

Meine letzten Worte!

6731

Sonderdruck aus

# RAKETENTECHNIK UND RAUMFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben von der Deutschen Gesellschaft für Raketentechnik und Raumfahrt, Stuttgart-Zuffenhausen



HEFT 2

STUTT GART

APRIL 1958

## **Aus den Arbeiten des deutschen Raketen-Kollektivs in der Sowjet-Union**

*Helmut Gröttrup*

*Pforzheim*

DK 621.455 : 629.136.3

## 1. Einleitung

Die nachfolgende, stichwortartige Übersicht über Arbeiten und Resultate des deutschen Raketen-Kollektivs in der Sowjet-Union soll ein Beitrag zum Verständnis der für die westliche Welt überraschenden russischen Erfolge auf dem Gebiet der ballistischen Fernraketen in der jüngsten Vergangenheit sein. Natürlich betrifft diese Darstellung nur einen begrenzten Teilausschnitt der sowjetrussischen Entwicklung; die Tätigkeit der großen und leistungsfähigen Gruppen russischer Wissenschaftler und Ingenieure und die Ergebnisse der auf Einzelgebieten (vor allem Steuerung) tätigen anderen deutschen Kollektive sind dem Verfasser nur in Umrissen bekannt.

Darüber hinaus kann eine exakte Prognose, in welchem Maße die Arbeitsergebnisse des deutschen Raketen-Kollektivs und die dieser Arbeit zugrundeliegenden Leitgedanken von der russischen Entwicklung genutzt wurden, nicht gestellt werden. Sicher ist nur, daß alle Resultate von den zuständigen russischen Entwicklern sehr sorgfältig durchgearbeitet und mit den Urhebern diskutiert wurden.

Die Darstellung bezieht sich auf den Stand der Arbeiten Ende 1950, da nach diesem Zeitpunkt von dem deutschen Kollektiv keine wesentlichen Beiträge auf dem Gebiet der ballistischen Fernraketen mehr geleistet worden sind.

Einzelne Daten von bestimmten Projekten können nicht genannt werden, weil natürlich keine schriftlichen Unterlagen vorliegen. Sie sind auch nach Ansicht des Verfassers weniger aufschlußreich als die Leitgedanken und Untersuchungsergebnisse, die sich unabhängig von bestimmten Projekten gebildet haben. Es ist daher versucht worden, die Darstellung nach solchen Grundgedanken zu gliedern. Die meisten Maßnahmen in der Entwicklung haben verschiedene Gründe bzw. wirken sich in mehrfacher Richtung aus. Hierauf wird in den einzelnen Abschnitten nicht immer besonders hingewiesen.

Der Entschluß für die Niederschrift der folgenden Darstellung wurde durch zwei Gesichtspunkte bestimmt. Erstens hat sich die sowjetische Raketentechnik seit dem Jahre 1950 so rasch vorwärtsentwickelt, daß durch die Schilderung des Anteiles des deutschen Raketen-Kollektivs wohl kaum aktuelle Geheimnisse preisgegeben werden. Zweitens möchte der Verfasser mit dieser Arbeit den ehemaligen Mitarbeitern, durch deren Zusammenwirken die beschriebenen Ergebnisse zustande gekommen sind, seinen Dank aussprechen.

## 2. Reichweite

### 21. Treibstoffe

Das deutsche Raketen-Kollektiv hat in der Zeit seiner Tätigkeit keine wichtigen Entwicklungen auf dem Gebiete neuer Treibstoffe durchgeführt. Es wurden lediglich tastende Experimente mit neuen Treibstoffen insbesondere mit metallbeladenen Treibstoffen durchgeführt, die nicht zu praktisch verwertbaren Resultaten führten. Daher gründen sich alle ausgeführten Projekte auf die konventionellen Treibstoffe: Spiritus-Wasser-Gemisch, Kerosin, Sauerstoff und Salpetersäure.

Von der Entwicklung schwerer Treibstoffe wurde bewußt abgesehen. Die immer wieder auftauchenden Betrachtungen über die Reichweitensteigerung durch die Anwendung schwerer Treibstoffe beruht nach Ansicht des Verfassers auf einem Irrtum. Wenn es die Konstruktion einer Rakete erlaubt, einen bisher verwendeten Treibstoff durch einen schwereren zu ersetzen, so sind Statik und Fördersystem für den früheren Treibstoff überdimensioniert. Ist dagegen die Rakete für einen bestimmten Treibstoff optimal konstruiert, so ist der Übergang auf einen schwereren Treibstoff nicht ohne Erhöhung des Leergewichts möglich. Der Einsatz eines schwereren Treibstoffes bei der Neukonstruktion bringt natürlich eine Verkleinerung von Behältern

und Zelle. Die Verbesserung des Massenverhältnisses, die hierdurch erzielt werden kann, ist aber gering. Wie man leicht überschlägig berechnet, ergibt eine Volumverminderung einer Treibstoffkomponente um 20% bei einem Gewichtsanteil der Zelle am Leergewicht von 10% nur eine Verbesserung des Massenverhältnisses um etwa 1%.

### 22. Triebwerk

Bei den Projekten des Kollektivs wurde die Erhöhung des spezifischen Impulses und die Verringerung des Triebwerkgewichtes bei Erhöhung des Ofendruckes ausgenutzt. Ein Optimum ergab sich für einen Ofendruck von 60 atü. Die Zunahme des spezifischen Impulses bei weiterer Druckerhöhung beträgt nur wenige Prozent. Dagegen wäre die Erhöhung des Ofengewichtes, der Förderanlage und der Armaturen so groß, daß sie den Vorteil aufwiegt. Insbesondere ergab sich, daß bis zu einem Ofendruck von 60 atü gerade noch zweistufige Pumpen verwendet werden können, während bei höheren Drücken dreistufige, schwerere Pumpen eingesetzt werden müssen.

Bei Verwendung des höheren Ofendruckes verlagert sich die Aufgabenstellung des Einspritzsystems von der Zerstäubung zur Mischung. Hierdurch ergeben sich Vereinfachungen und Gewichtserleichterung des Einspritzsystems sowie eine Verminderung der für das Einspritzen benötigten Differenzdrücke.

Die Kühlung des Ofens wurde dreistufig ausgeführt. Die Düse wurde mit Brennstoff direkt aus dem Behälter gekühlt, während der Ofenkopf mit Brennstoff aus der zweiten Stufe der Pumpe gekühlt wurde. Das zwischen Kopf und Düse liegende, den engsten Querschnitt enthaltende Zwischenstück wurde mit Brennstoff aus der ersten Stufe der Pumpe gekühlt, der anschließend dem Saugstutzen der Pumpe wieder zugeführt wurde. Diese Kühlstrecke wurde so ausgebildet, daß vom Eintritt bis zum Austritt ein Druckabfall auftrat, der dem Druckabfall des Ofengases entspricht. Die Kühlung erfolgte also für diese Kühlstrecke nicht im Gegenstrom. Diese dreistufige Ausbildung des Kühlsystems erlaubt eine fast vollkommene Anpassung des Kühlmitteldruckes an den Ofeninnendruck. Hierdurch wird es möglich, mit sehr dünnen Wandstärken für die Ofeninnenwand zu arbeiten, und einen nicht zunderfesten, gut wärmeleitenden Werkstoff zu verwenden. Wegen des hohen Flüssigkeitsdruckes kurz vor Brennschluß wurde im unteren Düsenteil der Ofeninnenmantel durch tangentiale Zugstege mit dem Außenmantel verbunden. Neben der Trockenkühlung wurde ausgiebig von der Naßkühlung Gebrauch gemacht.

Für die Düsenlänge ergibt sich aus dem Verlauf der Antriebsbahn ein Optimum, wenn man die Wirkung des statischen Druckes im Austrittsquerschnitt gegen den Atmosphärendruck berücksichtigt. In den Projekten wurde im allgemeinen eine kürzere Düsenlänge verwendet, weil die hierdurch erzielte Gewichtsverminderung sich stärker auswirkte als der Verlust an statischem Impuls.

### 23. Zelle

Den Hauptanteil an der Gewichtserleichterung der Raketen steuert die Zelle bei. Die aerodynamische Beanspruchung der Zelle ist bekanntlich auf der Antriebsbahn wegen der Gegenläufigkeit von Geschwindigkeit und Luftdichte wesentlich geringer als beim Eintauchstück. Da aber im allgemeinen nicht die Forderung besteht, die Rakete als Ganzes ins Ziel zu bringen, sondern diese Forderung nur für die Nutzlast gestellt wird, ist es vernünftig, die Zelle so zu konstruieren, daß sie die Beanspruchungen auf der

Antriebsbahn gerade noch aushält, und bei Brennschluß die Nutzlast abzutrennen. Demzufolge wurden unsere Projekte (seit 1947) mit abtrennbarer bzw. sogar lose aufgesetzter Nutzlastspitze entwickelt.

Bei allen Projekten sind Behälter und Zelle eine Einheit, es wird also auf die Trennung von Behälter und Zelle verzichtet. Die Behälter sind durch inneren Überdruck stabilisiert. Das bedeutet, daß durch den inneren Überdruck in den Behälterwandungen Längs-Zugspannungen erzeugt werden, die größer sind als die während der Antriebsbahn durch die Schubdurchleitung und sonstigen Beanspruchungen auftretenden Druckspannungen. Stringer und Spante entfallen fast vollständig, lediglich sehr leichte Ringspante zur Erhaltung der Kreisform der Behälter werden vorgesehen. Bei Sauerstoffbehältern liegt der stabilisierende Druck in der Größenordnung des Druckes, den man sowieso benötigt, um beim Start Kavitationserscheinungen im Saugstutzen der Pumpe zu vermeiden. Die Außenwand beider Behälter ist in einem Stück gefertigt. Der die Behälter trennende Zwischenboden wird mit einer Dreiblechnaht eingeschweißt. Ausführliche technologische Versuche zeigten die Brauchbarkeit dieser Konstruktion. Die Einleitung der Schubkraft erfolgt zentrisch in der Mitte des als Kegel ausgebildeten unteren Behälterbodens. Hierdurch werden Kräfteinleitungspunkte mit ihrer Spannungsanhäufung und dem daraus resultierenden hohen Gewicht vermieden.

Die Belüftung des Sauerstoffbehälters erfolgt wie üblich mit Sauerstoffgas aus einem Wärmeaustauscher. Die Belüftung des Treibstoffbehälters erfolgt mit Turbinenabgas, das durch den isolierenden Doppelmantel des Treibstoffzuführungsrohres durch den Sauerstoffbehälter geleitet wird. Die Innehaltung der Behälterdrücke, insbesondere der für den Zwischenboden wichtigen Druckdifferenz zwischen den beiden Behältern wird durch besondere Armaturen überwacht.

In einem Falle erwies sich die Fertigung der Zelle aus einem Sonderstahlblech mit guter Kerbzähigkeit bei tiefen Temperaturen vorteilhafter als die Fertigung aus Leichtmetall. Die Wanddicke der Behälter war in diesem Fall weniger durch die Flugbeanspruchungen als durch die Griffestigkeit bedingt.

Auch für den flüssigen Sauerstoff wurden nicht-isolierte Behälter vorgesehen. Während der Startvorbereitungen wird ein besonderes Nachtankgefäß in der Bodenanlage eingesetzt, um den Verdampfungsverlust auszugleichen. Die Verdampfung während des Fluges verursacht eine Entlastung des Wärmeaustauschers. Der Eisansatz am Behälter ist durch eine entsprechende Oberflächenbehandlung fast völlig zu vermeiden. Eis, das sich trotz dieser Behandlung ansetzt, wird beim Start oder spätestens beim Schalldurchgang abgeworfen.

In einem Projekt wurde das Flossenheck durch eine Kegelschale ohne Flossen ersetzt. Diese Kegelschale besitzt die notwendige Festigkeit für das Aufrichten und Betanken der Rakete durch ihre Ausführung in Wellblech. Die Kräfteinleitung in die Zelle geschieht genau wie die Schubleitung gleichmäßig auf dem ganzen Trennschmitt. Die Länge des Kegelmantels ist nicht so gewählt, daß die Rakete während der ganzen Antriebsbahn aerodynamisch stabil ist, sondern so, daß die auszusteuern den Momente (stabilisierende oder destabilisierende) klein sind, und zwar unter Berücksichtigung der Wanderungen von Schwerpunkt und Druckmittelpunkt und der Veränderung von Luftdichte und Geschwindigkeit. Hierdurch ergibt sich eine Gewichts- und Energieeinsparung an den Steuerorganen. Ähnlich wie die Behälter wird auch die Vorspitze, die die Nutzlast abdeckt durch einen Innendruck stabilisiert. Da die Beanspruchung der Vorspitze im wesentlichen durch aerodynamische Kräfte erfolgt, kann zur Stabilisierung Staudruck verwendet werden.

Die Nutzlast wurde in einem Projekt als aerodynamisch stabiler Zylinder ausgeführt. Dieser Zylinder hat einen hohen Formwiderstand, der seine Abbremsung während

des Eintauchens bewirkt und hierdurch die thermische Beanspruchung vermindert. Als Wandmaterial für diesen Zylinder wurde u. a. Holz vorgeschlagen, das nach seiner Verkohlung dem weiteren Wärmeeinmarsch einen hohen Widerstand bietet.

Während der Antriebsbahn treten nur im Treibstoffbehälter Temperaturen durch Wanderwärmung auf, die aber bei der Verwendung von Stahl als Wandwerkstoff unschädlich sind.

In einem Projekt wurde als äußere Form ein sehr schlanker Kreiskegel verwendet. Diese Form ist aerodynamisch etwas ungünstiger als bekannte Außenformen. Der Einfluß auf die Reichweite ist aber gering, da der gesamte Impulsverlust durch aerodynamischen Widerstand bei diesem Projekt nur etwa 3% des vom Triebwerk aufgebrachten Impulses beträgt. Die Kegelform hat den Vorteil der stabilen Druckpunktlage und der relativ leichten Fertigung.

#### 24. Restmengen

Bei extremen Massenverhältnissen spielen die Treibstoffrestmengen einen erheblichen Anteil bei der Berechnung des Leergewichtes. Diese Restmengen entstehen durch Abweichungen der Fördermengen der Pumpen von der Sollfördermenge. Es waren früher schon Überlegungen über die Regelung des Mischungsverhältnisses angestellt worden, mit dem Ziel, das für die Treibstoffkombination optimale Mischungsverhältnis einzuhalten. Eine derartige Regelung erscheint nicht erforderlich, insbesondere bei den von uns untersuchten, konventionellen Treibstoffkombinationen, bei denen der Extrem-Verlauf des spezifischen Impulses über dem Mischungsverhältnis relativ breit ist. Dagegen läßt sich leicht ausrechnen, daß eine Toleranz der Fördermengen von z. B. 1% für beide Komponenten bereits zu Restmengen von z. B. 1% für beide Komponenten führt, die ein Massenverhältnis von 0,1 um 20% verschlechtern. Es erschien uns daher notwendig, in den Geräten, die die Garantiereichweite erzielen sollten, Vorkehrungen zu treffen, die eine gleichmäßige Entleerung beider Behälter sicherstellen.

In den beiden Behältern wurden Fühlsonden eingebaut, deren Elemente so angeordnet waren, daß sie bei gleichmäßiger Entleerung immer paarweise ansprechen mußten. Die Differenzzeiten zwischen dem Ansprechen dieser Elementenpaare wurde zur Regelung des Durchsatzes der beiden Treibstoffkomponenten verwendet. In einem Projekt waren für die Treibstoffkomponenten getrennte Turbopumpen vorgesehen. Hier erfolgte die Regelung des Durchsatzes durch Beeinflussung des Dampfdurchsatzes der Turbinen. Die Regelorgane waren die gleichen, die für die Konstanthaltung des Ofendruckes sowieso vorgesehen waren.

#### 25. Beschleunigungsbeschränkung

Primitive ballistische Überlegungen führen bekanntlich zu dem Schluß, das Verhältnis von Schub zu Startgewicht, also die Startbeschleunigung, müsse möglichst groß sein. Gegen Kriegsende herrschte allgemein die Auffassung, daß eine Startbeschleunigung von 2 g optimal sei. Wir haben über diesen Punkt eingehende Untersuchungen angestellt, bei denen die Zunahme der Triebwerksgewichte und der Gewichte der Bauteile, die zur Schubdurchleitung dienen, berücksichtigt wurden. Hierbei ergab sich, daß eine Startbeschleunigung von erheblich kleinerem Wert optimal sein kann. Eines unserer Projekte wurde für eine Startbeschleunigung von 1,4 g ausgelegt.

Bei dem gleichen Projekt ergab es sich als zweckmäßig, die Beschleunigung auf der Antriebsbahn überhaupt nach oben zu begrenzen, also am Ende der Antriebsbahn die Regelung auf konstanten Ofeninnendruck durch eine Regelung auf konstante Beschleunigung zu ersetzen.

Durch diese Begrenzung entsteht zunächst wegen des schlechteren Ofenwirkungsgrades und die längere Flugzeit ein Geschwindigkeitsverlust. Dieser Verlust wird aber überkompensiert durch die gleichzeitig mögliche Verringerung des Leergewichtes. Das Leergewicht wird kleiner wegen

der geringeren Beanspruchung der Elemente, die den Schub zur Nutzlastspitze durchleiten, wegen der Verringerung der zur Stabilisierung der Behälter notwendigen Druckgasmenge und wegen der geringeren Beanspruchung des Düsenaußenmantels, an dem sich wegen der hohen Flüssigkeitssäule die Beschleunigungen besonders stark auswirken.

Die Erleichterung des Düsenendes war in einem Projekt mit Schwenkfen besonders interessant, weil hierdurch eine starke Reduzierung des von den Steuerkräften beaufschlagten Trägheitsmomentes erzielt werden konnte.

Ein Nebenergebnis der Beschleunigungsregelung bei Brennschluß auf einen konstanten Wert ist die geringere Streuung des Nachbrennschlußvorganges, die sich auf die Treffgenauigkeit auswirkt.

### 3. Treffgenauigkeit

#### 31. Prinzip der geraden Antriebsbahn

Die A 4 hatte eine sog. „natürliche“ Antriebsbahn, bei der nach beendeter Umlenkung die Kreiselsteuerung einen konstanten Kurs vorschrieb und die Bahn sich unter dem Einfluß der Erdbeschleunigung krümmte. Hierdurch wird die Messung der Brennschlußgeschwindigkeit und die Messung der zur Korrektur verwendeten Brennschlußkoordinaten erschwert und durch Schubschwankungen verfälscht, weil sich diese Schubschwankungen als Veränderung der Form der Bahnkurve auswirken.

Unsere Projekte sahen aus weiter unten genannten Gründen eine Fernlenkung nach dem Leitstrahlverfahren vor. Derartige Verfahren waren auch für A 4 bei Kriegsende in Entwicklung (Zirkel). Der Peilstrahl des Zirkelprojektes muß der gekrümmten Bahn der Rakete folgen bzw. ihr diese gekrümmte Bahn vorschreiben. Der Peilstrahl hat also während der ganzen Antriebsbahn eine Drehung zu vollführen, womit eine ständige Störung des zwischen Rakete und Fernlenkstation wirksamen Regelkreises gegeben ist. Außerdem ist eine solche mechanische Schwenkung nur sehr schwer völlig kontinuierlich zu gestalten, es sind kleine Winkelschwingungen zu erwarten, die sich an dem großen Hebelarm des Leitstrahles störend auf die Steuerung der Rakete auswirken müssen.

Unsere Projekte sahen daher (seit 1947) das Prinzip der geraden Antriebsbahn vor. Der Peilstrahl steht während des Startes in Lauerstellung und führt während der Umlenkung der Rakete eine relativ kurze Schwenkbewegung durch. Nach der Umlenkung steht er für etwa 90% der Antriebsbahn völlig still.

Das Prinzip der geraden Antriebsbahn bringt gegenüber der „natürlichen“ Bahn einen geringen Reichweitenverlust, der aber in Anbetracht der Vorteile für die Treffgenauigkeit verschmerzt werden kann. Zwischen dem Leitstrahlwinkel und dem Bahnneigungswinkel bestehen Amplitudenbeziehungen, die wir theoretisch und mit Analog-Rechenmaschinen (Bahnmodellen) ermittelt haben. Für unsere Projekte ergab sich ein Amplitudenverhältnis von Bahnwinkel zu Leitstrahlwinkel zwischen 5 und 15. Hieraus erhellt sich die Notwendigkeit, kleine Abweichungen vom Leitstrahl zu erzielen bzw. auftretende Schwingungen möglichst bis Brennschluß abklingen zu lassen.

Für die Geschwindigkeits- und Wegmessung ergeben sich durch das Prinzip der geraden Antriebsbahn leicht übersehbare Vorteile. Beide Werte können von der Bodenstation durch jeweils nur eine Koordinate dargestellt werden.

Die gewählte Bahnform bringt darüber hinaus noch den Vorteil, daß die Fernlenkstation relativ dicht an die Abschlußstelle heranrückt, wodurch sich eine Vereinfachung des praktischen Schießens ergibt.

#### 32. Fernlenkverfahren

Für die Steuerung nach Seite und Höhe wurde eine Vier-Spiegel-Peilanlage verwendet. Die Strahlung des Bordsenders wurde mit dieser Peilanlage empfangen, in ein Kommando umgewandelt und dieses Kommando zur Rakete

mit Frequenzmodulation übertragen. Die vier Spiegel bilden ein flaches Rechteck, weil die Seitenpeilung genauer sein muß als die Höhenpeilung. Die Ermittlung des Peilwertes geschieht durch Umtastung der Spiegelpaare. Ein Einzelspiegel mit umlaufendem Dipol wäre bei der geforderten Genauigkeit und bei der uns zur Verfügung stehenden Wellenlänge unhandlich geworden. Die Kommandobildung am Boden hat den Vorteil, daß man mit relativ großem Aufwand, beispielsweise mit zeitlich veränderlichen Koeffizienten arbeiten kann.

Für das Geschwindigkeitsmeßverfahren wurde das Doppler-Prinzip angewendet. Einzelheiten gehen aus der folgenden Tabelle hervor, in der „ $\beta$ “ das Verhältnis der Raketengeschwindigkeit zur Lichtgeschwindigkeit bedeutet.

Bodensender strahlt ab:	$f_1$
Bordempfänger nimmt auf:	$f_1(1-\beta)$
Bordsender zugemischt:	$f_2 - f_1(1-\beta)$
Zwischenfrequenz verdreifacht:	$3f_2 - 3f_1(1-\beta)$
und dem Bordsender aufmoduliert:	$f_2 \pm 3f_2 - 3f_1(1-\beta)$
Bordsender strahlt aus:	$3f_1(1-\beta) - 2f_2$ und $f_2$
Bodenempfänger nimmt auf:	$3f_1(1-\beta)^2 - 2f_2(1-\beta)$ und $f_2(1-\beta)$

Bodensender zugemischt:  
 $f_1 - 3f_1(1-\beta)^2 + 2f_2(1-\beta)$  und  $f_2(1-\beta) - f_1$

die kleinere Zwischenfrequenz verdoppelt:  $2f_2(1-\beta) - 2f_1$   
 Beide Zwischenfrequenzen gemischt:  $3f_1(1-\beta)^2 - 3f_1 \approx 6\beta f_1$

Die Entfernung der Rakete von der Fernlenkstation wurde nach einem Impulsverfahren mit Grautastung gemessen. Der Impulsabstand wird so gewählt, daß eine Zweideutigkeit vermieden wird. Die Korrektur der Brennschlußgeschwindigkeit durch den Entfernungswert geschieht nach bekannten Verfahren.

Das Brennschlußkommando wird der Rakete über den gleichen Funkkanal übermittelt, wobei besonderer Wert auf die Vermeidung von verzögernden Zwischengliedern gelegt wurde.

#### 33. Brennschluß

Bei der A 4 war zur Erhöhung der Treffgenauigkeit eine verkleinerte Schubstufe bei Brennschluß vorgesehen. Diese zweite Stufe zeigte aber sehr starke Unterschiede in den Beschleunigungswerten und damit des Nachbrennschlußvorganges und hatte außerdem eine Komplizierung des Triebwerkssteuersystems zur Folge. Die Einführung der zweiten Stufe ging von der – nach der neueren Entwicklung nicht mehr haltbaren – Voraussetzung aus, daß Messung und Kommandoübermittlung Vorgänge sind, die relativ viel Zeit verbrauchen.

Bei unseren Projekten wurde eine solche Stufe nicht vorgesehen, dagegen wurden alle Maßnahmen getroffen, die zu einem möglichst kurzen Brennschlußvorgang führen können. Die beiden Hauptventile haben ihre Ruhelage in der Vorstufenlage. Sie werden vor dem Start durch Preßluft von der Bodenstation geschlossen gehalten, durch Wegnahme der Preßluft in Vorstufenstellung gebracht und öffnen sich unter dem Einfluß der Treibstoffströmung bis in die Hauptstufenstellung. Bei Brennschluß werden in den entsprechenden Druckkammern Pulversätze entzündet und hierdurch die Ventile mit großer Geschwindigkeit geschlossen. Die Entzündung der Pulversätze erfolgt durch die Tonfrequenzausgangsspannung des Bordempfängers. Der auftretende Wasserschlag wird durch entsprechend angeordnete Umlenkrohre vermieden. Neben der Erzielung eines exakten Brennschlusses ergibt diese Anordnung durch den geringen Aufwand an Armaturen eine starke Vereinfachung der Triebwerkssteueranlage.

Während die Expansion des Ofengases nach Aufhören der Verbrennung ein relativ gut definierter Vorgang ist, kann das Nachbrennen der Treibstoffreste zwischen den Hauptventilen und dem Ofen zu erheblichen Streuungen führen. Daher wurde auch diese Verbrennung definiert, indem der Restsauerstoff zwischen Hauptventil und Ofen durch (während des Fluges erzeugten) Drucksauerstoff in den Ofen ausgeblasen wurde.

#### 34. Trennschluß

Das Vorhandensein einer abtrennbaren Nutzlastspitze kann dazu ausgenutzt werden, den Nachbrennschlußvorgang noch weiter unschädlich zu machen. An der Trennstelle Heck-Mittelteil werden kurz brennende Pulverraketen mit großem Schub in Bremsrichtung angebracht und bei Brennschluß entzündet. Hierdurch wird die Restrakete gegenüber der Nutzlastspitze verzögert, die Trennung erleichtert und eine weitere Kraftübertragung verhindert. Der Impuls dieser „Trennschlußraketen“ muß größer sein als der Nachbrennschlußimpuls des Triebwerkes, damit die Restrakete die Nutzlastspitze nicht wieder einholen kann. Die Wirkung der Trennschlußrakete ist umso besser, je steiler ihr Schubanstieg ist.

Als Kuriosum sei erwähnt, daß bei großen Raketen die Übertragung der Schubänderung vom Triebwerk bzw. von den Trennschlußraketen zur Nutzlast durch die Zelle (wegen der endlichen Schallgeschwindigkeit im Zellenmaterial) Zeiten erreichen kann, die bei genauen Untersuchungen berücksichtigt werden müssen.

#### 4. Vereinfachung

##### 41. Allgemeines

Die Projekte des deutschen Raketen-Kollektivs zeichnen sich durch eine Neigung zu extremer Vereinfachung aus. Hierin ist sowohl ein Einfluß der Umgebung als auch ein Zurückschlagen des Pendels nach der dem anderen Extrem zustrebenden Peenemünder Entwicklung zu sehen. Bei jedem Projekt wurde jede Schraube und jede Lötstelle daraufhin geprüft, ob sie evtl. vermieden werden könnte. Die Vereinfachung betrifft zunächst die Fertigung. Durch die Verminderung der Zahl störanfälliger Elemente wird gleichzeitig die Sicherheit im Betrieb erhöht. Häufig geht mit dieser Vereinfachung eine Erleichterung der Bedienung Hand in Hand, obwohl hier in manchen Fällen auch eine Gegenläufigkeit festzustellen ist.

Ein wichtiges Prinzip unserer Entwicklung war, keinen Vorgang an Bord abspielen zu lassen, der am Boden ausgeführt werden kann. Ein weiteres Prinzip war, die an Bord vorhandenen Energien, nämlich hydraulische und pneumatische Energien, der elektrischen Energie vorzuziehen. Hieraus folgt, daß die Projekte mit relativ kleinen Bordbatterien auskommen.

##### 42. Gasentnahme

Die Mehrzahl der bekannten Raketentriebwerke verwenden für die Erzeugung des Turbinentreibgases einen separaten Gasgenerator. Dieser Gasgenerator wird mit zwei zusätzlichen Treibstoffen betrieben. Die Kompliziertheit dieser Anlage und die Notwendigkeit zwei Treibstoffe mehr zur Verfügung zu haben, hat schon früh den Wunsch aufkommen lassen, Ofengas zum Antrieb der Turbine zu verwenden.

Der Vorschlag wurde von uns aufgegriffen und in jahrelangen experimentellen und theoretischen Untersuchungen durchgearbeitet. Die Experimente wurden für die Brennstoffe Spiritus-Wasser-Gemisch und Kerosin durchgeführt, wobei als Sauerstoffträger flüssiger Sauerstoff diente. Als Kühlmittel für die Trocken- und Naßkühlung diente der jeweilige Treibstoff. Den Abschluß der Versuche bildete das Arbeiten mit einem bordverwendungsfähigen Kühlsystem mit angeschlossener Turbopumpe. Die Versuche brachten gegenüber den errechneten Werten keine Überraschungen. Der Prüfstand gestattete in seiner letzten Aufbauphase sämtliche interessierenden Werte an Reglern vorher einzustellen, der Versuch selbst lief nach Drücken des Startknopfes vollautomatisch ab.

##### 43. Bodenanlagen und Startvorgang

Das Prinzip der Verlagerung von Vorgängen von Bord auf den Boden erhöhte die Zahl der Aufgaben für die Bodenanlagen. Trotzdem konnte bei allen Projekten eine Vereinfachung der Anlagen erzielt werden, weil die Zahl der

zu prüfenden oder zu überwachenden Elemente der Rakete klein war und die Prüfungen auf das wirklich notwendige Maß beschränkt wurden.

Die Betankung erfolgte für beide Treibstoffe grundsätzlich durch das Heck. Von einer Betankung mit Pumpen wurde abgesehen, die Betankung erfolgte mit Druck, gegebenenfalls unter Gewichtskontrolle.

Das Anlassen der Turbine beim Start erfolgt durch Preßgas vom Boden. Mit dem Brennbeginn des Ofens übernimmt die Gasentnahmeanlage den Antrieb. Dieser Vorgang wurde von uns besonders sorgfältig studiert, damit ein Abheben der Rakete vor der Übernahme des Turbinenantriebs durch Entnahmegas mit Sicherheit vermieden werden kann.

Sämtliche Steuergeräte wurden im Heck eingebaut, wodurch sie zur Prüfung und Bedienung leicht zugänglich waren. Eine Bedienung von oberen Teilen der Rakete während des Startvorganges wurde bei allen Projekten vermieden.

Die Unterbringung der Steuergeräte im Heck hat außer der Vereinfachung der Startvorbereitung auch eine erhebliche Erhöhung der Störsicherheit wegen des Wegfalls der langen Leitungen durch die Behälter zur Folge. Als Kuriosum sei erwähnt, daß etwa auftretende Biegeschwingungen der Zelle bei Anbringung der Steuerung im Heck gedämpft, bei einer Anbringung in der Spitze dagegen aufgeschaukelt werden.

##### 44. Steuerung

Das Prinzip, Vorgänge auf den Boden zu verlagern, wirkt sich besonders deutlich bei der Steuerung aus. Die Trennung erfolgt hier so, daß die Bordgeräte die Stabilität, die Bodengeräte die Genauigkeit liefern. Der Vorteil der Funkfernlenkung für zivilen Einsatz liegt auf der Hand. Aber auch bei militärischer Verwendung ist die Störbarkeit einer solchen Fernsteuerung relativ gering. Das liegt einmal an dem geringen Anteil der Antriebsbahn an der Ge-

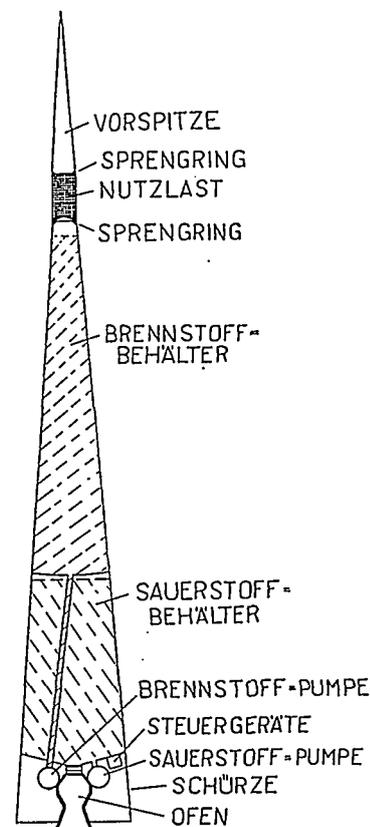


Abb. 1: PROJEKT R-14 (bzw. G-4) (annähernd maßstäbliche Skizze). Wichtigste Daten: Reichweite 3000 km; Schub 100 t; Nutzlast 3 t; Startgewicht 73 t; Gewicht bei Brennschluß (mit Nutzlast) 7 t.

sambahn und zweitens an der Möglichkeit an Bord und Boden Richtantennen zu verwenden. Setzt man die für ein Raketenschießen sowieso notwendige Luftüberlegenheit in der Gegend der Abschußstellen voraus, so werden bewußte Störungen des Fernlenkverfahrens nahezu unmöglich.

An Bord der Rakete werden zur Stabilitätssteuerung sehr einfache kleine, elektrisch gefesselte Wendezeiger verwendet, deren Ausgangskommando über eine Kondensatorschaltung zu einem ungenauen Lagewert integriert werden. Die Genauigkeit dieser Kreiselanordnung reicht auch aus, um die Drallsteuerung durchzuführen.

Bei den letzten Projekten wurden keine Luft- oder Strahlruder vorgesehen. Die Steuerung in den beiden Ebenen erfolgte durch Schwenken des Triebwerkes. Sorgfältige Untersuchungen zeigten, daß die Kardanaufhängung des Triebwerkes bzw. des Ofens einer anderen Anordnung gewichtsmäßig unterlegen ist, die darin besteht, daß das gesamte Triebwerk mit einer Doppelschneide gegen den unteren Behälterboden abgestützt wird. Der Antrieb des

Triebwerkes erfolgt mit Druckzylindern, die mit Hochdruckbrennstoff arbeiten.

Die Drallsteuerung geschieht durch schwenkbare Düsen, die mit dem Turbinenabgas arbeiten.

## 5. Zusammenfassung

Das bedeutendste Ergebnis der Arbeit des deutschen Kollektivs war der Nachweis, daß es möglich ist, ballistische Raketen mit einem Massenverhältnis von 0,1 bei einem Nutzlastanteil von 40% am Leergewicht zu bauen und damit das Gebiet der Mittelstreckenraketen mit konventionellen Treibstoffen mit einer einstufigen Rakete zu erreichen. Eine weitere Folgerung aus der ultra-leichten Zellenbauweise ist die Entwicklung von Zweistufenraketen, bei denen nur die Triebwerke der ersten Stufe abgeworfen werden, worüber eine Reihe von Projekten ausgearbeitet wurden. Die Entwicklung der Steueranlagen führten zu dem Ergebnis, daß eine artilleristische Treffgenauigkeit von 1/100 nach Seite und Länge erreichbar ist.