

0 NOV. 1970



ICAS Paper No. 70-50

HYBRID-VERBRENNUNG IN
BESCHLEUNIGUNGS-STAUSTRahlTRIEBWERKEN

by

Otto Lutz, Technische Universität Braunschweig,
Egbert Riester and Klaus Schadow, DFVLR
Braunschweig, Germany

**The Seventh Congress
of the
International Council of the
Aeronautical Sciences**

CONSIGLIO NAZIONALE DELLE RICERCHE, ROMA, ITALY / SEPTEMBER 14-18, 1970

Price: 400 Lire

HYBRID-VERBRENNUNG IN BESCHLEUNIGUNGS-STAUSTRALTRIEBWERKEN

O. Lutz, E. Riester und K. Schadow
Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V.
Braunschweig und Trauen, Deutschland

Übersicht

Für eine bestimmte Flugkörpermission können sich Vorteile des Antriebs durch eine Staustrahlrakete gegenüber einer Feststoffrakete ergeben; dies zu untersuchen ist Aufgabe dieses Berichtes. Die Anfangsbeschleunigung durch einen Raketenbooster wird in die Untersuchung einbezogen. Als Gasgenerator der Staustrahlrakete wird eine Raketenbrennkammer mit einem borhaltigen festen Brennstoff benutzt, in den ein flüssiger Oxydator eingespritzt wird (Hybrid-Reaktion). Die stark unterstöchiometrischen Abgase des Gasgenerator dienen als Brennstoff für die Staustrahlbrennkammer. Nach Optimierung des Systems ergibt sich ein Nutzlastgewinn von 24 % für eine bei konstanter Fluggeschwindigkeit betriebene Staustrahlrakete gegenüber der Feststoffrakete. Wird die Staustrahlrakete auch zur Beschleunigung herangezogen, läßt sich der Nutzlastgewinn auf 43 % steigern.

Abstract

For definite mission of a missile advantages of a ram rocket drive over that of a solid propellant rocket may be found. The investigation of this problem is the task of this report. The initial acceleration by a rocket booster are also taken into account. The gas generator of the ram rocket is a rocket combustion chamber including a boron loaded solid propellant, in which a liquid oxidizer is injected (hybrid reaction). The very rich exhaust gases leaving the generator are used as fuel for the ramjet combustor. After optimizing the system there is a gain in payload of 24 p.c. for a constant speed ram rocket compared with a solid propellant rocket. If in addition the ram rocket is used to accelerate the missile, the gain in payload will increase to 43 p. c.

Bezeichnungen

a	Austrittsgeschwindigkeit der Rakete
A	Querschnittsfläche
b	Beschleunigung
c_s	Schubbeiwert
c_w	Luftwiderstandsbeiwert
h	Enthalpieumsetzung im Gasgenerator
H_u	Restheizwert der Gasgenerator-Abgase
I_{sp}	spezifischer Impuls
k	Massendurchsatz der Rakete
k_s	Treibstoffdurchsatz des Staustrahltriebwerks (Ausstoß des Gasgenerators)
L_{min}	zur stöchiometrischen Verbrennung von 1 kg Gasgenerator-Abgas erforderliche Luftmenge
m	Masse
m_m	Treibstoffmasse der Staustrahlrakete für die Marschphase
m_s	Strukturmasse der Staustrahlrakete einschl. Gasgenerator ohne Treibstoff

m_t	Treibstoffmasse der Staustrahlrakete für die Beschleunigungsphase
M	Machzahl
n	Nutzlastgewinn
q	Wärmezufuhr in der Sekundärbrennkammer pro kg Gasgenerator-Abgas
t	Zeit
T^*	Nichtgleichgewichtstemperatur des Gasgenerators
w	Geschwindigkeit
x	horizontale Entfernung
α	Treibstoffanteil der Rakete $k \cdot t_e / m_0$
α_e	zum Erreichen der Marschgeschwindigkeit erforderlicher Treibstoffanteil
δ	Leichtbaufaktor A/m
μ	Boranteil des Festtreibstoffs
η	Verbrennungswirkungsgrad in der Sekundärbrennkammer

Indizes

o	bei der Stufenzündung
b	Booster, Boosterphase
e	bei Brennschluß der Stufe
f	Flugkörper (ohne beide Antriebsstufen)
s	Staustrahltriebwerk
'	bezogen auf den Antrieb der 2. Stufe
1	Staustrahltriebwerk-Lippe
3	Staustrahltriebwerk-Brennkammereintritt
5	Staustrahltriebwerk-Düsenhals

1. Einleitung

Die Ausführungen dieses Vortrages beziehen sich auf Horizontalmissionen von Flugkörpern. Hierbei wird der Flugkörper zunächst durch einen Raketenbooster auf die vorgesehene Marschgeschwindigkeit gebracht. Während der Marschphase ist nur ein schwächerer Antrieb erforderlich, der zur Überwindung des Luftwiderstandes und des durch eventuelle Manöver induzierten Widerstandes dient. Ist der Antrieb während der Marschphase nicht regelbar, wird durch die Manöver die Fluggeschwindigkeit herabgesetzt.

Als Marschtriebwerk wird üblicherweise ebenfalls eine Rakete verwendet. Bei längerer Reichweite empfiehlt es sich jedoch, die Rakete der Marschphase wegen des hohen Treibstoffverbrauchs durch ein Staustrahltriebwerk zu ersetzen. Mit der Weiterentwicklung des Staustrahltriebwerks im Hinblick auf einfacheren Aufbau, Kraftstoffversorgung durch Gasgeneratoren, Verringerung der Strukturmassen und des Bauvolumens etc. verschiebt sich die Grenze für den Einsatz des Staustrahltriebwerks zu kleineren Reichweiten. Auf der anderen Seite läßt der Wunsch nach höherer Fluggeschwindigkeit den Booster stark anwachsen. Hierdurch wirkt sich die Massensparnis beim Marschtriebwerk weniger auf die Startmasse des Flugkörpers aus.

Im folgenden wird vorgeschlagen, einen Teil der Beschleunigung durch den Antrieb der zweiten Stufe vorzunehmen. Dadurch wird die Flugzeit nicht wesentlich erhöht, die hohe Marschgeschwindigkeit in Zielnähe beibehalten und - wie gezeigt wird - eine gewisse Antriebsreserve in Zielnähe für Manöver gewährleistet. Erfolgt der Antrieb der zweiten Beschleunigungsstufe durch ein Staustrahltriebwerk, so liegt ein Nachteil gegenüber dem reinen Marschantrieb darin, daß das Staustrahltriebwerk nicht mehr in einem Betriebspunkt, sondern in einem Betriebsbereich arbeiten muß. Dabei verringert sich der Wirkungsgrad, und eine Schubregelung oder -steuerung wird erforderlich. Soll die Treibstoffversorgung durch einen Gasgenerator erfolgen, empfiehlt sich die Hybridregelung. Wegen der hohen Reaktionsenthalpie von Bor mit Sauerstoff und wegen seiner hohen Energiedichte sollte der Treibstoff einen Boranteil enthalten.

Zweck der folgenden Untersuchungen ist die Ermittlung, bei welcher Geschwindigkeit die Boosterbeschleunigung abgebrochen und die Beschleunigung mit einem Staustrahltriebwerk weitergeführt werden muß, um die größtmögliche Nutzlast mitführen zu können. Außerdem soll der günstigste Boranteil des Treibstoffs bestimmt werden.

Zur Verringerung der Vielzahl der Parameter sind einige einschränkende Annahmen erforderlich. Zunächst werden die Rechnungen auf Bodenbedingungen und damit auf konstante Umgebungsdichte und -temperatur beschränkt. Ziel aller Missionen ist das Erreichen der gleichen Reichweite bei derselben End- bzw. Marschmachzahl. Als Beispiel werden gewählt: 30 km Reichweite und Endmachzahl 3. Alle Flugkörper mögen die gleiche Startmasse m_0 besitzen (Bild 1), die auch zur Normierung einiger Massen herangezogen wird.

Zunächst werden die durch den Booster erreichbaren Bahndaten w_e und x_e in Abhängigkeit von der Boostergröße (αm_0 mit $\alpha < 1$) und der Anfangsbeschleunigung b_0 beim Zünden des Boosters ermittelt. Bei einer vorgegebenen Endgeschwindigkeit $w_e = 1020$ m/s entsprechend $M = 3$ existiert für jede Anfangsbeschleunigung nur eine erforderliche Boostergröße und damit ein Punkt x_e , in dem die Marschphase beginnen muß. Als Marschtriebwerk wird zunächst ein zweites Raketentriebwerk vorgesehen, wobei dann die mitführbare Flugkörpermasse m_f ohne die Antriebe der ersten und zweiten Stufe ermittelt wird.

Nach einigen Untersuchungen über hybride Gasgeneratoren, die als Treibstoffversorgung für ein Staustrahltriebwerk geeignet sind, erfolgt die Berechnung von Schub und Verbrauch von Staustrahlraketen. Die Staustrahlraketen werden zuerst als Marschtriebwerke eingesetzt. Die damit erzielbaren Flugkörpermassen werden mit denen der Zweistufenrakete verglichen. Schließlich wird die Staustrahlrakete mit zur Nachbeschleunigung herangezogen, hinsichtlich der mitführbaren Flugkörpermasse optimiert, und die Ergebnisse der Rechnung werden mit den vorher gewonnenen Daten verglichen.

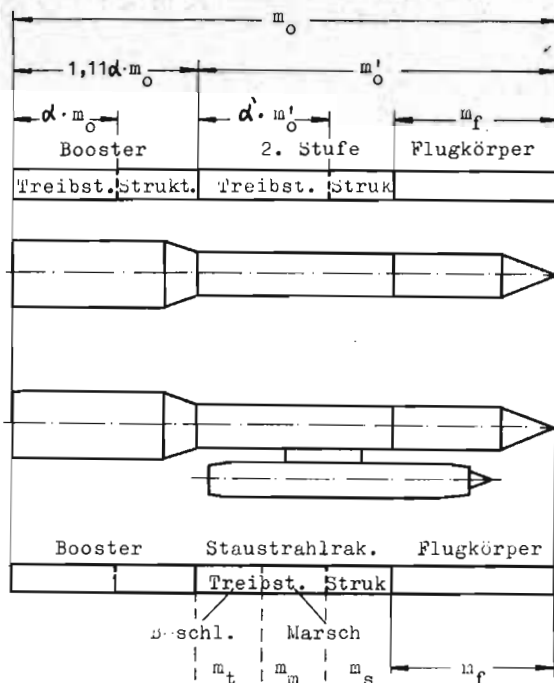


Bild 1: Bezeichnungen

2. Vorbeschleunigung durch den Booster

Der Booster sei eine Feststoffrakete. Er hat die Aufgabe, den Flugkörper auf die Marschgeschwindigkeit oder auf eine niedrigere Geschwindigkeit, bei der die Staustrahlrakete der 2. Stufe arbeitsfähig ist, zu beschleunigen. Um die Rechnung zu vereinfachen und um die Darstellung der Ergebnisse zu erleichtern, seien für den Booster ein konstanter Massenausstoß pro Zeiteinheit k und eine konstante Austrittsgeschwindigkeit $a = 2000$ m/s angenommen (spezifischer Impuls 200 s). Ein Strukturanteil von 1% der Rakete wird für realistisch gehalten.

Für den Booster existieren als freie Parameter die Anfangsbeschleunigung (1)

$$b_0 = \frac{a \cdot k}{m_0} \quad (1)$$

und die mitgeführte Treibstoffmenge, die auf die Startmasse bezogen werden soll:

$$\alpha = \frac{k \cdot t_e}{m_0} \quad (2)$$

Hierin bedeutet t_e die Brennzeit des Boosters.

Die Flugbahndaten während des Boosterabwurfs lassen sich nun für den vereinfachten Fall unter Vernachlässigung des Luftwiderstandes bestimmen. Soll der Luftwiderstand berücksichtigt werden, so ist zusätzlich ein Zusammenhang zwischen Masse und Querschnitt des Flugkörpers zu definieren. Analog zur späteren Einführung bei der Staustrahltriebwerksstruktur sei der "leichtbaufaktor" des Gesamtflugkörpers während der Boosterphase

$$\delta_b = \frac{A_f}{m_0}, \quad (3)$$

das ist das Verhältnis des Hauptspantquerschnitts A_f zur Startmasse. Natürlich handelt es sich hier - im Gegensatz zu später beim Staustrahltriebwerk - nicht um ein echtes Maß für den Stand des Leichtbaus, sondern man wird im Gegenteil bestrebt sein, Querschnitt und Volumen bei gleicher Masse möglichst klein zu machen, δ_b also auch möglichst klein. Für die Rechnung sei δ_b mit $10^{-4} \text{ m}^2/\text{kg}$ angesetzt, d.h. ein Flugkörper von 36 cm Durchmesser besitzt eine Startmasse von 1000 kg. Der mittlere Luftwiderstandsbeiwert unter Bodenbedingungen sei während der Boosterphase $c_w = 0,4$.

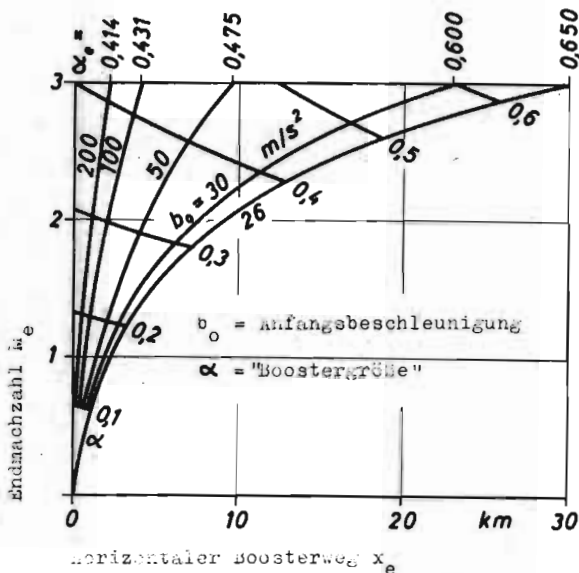


Bild 2: Bahndaten bei Booster-Brennschluss

Bild 2 zeigt die Endpunkte von Beschleunigungsbahnen, denen die angegebenen Werte zugrunde gelegt sind. In Abhängigkeit von der Anfangsbeschleunigung b_0 und vom Treibstoffanteil α , der wegen des proportionalen Strukturanteils ($0,11\alpha$) des Boosters gleichzeitig ein Maß für die Boostergröße darstellt, sind aus Bild 2 zusammengehörige Werte von Endmachzahl und Horizontalweg ablesbar. Das Wertepaar stellt gleichzeitig die Anfangsbedingungen für die zweite Stufe dar.

Die unterste Kurve für $b_0 = 26 \text{ m/s}^2$ erreicht die gewünschte Endmachzahl 3 gerade bei der vorgegebenen Reichweite von 30 km, d.h. dieser Antrieb ist zur Erfüllung der Mission allein ausreichend; auf eine zweite Antriebsstufe kann verzichtet werden. Der zugehörige α -Wert beträgt ca. 0,65. Für den Flugkörper ohne Antrieb bleibt noch ein Anteil von

$$\frac{m_f}{m_0} = 1 - 1,11 \alpha = 0,28 \quad (4)$$

erhalten. Hauptzweck einer Aufteilung des Antriebs auf zwei Stufen ist es, diesen Anteil zu vergrößern. Die unterste Kurve ist zugleich mit der längsten Flugzeit (50s) verbunden. Mit der Aufteilung des Antriebs wird daher auch eine Verkürzung der Missionszeit erreicht.

Auf allen Punkten der Horizontalen bei $m_e = 3$ auf Bild 2 endet die Boosterphase bereits vor Erreichen der Reichweite von 30 km, für die eine Marschphase mit konstanter Geschwindigkeit erforderlich wird. Soll die Aufteilung in zwei Stufen sinnvoll sein, so darf die Masse des zweistufigen Antriebs einen Anteil von $1,11 \times (0,65 - \alpha_e)$ der Startmasse nicht erreichen. Bei der gängigen Boosteranfangsbeschleunigung von 100 m/s^2 muß die Masse der zweiten Antriebsstufe also kleiner als 0,26 m_0 sein. Zugleich läßt sich abschätzen, daß es auch bei einem noch so leichten Marschtriebwerk nicht möglich ist, der Anteil der Flugkörpermasse an der Startmasse zu verdoppeln.

3. Feststoffrakete als Marschtriebwerk

Alle Punkte der oberen Horizontalen für $m_e = 3$ auf Bild 2 liefern Anfangswerte für einen Marschantrieb. Sie werden durch nur einen unabhängigen Parameter charakterisiert, in diesem Fall durch die Anfangsbeschleunigung b_0 . Endbedingung für den Marschantrieb ist die eingangs genannte Forderung nach einer Reichweite von 30 km. Da während der Marschphase die Geschwindigkeit und damit auch der Luftwiderstand und die Schubanforderung konstant bleiben, sind die Größe und die erforderliche Treibstoffmenge des Marschantriebs leicht zu ermitteln.

Zunächst sei als Marschantrieb eine Feststoffrakete gewählt, und zwar wie beim Booster mit einem spezifischen Impuls von 200 s. Der Luftwiderstand des Flugkörpers (2) sei in Übereinstimmung mit dem Teilwiderstand des Flugkörpers bei der späteren Kombination mit einem Staustrahltriebwerk erfaßt durch die Funktion

$$c_{wf} = \frac{0,35}{\sqrt{m-1}} \quad (5)$$

Die "Marschtriebwerksgröße" α' sei nunmehr definiert als das Verhältnis des Treibstoffvorrats des Marschantriebs zur Gesamtmasse m_0 beim Zünden des Marschantriebs. α' ist also der Treibstoffanteil an der Restrakete nach Abwurf des Boosters (vergl. Bild 1).

In Bild 3 sind die Ergebnisse der Rechnung aufgetragen. Die Abszisse trägt den einzigen unabhängigen Parameter b_0 . Die beiden unteren Kurven stellen die Booster-brennzeit und die Gesamtflugzeit dar. Man erkennt, daß auch bei großer Anfangsbeschleunigung die Verkürzung der Missionszeit gegenüber der bei einem gleichmäßig beschleunigenden Einstufen-Antrieb in Grenzen bleibt (Verkürzung auf ca. 2/3). Die beiden oberen Kurven zeigen den Anstieg des Flugkörperanteils an der Startmasse. Als Nutzlastgewinn ist das Verhältnis

$$n = \frac{m_f/m_0}{(m_f/m_0)_{\text{einstufig}}} - 1 \quad (6)$$

bezeichnet. Man erkennt, daß eine Erhöhung der Boosteranfangsbeschleunigung b_0 über 100 m/s^2

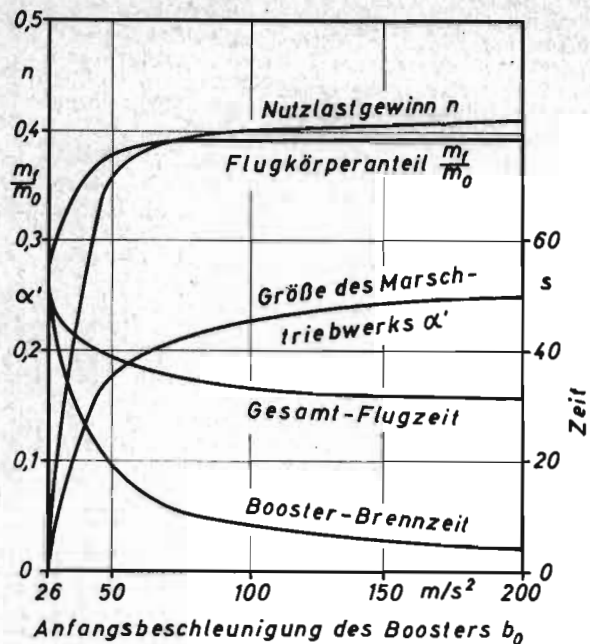


Bild 3: Rakete als Marschtriebwerk

hinaus nur noch eine geringe Erhöhung des Nutzlastgewinns bewirkt. Daher sollen die späteren Untersuchungen über Beschleunigungs-Staustrahltriebwerke auf $b_0 = 100 \text{ m/s}^2$ beschränkt werden.

Der Treibstoffanteil der Marschrakete ($\alpha' = 0,2$ bis $0,25$) ist wesentlich kleiner als der des zugehörigen Boosters ($\alpha_e = 0,65$ bis $0,41$).

Schon deswegen kann man vermuten, daß es bei einer Reichweite von 30 km wichtig sein wird, nicht nur die Marschrakete durch eine Staustrahlrakete zu ersetzen, sondern dieser Staustrahlrakete auch einen Teil der Beschleunigung zu übertragen.

4. Arbeitsweise der Staustrahlrakete

4.1. Allgemeines

Während ein Staustrahltriebwerk in der Brennkammer mit kaltem oder leicht vorgewärmtem Treibstoff (meist Kerosin) versorgt wird, ist bei der Staustrahlrakete der Treibstoff in den Abgasen einer Raketenbrennkammer enthalten, die stark unterstöchiometrisch brennt. Auf diese Weise nimmt das Triebwerk die Zuverlässigkeit und Lagerfähigkeit einer Rakete an, und der gesamte Versorgungs-, Zündungs- und Flammhaltungsmechanismus in der Brennkammer kann entfallen. Zwar wird durch die mitgeführte Oxydatormenge der spezifische Impuls des Triebwerkes verringert, jedoch spielt der Treibstoffverbrauch eines Beschleunigungstriebwerkes mit relativ kurzen Reichweiten keine dominierende Rolle. Weiterhin kann durch die Verwendung von Bortreibstoffen der spezifische Impuls der Staustrahlrakete dem eines kerosinbetriebenen Staustrahltriebwerkes angenähert werden, da Bor einen hohen Heizwert von 13.300 kcal/kg (Boroxyd B_2O_3 in flüssiger

Form) gegenüber 10.220 kcal/kg bei Kerosin besitzt. Durch die hohe Dichte des Bors (1300 kg/m^3 gegenüber ca. 800 kg/m^3 bei Kerosin) ist auch eine kompaktere, relativ schlankere und kurze Form des Flugkörpers möglich.

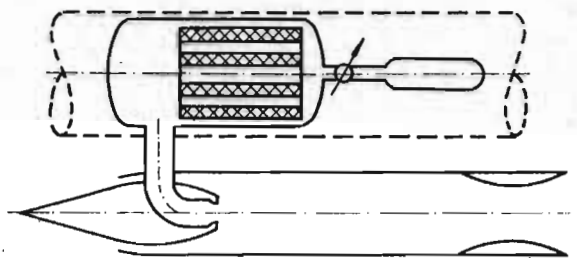


Bild 4: Staustrahlrakete (schematisch)

Bild 4 zeigt die Skizze einer Staustrahlrakete mit einem Hybridraketentriebwerk als Gasgenerator. Bei den hybriden Systemen wird der Brennstoff (Bor und Binder) im Gasgenerator gelagert, und der flüssige Oxydator wird aus einem Treibstoffbehälter über ein Regelventil in den Brennraum eingespritzt. Durch diese Bauweise werden die Vorteile der Flüssigkeitstriebwerke (getrennte Lagerung der Treibstoffkomponenten und Regelbarkeit) und der Feststofftriebwerke (einfacher Aufbau, niedriges Strukturgewicht) kombiniert. Um einen hohen spezifischen Impuls zu erzielen, sollte der Boranteil neben dem Binder im Brennstoff möglichst noch sein. Jedoch wird der Prozentsatz durch die Forderung nach ausreichenden mechanischen Eigenschaften des Treibsatzes und im Hinblick auf eine wirksame Verbrennung des Bors in der Staustrahlbrennkammer begrenzt. Im folgenden Abschnitt 4.2. werden der maximale Boranteil im Brennstoff für die Staustrahlrakete mit Hybridverbrennung bestimmt und die Wärmeenergie des Gasgenerators berechnet. In Abschnitt 4.3. werden Schubverhalten und Treibstoffverbrauch der Staustrahlrakete ermittelt.

4.2. Treibstoffberechnung

In der folgenden Berechnung wird die erreichbare Wärmezufuhr aus dem Gasgenerator in Abhängigkeit von Boranteil im Brennstoff unter Berücksichtigung des Wirkungsgrades der Borverbrennung bestimmt. Als Oxydator werden FLA (flüssigsauerstoff und Flüssigflour) bzw. Chlortrifluorid (ClF_3) und als Brennstoff Bor (B) mit Polyäthylen (CH_2) als Binder gewählt. Für die thermodynamischen Berechnungen des Reaktionsverlaufs im Gasgenerator wird das Bor als chemisch inerte Masse angenommen, die nur durch die Reaktion Oxydator - Binder aufgeheizt wird. Diese Annahme ist aufgrund des Verbrennungsmechanismus der Borpartikel in Verbindung mit der stark unterstöchiometrischen Gaszusammensetzung im Gasgenerator notwendig, wie im folgenden gezeigt wird.

Bei der vorhandenen Temperatur und der zur Verfügung stehenden Verweilzeit im Gasgenerator ist nur eine geringe Reaktion der Borpartikel zu erwarten (3). Es entsteht daher im Gasgenerator eine Nichtgleichgewichtstemperatur T^*

für den austretenden Gasstrom. Diese Temperatur hat den entscheidenden Einfluß auf die Verbrennung der Borpartikel mit dem Luftsauerstoff in der Sekundärbrennkammer (4). In Anlehnung an die Versuche in (4) mit der Treibstoffkombination H_2-O_2-B -Luft wird eine entsprechende Abhängigkeit des Verbrennungswirkungsgrades von der genannten Nichtgleichgewichtstemperatur zur Grundlage für die folgenden Berechnungen gemacht (Bild 5). Einige weitere Parameter als mögliche Einflußfaktoren

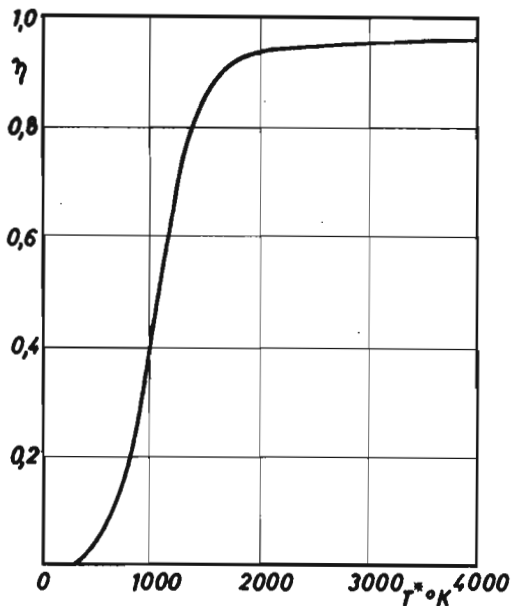


Bild 5: Verbrennungswirkungsgrad in der Sekundär-Brennkammer in Abhängigkeit von der primären Brennkammertemperatur (in Anlehnung an (4))

auf den Verbrennungswirkungsgrad in der Sekundärbrennkammer werden zunächst nicht berücksichtigt: Brennkammerdruck im Gasgenerator und in der Staustrahlbrennkammer, Luft-Treibstoffverhältnis in der Sekundärbrennkammer und Zusammensetzung der aus dem Gasgenerator austretenden Verbrennungsgase.

Die Berechnung der Wärmezufuhr in der Sekundärbrennkammer in Abhängigkeit vom Boranteil wird in folgenden Schritten durchgeführt:

1. Für die Reaktion FLOX bzw. ClF_3 mit CH_2 werden die Verbrennungstemperatur, die molare Zusammensetzung der Verbrennungsprodukte und deren spezifische Wärme bestimmt.
2. Die Nichtgleichgewichtstemperatur T^* wird über die Mischung mit dem Boranteil errechnet.
3. Die bei der Reaktion im Gasgenerator frei werdende Enthalpie h wird ermittelt.
4. Bestimmung des Restheizwertes H_u der aus dem Gasgenerator austretenden Abgase.
5. Errechnung des Mindest-Luftbedarfs L_{min} dieser Abgase.
6. Die in der Sekundärbrennkammer zugeführte Wärme ergibt sich aus der Enthalpie nach Schritt 3 zuzüglich des mit dem Verbrennungswirkungsgrad reduzierten Restheizwertes. Dabei werden in der Sekundärbrennkammer zwei auf den Triebwerksschub entgegengesetzt wirkende Einflüsse vernachlässigt: Die Durchsatzserhöhung durch die Gasgenerator-Abgase sowie die Wärmemenge, die erforderlich ist, um die Gasgenerator-Abgase auf die Endtemperatur der Sekundärbrennkammer aufzuheizen.

kammer zwei auf den Triebwerksschub entgegengesetzt wirkende Einflüsse vernachlässigt: Die Durchsatzserhöhung durch die Gasgenerator-Abgase sowie die Wärmemenge, die erforderlich ist, um die Gasgenerator-Abgase auf die Endtemperatur der Sekundärbrennkammer aufzuheizen.

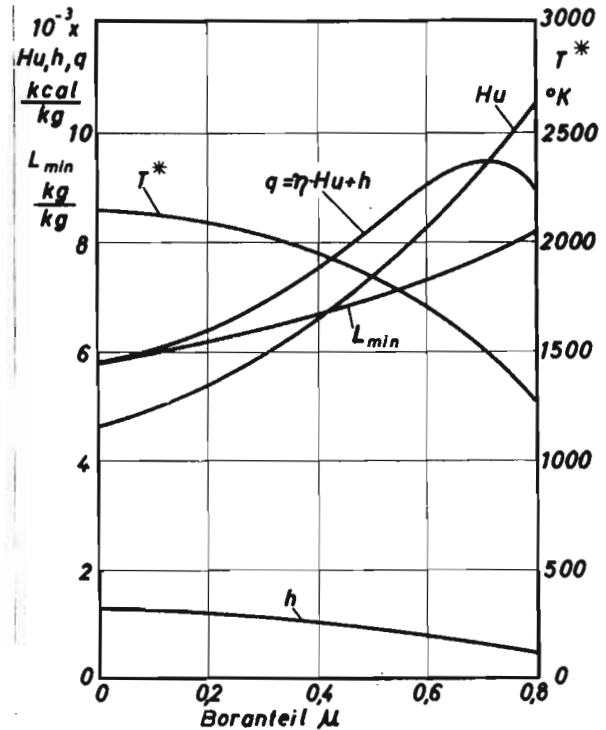


Bild 6: Berechnung der Wärmezufuhr pro kg aus der primären Kammer austretendes Gemisch für die Treibstoffkombination FLOX/ CH_2+B (FLOX/ $CH_2 = 1$)

Bild 6 zeigt das Ergebnis der Berechnungen für die Kombination FLOX/ CH_2+B . Für das Mischungsverhältnis FLOX/ $CH_2 = 1$ sind in Abhängigkeit vom Boranteil folgende Daten aufgetragen: T^* , h , H_u , q und L_{min} . Durch den Einfluß der Nichtgleichgewichtstemperatur T^* auf den Verbrennungswirkungsgrad η ergeben sich für die Wärmezufuhr q in der Sekundärbrennkammer maximale Werte bei $\mu = 0,72$.

Das Ergebnis der Berechnungen der Treibstoffkombination ClF_3/CH_2+B ist im Bild 7 wiedergegeben. Die Berechnungen sind für $ClF_3/CH_2 = 1$ (ausgezogene Kurven) und $ClF_3/CH_2 = 2$ (gestrichelte Kurve) durchgeführt. Die maximale Wärmezufuhr liegt bei $\mu = 0,6$ für $ClF_3/CH_2 = 1$ und bei $\mu = 0,89$ für $ClF_3/CH_2 = 2$.

Obwohl die Kombination FLOX/ CH_2+B aufgrund der höheren Nichtgleichgewichtstemperatur T^* größere Wärmemengen freigibt als die Kombination ClF_3/CH_2+B , wird diese für die weiteren Berechnungen ausgewählt, da in ihr der Oxydator lagerfähig ist. Um die Strukturmasse des Flugkörpers gering zu halten, ist ein kleines Verhältnis Oxydator/Brennstoff anzustreben, da hiermit die Massen des Oxydatorbehälters und -fördersystems gering sind. Bei der Durchführung der Flugmission muß bei der Regelung das Mischungsverhältnis verändert werden. Bei nicht zu großem Regelbereich ändert sich hierbei der Heizwert der Gasgenerator-Abgase nur

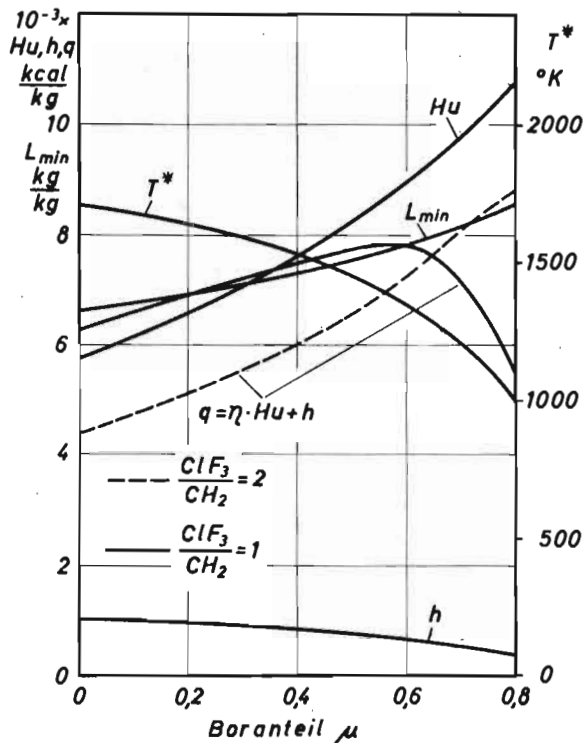


Bild 7: Berechnung der Wärmezufuhr pro kg aus der primären Kammer austretendes Gemisch für die Treibstoffkombination $\text{ClF}_3/\text{CH}_2 + \text{B}$ ($\text{ClF}_3/\text{CH}_2 = 1$ und 2)

geringfügig. Um die weiteren Rechnungen nicht zu komplizieren, wird die Änderung vernachlässigt und mit der Wärmezufuhr des Mischungsverhältnisses $\text{ClF}_3/\text{CH}_2 = 1$ gerechnet.

Ein Brennstoff mit 60% Bor neben dem Binder besitzt gute mechanische Treibsatzeigenschaften. Bei höherem Boranteil können bei der Verbrennung Schwierigkeiten auftreten, die durch den Abbrandmechanismus in Hybridtriebwerken begründet sind. Der Abbrandmechanismus ist dadurch gekennzeichnet, daß sich die Verbrennung des Oxydatoren und des Binders in einer Grenzschicht über dem Festtreibsatz vollzieht. Die Borpartikel werden nur durch das bei der Binder-Dekomposition entstehende Gas in den parallel zur Oberfläche strömenden Gasstrom transportiert. Aufgrund des niedrigen Binderanteiles im Brennstoff besteht die Gefahr, daß die Verweilzeit der Borpartikel auf der Brennstoffoberfläche zu groß wird, so daß sich große Zusammenballungen auf der Oberfläche bilden, die die Verbrennung in der Staustrahlbrennkammer erschweren.

4.4. Schubverhalten und Treibstoffverbrauch der Staustrahlrakete

In den vorigen Abschnitten wurden die Ausgangsdaten der Raketenbrennkammer, hier als Gas-generator bezeichnet, ermittelt. In diesem Abschnitt sollen die charakteristischen Leistungsparameter Schubziffer, spezifischer Treibstoffverbrauch und spezifischer Impuls einer Staustrahlrakete berechnet werden, die ihre Wärmezufuhr durch die brennstoffreichen Abgase des Gasgenerators erhält. Die Staustrahlrakete soll einfach im Aufbau sein, keine

variable Geometrie besitzen und in einem Machzahlbereich von ca. 1,5 bis 3 arbeiten. Die Auslege-Machzahl für den Einlauf sei stets $M = 2$. Diese Wahl wurde getroffen, um am Anfang des Betriebs der 2. Stufe eine ausreichend hohe Beschleunigung zu erhalten. Die Staustrahlrakete arbeitet stets unter Bodenbedingungen. Als mittlere Umgebungstemperatur wird 15°C und als mittlerer Umgebungsdruck 1 Atm angenommen (5). Damit sind die Dichte der Umgebungsluft und die Schallgeschwindigkeit konstant, und die Machzahl und der Staudruck hängen nur von der Fluggeschwindigkeit ab. Hierdurch wird die Normierung vereinfacht.

Eine weitere Annahme betrifft das Verhältnis der spezifischen Wärmen. Um mit der zur Verfügung stehenden beschränkten Anzahl von Speicherplätzen der Rechenmaschine auszukommen, wird das Verhältnis im Einlauf bzw. nach erfolgter Verbrennung als konstant betrachtet (6): im Einlauf mit 1,4 und in der Düse mit 1,3. Der Einfluß der Veränderlichkeit der spezifischen Wärmen auf die spätere Missionsrechnung ist infolge der speziellen Art der Mission gering. Daher ist die vereinfachende Annahme zweier konstanter Adiabatenexponenten gerechtfertigt.

Die Wärmezufuhr in der Sekundärkammer der Staustrahlrakete sei so hoch wie möglich. Sie unterliegt jedoch drei Begrenzungen: die erste Grenze wird vorwiegend bei niedriger Fluggeschwindigkeit erreicht und beruht auf der thermischen Verblockung in der Düse (7). Beim Ansteigen der Fluggeschwindigkeit wird eine zweite Grenze wirksam: die Brennkammerendtemperatur überschreitet den aus Gründen der Materialfestigkeit zulässigen Wert, und die Wärmezufuhr muß reduziert werden. Bei der nachfolgenden Rechnung wird als Grenze für die Ruhetemperatur am Brennkammerende 2000°K angesehen. Eine dritte Grenze für die Wärmezufuhr entsteht dadurch, daß das Brennstoff-Luft-Verhältnis überstöchiometrisch bleiben muß. Bei der vorgesehenen Begrenzung der Brennkammerendtemperatur wird die stöchiometrische Grenze jedoch in keinem der berechneten Fälle erreicht.

Wie wirkt sich eine Reduktion der Wärmezufuhr auf die Staustrahlrakete aus? Zunächst werden Einlaufströmung und Düsenströmung nicht mehr mit der Kontinuitätsgleichung verträglich, d.h. es strömt mehr Masse aus der Düse heraus, als der Einlauf nachliefert. Dabei sinken Druck und Dichte in der Brennkammer instationär ab, bis der Düsendurchsatz infolge verringerter Dichte dem Einlaufdurchsatz wieder entspricht. Hierbei fällt der Diffusorwirkungsgrad erheblich unter den bei höherer Wärmezufuhr erreichbaren Wert, und die Brennkammereintrittsgeschwindigkeit steigt an. Mit dem Vorgang ist ein Schubverlust verbunden.

Die Einziehung der Lippe, der Brennkammerquerschnitt, die Flächen des Düsenhalses und des Düsenaustritts sind für jedes berechnete Triebwerk konstant. Der Düsenaustrittsquerschnitt ist stets gleich dem Brennkammerquerschnitt. Für alle berechneten Fälle liegt der Brennkammeraustrittsdruck über dem Umgebungsdruck: Die Expansion in der Düse wird vorzeitig abgebrochen.

Die elektronische Berechnung der Staustrahl-

rakete wird nun für eine Reihe verschiedener Eintrittsverengungen A_1/A_3 , verschiedener Düsenverengungen A_5/A_3 und verschiedener Boranteile μ im Treibstoff der Primärkammer durchgeführt. Die Ergebnisse sind in den Bildern 8 bis 10 dargestellt. Für jede Kurve auf

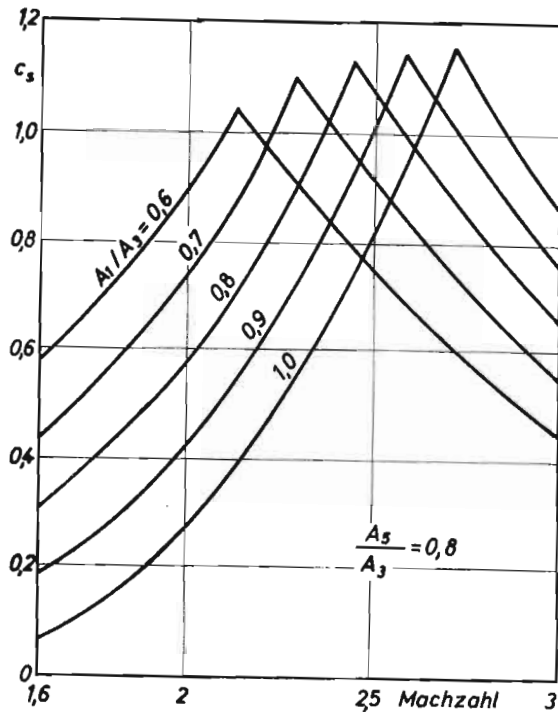


Bild 8: Schubbeiwert bei verschiedenen Eintrittsverengungen

Bild 8 erkennt man mit zunehmender Machzahl zunächst ein Ansteigen des Schubbeiwerts auf dem linken Kurvenast, bei dem die Wärmezufuhr durch die thermische Verblockung begrenzt ist. Auf dem Knickpunkt wird die Grenztemperatur von 2000°K am Brennkammeraustritt erreicht. Von hier ab nimmt der Schubbeiwert wegen der Druckabsenkung in der Brennkammer wieder ab. Man erkennt aus der Lage der verschiedenen Kurven von Bild 8, daß sich bei Verengung des Lippenquerschnitts gegenüber dem Brennkammerquerschnitt (Verringerung des Luftdurchsatzes) der Arbeitsbereich des Triebwerks zu kleineren Machzahlen verschiebt. Entsprechend zeigt Bild 9 bei Verengung des Düsenquerschnitts eine Verlagerung des Arbeitsbereichs zu höheren Machzahlen.

Für die weitere Rechnung werden nun zwei spezielle Triebwerke herausgegriffen: Ein Triebwerk mit $A_1/A_3 = 1,0$ und $A_5/A_3 = 0,6$ (auf den Bildern nicht dargestellt) als Marschtriebwerk bei $M = 3$ für den Abschnitt 5. Für den Abschnitt 6 wird ein Beschleunigungstriebwerk mit $A_1/A_3 = 0,7$ und $A_5/A_3 = 0,8$ verwendet, das ein günstiges Schubverhalten im Machzahlbereich von 1,5 bis 3 besitzt.

Der Schubbeiwert ist für alle Triebwerke unabhängig vom Borgehalt des Treibsatzes, da die Treibstoffzufuhr jeweils entsprechend der thermodynamischen Verblockung bzw. entsprechend

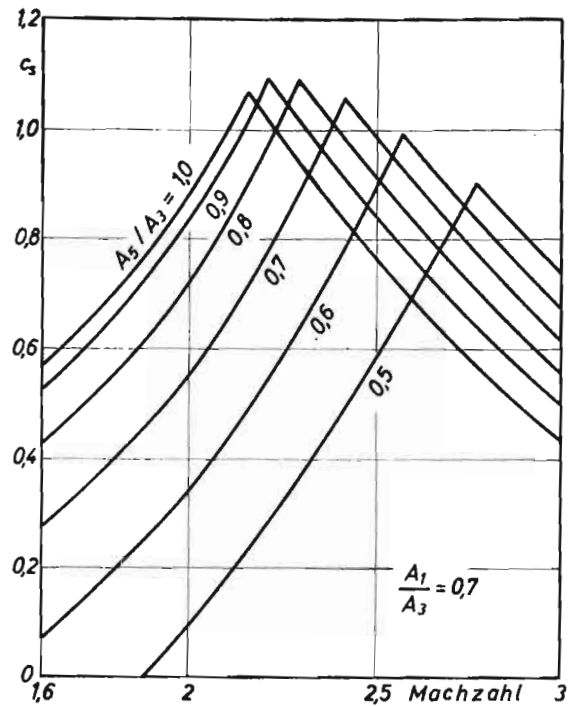


Bild 9: Schubbeiwert bei verschiedenen Düsenverengungen

der maximalen Brennkammer-Austrittstemperatur gesteuert wird. Der Boranteil beeinflusst jedoch den Treibstoffverbrauch und den spezifischen Impuls. Letzterer ist für das ausgewählte Beschleunigungstriebwerk auf Bild 10 dargestellt. Wie erwartet, ist der spezifische Impuls am höchsten für den günstigsten Boranteil ($\mu = 0,6$). Bei höherem Boranteil fällt er wegen des absinkenden Wirkungsgrades in der Sekundärbrennkammer rapide ab. Jede Kurve besitzt ein Maximum. Bei der gewählten Geometrie des Triebwerks liegt es bei ca. $M=2$. Interessant ist, daß bei der Knickstelle der c_s -Kurve (Beginn der Druckabsenkung in der Brennkammer) der spezifische Impuls keine Unstetigkeit zeigt, weil der Treibstoffverbrauch im gleichen Maße abknickt wie der Schub.

5. Staustrahlrakete als Marschtriebwerk

Wie bereits in den Abschnitten 2 und 3 ausgeführt, ist bei der Verwendung der Staustrahlrakete als Marschtriebwerk ein Nutzlastgewinn gegenüber der Zweistufen-Rakete zu erwarten. Die Ermittlung des Nutzlastgewinns ist Gegenstand dieses Abschnitts.

Es wird eine Staustrahlrakete mit möglichst günstigem Schub- und Verbrauchsverhalten nach Abschnitt 4 bei der festen Machzahl 3 aus- gesucht mit folgenden geometrischen Daten:

Eintrittsverengung $A_1/A_3 = 1,0$,
Schubdüsenverengung $A_5/A_3 = 0,6$.

Der Schubbeiwert des Triebwerks ist unabhängig vom Boranteil und beträgt $c_s = 0,9157$. Der relative Treibstoffverbrauch und der spezifische Impuls sind aus der folgenden Tabelle

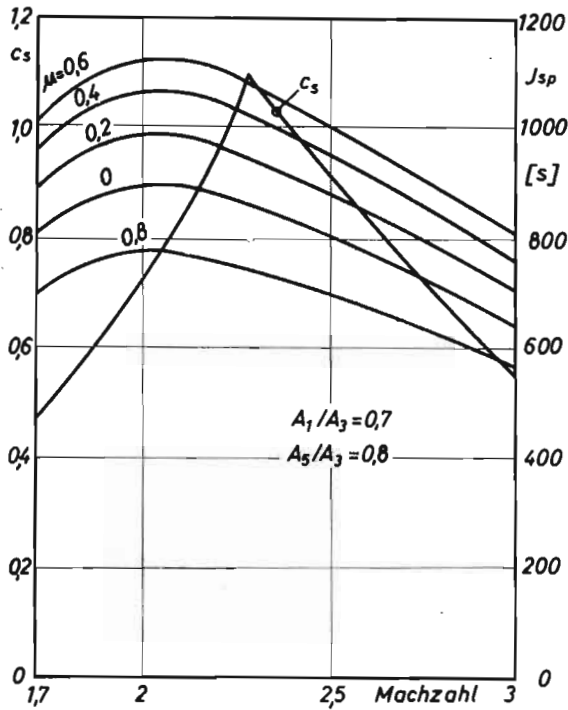


Bild 10: Spezifischer Impuls bei verschiedenem Boranteil für ein günstiges Beschleunigungstriebwerk

zu entnehmen:

μ	0	0,2	0,4	0,6	0,8	
$\frac{k_s}{A_3}$	59,92	54,49	50,43	47,82	69,23	m/s
I_{sp}	811,3	892,2	964,0	1016,7	702,2	1/s

Der Luftwiderstandsbeiwert des Flugkörpers ohne Staustrahlrakete c_{wf} sei wie in Abschnitt 3 nach Gleichung 5 ermittelt. Für die Staustrahlrakete tritt - je nach Anordnung - ein Zusatzwiderstand (8,9) auf, der von der Größe der Staustrahlrakete abhängig ist. Der Zusatzbeiwert betrage in Übereinstimmung mit der in Abschnitt 6 angegebenen Funktion bei $M=3$ $c_{ws} = 0,082$.

Die Größe der Staustrahlrakete wird durch den Schub gekennzeichnet, der proportional der Querschnittsfläche ist. Um die Größe in Strukturgewichtsanteilen ausdrücken zu können, wird der Leichtbaufaktor

$$\delta_s = \frac{A_3}{m_s} \quad (7)$$

definiert als das Verhältnis des Hauptspantquerschnitts zur Strukturmasse der Staustrahlrakete. Der Leichtbaufaktor ist in erster Näherung unabhängig von der Triebwerksgröße. Bei ausgeführten Staustrahltriebwerken ist ein

Leichtbaufaktor $\delta_s = 10^{-3} \text{ m}^2/\text{kg}$ erreichbar. Für den Flugkörper ohne beide Antriebsstufen sei ein Leichtbaufaktor ähnlich Gleichung 3 definiert als

$$\delta_f = \frac{A_f}{m'_0} \quad (8)$$

der nur dann zahlenmäßig gleich δ_b (Boosterphase) sein kann, wenn sich der Hauptspantquerschnitt des Flugkörpers nach Abwerfen des Boosters reduziert. Für die weitere Rechnung sei $\delta_f = 10^{-4}$ angesetzt. Der Größenunterschied einer Zehnerpotenz zwischen δ_s und δ_f erklärt sich daraus, daß das Staustrahltriebwerk im wesentlichen hohl und kürzer ist als der Flugkörper, der mit Instrumenten und mit der Nutzlast angefüllt ist.

Nach diesen Angaben läßt sich die relative Größe der Staustrahlrakete m_B/m'_0 im Marschzustand ermitteln. Der erforderliche Treibstoffvorrat m_m/m'_0 der Staustrahlrakete ergibt sich aus der Brennzeit bis zum Erreichen der Reichweite von 30 km. Unter Berücksichtigung des Boosters erhält man den Anteil des Flugkörpers ohne Antrieb an der Startmasse m_f/m_0 .

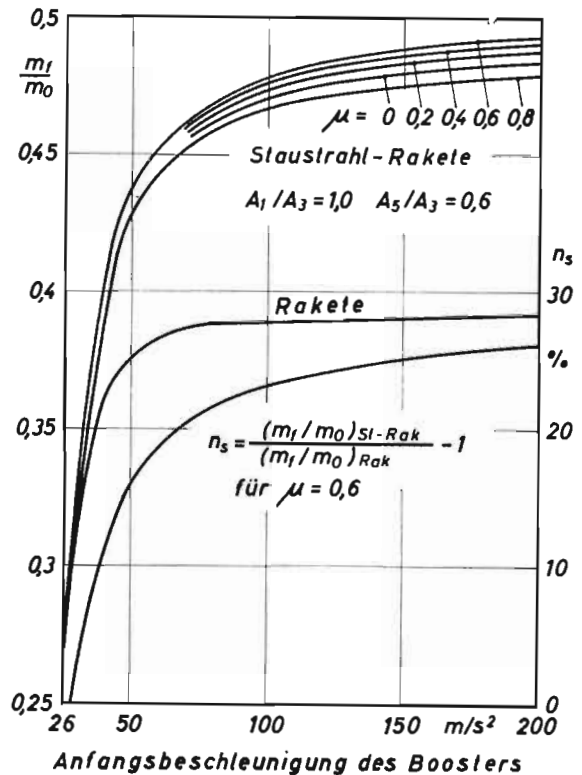


Bild 11: Staustrahlrakete als Marschtriebwerk

Das Ergebnis ist auf Bild 11 dargestellt. Die Kurve für die Rakete ist zum Vergleich aus Bild 3 übertragen. Man erkennt, daß die Kurven für die Flugkörpermasse der Staustrahlrakete für genügend große Boosterbeschleunigung b_0 erheblich über der der Rakete liegen. Wie erwartet, macht sich ein Einfluß des Boranteils bemerkbar, und zwar in der Weise, daß für

einen bestimmten Boranteil (hier $\mu = 0,6$) ein Optimum vorliegt. Insgesamt liegen die Kurven für verschiedene Boranteile verhältnismäßig wenig auseinander, was auf die Art der geforderten Mission (Reichweite 30km, Marschmachzahl 3) zurückzuführen ist. Bei größerer Reichweite und bei niedrigerer Marschmachzahl ist der Einfluß des Boranteils stärker. Bei kleiner Anfangsbeschleunigung ($b_0 < 30 \text{ m/s}^2$) ist die Rakete günstiger. Der Grund hierfür liegt darin, daß für die Staustrahlrakete eine bestimmte Struktur erforderlich ist, um die Marschgeschwindigkeit aufrechtzuerhalten. Bei kleiner Anfangsbeschleunigung ist die Marschphase jedoch zeitlich kurz, und die Struktur wird nicht ausgenutzt. Im Gegensatz dazu ist für die Rakete eine der Treibstoffmenge proportionale Struktur angesetzt, die bei kurzer Betriebszeit auch entsprechend klein wird.

Die unterste Kurve auf Bild 11 stellt den Nutzlastgewinn n_s dar, der mit einer Staustrahlrakete bei $\mu = 0,6$ gegenüber einer Zweistufenrakete erzielbar ist. Im Vergleich zur Einstufenrakete mit $b_0 = 26 \text{ m/s}^2$ entsteht der Nutzlastgewinn n_s zusätzlich zu dem auf Bild 3 angegebenen Nutzlastgewinn n . Der Nutzlastgewinn n_s beträgt bei einer Booster-Anfangsbeschleunigung von 100 m/s^2 24 %, steigt aber bei der doppelten Anfangsbeschleunigung des Boosters nur auf 26 %. Da jedoch bereits rund die Hälfte der Startmasse vom Booster eingenommen wird, soll im nächsten Abschnitt untersucht werden, ob sich ein besserer Nutzlastgewinn erzielen läßt, wenn die Staustrahlrakete einen Teil der Beschleunigungsaufgabe mit übernimmt.

6. Staustrahlrakete als zweite Beschleunigungsstufe

Im 4. Abschnitt wurde bereits eine Staustrahlrakete mit der Eintrittsverengung 0,7 und der Düsenverengung 0,8 ausgewählt. Diese Staustrahlrakete zeigt ein günstiges Verhalten im erwarteten Machzahlbereich. Die im Abschnitt 5 getroffenen Annahmen über die Leichtbaufaktoren d_s und d_f werden unverändert beibehalten. Für den Luftwiderstandsbeiwert ist nun die Abhängigkeit von der Flugmachzahl zu berücksichtigen. Um für das Rechenprogramm Speicherplätze zu sparen, werden Erfahrungswerte im interessierenden Machzahlbereich (1,5 bis 3) durch Funktionen angenähert. Für den Flugkörper ohne Staustrahltriebwerk sei

$$c_{wf} = \frac{0,35}{\sqrt{M-1}} \quad (9)$$

Hinzu kommt ein von der Triebwerksgröße abhängiger Zusatzwiderstand ⁽¹⁰⁾

$$c_{ws} = \frac{0,1}{\sqrt{M-1}} + \frac{0,01}{(M-1)^2} \quad (10)$$

Der letzte Term berücksichtigt insbesondere das Ansteigen des Widerstandsbeiwerts im Spillage-Bereich unterhalb der Auslegungsmachzahl ⁽¹⁰⁾. Beide Gleichungen ergeben für $M=3$ die in Abschnitt 5 benutzten Werte. Es sei darauf hingewiesen, daß die beiden Gleichungen lediglich realisierbare Werte für den Luftwiderstand

ergeben. Genaue Werte erhält man erst bei Vorgabe konkreter Flugkörper und konkreter Triebwerksanordnungen.

Zur Reduktion der freien Parameter erfolgt zunächst eine Beschränkung auf eine Booster-Anfangsbeschleunigung von $b_0 = 100 \text{ m/s}^2$. Durch freie Vorgabe verschiedener Boostergrößen (α) ist das Ende der Boostermision und damit der Anfangspunkt des Betriebs der Staustrahlrakete eindeutig festgelegt. Für jede Boostergröße wird nun zuerst eine relativ kleine Staustrahlrakete (m_s/m_0') vorgegeben, die zur Weiterbeschleunigung nicht ausreicht. Durch Iteration läßt sich jeweils eine Triebwerksgröße finden, bei der die Booster-Endgeschwindigkeit gerade gehalten wird. Auch hierbei ist noch keine weitere Beschleunigung möglich. Die Staustrahlrakete muß wiederum vergrößert werden. Es wird daher eine Mindest-Anfangsbeschleunigung vorgegeben, die aus Gründen der Chancengleichheit für alle Boostergrößen gleich sein soll. Diese Mindest-Anfangsbeschleunigung muß in Relation zur mittleren erforderlichen Beschleunigung während der ganzen Phase des Staustrahltriebwerks stehen. Vorgegeben wurde eine Mindest-Anfangsbeschleunigung der Staustrahlrakete von 2 m/s^2 .

Bei der nachfolgenden Beschleunigung kann zu irgendeiner Zeit die Machzahl 3 erreicht werden. Es wäre ein Zufall, wenn gleichzeitig die vorgegebene Reichweite von 30 km erzielt würde. Ist die zu diesem Zeitpunkt zurückgelegte Entfernung größer als die Reichweite, so war die Staustrahlrakete zu klein, und durch iterative Vergrößerung der Staustrahlrakete muß das gleichzeitige Erreichen der Machzahl 3 und der Reichweite 30 km herbeigeführt werden. Ist die zurückgelegte Entfernung beim Erreichen von $M=3$ kleiner als die Reichweite, so kann die Staustrahlrakete nicht verkleinert werden, ohne daß die vorgegebene Mindest-Anfangsbeschleunigung unterschritten würde oder eventuell die Anfangsbeschleunigung der Staustrahlrakete sogar unter Null sinken würde. Die Größe der Staustrahlrakete muß daher beibehalten werden. Beim Erreichen von $M=3$ ist dann der Schub zu drosseln, und das Triebwerk arbeitet bis zum Erreichen der Reichweite als Marschtriebwerk, allerdings nicht im günstigsten Bereich. Dafür ist in Zielnähe noch eine Antriebsreserve für etwaige Manöver vorhanden.

Bei einer Staustrahlrakete, deren Größe über die Mindest-Anfangsbeschleunigung ermittelt wurde, kann jedoch auch der Fall eintreten, daß wegen des zunehmenden Luftwiderstandes die Machzahl 3 nicht erreichbar ist. Das Triebwerk ist dann wiederum iterativ zu vergrößern, bis die Machzahl 3 gerade erreicht wird. Für diese vergrößerte Staustrahlrakete gelten dann die Überlegungen des vorigen Absatzes bezüglich der Reichweite in gleicher Weise.

Das Ergebnis der Rechnung, die nach den vorstehenden Überlegungen durchgeführt wurde, zeigen die Bilder 12 bis 14. Sie gelten nur für eine Booster-Anfangsbeschleunigung von 100 m/s^2 und für einen Boranteil von 60 % im Festtreibstoff. Bild 12 zeigt den erreichbaren Flugkörperanteil (ohne beide Antriebsstufen) an der Startmasse. Der Flugkörperanteil hängt bei der Beschleunigungs-Staustrahlrakete von der Boostergröße bzw. von

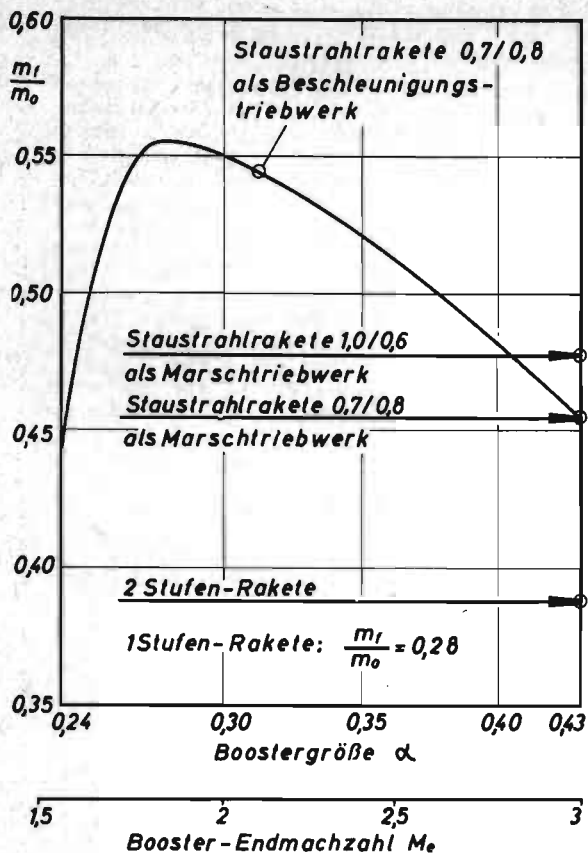


Bild 12: Flugkörpermasse bei Beschleunigung durch eine Staustrahlrakete. Booster-Anfangsbeschleunigung 100 m/s²

der bei Boosterbrennschluß erreichten Machzahl M_e ab. Das Maximum liegt bei $M_e = 1,8$. Darunter fällt die Kurve steil ab, was mit der starken Abnahme des Schubbeiwerts der Staustrahlrakete bei niedriger Machzahl erklärbar ist. Oberhalb von $M_e = 1,8$ fällt die Kurve allmählich ab, bis bei $M_e = 3$ die Staustrahlrakete nur noch als Marschantrieb dient. Der Flugkörperanteil bei $M_e = 3$ liegt niedriger als der in Bild 11 für $b_0 = 100 \text{ m/s}^2$ dargestellte und auf Bild 12 übertragene Punkt für die optimale Marsch-Staustrahlrakete mit $A_1/A_3 = 1,0$ und $A_5/A_3 = 0,6$, weil für die Kurve von Bild 12 eine Staustrahlrakete mit breitem Bereichsverhalten ($A_1/A_3 = 0,7$ und $A_5/A_3 = 0,8$) zugrunde gelegt ist. Im Maximum beträgt der Nutzlastgewinn gegenüber der Zweistufen-Rakete $n_s = 43 \%$.

In Bild 13 sind die Flugzeiten dargestellt. Die kürzeste Flugzeit (34 s) ergibt sich bei einer Booster-Beschleunigung auf die Endmachzahl $M_e = 3$ mit anschließendem Marschantrieb, gleich welcher Art. Beim größten Nutzlastgewinn ($M_e = 1,8$) erfährt die Flugzeit (obere Kurve, 40 s) eine Verlängerung von nur 18 % der kürzesten Flugzeit. Unterhalb der oberen Kurven erkennt man die Aufteilung

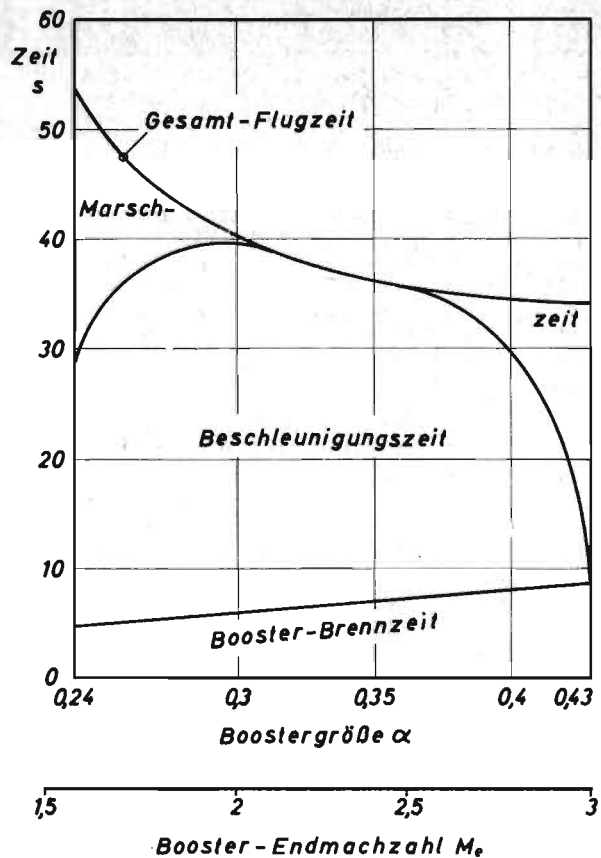


Bild 13: Zeiten der Flugphasen mit Beschleunigungs-Staustrahlrakete. Booster-Anfangsbeschleunigung 100 m/s²

der Flugzeiten auf die verschiedenen Antriebsphasen. Während die Boosterbrennzeit nach rechts linear ansteigt, aber jeweils nur einen relativ kleinen Anteil an der Gesamtzeit darstellt, dauert die Beschleunigungsphase der Staustrahl-Rakete im allgemeinen am längsten. Sie wird lediglich ganz rechts zu Null, weil dort der Booster bereits auf $M=3$ beschleunigt. Von besonderem Interesse sind die beiden Marschzeit-Zwickel: Bei niedriger Booster-Endmachzahl muß die Staustrahlrakete wegen des anfänglich niedrigen Schubbeiwerts groß sein. Dann wird die Marschmachzahl bald erreicht und die Staustrahlrakete läuft gedrosselt als Marschantrieb weiter. Bei mittlerer Booster-Endmachzahl ($M_e = 2,1 \dots 2,4$) war bei der Rechnung die Staustrahlrakete zunächst so klein, daß beim Erreichen der Machzahl 3 die Reichweite von 30 km bereits überschritten wurde. Die Staustrahlrakete wurde dann soweit vergrößert, daß $M=3$ und $R=30 \text{ km}$ gleichzeitig erreicht wurden. In diesem Fall fehlt die Marschphase völlig. Bei hoher Booster-Endmachzahl (über 2,5) ist der noch erforderliche Geschwindigkeitszuwachs klein. Daher wird trotz kleiner Staustrahlrakete die Marschmachzahl bereits vor der Zurücklegung der Reichweite erreicht, und es folgt nach der Beschleunigung wieder eine Marschphase.

Bild 14 zeigt, wie sich die Masse des Flug-

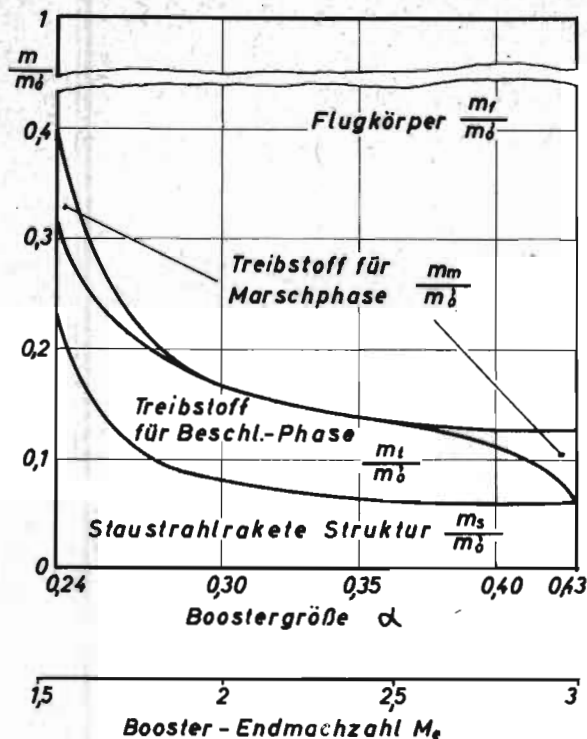


Bild 14: Massenanteile nach Abwurf des Boosters

körpers nach Abwurf des Boosters zusammensetzt. Aus der untersten Kurve erkennt man das starke Ansteigen der Größe der Staustrahlrakete, wenn sie bereits bei niedriger Machzahl eingesetzt wird. Die beiden Zwickel für die Marschphase erweisen sich als relativ klein. Die mitführbare Flugkörpermasse - bezogen auf die Gesamtmasse nach Abwurf des Boosters - steigt nach rechts stetig an. Da jedoch nach rechts auch die Boostergröße ansteigt, existiert für die Flugkörpermasse - bezogen auf die Startmasse - ein Maximum, das nach Bild 12 bei $M_e = 1,8$ liegt.

7. Zusammenfassung

Für die Mission eines Flugkörpers, der nach einer Reichweite von 30 km am Boden die Machzahl 3 erreichen soll, wurden verschiedene Antriebssysteme miteinander verglichen. Die Startmasse wurde als stets gleich vorausgesetzt. Die anfängliche Beschleunigung erfolgte immer durch einen Feststoff-Booster. Die folgenden drei Fälle wurden unterschieden:

1. Der Booster beschleunigt auf die Endmachzahl 3. Während der anschließenden Marschphase dient eine weitere Rakete zur Aufrechterhaltung der Geschwindigkeit.
2. Der Booster beschleunigt ebenfalls auf die Endmachzahl 3. Als Marschantrieb wird jedoch eine Staustrahlrakete verwendet, in deren Gasgenerator ein borhaltiger Feststofftreibstoff mit flüssigem Chlortrifluorid (hybride Reaktion) reagiert.

3. Der Booster beschleunigt auf eine niedrigere Machzahl als 3, die missionsabhängig zu optimieren ist. Eine Staustrahlrakete wie unter Fall 2 dient zunächst zur weiteren Beschleunigung auf die Endmachzahl. Falls die Reichweite nicht gleichzeitig erreicht wird, arbeitet dann die Staustrahlrakete gedrosselt als Marschantrieb.

Es wurde gefunden, daß bei der vorgegebenen Mission der Nutzlastgewinn im Fall 2 gegenüber dem Fall 1 bereits 24 % beträgt. Er läßt sich im Fall 3 gegenüber dem Fall 1 auf 43 % steigern, wenn die Staustrahlrakete ab der Machzahl 1,8 den Antrieb übernimmt. Die Missionsdauer verlängert sich im Fall 3 gegenüber den Fällen 1 und 2 nur um 18 %.

8. Literaturzusammenstellung

- (1) Schmidt, E.: Thermodynamik, Springer-Verlag Berlin/Göttingen/Heidelberg, 1960
- (2) Oswatich, E.: Gasdynamik, Springer-Verlag, Wien 1952
- (3) Schadow, K.: Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut R - Trauen: Investigation of Boron Combustion for its Application in Air Augmented Rockets, 2nd International Conference on Space Engineering, Venice 1969
- (4) Schadow, K.: Naval Weapons Center, China Lake, Calif., Experimental Investigation of Boron Combustion in Air Augmented Rockets AIAA Journal, Vol. 7, No. 10, 1969
- (5) U.S. Standard Atmosphere, U.S. Government Printing Office, Washington 25, D.C., 1962
- (6) Krause, E.: Entwurfsprobleme supersonischer Einlaufdiffusoren, DVL-Bericht Nr. 198, Juni 1962
- (7) Lutz, O.: Diagrammdarstellungen der Vorgänge in Brennkammern und Staustrahltriebwerken, WGL-Jahrbuch 1955, S. 252-265
- (8) Söffker, E.: Beitrag zur Frage des Lufteinlasses bei Staustrahltriebwerken für Überschallgeschwindigkeit, WGL-Jahrbuch 1957, S. 107-117
- (9) Gibbings, I.: Pressure Measurements on three open Nose Air Intakes at Transonic and Supersonic Speeds with Analysis of their Drag Characteristics, Aero Research, Council Current Papers No. 544
- (10) Mascitti, V.: Charts of additive Drag Coefficient and Mass-Flow-Ratio for Inlets Utilizing right Circular Cones at Zero Angle of Attack, NASA-TN-D 3434, May 1966
- (11) Triebnigg, H. und Schmidt, G.: Zur rechnerischen Erfassung der Einlaufverluste bei Gasturbinen und Staustrahltriebwerken, insbesondere im Überschallflug, Luftfahrttechnik 6, Nr. 12 (1960), S. 369-374
- (12) Fabri, I.: Air Intake Problems in Supersonic Propulsion, AGARDograph No. 27, Pergamon Press (1958).