveränderung der beiden Pulver ist kennzeichnend für den Druckverlauf. Da bei dem Profilpulver der Oberflächenverlust durch Stirnabbrand gegenüber der Oberflächenzunahme durch die Formgebung unbedeutend ist, erhält man ein ansteigendes Druckdiagramm.

Beim Beginn der Verbrennung eines Pulvers in der Druckkammer ergibt sich regelmäßig eine Druckspitze, die sehr ausgeprägt ist und große Werte im Vergleich zum mittleren Arbeitsdruck annehmen kann. Die

Ursache hierfür ist in einem Stau der anfänglich gebildeten Pulvergase zu sehen, die sich ein stationärer Strömungsvorgang einstellt. Diese Druckspitze läßt sich beseitigen, wenn ein Teil der Oberfläche zu Beginn der Verbrennung abgedeckt ist. Dieses geschieht in einfachster Form mit Papier oder Stofffolien. Hierfür eignet sich besonders ein Gewebe aus Duroplast, das mittels einer acetonehaltigen Lösung auf das Pulver aufgeklebt wird. Die Gewebestreifen sind in der Längsrichtung des Pulvers angeordnet. Zwei kennzeichnende Diagramme mit und ohne

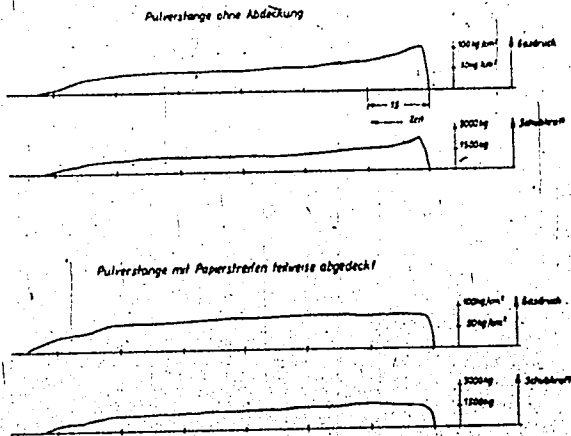


Abb. 3
Beseitigung der Gasdruckspitze zu Beginn der Verbrennung

Abdeckfolien sind in der Abbildung 3 einander gegenübergestellt. Der weiche Anstieg des Druckes bis zum Arbeitsdruck bei dem mit Folien abgedeckten Pulver ist bemerkenswert. Heute wird durchweg bei den Schubgeräten ein vorbestimmter Druckverlauf zu Beginn der Verbrennung des Pulvers erreicht.

Bei Langzeitantrieben, wie sie für Starthilfen und ähnliche Aufgaben benötigt werden, ist die Verlängerung der Brennzeit durch Herabsetzung des Arbeitsdruckes erreicht worden. Da die Verbrennungsgeschwindigkeit annähernd mit dem Druck veränderlich ist, wird mit der Senkung desselben von 120 auf 60 kg/cm² eine Verdoppelung der Brennzeit erreicht. Bei diesem Arbeitsdruck ist, wie schon ausgeführt, ein labiler

Gleichgewichtszustand bei dem Verbrennungsvorgang der Pulverrakete vorhanden. Es kommt dann bei der unregelmäßigen Verbrennung zu kurzzeitigen Druckstößen bzw. Teilverpuffungen des Pulvers, die man als sogenanntes Husten der Rakete bezeichnet. Solche Druckstöße zeigt das Diagramm *a* der Abbildung 4. Das Diagramm *b* zeigt den Druckverlauf bei einwandfreiem Arbeiten des Regelorgans. Das Diagramm ist glatt, wenn die Vorspannung für den Ventilteller richtig gewählt ist.

Für die Ausbildung der Regeldüse ist Abbildung 5 aufschlußreich. Es zeigt die Veränderung des Regelorgans in den verschiedenen Phasen der Entwicklung. Die erste Konstruktion stammt aus dem Jahre 1936. Bei dieser Konstruktion sind besonders an der Rundung des unteren Ventilkörpers an der Stelle *a* Auswaschungen aufgetreten. Diese wurden durch die dünne Wandstärke der kugelförmigen Kappe, die nur eine geringe Wärmeaufnahme ermöglicht, stark vergrößert. Diesem Nachteil ist bei der Konstruktion der Abbildung (Mitte) abgeholfen. Bis auf das Unterteil des Ventilkörpers ist sonst die Konstruktion dieselbe geblieben. Die jetzt in Anwendung befindliche Konstruktion (rechts) ist wesentlich vereinfacht. Das Unterteil des Ventilkörpers ist mit dem Ringdüsenkörper und der inneren Ringdüsenbüchse zu einem einzigen Teil, dem sogenannten Ringführungsgehäuse, zusammengefaßt. Ventilteller und Spindel sind nunmehr getrennt ausgeführt. Das Gegenlager für die Schraubfeder ist am rückwärtigen Ende des Ringführungsgehäuses eingeschraubt. Auf diese Weise kann die Federvorspannung bequem eingestellt werden. Die ganze Ausführungsform weist eine gedrungene Bauart auf.

Als Konstruktionsbeispiel für einen Kurzzeit- und einen Langzeitantrieb sind in der Abbildung 6 zwei Schubgeräte gewählt worden. Bei dem Kurzzeitantrieb handelt es sich um ein Schubgerät, das als Startschleuder für Torpedos im Auftrage der DVL entwickelt worden ist, während als Langzeitantrieb eine Pulverstarthilfe mit einer Schubkraft von 500 kg und einer Brennzeit von 6 s dargestellt ist. Sie dient zum Start von Lastenseglern, zur Verkürzung der Startstrecke bei Transportflugzeugen auf Feldflugplätzen, zum Antrieb von Sonderfahrzeugen usw. Der Aufbau ist bei beiden Geräten, wie bei jeder Pulverrakete, denkbar einfach. Die Zündung geschieht von der Deckelseite durch eine elektrische Zündschraube, die die eigentliche Treibladung über eine Beiladung aus grobkörnigem Schwarzpulver zur Entzündung bringt. Bei dem Langzeitantrieb ist lediglich gegenüber dem Kurzzeitantrieb neben den festen Düsen zusätzlich das Regelventil vorhanden.

Nunmehr folgt die Zusammenstellung der Geräte und Schubdaten einer Anzahl von Pulverraketen für kurze und lange Brennzeiten. In der Tabelle sind der Impuls, die Brennzeit, der mittlere Gasdruck, das

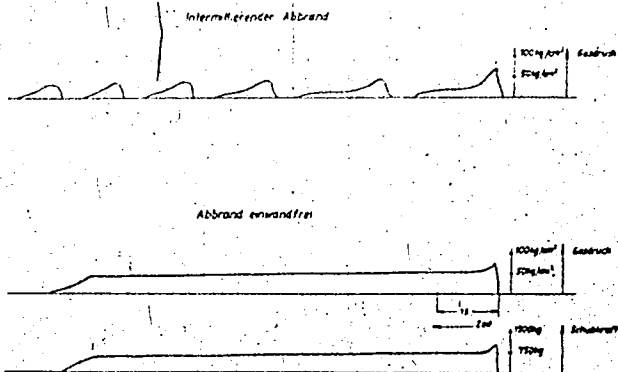


Abb. 4
Abbrand bei niedrigem Druck mit und ohne Regelventil

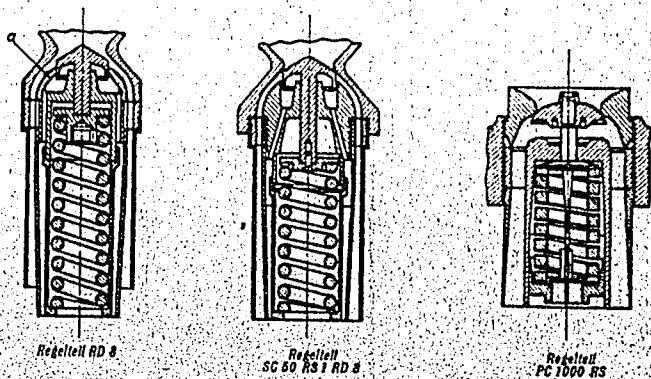


Abb. 5
Regelteilkonstruktionen

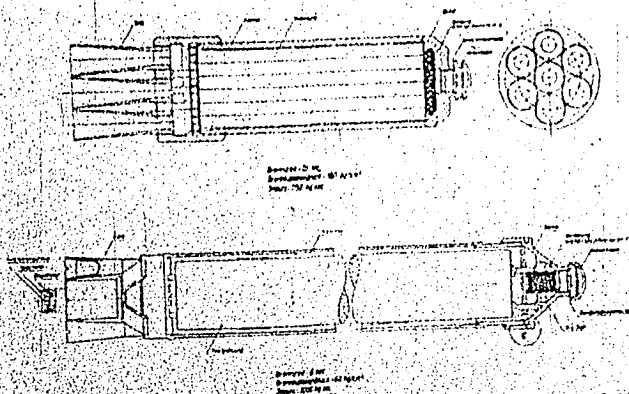


Abb. 6
 Kurzzeit- und Langzeitantrieb

Gerätgewicht und die spezifische Leistungszahl angegeben. In Abbildung 7 sind Gerätgewicht und Brennkammerdruck in Abhängigkeit vom Schub dargestellt.

Der Schwerpunkt der Entwicklungen liegt bei den Kurzzeitantrieben. Besonders in letzter Zeit sind sehr große Schubleistungen verlangt worden. So beträgt der Schub für Fi 103 bei einem Gesamtgewicht von 1300 kg 45 000 kg bei einer Brenndauer von 0,8 s. Schübe derselben Größenordnung weisen die in Angriff genommenen Flakraketen auf.

Die Pulverrakete kann in der verschiedensten Form gestaltet werden. Hierfür mögen noch einige Sonderkonstruktionen aufgeführt werden. Für die HS 293 lag die Forderung vor, einen Rückstoßantrieb mit 1000 kg Schubkraft und 6 s Brenndauer zu bauen, bei dem die resultierende Schubkraft durch den Schwerpunkt des Druckkörpers zu legen war. Es konnte hier auf die normale 1000 kg Starthilfe zurückgegriffen werden, deren Düse gemäß der Abbildung 8 abgewinkelt wurde.

Für die Flugschleuder der Me 163 bestand nicht nur die Forderung eines großen Schubes von 65 000 kg, sondern es wurde auch aus konstruktiven Gründen eine Zwillingsanordnung verlangt. Es entstand das Gerät Kl 4-L in Form eines Doppelantriebes gemäß der Abbildung 9. Dieser Doppelantrieb arbeitet auch bei einseitiger Zündung einwandfrei.

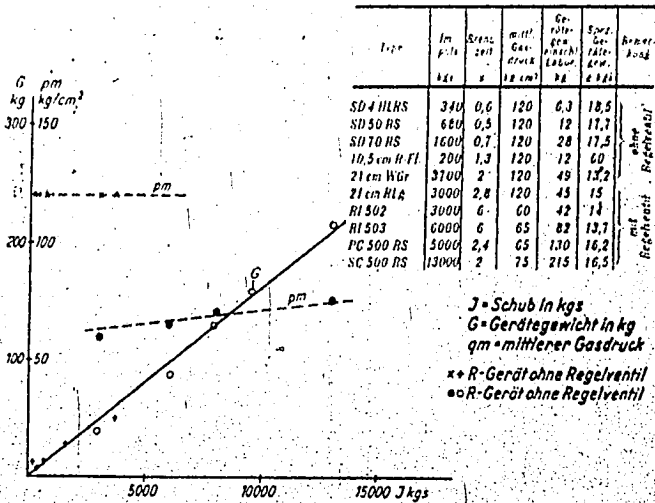


Abb. 7
Übersicht über die Geräte und Schubdaten

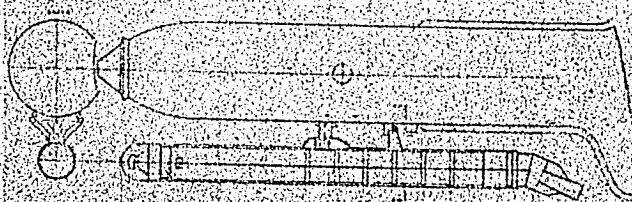


Abb. 8
Antrieb für RS 293

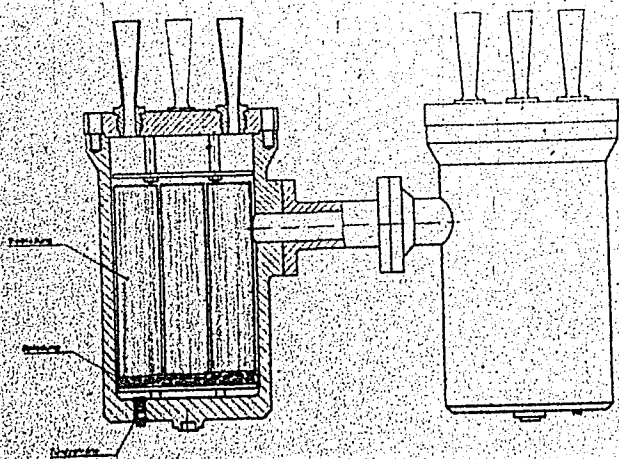


Abb. 9

Prinzipskizze zum Zwillingsantrieb für eine Flugzeugschleuder
 (die Kammern sind zum Druckausgleich durch eine Rohrleitung verbunden)

Der Zeitunterschied bei der Einleitung des Zündvorganges in den beiden Brennkammern beträgt nur 0,05 s. Das gleichmäßige Arbeiten eines solchen Doppelantriebes wird in einem Kurzfilm am Ende des Berichtes gezeigt werden.

Versuche laufen augenblicklich, eine Bündelung von mehreren Pulverraketen vorzunehmen. Diese Bündelung ist nützlich, wenn man um einen zentralen Antrieb mehrere Kurzzeitantriebe anzuordnen hat, die gleichzeitig arbeiten sollen. Anstatt der Bündelung ist auch die Verwendung von ringförmigen Brennkammern denkbar. Es hat die Forderung vorgelegen, einen Wurfkörper vor dem Eintritt ins Wasser zu bremsen. Es wurde ferner verlangt, die Bremsung nach zwei Richtungen vorzunehmen. Die konstruktive Lösung zeigt in beispielhafter Form die Abbildung 10. Die ringförmige Brennkammer besteht aus zwei Teilen, nämlich der einschraubbaren inneren Büchse und dem äußeren wulstförmig gestalteten Drehkörper. Sechs feste Düsen sind in der Längsrichtung der Brennkammer angeordnet; während die Regeldüse senkrecht abgewinkelt ist. In der Ringkammer sind mehrere axiale und

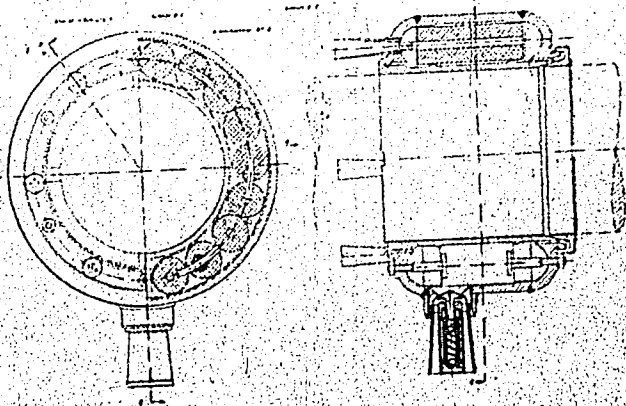


Abb. 10
Torpedobremse

tangentiale Stege zur Halterung der 18 dickwandigen Pulverkörper vorgesehen. Das Verhältnis der beiden senkrecht zueinander wirkenden Schubkräfte ist 1 : 4,5, und zwar überwiegt die Schubkraft in der Längsrichtung. Die Beiladung zur Anfeuerung der Pulverröhren liegt in dem halbkreisförmigen Ringraum an der den Düsen abgewandten Seite. Der Gegenring ist zur Festlegung der Pulverbremse auf dem Flugkörper erforderlich. Der Ringkammerantrieb mit den beiden Hauptachsen arbeitet einwandfrei.

Gegen die Pulverrakete wird, wie auch schon anfänglich ausgeführt, vielfach geltend gemacht, daß sie wegen des geringen Wärmeinhalts des festen Treibmittels und der relativ schweren Brennkammer einem Flüssigkeitsantrieb in bezug auf das spezifische Schubgewicht und die spezifische Schubladung unterlegen ist. Infolgedessen seien auch nur geringe Reichweiten mit der Pulverrakete zu erzielen. Diese Feststellung ist jedoch nur bedingt richtig. Durch Anwendung des Stufenprinzips bei dieser Antriebsart mit einer genügenden Anzahl von Stufen, wobei diese nach Abbrennen der zugehörigen Ladung von dem weiterfliegenden Flugkörper abgestoßen werden, können große Geschwindigkeiten mit der

Pulverrakete erreicht werden. Von besonderem Vorteil für die Entwicklung und Gestaltung solcher Raketen ist hierbei die Feststellung, daß das Pulver eine erhebliche Druckfestigkeit aufweist, so daß große Beschleunigungen angewendet werden können. Versuche in dieser Richtung laufen.

Zusammenfassend ist über die Entwicklung von Pulverraketen folgendes zu sagen. Sie unterscheiden sich von anderen Rückstoßantrieben dadurch, daß Vorratsbehälter und Ofen eine Einheit, nämlich die Brennkammer, bilden. Mit dieser Anordnung und dem relativ geringen Wärmehalt des Treibmittels ergibt sich eine fest umrissene Leistungsfähigkeit der Pulverrakete. Bezüglich der Thermodynamik dieses Antriebes sind die Untersuchungen noch unvollständig. Eine kurze theoretische Betrachtung gibt einen Beitrag zu der Klärung der Frage, welche Forderungen erfüllt sein müssen, wenn Gleichgewicht zwischen dem Verbrennungsvorgang in der Brennkammer und dem Strömungsvorgang in der Düse bestehen soll. Bei kleinen Arbeitsdrücken ist nach den bisherigen Erfahrungen dieses Gleichgewicht bei der Pulverrakete ausgesprochen labil. In diesem Falle ist eine druckgeregelte Verbrennung erforderlich. Durch Verwendung von progressiv brennendem Pulver und künstlicher Abdeckung der Pulveroberfläche zu Beginn der Verbrennung wird in den meisten Fällen die gewünschte rechteckige Diagrammform erreicht. Bei den Entwicklungen überwiegen die Kurzzeitantriebe, bei denen in letzter Zeit große Leistungen erreicht werden konnten. Die Pulverrakete ist in ihrem Aufbau sehr verwandlungsfähig. Darüber geben Sonderkonstruktionen bei Schubgeräten mit abgewinkelter Düse, Doppelantriebe und Ringkammerantriebe Aufschluß. Durch Anwendung des Stufenprinzips ist es möglich, große Geschwindigkeiten auch bei der Pulverrakete zu erreichen.

Aussprache

Busemann: Ich danke Herrn Klein für seinen Vortrag. Wir haben darin eine weitere Bauart der Raketen und deren Anwendungsgebiete kennengelernt, und zwar handelt es sich, worauf man am Schluß wohl noch einmal hinweisen dürfte, gerade um die älteste Form der Rakete: die Pulverrakete. Ich möchte nun fragen, ob zu diesem Vortrag das Wort gewünscht wird.

Danköbler: Ich wollte zunächst mal die ganz primitive Frage stellen: Warum hat man nicht das Pulver einfach in die Rakete eingestampft, sondern warum verwendet man immer diese Pulverpreßlinge oder sonstige Körper. Ist das unbedingt notwendig, oder hat man entsprechende Versuche vorliegen, die eindeutig zeigen, daß das einfache Einpacken von Röhren, von Pulvern in ein Gefäß unmöglich ist?

Busemann: Zu dieser Frage von Herrn Danköbler möchte ich selbst vorweg bemerken, ich habe mich ebenfalls gewundert, warum die Herren dieses Pulver mit wachsender Oberfläche »Profilpulver« nennen. Wenn man sich für den zweidimensionalen Körper überlegt, was eigentlich der Trick bei dieser Profilform ist, so erkennt man, daß die nierenförmige Gestalt, die notwendig ist, um in den runden Brennraumquerschnitt hineinzupassen, nur von untergeordneter Bedeutung ist. Wesentlich ist vielmehr die einfache Tatsache, daß man mehr als ein Loch hineinbohren muß. Löcher haben nämlich die Eigenschaft, in ihrer Oberfläche zu wachsen, während die äußere Oberfläche von Körpern beim Verbrennen stets abnimmt. Im zweidimensionalen Fall hebt ein Loch durch sein Wachstum gerade die Abnahme der Oberfläche von der äußeren Kontur auf. Die darüber hinausgehende Lochzahl bestimmt demnach das Anwachsen der gesamten Brennfläche. Ich glaube, damit ist schon die Frage, ob man körniges Pulver verwenden kann, beantwortet. Wenn man wachsende Oberflächen oder auch nur konstante Oberflächen haben will, geht es mit einfachen Körnern nicht.

Danköbler: Das ist nicht der Grund, sondern der Grund ist folgender: Das Schwierige bei der Pulverrakete ist der Anfahrvorgang: Die Rakete ist zunächst auf Atmosphärendruck und kommt dann auf den hohen Druck, und dabei muß natürlich jeder Zwischenraum zwischen den Pulverkörnern mit Gas ausgefüllt werden. Was steht zur Verfügung? Zur Verfügung steht nur das heiße Verbrennungsgas, und dieses wird nun in den vielen Zwischenräumen zwischen den Kammern vordringen und kann vermutlich den ganzen Pulversatz auf einmal zur Entzündung bringen. Ich glaube, daß das wohl der Hauptgrund ist, daß man kein pulverförmiges Pulver in die Raketenhülsen einstampft.

Vüllerat: Es verhält sich tatsächlich so, wie Herr Busemann sagte. Man will eben nach Möglichkeit — wie ja auch in den Gleichungen zum Ausdruck kam — eine konstante Oberfläche haben. Und konstante Oberflächen könnte ich eben nur mit Röhren erzielen und nicht mit Pulverkörnern. Das Anfahren der Pulverrakete bedeutet gar keine Schwierigkeit. Es hat im Anfang Schwierigkeiten gebracht, aber das ist heute überwunden. Dazu nehmen wir ja dieses Schwarzpulver. Das Schwarzpulver selbst ist dazu da, um den ersten Druck zu erzeugen, und dann brennt das Pulver erst an. Wir haben die Fälle absichtlich rekonstruiert auf dem Prüfstand, wo

wir unmittelbar, nachdem die Schwarzpulverladung gezündet hat, den Deckel abgesprengt haben, daß die Rakete erlosch. Die Pulverstangen selbst waren noch nicht einmal richtig angebrannt. Dann setzt ja erst der eigentliche Brennvorgang der Röhren ein, denn das Interessante und das Wichtigste bei den ganzen Vorgängen ist ja die etwas längere Brennzeit gegenüber dem normalen Schießvorgang. Das sind ja Dimensionen von 130 mm bis zu 220 mm. Eine Pulverstange hat ja schon Gewichte von 60 bis 70 kg.

Danköbler: Ja, ich denke folgendes: Warum ist es nicht möglich, eine Pulverfüllung einseitig zum Abbrand zu bringen?

Vüllers: Die heutige Feuerwerksrakete brennt einseitig stirnbrandmäßig ab.

Danköbler: Ja, aber dann verändert sich die Oberfläche doch nicht.

Vüllers: Die ändert sich nicht, aber die Schwierigkeit ist nur die, daß ein derartiger Stirnabbrand nicht 100%ig sicher ist. Die Schwarzpulverraketen, die bis 1935 ja eigentlich an der Tagesordnung waren, hatten eben den Nachteil, daß bei großer Kälte Risse in dem Körper auftraten, und da traten Explodierer auf. Das waren Prällinge. Dann kam die Weiterentwicklung mit dem Aufschlagpulver. Das Problem ist noch nicht 100%ig gelöst, weil auch mal Fälle auftreten, wo die Verbrennung nicht so verläuft, wie man sich das vorstellt, weil eben die Abdeckung der Mantelschicht durch ein einwandfreies Mittel noch nicht 100%ig gelöst ist.

Danköbler: Ja, aber damit ist die Frage, die ich gestellt habe, nicht beantwortet. Warum kann man in einen Zylinder nicht einfach Pulver hineinpacken und das gleichmäßig abbrennen?

Dinners: Die anfängliche Oberfläche, wenn Sie das Pulver z. B. in Blättchenform einbringen, ist viel zu groß, so daß im ersten Moment nach der Zündung eine so große Gasentwicklung entstehen würde, daß unerträglich hohe Gasdruckspitzen auftreten. Ein ähnliches Problem tritt auch bei den Pulverladungen für große Kartuschhülsen bei der Artillerie auf, bei der es bisher noch nicht gelungen ist, das Stangen- oder Röhrenpulver zu ersetzen durch Blättchenpulver, was wegen der höheren Ladedichte an und für sich erwünscht wäre. Auch hier traten zwischendurch unerklärliche Gasdrucksprünge auf.

Tilling: Ich möchte zur Frage der Möglichkeit eines gleichmäßigen Abbrandes von Raketen Stellung nehmen. Man muß hier unterscheiden zwischen Treibladungen aus Schwarzpulver und rauchlosem Nitropulver. Schwarzpulver preßte man früher einfach in Stahlrohre ein und benutzte die Rohrwandung als isolierende dichte Abdeckung für die Pulverkörperoberfläche. Wenn dann die Rakete später nach der Einpressung des Pulvers in das Rohr verschiedenen Temperaturen ausgesetzt wurde, d. h. wenn einmal Warmtemperaturen und einmal Kalttemperaturen vorherrschten, dann machten sich die verschiedenen Ausdehnungskoeffizienten der gepreßten Pulverkörper im Gegensatz zu der den Körper umschließenden Rohrwandung aus Stahl, die die luftdichte Abdeckung darstellte, bemerkbar. Diese verschiedene Ausdehnung der beiden Raketenhauptteile gab den Anlaß zu Sprüngen bzw. zu Rissen, die sich zwischen Pulverkörperoberfläche und der diese abdeckenden Stahlrohrowandung bildeten. In diese Risse drang dann der Brand ein, und da die sich bildenden Verbrennungsgase keinen Abzug fanden, wurde die Rohrwandung jedesmal weggesprengt. Man ging dann dazu über, die Pulverkörper nicht mehr in das Rohr hineinzupressen, sondern man hat den Pulverkörper getrennt hergestellt und ihn im Durchmesser kleiner dimensioniert als den Querschnitt

der Brennkammer. Die Pulverkörperoberfläche würde dann mit geeigneten Mitteln isoliert, und dann hat man den Körper nur von innen gebrannt. Das geht bei Schwarzpulver immer einwandfrei, bei rauchlosem Pulver ist das aber schwieriger. Schwarzpulver brennt auch beim normalen atmosphärischen Druck noch ziemlich gleichmäßig ab. Rauchloses Pulver ist, wie wir schon von Herrn Vüllers gehört haben, beim Abbrand druckabhängig, d. h. es benötigt zum gleichmäßigen Abbrand einen Mindestkammerdruck von etwa 60 atü. Diesen Kammerdruck muß man also unbedingt haben, und deshalb muß man auch für einen Abbrand einer rauchlosen Rakete die entsprechenden Maßnahmen treffen, damit dieser Kammerdruck während des Abbrandes des Pulverkörpers erhalten bleibt. Wenn man nun mit rauchlosem Pulver dasselbe machen würde, ich glaube, ich habe das recht verstanden, daß man einen Preßling aus rauchlosem Pulver in ein Rohr hineinprennen soll, dann würde natürlich dasselbe entstehen, wie bei einem Schwarzpulverpreßling. Bei Temperaturwechsel würden zwischen der Kammerwandung und der Preßlingoberfläche auch Risse entstehen. Es würde z. B. bei starker Abkühlung das Pulver durch das sich rasch abkühlende Stahlrohr stark zusammengedrängt werden, also auf einen kleineren Durchmesser verformt werden. Eine Rückkehr zu den bei der Herstellung gegebenen Dimensionen erfolgt aber dann nicht mehr. Wenn dann später wärmeres Wetter eintritt, womöglich mit Sonnenbestrahlung, dann entsteht durch die rasche Ausdehnung des Stahlrohres zwischen der Rohrinnenwandung und der Pulverkörperoberfläche ein Riß, so daß das Pulver dann da anbrennt, wo es nicht anbrennen soll. Man muß also die Oberfläche des Pulvers so abdecken, daß sie absolut dicht bleibt, und kann dann nur die Brennsfläche freilassen, die man als Brandfläche haben will. Hat man z. B. nur einen großdimensionierten Pulverkörper, der die ganze Brennkammer ausfüllt, mit einer kleinen mittleren Bohrung, so würde diese Röhre vielleicht nur von innen nach außen brennen, oder man kann einen Vollkörper nur stümbrennen, muß aber dann unter Garantie die Sicherheit haben, daß um den Pulverkörper herum, z. B. durch Warmwerden des Rohres, also durch die rasche Ausdehnung des Rohres, kein Riß entsteht, der die Flamme unter der Isolierung eindringen läßt und dann die Wandung hinwegprengt.

Danköbler: Das würde also bedeuten, man müßte die Umkleidung so wählen, daß sie mit sich ändernder Temperatur nachgibt, also irgendwie plastische Stoffe, wie z. B. Bitumen usw.

Tilling: Ja, man macht das einfach so, wenn man haben will, daß der Körper stümbrennt oder nur von innen brennt, daß man den Pulverkörper von außen mit elastisch plastischen Isoliermitteln so isoliert, daß er nicht anbrennen kann. Wir haben die Möglichkeit geschaffen, den Körper so zu isolieren, daß er z. B. bis zu 2/3 Minuten im Stümbbrand gleichmäßig abbrennt. Wir brauchen allerdings dann um die Isolierschicht herum, also zwischen dem isolierten Pulverkörper und der Rohrinnenwandung, einen freien Luftraum. Dieser Luftraum füllt sich beim Abbrand mit Gasdruck bzw. bereits verbrannten Gasen, die nicht mehr zünden. Die Füllung des freien Raumes ist also im ersten Moment des Anbrandes Luft, die stark komprimiert wird. Die nachdrängenden Gase brennen wohl momentan, aber durch die schützende Isolierschicht hindurch brennt das Pulver nicht an. Nach Erlöschen der entflammten Gase bilden diese dann einen Schutz, so daß nur die freie Brandfläche zum Abbrand gelangt.

Vob: Herr Vüllers wies darauf hin, daß die Abbrandgeschwindigkeit des Pulvers sehr weitgehend abhängig ist von der Temperatur des Pulvers. Es erhebt sich hier die Frage, inwieweit diese Temperaturabhängigkeit die Ballistik angetriebener Projektile

beeinflusst. Ich glaube, daß diese Abhängigkeit die Treffgenauigkeit und damit die Anwendungsmöglichkeiten von Raketengeschossen entscheidend beeinflusst, und daß man sich daher über diese Frage vor allen Dingen Klarheit verschaffen muß.

Vüllers: Wir haben die Sache von der anderen Seite angefangen, und zwar suchen wir jetzt ein Pulver, das einen Temperaturgradienten viel kleineren Ausmaßes hat. Wir wissen, daß die jetzigen Pulversorten, die wir noch verwenden, eigentlich nicht günstig sind, weil für das genaue Treffen die Unterschiede im Schub zu groß sind. Nun haben wir uns speziell in unserem Werk Marienfelde weniger darum bekümmert, weil wir für die Zwecke einer panzerbrechenden Bombe mit Raketenantrieb großzügiger sein durften, als es die normale Raketenartillerie sein darf. Bei uns machten Unterschiede im Schub von $\pm 3\%$ auf die Ballistik des Bombenwurfs nichts aus. Auch bei Starthilfen macht das nichts aus, ob ein paar Prozent Schub mehr oder weniger rauskamen. Dagegen haben wir jetzt eben in Zusammenarbeit mit den Pulverfirmen begonnen, Pulver zu entwickeln, die einen kleineren Temperatureinfluß besitzen.

Voß: Von ausschlaggebender Bedeutung wird diese Frage ganz bestimmt sein beispielsweise für die Se 500 S, die gegen Luftziele eingesetzt werden soll. Ich könnte mir denken, daß, wenn da die Abbrandgeschwindigkeit nicht genau vorgeschrieben ist, ein Treffen überhaupt unmöglich sein wird.

Vüllers: Da macht der Temperatureinfluß nicht so viel aus wie bei den R-Geräten. Die Arbeiten daran sind noch nicht so sehr weit durchgeführt. Da können wir erst in einigen Wochen wieder etwas darüber erfahren.

Schilling: Ich möchte noch zu den Fragen, die Herr Voß angeschnitten hat, kurz etwas sagen. Wir fordern für die Entwicklung von Raketen, die von Bord eines Flugzeugs abgeschossen werden sollen, möglichst kurze Brennzeit von maximal 1 sec. Durch diese Forderung soll der Temperatureinfluß bei der Pulverabbrandgeschwindigkeit, der zu einer temperaturabhängigen Ballistik führt, weitgehend ungefährlich gemacht werden. Die Brennzeiten ändern sich im Temperaturbereich von $+50^{\circ}$ bis -50° C im Verhältnis 1:2, d. h. bei tiefer Temperatur steigen die Brennzeiten bis aufs Doppelte. Die Flugbahn wird dadurch verändert, weil bei tiefen Temperaturen die Rakete des langsameren Anlaufens wegen mehr fällt als bei hohen. Wenn nun mit kurzen Brennzeiten gearbeitet wird, wird der Fallunterschied selbst bei Brennzeithhältnissen von 1:2 sehr gering werden. Darüber hinaus soll noch versucht werden, der flächenstabilisierten Rakete eine gewisse Anstellung — gegebenenfalls durch Anbringung zusätzlicher Flächen — zu geben, um durch Auftrieb die Erdanziehung zu kompensieren. Dadurch sollen die störenden Fallunterschiede weiter vermindert werden. Zunächst können wir dem bei kurzen Brennzeiten noch verbleibenden Temperatureinfluß nur dadurch begegnen, daß er mit Visternmitteln auskorrigiert wird. Dadurch tritt gegenüber dem Schuß aus normaler Waffe für den gezielten Raketenabschuß eine gewisse Erschwerung auf.

Wagners: Ich möchte nur bemerken, daß auch die Schiffsartillerie trotz stark verschiedener Temperaturen genau treffen kann.

Vüllers: Aber das ist in der Schußtafel genau vorgegeben, d. h. bei der und der Pulvertemperatur muß ich so und so viel Strich Erhöhung mehr geben. Eine Schwierigkeit ist dabei, daß man nicht genau weiß, in welcher Zeit die Kälte wirklich bei diesen dicken Pulverstangen hundertprozentig bis zum Kern durchgegangen ist, während das bei dem dünnwandigen Artilleriepulver — das hat eine Wandstärke von

1 bis 2 mm, das die Nacht über gelegen hat, klar ist. Wenn aber eine Pulverstange von 130 mm in der geschlossenen Brennkammer durch Luftisolation vor dem direkten Temperatureinfluß geschützt ist, weiß man nicht ohne weiteres, wie kalt die Pulverstange ist. Wir legen jetzt Wert darauf, daß die Raketenantriebe vollkommen hermetisch abgeschlossen sind, damit keine Luftfeuchtigkeit an die Schwarzpulverladung gelangt.

Schleip: Der letzte Grund, den Herr Vüllers anführt, macht das Problem erst wirklich schwierig. Man könnte sich selbst durch Veränderung der Ausströmdüse den jeweiligen Temperaturverhältnissen anpassen. Da man aber nicht weiß, welche Temperatur die Pulverladung nun in diesem Augenblick des Betriebes hat, ist eine vorüberige Einstellung sehr schwer durchführbar. Man müßte allerdings prüfen, wie empfindlich auf den jeweiligen Verwendungszweck eine falsche Alleinstellung ist. Wenn vom Triebwerk nicht ein jeweilig genau einzuhaltender Schubzeitwert gefordert wird, so lassen sich schon viele Schwierigkeiten überbrücken.

Dankhölzer: Ich möchte noch einmal fragen, hat man sich schon irgendwelche Vorstellung gemacht, woher die Temperaturabhängigkeit der Pulverabbrandgeschwindigkeit kommt? Denn das ist eigentlich doch eine reaktionskinetisch außerordentlich merkwürdige Sache. Wenn man den Abbrand eines Pulvers mit dem z. B. bei einem Bunsenbrenner vergleicht, dann kann man nur sagen: Die Sache ist in den beiden Fällen völlig verschieden. Bei einem Bunsenbrenner kann ich das zu verbrennende Gasgemisch ruhig auf einige 100° aufheizen und die normale Flammengeschwindigkeit ändert sich praktisch gar nicht. Beim Bunsenbrenner ist das so zu erklären, daß das noch Unverbrannte gezündet wird aus dem Wärme- und Radikalvorrat des schon Verbrannten. Wie ist das nun beim Pulver? In der Pulverrakete selbst hat man ja, wenn das Pulver brennt, sicher sehr hohe Temperaturen, so daß man zunächst etwas erstaunt ist, daß Temperaturunterschiede von 20° beim Ausgangspulver schon so viel ausmachen sollen. Es muß also der Vorgang da schon ein ganz anderer sein, und ich könnte mir denken, daß es so ist, daß irgendwie ein Vergasungsvorgang, der vielleicht schon mit einem Zersetzungs Vorgang gekoppelt ist, der dann endotherm oder exotherm abläuft, hier das Entscheidende ist. Solche Fragen sollte man vielleicht zunächst aufklären, um dann zu beantworten: Woher kommt die Temperaturabhängigkeit der Pulververbrennung? Und wenn man das nicht geklärt hat, wird man auch schwer sagen können: Wie muß nun ein Pulver beschaffen sein, wenn es keine Temperaturabhängigkeit zeigt? Nun wollte ich fragen, hat man sich da schon irgendwelche intensivere Vorstellungen gemacht, woher diese Temperaturabhängigkeit rührt? Wenn man gleichzeitig bedenkt, daß in der Brennkammer beim Abbrand sehr hohe Temperaturen herrschen, so daß man eigentlich so gefühlsmäßig sagen könnte, 20° in der Ausgangstemperatur des Pulvers machen nichts aus. Beim Bunsenbrenner kann ich das auch machen. Man kann ohne weiteres die Temperatur der eintretenden Gase um ein paar 100° erhöhen und findet praktisch keine Erhöhung der Flammengeschwindigkeit.

Vüllers: Das kann daran liegen, daß die Kälteerhöhung der Temperatur, entsprechend der vorgewärmten Menge, nicht die Verbrennungsgeschwindigkeit direkt beeinflußt, sondern indirekt über den Druck. Der Druck ist etwas höher geworden. Und der etwas höher werdende Druck wirkt sofort auf die Verbrennungsgeschwindigkeit.

Dankhölzer: Das glaube ich ja auch, daß das Ganze mehr an dem Anfahrvorgang der Rakete liegt. Zunächst brennt das Pulver irgendwie langsamer, weil die Temperatur tiefer ist. Warum weiß man nicht. Und dadurch wird aber auch der Raketenbrenndruck natürlich kleiner. Dadurch brennt es auch wieder langsamer usw.

Vüllers: Wenn ich niedrige Temperatur habe, dann brennt die Rakete langsam verhältnismäßig niedrig, und wenn ich warme Temperatur habe, dann brennt die Rakete schnell ab, denn der Druck ist hoch. Der Impuls ist nicht so sehr unterschiedlich.

Danköhler: Ja, aber die wirkliche Frage ist die, hat man sich schon irgendwelche reaktionskinetische Vorstellungen gemacht? Das scheint also noch nicht der Fall zu sein. Abgesehen von der Tatsache, daß eine Temperaturabhängigkeit besteht. Mehr weiß man nicht über die Sache.

Vüllers: Im Moment kann ich da keine genaue Auskunft darüber geben. Das geht schon zu sehr in das Gebiet der eigentlichen Pyrochemie.

E. Schmidt: Einen Teil des Effektes kann man vielleicht auch auf die Temperaturabhängigkeit der Wärmeleitfähigkeit des Pulvers zurückführen. Bei allen Stoffen dieser Art nimmt das Wärmeleitvermögen mit steigender Temperatur zu. Und daher sollte auch die Abbrandgeschwindigkeit zunehmen. Nun weiß ich nicht, ob Messungen des Wärmeleitvermögens von solchen Nitropulvern schon gemacht sind. Wenn das nicht der Fall ist, könnten wir in Braunschweig ohne weiteres derartige Versuche durchführen, wenn Sie uns dafür ein paar Pulverplatten liefern.

Vüllers: Ich werde mich sofort bei unserer Pulverfirma erkundigen, die uns in dieser Sache unterstützt. Wir werden sehr gern die Pulverstangen zu solchen Versuchen zu Verfügung stellen.

E. Schmidt: Wir brauchen ebene, kreisförmige Platten, möglichst glatt und gleichmäßig dick bearbeitet und von etwa 12 bis 15 cm Durchmesser und 3 bis 4 mm Dicke.

Sünger: Man könnte sich denken, daß der Unterschied im Einfluß der Anfangstemperatur auf die Verbrennungsgeschwindigkeit zwischen Bunsenbrenner und Rakete dadurch zustande kommt, daß beim ersteren die Verbrennungsgeschwindigkeit hauptsächlich durch die Schnelligkeit der Vermischungsvorgänge der einzelnen Reaktionspartner und weniger durch die eigentliche, temperaturabhängige Reaktionszeit bestimmt ist.

Danköhler: Beim Bunsenbrenner nicht. Beim Bunsenbrenner kann das fertige gemischte Gas vorgeheißt werden, und trotzdem wird keine Erhöhung der Flammengeschwindigkeit gefunden.

Sünger: Beim Pulver hat man das fertige Gemisch von vornherein vorliegen und könnte annehmen, daß die Schnelligkeit der einleitenden, dem eigentlichen Brand vorausgehenden Reaktionen in der für chemische Reaktionen allgemein zutreffenden Weise mit der Temperatur zunimmt.

Dinner: Das Nitrozellulosepulver ist ein Gemisch aus allen möglichen Substanzen, die sich in ihrer Brennbarkeit unterscheiden, und ich glaube, daß es auch eine Frage der Änderung des Zustandes der Lösungsmittel bei tiefen Temperaturen ist, und zwar deshalb, weil vor allen Dingen hierdurch die Zündfähigkeit verändert wird. Wir haben gerade jetzt eingehende Versuche gemacht bezüglich Zündfähigkeit von Pulver bei tiefen Temperaturen. Es sind hierbei außerordentlich große Schwierigkeiten zu überwinden. Die Forderungen, die hierbei bestehen, z. B. für die elektrische Munition, sind außerordentlich hoch, so daß also zwischen -70° und $+80^{\circ}$ nur geringe Unterschiede in der Zündungszeit vorkommen dürfen.

Wir haben nun Pulver herstellen lassen, bei denen ab-*ist*hlich die Phlegmatisierung ganz oder teilweise weggelassen war. Die hierdurch veränderte Progressivität haben wir durch die geometrische Form des Pulvers ersetzt, so daß dieselbe Gaslieferung pro Zeiteinheit vorhanden war. Bei diesen Pulvern, wo sich also keine Lösungsmittel an der Oberfläche verändern können, haben wir auch tatsächlich nur einen geringen Temperaturkoeffizienten bekommen.

Bei diesen ganzen Fragen spielt auch die Stärke der Zündung eine große Rolle, und es scheint so zu sein, daß der Temperaturkoeffizient um so kleiner wird, je kräftiger die Zündung ist. Dies dürfte auch wieder eine Frage der Oberflächenbeschaffenheit des Pulvers sein.

In diesem Zusammenhang dürfte es ganz interessant sein, zu erfahren, daß wir in Deutschland anscheinend unsere Zündungen durchweg relativ schwach gemacht haben im Verhältnis zu den russischen Patronen, die im allgemeinen doppelt so große Zündungen besitzen. Wir gehen auch jetzt dazu über, unsere Patronen mit stärkeren Zündungen zu versehen und haben dabei festgestellt, daß der Temperaturkoeffizient ganz erheblich kleiner wird. Als Beispiel kann angegehen werden, daß bei der bisherigen Zündung, z. B. bei einem Temperaturanstieg von -60° auf $+80^{\circ}$, ein Anstieg des Maximalgasdruckes von 3000 at auf 3600 at gemessen wurde. Bei einer jetzt verwendeten stärkeren Zündung dagegen war nur ein Anstieg von 3000 at auf 3200 at.

Schelp: M. E. müßte schnellstens geklärt werden, ob der Temperatureinfluß von der Pulversorte abhängig ist oder von der mechanischen Verarbeitung im Gerät. Wir haben uns bisher entwicklungs-mäßig mit dem Pulver nicht befaßt, weil es nicht unsere Aufgabe ist, sondern wir haben mit dem vorhandenen Pulver auszukommen. Die forschungsmäßigen Grundlagen sind in diesem Fall besonders wichtig, denn es ist zu klären, wo die Arbeit anzusetzen ist, um Verbesserungen in dieser Hinsicht erzielen zu können.

Tilling: Es gibt ja Pulversorten, die schneller brennen, die dem Einfluß der Temperatur nicht so stark unterworfen sind. Das sind Pulversorten mit hohem Kaloriengehalt. Bei diesen wird der Unterschied der Verbrennungsgeschwindigkeit nie so hoch werden wie bei Pulversorten, die phlegmatisiert wurden, um den Kaloriengehalt herabzusetzen und dadurch die Brenndauer zu erhöhen. Diese Phlegmatisatoren und Stabilisatoren sind zumest gelatineartige Flüssigkeiten bzw. Kohlenwasserstoffe, deren Verdampfung träge vorangeht. Die Siedepunkte dieser Stoffe liegen ziemlich hoch gegenüber leicht flüchtigen Kohlenwasserstoffen. Bei Schmieröl macht sich ja der Einfluß von Kälte und Wärme auch sehr unangenehm bemerkbar. Es liegen hier bei der Verbrennung anscheinend ähnliche Verhältnisse vor. Es gibt aber ja auch andere Wege, die wir beschreiten können, um den Temperatureinfluß weitestgehend auszuschalten. Wenn man verstellbare Düsen verwendet und die Raketen selbst entsprechend isoliert. Wenn man die Einstellung nicht ganz genau abtrifft, so ist das kein Unglück. Die im Einsatz an der Front verwendeten Geräte beweisen, daß es möglich ist zu treffen, wenn sie auch bei Wärme schneller und bei Kälte langsamer brennen.

Madelung: Das rauchlose Pulver ist ein ziemlich schlechter Wärmeleiter. Ich halte es nicht für unwahrscheinlich, daß man diese Erscheinungen beeinflussen könnte, wenn man die Wärmeleitfähigkeit beeinflußt z. B. durch Beimischen von guten Wärmeleitern. Die Genauigkeit der Ballistik ist bei Raketengeschossen von so überaus großer Wichtigkeit. Ich glaube, es wird nicht nötig sein, auf die künstliche Eichung von Raketenformen zu verzichten. Wenn man denkt, wie überaus groß der Einsatz eines Flugzeugs ist, dann sollte man bei der Waffe, die man verschießt, bei der Form nicht

ein wenig sparen. Denken Sie doch nur an ein Flugzeug im Werte einer Million, das man zehnmal einsetzen kann, bis es abgeschossen wird. Dann kostet jeder Einsatz 100 000 RM. Man kann also ruhig ein paar-tausend Mark bezahlen, wenn dadurch die Treffsicherheit gehoben wird. Ich glaube, daß bei diesen Raketingeschossen es nicht allein die Ungenauigkeiten in der Abbrandgeschwindigkeit, also in dem Geschwindigkeitszuwachs der Rakete sind, was die große Treffunsicherheit, mit der wir wohl rechnen müssen, zur Folge hat. Ich glaube vielmehr, daß es noch eine Reihe anderer Einflüsse sind. Sie haben wahrscheinlich vor einigen Tagen in der Zeitung Bilder von einer Werferbatterie gesehen. Da wird Ihnen aufgefallen sein, daß die Bahnen durchaus nicht parallel waren. Aber mindestens eine davon war ganz geradeaus. Das kommt aber nicht dadurch, daß der Antrieb etwas schwächer oder stärker ist, sondern das kommt dadurch, daß Auftriebskräfte dagewesen sind. Ich glaube, wir werden die Raketingeschosse überhaupt viel energischer stabilisieren und dafür sorgen müssen, daß die Auftriebskräfte möglichst klein sind. Das Ideal eines solchen Körpers ist nicht eine lange Zigarre mit einem großen Leitwerk hinten dran, sondern etwas, das möglichst eine Kugel ist. Die wenigen Geschosse, die man während des Weltkriegs hatte, waren in der Beziehung musterhaft schlecht.

Herr Madelung bespricht noch einige Fragen der Anordnung der Düsen und der Leitwerke und stellt fest, daß hier noch eine Reihe von Problemen zu lösen ist, um den Raketenantrieb weiterzubringen.

Wagner: Ein wichtiger Unterschied zum Bunsenbrenner scheint mir darin zu bestehen, daß beim Bunsenbrenner mit wachsender Temperatur auch der Abstand der Gasmoleküle sich vergrößert.

Betz: Herr Madelung wies eben auf die Gefahr einer Ablenkung der Raketingeschosse aus ihrer Bahn durch auftretende Momente hin. Das durch ungleiche Wirkung der Düsen entstehende Moment wird weitgehend ausgeschaltet, wenn man dem Geschöß einen Drall gibt, der verhältnismäßig klein sein kann. Wenn sich nämlich das Geschöß um seine Längsachse dreht, so dreht sich auch die Antriebskraft, und wenn diese auch unsymmetrisch ist, so fällt dann doch ihr zeitlicher Mittelwert in die Drehachse. Ich nahm lange Zeit auch an, daß man das Geschöß sehr stabil machen muß, z. B. durch einen langen Stiel mit Flossen, um eine einwandfreie Bahn zu erhalten. Ich wurde aber kürzlich darauf aufmerksam gemacht, daß dieser Gedanke nicht richtig ist. Wenn nämlich das Geschöß einem seitlichen Wind ausgesetzt ist, so würde es bei großer Stabilität in die relative Anströmrichtung gedreht, die nicht mit der Flugrichtung übereinstimmt. Der Schub der Rakete liegt in Richtung der Geschößachse, bildet also bei Seitenwind einen Winkel mit der Bahnrichtung und ergibt daher eine Kraftkomponente quer zur Bahnrichtung, welche das Geschöß aus der Bahn ablenkt. Das Raketingeschöß ist in dieser Hinsicht gegenüber einem gewöhnlichen Geschöß sehr viel empfindlicher. Bei letzterem ist die Bahnrichtung beim Verlassen des Rohres durch den großen Vektor des Geschwindigkeitsimpulses weitgehend festgelegt, und störende Einflüsse sind nur relativ gering. Beim Raketingeschöß ist der Impulsvektor beim Verlassen der Führung nur klein; er wird erst nachher durch den Schub der Rakete vergrößert. Und wenn dieser Schub auch nur wenig von der Bahnrichtung abweicht, so wird dadurch die Richtung des erzeugten Impulsvektors merklich geändert. Man muß deshalb vor allem in der ersten Zeit, wo die Geschwindigkeit noch klein ist, äußere Störungen möglichst vermeiden. Den Einfluß von Windstörungen kann man aber klein halten, wenn man die Stabilität möglichst klein hält, so daß ein Seitenwind kein merkliches Moment auf das Geschöß ausübt. Außer der Störung durch den Seitenwind machen sich beim Raketingeschöß aber vor allem kleine Abweichungen in

der Lage, der Geschößachse beim Verlassen der Führung viel stärker geltend als beim gewöhnlichen Geschöß, da die Richtung des eingeleiteten Impulses um diese Abweichung falsch ist, während beim gewöhnlichen Geschöß der Impuls bereits in voller Höhe vorliegt. Ich glaube, daß dieser Umstand die Hauptursache für die stärkere Streuung der Raketen-geschosse darstellt.

Schilling: Ich will noch auf eine Möglichkeit der Erklärung der Temperaturabhängigkeit des Pulverabbrandes hinweisen. Es ist doch wahrscheinlich, daß das Pulver im gasförmigen Zustand verbrennt. Die Verbrennungsgeschwindigkeit wird sich nun aus den Geschwindigkeiten mehrerer Vorgänge, und zwar der Vergasung des Pulvers und der Verfeinerung der Gase zusammensetzen. Es kommt also darauf an, welches der langsamste Vorgang ist, denn der ist für die Gesamtverbrennungsgeschwindigkeit bestimmend. Zweifellos ist das die Vergasung des Pulvers, weil die dafür notwendige Energie durch die schlechte Wärmeleitfähigkeit geliefert werden muß. Diese Vergasung dürfte bei einigen 100°C erfolgen, eine Temperatur, die in der Größenordnung des betrachteten Bereichs von $\pm 50^{\circ}\text{C}$, in dem die beobachteten Brennzeit-schwankungen von 1:2 auftreten, liegt. Aus diesem Grunde kann man sich vorstellen, daß die Zeit für die Bildung des gasförmigen Zustandes durch die betrachteten Schwankungen der Anfangstemperatur stark beeinflußt werden kann. Damit läge die Ursache der Temperaturabhängigkeit in der langsamen Vergasungsgeschwindigkeit infolge der schlechten Wärmeleitfähigkeit des Pulvers. Nach dieser Erklärung müßte die Vorhin von Herrn Madelung vorgeschlagene Verbesserung des Pulverwärmeleitvermögens durch Zusatz anderer Stoffe, insbesondere von Aluminium, eine Abschwächung des störenden Temperatureinflusses bringen.

Busemann: Zum Schluß dieser ergiebigen Aussprache möchte ich allen Beteiligten und dem Vortragenden, der uns die wertvollen Anregungen gegeben hat, nochmals danken.