

GFV - FORSCHUNGSREIHE
Bericht Nr.7

H. H. KÜLLER:

"DER BEWEIS DER MÖGLICHKEIT DER WEITRAUMFAHRT"

1. Symbole und Bezeichnungen
 2. Einleitung
 3. Der Begriff des "Idealen Antriebes"
 4. Die Leistungsgrenze der Einstufenrakete
 5. Die Theorie der Stufenrakete
 6. Konstruktive Folgerungen
 7. Die Aussenstation
 8. Die optimale A3-Lastrakete
 9. Die Kostenrechnung der Aussenstation
 10. Das Mondprojekt
 11. Interplanetare Raumfahrten
 12. Die Atomrakete
 13. Die kosmische Höhenstrahlung
 14. Die Zusammenstoßgefahr
 15. Zusammenfassung und Schluß
- Literaturnachweis

35 Seiten ; 14 Abbildungen ; 2 Tafeln



1. Symbole und Bezeichnungen

- u = idealer Antrieb [m/sec]
 c = wirksame Auspuffgeschwindigkeit [m/sec]
 v_k = Kreisbahngeschwindigkeit [m/sec]
 v_p = Geschw. der AS-Lastrakete im Perigäum der Übergangsellipse [m/sec]
 c_m = mittlere wirksame Auspuffgeschw. eines Gerätes [m/sec]
 R = Erdradius = 6370 km = $6,37 \cdot 10^6$ [m]
 g_0 = Erdbeschleunigung = 9,80665 [m/sec²]
 T = Umlaufzeit [sec]
 h = Flughöhe über NN [m]
 a_0 = Brennschlußentfernung vom Erdmittelpunkt [m]
 a = große Halbachse der Übergangsellipse zur Aussenstation [m]
 G_0 = Startgewicht des Gesamtfahrzeuges [kg]
 G_s = Startgewicht einer Stufe [kg]
 G_5 = Nutzlast [kg]
 G_H = Nettogewicht (Gew. des Triebwerkes und der Zelle) [kg]
 r = Massenverhältnis der Einzelstufe
 R_i = Idealwert des Massenverhältnisses des Gesamtfahrzeuges
(ist gleich dem Produkt der Einzelmassenverhältnisse)
 n = Stufenzahl
 k = Index der k. ten Stufe
 M = Grundverhältnis (Gesamtstartgewicht pro Tonne Nutzlast)
 E = Zellenfaktor
 E_m = Mittlerer Zellenfaktor des Gesamtgerätes (Vergleichswert)
 E_{ges} = Wirklicher Zellenfaktor des Gesamtgerätes
 ξ = Bauzahl der Einzelstufe
 H = Baukennzahl des Gesamtfahrzeuges
 K = Gesamtbaukosten der Aussenstation [\$]
 m = Masse eines um die Erde kreisenden Körpers [kg sec²/m]
 m_1 = ideales Grundverhältnis eines Raumfahrtprojektes
 v_f = Fluchtgeschwindigkeit, die zur Überwindung eines Schwerfeldes
erforderlich ist. [m/sec]
 E = Gesamtenergie eines um die Erde kreisenden Körpers [mkg].

2. Einleitung

Die in der VDI Zeitschrift vom 11.11.50 von Ing. R. H. Reichel veröffentlichte Arbeit "Die heutigen Grenzen des Raketenantriebes und ihre Bedeutung für den Raumfahrtgedanken", in der bei richtiger Erläuterung einiger raketentechnischer Probleme, infolge falscher Auslegung einiger Randbedingungen der Schluß gezogen wird, die Weltraumfahrt sei mit den heute zur Verfügung stehenden technischen Mitteln noch nicht möglich, beweist, daß immer noch Unklarheiten über die Möglichkeiten und Grenzen der Raketentechnik bestehen.

Es soll daher der Versuch gemacht werden einen eindeutigen Beweis zu liefern, daß die Weltraumfahrt mit den uns heute zur Verfügung stehenden technischen Hilfsmitteln nach einer gewissen Entwicklungszeit durchaus verwirklicht werden kann. Es wird gezeigt werden, daß der gewichtsmäßige und finanzielle Aufwand - etwa im Vergleich zur Luftfahrt - unverhältnismäßig hoch ist aber doch in Grenzen bleibt, die erreichbar erscheinen, sobald der Nachweis geführt werden kann, daß der aus der Verwirklichung der Weltraumfahrt entstehende Nutzen im Vergleich zu den aufgewendeten Ausgaben mindestens gleich oder größer ist.

Diesen Nachweis zu erbringen ist mehr die Aufgabe des Volkswirtschaftlers, des Politikers und anderer interessierter Kreise. Zugleich aber hat der Naturwissenschaftler und Ingenieur die Aufgabe, durch theoretische Forschung und praktische Entwicklung die Gesamtkosten von Raumfahrtprojekten auf einen erträglichen Wert zu reduzieren, der für den Geldgeber diskutabel ist.

Einen Überblick über den gegenwärtigen Stand der astronautischen Forschung und den heute erforderlichen Aufwand zu geben, ist das Ziel dieser Arbeit.

3. Der Begriff des "Idealen Antriebes"

Der Weltraumflug ist ein Problem der äußeren Ballistik in kosmischen Bereichen, welches durch die Fall- und Wurfgesetze, die Trägheitsgesetze, den Impuls- und Energiesatz, sowie die Keplerschen Gesetze der mathematisch-physikalischen Behandlung zugänglich ist ²⁾. Die Rakete bewegt sich als Massepunkt in den Schwerfeldern großer Massen bei ständigem Wechsel der potentiellen und kinetischen Energie. Die Gesamtenergie des Bewegungsvorganges ist - unter Berücksichtigung aller Energieverluste - konstant. So kann als Vergleichszahl für den erforderlichen Energieaufwand bei Verschiebung von Massen in Potentialfeldern diejenige Geschwindigkeit benutzt werden, die unter Einbeziehung aller Verluste erforderlich ist, um von einem Punkte A zu einem Punkte B zu gelangen. So wurde von Oberth ³⁾ der "ideale Antrieb" definiert, der die Dimension einer Geschwindigkeit hat. Dieser enthält die Summe aller Einzelantriebe, z. Bsp.

z.Bsp.: Antrieb für potentielle Energie im Zielort, Antrieb für kinetische Energie im Zielort, Antrieb für Luftwiderstands- und Bräschwerverluste, Antrieb für Umlenkverluste, Antrieb für Treibstoffreserven. Somit läßt sich für jeden astronautischen Flugauftrag, bei dem ein Fahrzeug einen bestimmten Weg durch die Schwerfelder von Himmelskörpern zurückzulegen hat, ein ganz bestimmter idealer Antrieb mit Berücksichtigung aller Verluste und Leistungsreserven zuordnen, der für den Konstrukteur die Basis für die Auslegung eines Raumfahrzeuges bildet.

Für die weiter unten durchgerechneten Beispiele sind die idealen Antriebe für einige Flugaufträge angegeben, die für die Abschätzung der optimalen Startgewichte der betreffenden Fahrzeuge benutzt werden sollen. Die angegebenen Werte erheben keinen Anspruch auf absolute Genauigkeit und werden sich bei genauer Durchrechnung nach dem Dreikörperproblem sicher noch in geringen Grenzen ändern, doch wird der unten ermittelte Gesamtaufwand in der Größenordnung unverändert bleiben.

4. Die Leistungsgrenze der Einstufenrakete

Aus dem Impulssatz läßt sich für den schwererefreien Raum die die gesamte Raketentechnik charakterisierende Beziehung

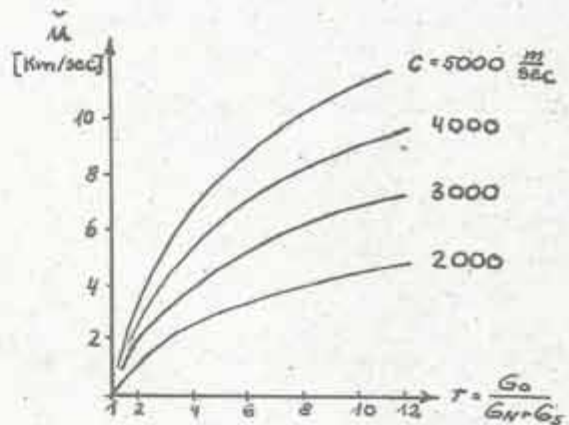
$$(1) \quad \ddot{u} = c \ln \frac{G_0}{G_N + G_S} = c \ln r$$

ableiten. Da die Ableitung oft in der Literatur ¹⁾²⁾³⁾ zu finden ist, soll an dieser Stelle darauf verzichtet werden.

Diese sogenannte "Raketengrundgleichung" stellt die Beziehung zwischen dem idealen Antrieb \ddot{u} , der wirksamen Auspuffgeschwindigkeit c der Treibstoffe, dem Gesamtstartgewicht G_0 , sowie dem Netto- und Nutzlastgewicht $G_N + G_S$ her. Diese Formel läßt sich auch für die Leistungsbeziehung von Fahrzeugen in Schwerfeldern verwenden, wenn die Verluste durch die jeweiligen Massenbeschleunigungen im idealen Antrieb enthalten sind. Da wie oben gezeigt wurde, jedem astronautischen Flugauftrag ein idealer Antrieb zugeordnet werden kann, ist es mit Hilfe der Raketengrundgleichung sofort möglich, das erforderliche Massenverhältnis zu bestimmen, sobald die wirksame Auspuffgeschwindigkeit des gewählten Triebwerkes bekannt ist.

In Abb. 1 ist die Raketengrundgleichung graphisch dargestellt. Aus dem Diagramm ist ersichtlich, welche große Bedeutung das Massenverhältnis (Verhältnis von Startgewicht zu Leergewicht) in der Raketentechnik hat. Der ideale Antrieb nimmt mit dem Massenverhältnis zu. Wegen der logarithmischen Funktion ist bei kleinen Massenverhältnissen der Einfluß desselben auf die erreichbare Geschwindigkeit größer, als der Einfluß der Auspuffgeschwindigkeit. Dagegen wirkt sich die Änderung der Auspuffgeschwindigkeit bei Massenverhältnissen in der

Abb. 1: Idealer Antrieb einer Rakete in Abhängigkeit vom Massenverhältnis r bei verschiedenen Auspuffgeschwindigkeiten c der Verbrennungsgase.



Größenordnung 50 (wie sie beim interplanetaren Flug auftreten können) wesentlich größer aus als bei kleinen Massenverhältnissen.

Aus konstruktiven Gründen sind aber die Massenverhältnisse für einstufige Raketen begrenzt, solange sie im Schwerfeld einer großen Masse arbeiten sollen. Für einstufige erdgebundene Raketen kann man ein Massenverhältnis von $r=5$ als oberen erreichbaren Wert betrachten. Ebenfalls sind die Auspuffgeschwindigkeiten der heute zur Verfügung stehenden Treibstoffe auf chemischer Basis als Festwerte anzusehen. Bei mittleren Brennkammerdrücken von 25 ata und einem Gegendruck von 0,7 ata liegen diese heute etwa bei $c = 2200$ m/sec. Somit ergibt sich aus der Raketengrundgleichung ein erreichbarer Wert von $u = 3500$ m/sec für den idealen Antrieb als Leistungsgrenze für die einstufige erdgebundene Rakete. Dieser Antrieb ist aber kaum ein Drittel desjenigen Betrages der zur Überwindung des Erdschwerfeldes erforderlich ist. Somit ist der Weltraumflug mit einstufigen chemischen Raketen nicht möglich.

5. Die Theorie der Stufenrakete 14)

Da die Leistung der einstufigen Rakete - wie oben gezeigt wurde - nicht ausreicht, um das Schwerfeld der Erde zu verlassen, müssen andere Wege gefunden werden, die es erlauben, größere ideale Antriebe zu erreichen.

Oberth ³⁾ hat nun gezeigt, daß es möglich ist, durch Übereinandersetzen mehrerer Raketen deren Einzelgeschwindigkeiten zu addieren und so theoretisch beliebig bis auf solche Geschwindigkeiten zu steigern, bei denen die Masse des Fahrzeuges nicht mehr als konstant angesehen werden kann. In der Praxis sind solche Geschwindigkeiten innerhalb unseres Sonnensystems jedoch auf absehbare Zeit nicht erforderlich und auch nicht möglich, so daß wir darauf nicht eingehen brauchen.

Wenn wir jetzt die Raketengrundgleichung für n stufige Raketen, deren einzelne Stufen verschiedene Auspuffgeschwindigkeiten haben sollen, erweitern, so nimmt diese die folgende Form an:

$$(2) \quad \frac{\ddot{u}(n) + \ddot{u}(n-1) + \dots + \ddot{u}(k) + \dots + \ddot{u}(II) + \ddot{u}(I)}{c(n) + c(n-1) + \dots + c(k) + \dots + c(II) + c(I)} = \frac{\sum \ddot{u}}{c_{\text{eff}}} =$$

$$= \ln [r(n) \cdot r(n-1) \dots r(k) \dots r(II) \cdot r(I)]$$

1
 2
 3
 4
 5
 6
 7
 8
 9
 10
 11
 12

1	1	1	1	1	1
2	2	3	4	5	6
3	3	6	10	15	21
4	4	10	20	35	56
5	5	15	35	70	126
6	6	21	56	126	252
7	7	28	84	210	420
8	8	36	112	280	560
9	9	45	140	378	840
10	10	55	180	504	1260

$\frac{1}{2} > 0.5$ die 2^2
 also also 10^5
 $(1 - \frac{1}{2})^n$
 $(1 - \frac{1}{2})^n$
 $(1 - \frac{1}{2})^n$

$\frac{1}{1 - \frac{1}{2}}$ bei 2^2
 $M = (1 - \frac{1}{2})^{-2}$

... also 3. ...
 ...
 ...

Diese Gleichung läßt sich nach Einführung des "Idealwertes des Massenverhältnisses" (= dem Produkt aller Einelmassenverhältnisse, Definition von Oberth)

$$(3) \quad R_i = r(n) \cdot r(n-1) \cdots r(k) \cdots r(\bar{n}) \cdot r(I)$$

auch einfacher schreiben in der Form:

$$(4) \quad \sum_{n=1}^{n=N} \left(\frac{\ddot{u}}{c} \right)_n = \ln R_i = \sum_{n=1}^{n=N} \frac{\ddot{u}}{c_{0n}} = \ln R_i$$

Womit es möglich ist, den idealen Antrieb eines mehrstufigen Fahrzeuges zu bestimmen. Für die Durchrechnung eines Projektes und für die Beurteilung der Verhältnisse genügt es nun aber nicht, daß wir den idealen Antrieb kennen, der für die Verwirklichung des Projektes erforderlich ist, sondern es muß gleichzeitig das erforderliche Startgewicht des Gesamtfahrzeuges bestimmt werden können.

Unter Einführung der Bezeichnungen: G_5 = Nutzlast der jeweiligen Stufe, Bauzahl ξ = Verhältnis von Nettogewicht zu Nutzlast, und G_S = Startgewicht der Einzelstufe können wir die Startgewichte folgendermaßen schreiben:

$$(5) \quad \begin{aligned} G_5(n) &= G_5(n) (\xi(n) + 1) \cdot r(n) = G_5(n-1) \\ G_5(n-1) &= G_5(n-1) (\xi(n-1) + 1) \cdot r(n-1) = G_5(n-2) \\ &\dots \\ G_5(k) &= G_5(k) (\xi(k) + 1) \cdot r(k) = G_5(k-1) \\ &\dots \\ G_5(\bar{n}) &= G_5(\bar{n}) (\xi(\bar{n}) + 1) \cdot r(\bar{n}) = G_5(I) \\ G_5(I) &= G_5(I) (\xi(I) + 1) \cdot r(I) = G_0 \end{aligned}$$

Es ist also das Gewicht der einen Stufe stets die Nutzlast der vorherigen Stufe. Die Zusammenfassung der Gl. (5) ergibt sofort das Gesamtstartgewicht des Fahrzeuges zu:

$$(6) \quad G_0 = G_5(n) [(\xi(n)+1)(\xi(n-1)+1) \cdots (\xi(k)+1) \cdots (\xi(\bar{n})+1)(\xi(I)+1)] R_i$$

Wenn wir nun noch für die eckige Klammer als Abkürzung die "Baukennzahl" H einführen:

$$(7) \quad H = [(\xi(n)+1)(\xi(n-1)+1) \cdots (\xi(k)+1) \cdots (\xi(\bar{n})+1)(\xi(I)+1)]$$

so können wir die Gl. (6) vereinfachen zu:

$$(8) \quad G_0 = G_5(n) \cdot H \cdot R_i$$

und sind jetzt in der Lage für beliebige mehrstufige Raketen, deren Stufen verschiedene Konstruktionsgrundwerte aufweisen, das Startgewicht zu berechnen. Beziehen wir jetzt das Startgewicht auf eine Gewichtseinheit zahlende Nutzlast der letzten Stufe, so erhalten wir das einen bestimmten Flugauftrag kennzeichnende Grundverhältnis als dimensionallose Gleichg.:

$$(9) \quad M = \frac{G_0}{G_5(n)} = H \cdot R_i$$

Dieses Grundverhältnis ist ein direkter Maßstab für den erforderlichen technischen Aufwand und gestattet die Ableitung einer allgemeinen Kostenrechnung für Raumfahrtprojekte.

Die Gleichung für das Grundverhältnis Gl.(9) und die Raketengrundgleichung (Gl.4) zusammen erlauben jetzt die Abgrenzung der Leistungsfähigkeit von Stufenraketen, ohne jedoch in dieser Form Aufschluß über die optimale Lösung zu geben. Es gibt immer noch für einen vorgegebenen Flugauftrag verschiedene Möglichkeiten bei der Wahl der Stufenzahl und der Konstruktionsgrundwerte, weswegen sich dann auch verschiedene Grundverhältnisse ergeben, von denen nur eines das günstigste sein kann. Es läßt sich nun aber zeigen, daß eine weitere mathematische Behandlung der vorliegenden Gleichungen oder eine graphische Auswertung des Verfahrens unter vereinfachten Annahmen(!) für jeden astronautischen Flugauftrag, unter Beachtung der jeweiligen Randbedingungen auf eine und nur eine günstigste Stufenzahl und entsprechende günstigste Konstruktionsgrundwerte führt, die ein bestmöglichstes Grundverhältnis, also das kleinste Startgewicht ergeben. Alle anderen Lösungen führen auf einen größeren Aufwand und somit größere Bau- und Entwicklungskosten.

Da in die allgemein und streng gültigen Gl.(2) und (6) jede Stufe gemäß ihren Konstruktionsgrundwerten mit 4 Unbekannten eingeht, ist es nicht möglich, eine Kurvenschar zu entwerfen, aus der in einfacher Form das Optimum bestimmt werden kann. Daher sei nun - um brauchbare Näherungswerte zu erhalten - die Vereinfachung verabredet, daß alle Stufen dieselben Konstruktionsgrundwerte (Massenverhältnis, Bauzahl, Zellenfaktor und Auspuffgeschwindigkeit) aufweisen sollen, was in der Wirklichkeit praktisch nicht der Fall ist. Wie aber nachher gezeigt werden wird, können wir durch Bildung der arithmetischen Mittelwerte über die Konstruktionsgrundwerte aller Stufen recht brauchbare Näherungen für das Optimum gewinnen. Durch diese Verabredung erhalten wir als Beziehung zwischen jeweils drei Größen die Gl.(4) und (9), die sich einfach in einem Diagramm darstellen lassen.

Die Auswertung der Gleichung (9) ist in Abb.2 in einem doppellogarithmischen Netz erfolgt. Auf der Ordinate ist der sich aus der Raketengrundgleichung ergebende Idealwert des Massenverhältnisses aufgetragen. Auf der Abszisse ist der sich aus Stufenzahl und Bauzahl ergebende Wert der Baukennzahl des Gesamtfahrzeuges aufgetragen. So läßt sich dann für einen konstanten Zellenfaktor ϵ mit n und S (somit auch r) als Parameter eine Kurvenschar entwerfen. Wir erhalten für jeden Zellenfaktor ein Strahlenbüschel, dessen Strahlen Linien gleicher Bauzahlen sind, und dessen Ursprung im 0 Punkt liegt. Dadurch, daß wir von den Strahlenbüscheln lediglich die optimalen Bereiche für die einzelnen Zellenfaktoren in das Diagramm eintragen, überdecken sich dieselben nicht und lassen sich in ein ebenes Koordinatensystem eintragen.

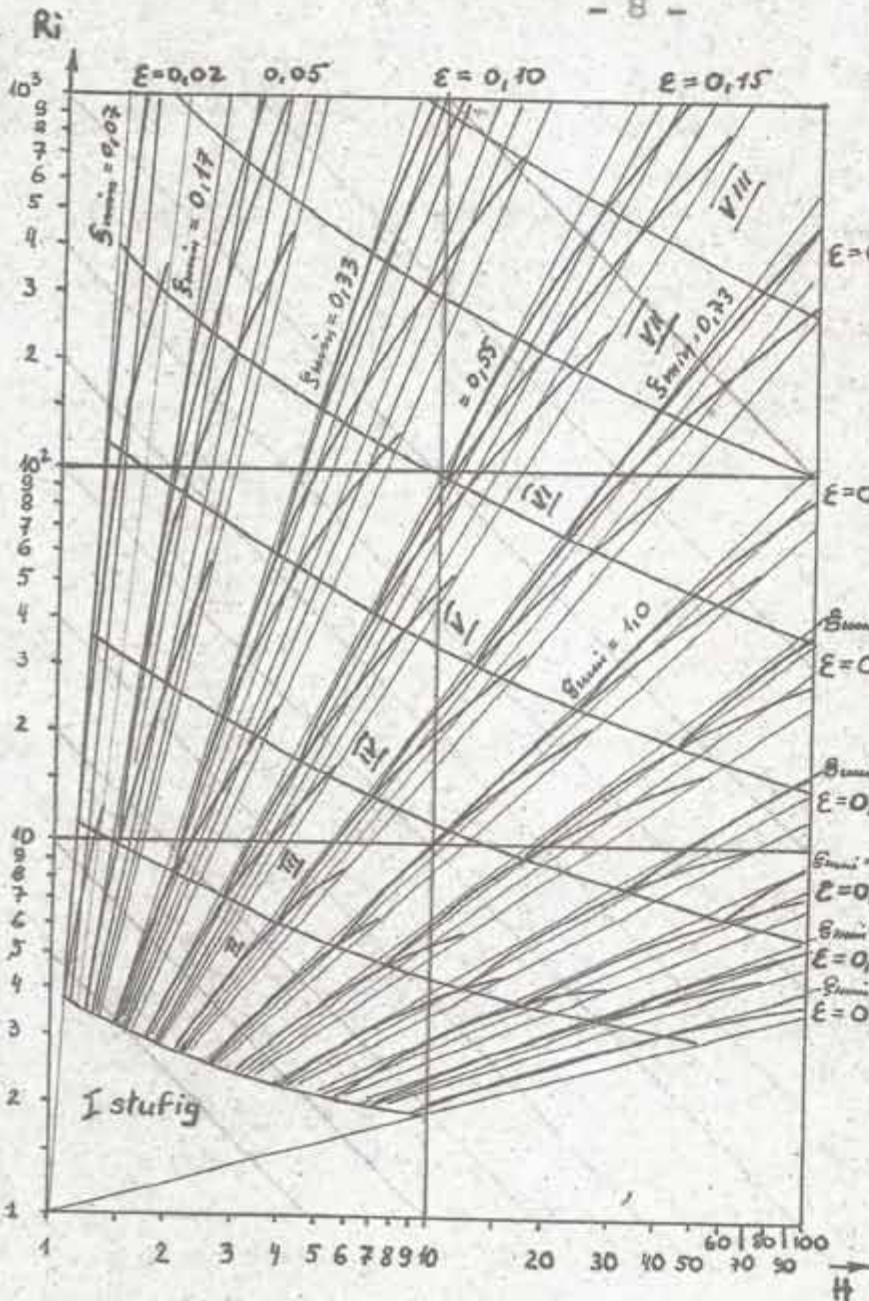


Abb. 2

Abhängigkeit des Grundverhältnisses von dem Idealwert des Massenverhältnisses R_i und der Bauzahl S zur Bestimmung der günstigsten Stufenzahl bei vorgegebenem Flugauftrag für Raumfahrzeuge mit konstanten Zellenfaktoren ϵ und Bauzahlen S .

In dem Diagramm schneiden die Stufenkurven ($n = \text{Konst}$) die Strahlenbüschel von links unten nach rechts oben und haben ihren Scheitelpunkt (maximale Krümmung) an der optimalen Bauzahl S , deren Strahl tangiert wird. Der abfallende Ast der Stufenkurve schneidet dadurch die Stufenkurve niedriger Ordnung. Verbinden wir nun die Stufenkurven der einzelnen Zellenfaktoren miteinander, so grenzen diese Verbindungslinien (von links oben nach rechts unten) eindeutige Bereiche für die günstigste Stufenzahl ab, die von dem Idealwert des Massenverhältnisses abhängig sind.

Das Grundverhältnis kann auf der Ordinate oder Abszisse abgelesen werden (Verfolgung der 45 Grad-Linie), da es sich hier um eine einfache logarithmische Multiplikation handelt.

Damit liefert das Diagramm nicht nur für jedes beliebige Projekt das für die Konstruktion und Kostenrechnung entscheidende Grundverhältnis in erster Näherung (Vereinfachungen beachten!), sondern gleichzeitig die unter den gegebenen Randbedingungen optimale Lösung des Problems.

Es werden neben dem optimalen Grundverhältnis die günstigste Stufenzahl und Bauzahl ermittelt, die zusammen mit dem Zellenfaktor und dem sich daraus ergebenden Massenverhältnis als Konstruktionsgrundwerte für die Anlegung des Fahrzeuges zunächst ausreichen.

Anwendung des Verfahrens: An einem allgemeinen Beispiel soll die Anwendung des hier beschriebenen graphischen Verfahrens gezeigt werden. Nach Ermittlung des erforderlichen idealen Antriebes des vorgegebenen Flugauftrages können wir nach erfolgter Wahl der Treibstoffe und Brennkammerdrücke (wodurch die wirksame Auspuffgeschwindigkeit festgelegt ist) sofort mit Hilfe der Raketenungleichung den Idealwert des Massenverhältnisses R_1 bestimmen. Mit diesem R_1 Wert in das Diagramm eingehend, stößt man beim Verfolgen der wagerechten Linie $R_1 = \text{konst}$ in Richtung zunehmender Werte von H auf eine Reihe von Stufenkurven. Von der Gesamtheit der vorhandenen Strahlenbüschel wird dann dasjenige näher betrachtet, das dem konstruktionsbedingten und vorher annähernd bekanntem arithmetischem Mittelwert der Zellenfaktoren zugeordnet ist. Liegt dieser Wert zwischen den auf der Tafel vorhandenen, so ist eine Interpolation auf einer Geraden, die von den vorhandenen Zellenfaktoren in gleichen Abständen geschnitten wird, möglich. Ist nun der Wert für R_1 und ϵ bestimmt, so werden wir sofort in den Bereich der günstigsten Stufenzahl für das betrachtete Gerät geführt. Die durch den Schnittpunkt der Linie $R_1 = \text{konst}$ und der ersten Stufenkurve gehende Gerade unter 45 Grad führt auf das optimale Grundverhältnis, das auf der Ordinate oder Abzisse abgelesen werden kann. Eine zweite Lösung, die möglich aber ungünstiger ist, gibt der Schnittpunkt von $R_1 = \text{konst}$ mit der zweiten Stufenkurve. Auch dieses Fahrzeug würde bei um eine geringeren oder höherer Stufenzahl die geforderte Geschwindigkeit erreichen, aber bei einem größeren Grundverhältnis, also bei größerem Aufwand.

Durch den oben gekennzeichneten Schnittpunkt läuft dann noch eine Gerade $\xi = \text{konst}$, so daß damit auch das dazugehörige Verhältnis von Nettogewicht zu Nutzlast der Einzelstufen ermittelt ist. Dieser ξ Wert ist lediglich ein günstiger Richtwert, der zwar möglichst eingehalten werden soll, aber nicht immer eingehalten werden kann, da von ihm direkt das Massenverhältnis, für das ein Sollwert vorliegt, abhängig ist. Mit dem Zellenfaktor ϵ und der Bauzahl ξ läßt sich dann mittels Gl. (14) das vorhandene Massenverhältnis berechnen. Mit diesem und der Auspuffgeschwindigkeit kann dann der wirkliche "ideale Antrieb" der betreffenden Stufe und somit auch des Gesamtfahrzeuges ermittelt werden.

Damit sind dann von dem gesuchten Fahrzeug folgende Konstruktionsgrundwerte bekannt: u ; c ; R_1 ; n ; ϵ ; ξ ; und M , die für die Auslegung zunächst genügen. Es bleibt dann noch die Wahl der Schubkräfte offen, die so erfolgen muß, daß bei günstigster Beschleunigung erstens die Nettogewichte und zweitens die Verluste (die in den idealen Antrieb eingehen) den angenommenen Werten entsprechen. Läßt sich dies nicht erreichen, so muß ein neues Fahrzeug mit geänderten Randbedingungen nochmals durchgerechnet werden. Ein Zahlenbeispiel ist im Kap. 8 angegeben.

6. Konstruktive Folgerungen

Aus dem Diagramm (Abb. 2) ist klar ersichtlich, welche entscheidende Bedeutung das Nettogewicht für das Startgewicht eines Raumfahrtzeuges hat. Der Konstrukteur muß also darauf bedacht sein, Nettogewicht zu sparen, da jedes Kilo um zwei und drei Größenordnungen höher in das Startgewicht eingeht. Es kann aus dem Diagramm ferner entnommen werden, daß die günstigste Stufenzahl größer ist als die für den Flugauftrag ausreichende, und somit auch die Massenverhältnisse kleiner als die für die Einzelstufe maximalen. Dieser sehr wichtige Umstand hat zur Folge, daß die auftretenden Beschleunigungen in für den Menschen erträglichen Grenzen bleiben und den Wert $4g$ (das vierfache der Erdbeschleunigung) kaum überschreiten. Wenn wir für die erste Näherung der Leistungs- und Größenbestimmung die Einschränkung der gleichen Massenverhältnisse je Stufe zulassen so ergibt sich in Abhängigkeit vom Zellenfaktor ein günstiger Bereich für die Massenverhältnisse, der in Abb. 3 aufgetragen ist.

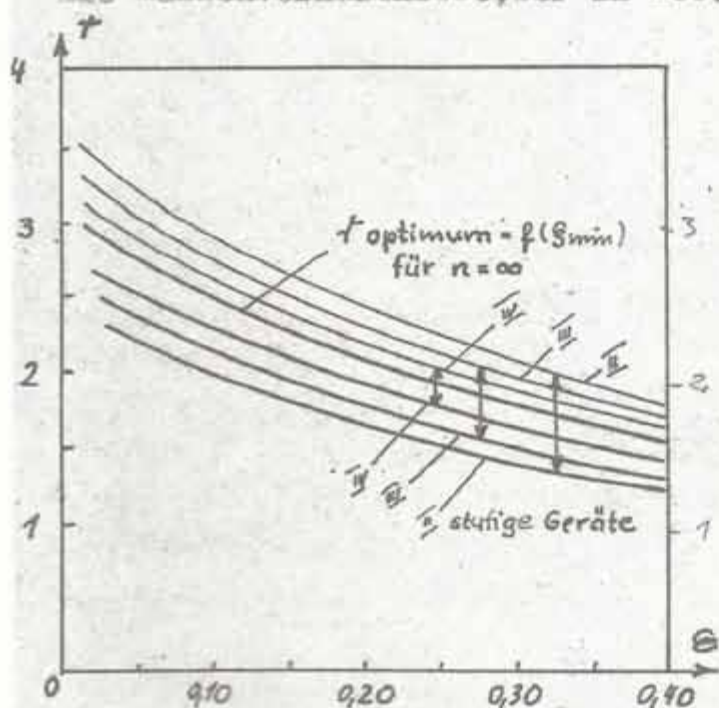


Abb. 3: Günstiger Bereich der Massenverhältnisse von Mehrstufenraketen in Abhängigkeit vom Zellenfaktor und der Stufenzahl.

Wie aus dem Diagramm ersichtlich ist, wird die Breite des günstigen Bereiches mit wachsender Stufenzahl geringer. Für sehr kleine Zellenfaktoren in der Größenordnung von 2-4%, wie sie für interplanetare Fahrten in Betracht kommen, werden die Massenverhältnisse sehr groß und gehen theoretisch schließlich nach Unendlich.

Ebenfalls zeigt das Kurvendiagramm in Abb. 2, daß die Bauzahlen (Verhältnisse von Nettogewicht zu Nutzlast) nicht frei wählbar sind, wenn man wirtschaftlich konstruieren will. Die Bauzahl ist sehr stark vom Zellenfaktor und in geringem Maße vom Idealwert des Massenverhältnisses abhängig. Diese Abhängigkeit zeigt Abb. 4. Die günstigsten Bereiche lassen sich leicht übersehen, sie umfassen die optimalen Bauzahlen für das optimale Grundverhältnis. Der Konstrukteur muß sich bemühen seinen Entwürfen möglichst Werte dieses Bereiches zugrunde zu legen, was aber nicht immer möglich ist, weil die mit diesen Bauzahlen erreichbaren Massenverhältnisse nicht immer auf die geforderten idealen Antriebe führen. Ein weiterer wichtiger Zusammenhang zwischen den Konstruktionsgrundwerten läßt sich wie folgt ableiten:

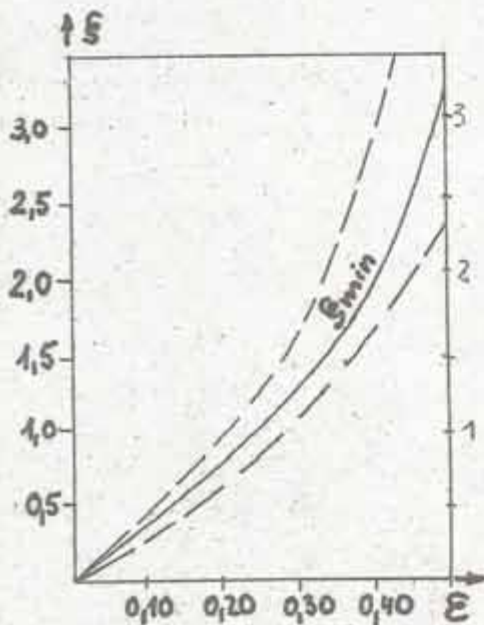


Abb. 4: Abhängigkeit der günstigsten Bauzahl vom Zellenfaktor für Einzelstufen von Großgeräten.

Durch Zusammenfassung der Definitionsgleichungen für den Zellenfaktor, das Massenverhältnis und die Bauzahl

$$(10) \quad E = \frac{G_N}{G_B} \quad (11) \quad \tau = \frac{G_B}{G_N + G_S} \quad (12) \quad S = \frac{G_N}{G_S}$$

läßt sich eine einfache dimensionslose Beziehung herstellen, die es gestattet, bei zwei bekannten Grundwerten, den dritten zu ermitteln. Durch Zusammenfassung der ersten beiden Definitionsgleichungen erhalten wir:

$$(13) \quad \tau = \frac{G_N}{E(G_N + G_S)} \quad S = \frac{\tau E}{1 - \tau E}$$

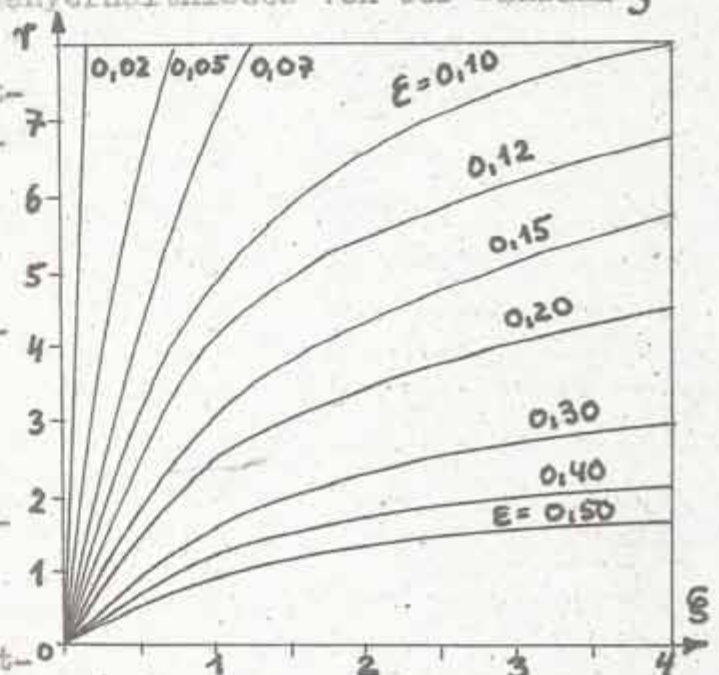
und mit der dritten schließlich:

$$(14) \quad \tau = \frac{S G_S}{E(S G_S + G_S)} \quad \text{oder} \quad \tau = \frac{S}{E(S + 1)}$$

Diese Beziehung zwischen den wichtigsten Konstruktionsgrundwerten von Stufenraketen ist in Abb. 5 graphisch dargestellt.

Abb. 5: Abhängigkeit des Stufenmassenverhältnisses von der Bauzahl S u. i dem Zellenfaktor E .

Sind die Zellenfaktoren und Startgewichte der einzelnen Stufen bekannt, so kann man leicht den Gesamtzellenfaktor des Gerätes ableiten, der bei einem Vergleich zweier Konstruktionen für denselben Flugauftrag die endgültige Entscheidung zuläßt, welche Konstruktion den geringeren finanziellen Aufwand erfordert. Es kommen in der Konstruktionspraxis durchaus Fälle vor, in denen eine Konstruktion mit geringerem Start-



gewicht einer anderen mit größerem Startgewicht deshalb unterlegen ist, weil das Gesamtstichtgewicht der ersteren ^{geringer} ist. Es ist hierbei zu beachten, daß die Herstellungskosten von 1 kg Nettogewicht und einem Kilo Treibstoff sich etwa wie 100 : 1 verhalten.

Die für die Bestimmung des Gesamtzellenfaktors gültige Beziehung ist

$$(15) \quad E_{ges} = \frac{1}{G_0} (E(I) \cdot G_S(I) + E(II) G_S(II) + \dots + E(n) G_S(n))$$

Dieser Gesamtzellenfaktor läßt sich erst bestimmen, wenn die Gewichte der einzelnen Stufen festliegen und er ist stark von einer ungleichen Stufenteilung abhängig. Er darf keinesfalls mit dem für Kalkulations- und Vergleichszwecke oft nützlichen arithmetischen Mittelwert der einzelnen Zellenfaktoren

(16)

$$E_m = \frac{E(1) + E(2) + \dots + E(n)}{n}$$

verwechselt werden. Dieser ist ein Erfahrungswert und ermöglicht überhaupt erst die Bestimmung der übrigen Konstruktionsgrundwerte, er läßt sich ohne Kenntnis der zu bestimmenden Stufengewichte abschätzen. Er muß während der Konstruktion in den meisten Fällen oft durch bessere Näherungen ersetzt werden.

Wenn bisher in der Literatur einzelne Beispiele von Raumfahrzeugen durchgerechnet wurden, so waren dies willkürliche Beispiele, die meist weit von der optimalen Auslegung entfernt waren und so auf einen Aufwand führten, der nicht vertretbar schien. Die Ursache war meist die Wahl der Mindeststufenzahl, die wie obengezeigt wurde, in der Regel nicht mit der optimalen Stufenzahl übereinstimmt. Auf Grund solcher Kalkulationen wurde teilweise auch auf die Unmöglichkeit der Weltraumfahrt geschlossen.

7. Die Aussenstation

Da die Aussenstation dasjenige astronautische Projekt ist, welches als erstes Aussicht auf Verwirklichung hat, wird diesem heute in der astronautischen Forschung ganz besondere Aufmerksamkeit gewidmet. Es ist ein offenes Geheimnis, daß in Ost und West mit großem geistigen und materiellem Aufwand die vorbereitenden Untersuchungen für den Bau einer Aussenstation durchgeführt werden.

Es sollen hier nicht sämtliche physikalischen Gesetze untersucht werden, denen eine Raumstation unterliegt. Dies ist bereits recht gründlich wenn auch nicht erschöpfend geschehen ⁴⁾. In diesem Rahmen soll lediglich auf die wesentlichen Zusammenhänge eingegangen werden.

Die Aussenstation kann nach GARTMANN definiert werden als "Spezialgerät der Großbraketentechnik, das außerhalb der Atmosphäre im freien Raum zusammengestellt wird und dort nach Erteilung einer bestimmten vom Bahndurchmesser abhängigen Geschwindigkeit seinen Weg in der vorgeschriebenen Kreisbahn verfolgt, und zwar antriebslos, solange nicht äußere Kräfte auf es einwirken."

Die physikalische Grundbedingung ist also ein stationärer Gleichgewichtszustand zwischen der Schwerkraft in der entsprechenden Höhe und der Fliehkraft der entsprechenden Bahnbewegung. Genauer gesagt muß die Geschwindigkeit der Station in der gewählten Flughöhe immer so groß sein, daß der Vektor der durch die Kreisbewegung erzeugten Fliehbeschleunigung immer gleich groß und entgegengesetzt dem Vektor der Erdbeschleunigung ist.

Diese Forderung wird durch die Beziehung ausgedrückt:

$$(17) \quad v_k = \sqrt{\frac{R^2 g_0}{R+h}}$$

worin R der Erdradius, g_0 die Erdbeschleunigung und h die Höhe über dem Erdboden bedeuten. Mit dieser Gleichung kann die für jede Höhe erforderliche Geschwindigkeit ermittelt werden. Die Umlaufzeit einer Station ist gegeben durch die Beziehung

$$(18) \quad T = \frac{2\pi(R+h)}{v_k}$$

Die Gl. (17) und (18) sind in Abb. 6 graphisch dargestellt.

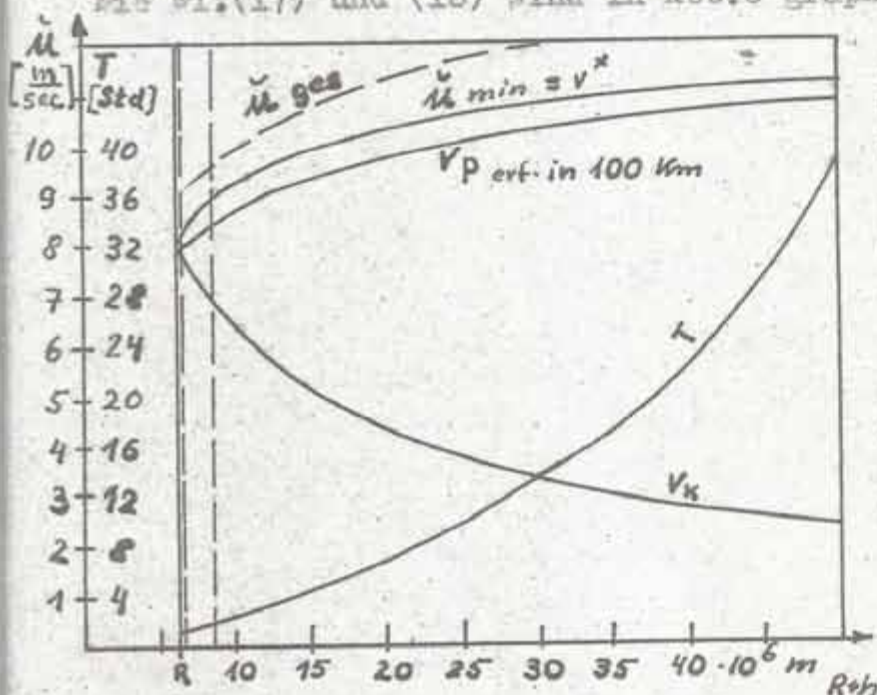


Abb. 6: Abhängigkeit der Kreisbahngeschwindigkeit v_k ; der Umlaufzeit T ; der Mindeststartgeschwindigkeit v^* und der wirklichen Brennschlussgeschwindigkeit der AS-Rakete in Abhängigkeit von dem Bahnradius.

Es läßt sich leicht einsehen und nachweisen, daß der Antrieb für das Verlassen des Erdschwerfeldes größer ist, als der ideale Antrieb, der erforderlich ist, um zur Aussenstation zu gelangen. Es gilt hier die einfache Beziehung:

$$(19) \quad v_f = \sqrt{2} v_k$$

Bei nachlässiger Betrachtung der physikalischen Verhältnisse der Aussenstation ist man leicht geneigt anzunehmen, daß eine Bahn mit großem Radius günstiger ist als eine solche mit kleinem Radius, da die zugehörige Bahngeschwindigkeit abnimmt. Diese Auffassung entspricht aber nicht den tatsächlichen Verhältnissen, denn es ist von den Treibstoffen, sowohl die kinetische, als auch die potentielle Energie des kreisenden Körpers von

$$(20) \quad E = \frac{m v_k^2}{2} + G \frac{R \cdot h}{R+h}$$

aufzubringen. Daraus läßt sich ein minimaler idealer Antrieb ableiten²⁾, der durch das Fahrzeug aufzubringen ist, ehe es in die gewünschte Bahn gelangt. Er beträgt:

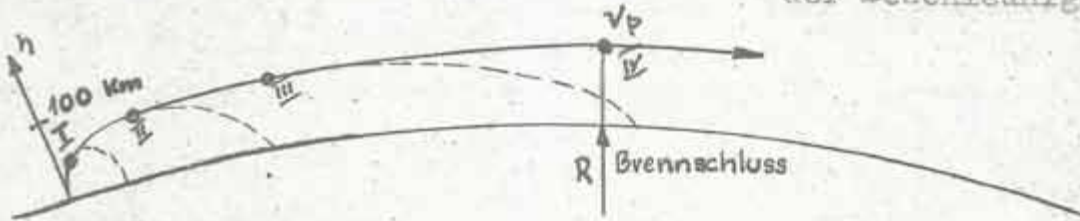
$$(21) \quad v^* = \sqrt{v_k^2 + 2g_0 h \frac{R}{R+h}}$$

und stellt wegen der zusätzlichen Umlenk- und Widerstandsverluste sowie den erforderlichen Treibstoffreserven einen unteren Grenzwert dar. Die Abhängigkeit dieses Mindestantriebes von der Höhe ist in Abb. 6 eingetragen worden. Der wirkliche ideale Antrieb erhöht sich um etwa 15 %.

Zum besseren Verständnis des gesamten Bewegungsvorganges, sollen im folgenden Abschnitt kurz die Auf- und Abstiegsbahn zur Aussenstation diskutiert werden.

Die Aufstiegsbahn hat etwa die Form der Abb. 7 und 8. Der Start erfolgt zunächst senkrecht. In etwa 25 km Höhe (Brennschluß der ersten Stufe) erfolgt dann die Umlenkung auf der Oberth'schen "Synergiekurve", die in etwa 100 km abgeschlossen ist, und mit dem Brennschlußzeitpunkt der

Abb. 7: Aufstiegsbahn während der Beschleunigungszeit.



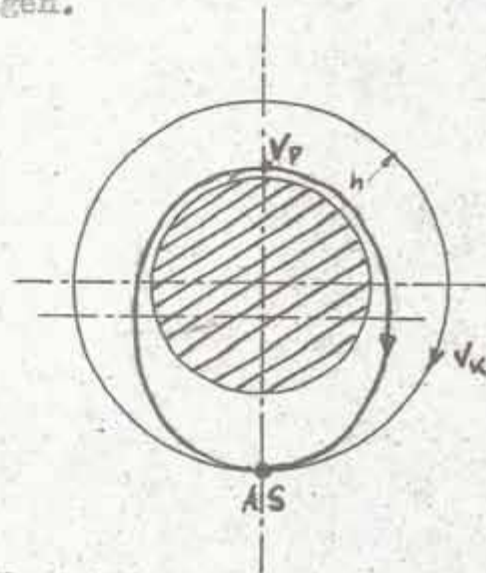
letzten Stufe zusammenfallen soll. Dadurch wird erreicht, daß das Fahrzeug bei geringstem Geschwindigkeitsverlust durch Luftwiderstand, Schwerkbeschleunigung und Umlenkung auf die erforderliche Brennschlußgeschwindigkeit kommt. Diese muß gleich groß der Perigäumgeschwindigkeit der Übergangselipse zur Aussenstation-Kreisbahn sein. Sie berechnet sich beispielsweise für eine Brennschlußhöhe von 100 km und für eine Aussenstationshöhe von 557 km zu:

$$(22) \quad v_p = v_k \sqrt{2 - \frac{a_0}{a}} = 7,85 \sqrt{2 - \frac{6482}{6706}} = \underline{8,00} \text{ [km/sec]}$$

In Abb. 6 wurden alle Werte für dieselbe Brennschlußhöhe in Abhängigkeit von der Aussenstationshöhe aufgetragen.

Abb. 8: Verbindungselipse zwischen Brennschlußort und Kreisbahn der Aussenstation (nicht maßstabgerecht).

Die Beschleunigung findet während des senkrechten Aufstieges und während der Umlenkung statt, wobei die einzelnen Stufen nach der Entleerung impulsfrei abgetrennt werden und auf die Erde zurückfallen. Bei Erreichung der Kreisbahn muß die Eigengeschwindigkeit des Fahrzeuges, die jetzt unter den Wert der Kreisbahngeschwindigkeit (höhere potentielle Energie) abgesunken ist, durch eine kleine Geschwindigkeitserhöhung (etwa 300 m/sec) derjenigen der Aussenstation angepaßt werden.



Der Transport von Personen, zur Aussenstation wäre sinnlos, wenn nicht die Möglichkeit des Rücktransportes bestehen würde. Es wäre nun falsch, anzunehmen, daß für den Abstieg zur Erde dieselbe Energie wie für den Aufstieg aufzuwenden wäre. Diese Schlussfolgerung ist nur für solche

Himmelskörper zulässig, die keine Atmosphäre besitzen, wie etwa der Mond. Da aber dessen Fallbeschleunigung nur 16 % der Erdbeschleunigung beträgt, wird für Start und Landung weniger Energie benötigt, so daß auch hier kein Unmöglichkeitbeweis geführt werden kann.

Die Rückkehrbahn würde dann etwa folgendermaßen aussehen: Nach dem Lösen von der Aussenstation erteilt sich das Fahrzeug eine Verzögerung, um wieder auf der Übergangselipse in die obersten Schichten der Atmosphäre zurückzukehren. Das mit Flächen (evtl. auch mit Bremschirmen) versehene Flugzeug benutzt nun den Luftwiderstand um seine Eigengeschwindigkeit zu vermindern und führt dabei einen wellenförmigen oder geradlinigen (bei Erzeugung negativer Auftriebskräfte) Gleitflug durch. Die dabei auftretenden hohen Temperaturen der Rumpf- und Flächenhaut können - wie Prof. v. Braun in einem noch nicht veröffentlichten Werk zeigen wird ⁵⁾ - durch geeignete Maßnahmen beherrscht und unterhalb 600 Grad Celsius gehalten werden. Die Kabine ist dabei mit einer Kühlanlage versehen. Beim wellenförmigen Gleitflug, den E. Sänger und I. Brecht ⁶⁾ untersucht haben, bleibt die Eigentemperatur niedriger, da das Flugzeug beim Aufsuchen größerer Höhen (maximale Amplitude der jeweiligen Schwingung) Wärme ausstrahlt und Geschwindigkeit verliert. Ein anderes kombiniertes Verfahren wurde von H. Kühme ⁷⁾ untersucht. So schwierig auch die Ausführung des Landesankövers sein wird, so erscheint es doch nach den bisherigen Versuchsergebnissen durchaus möglich, Personen und Lasten ohne großen Energieaufwand (mit einem idealen Antrieb von etwa 400 m/sec) von der Aussenstation auf die Erde zurückzubefördern.

Die Gesamtflugzeit für den Flug zur Aussenstation beträgt etwa 50 Minuten, davon 5 Minuten Beschleunigungszeit und die Rückflugzeit bei geradlinigem Gleitflug insgesamt etwa 2 Stunden und 15 Minuten.

8. Die optimale AS-Lastrakete

Sobald der genaue ideale Antrieb für ein bestimmtes Fahrzeug vorliegt, kann der Ingenieur mit der Konstruktion desselben beginnen. Nach erfolgter Triebwerkwahl liegen die wirksamen Auspuffgeschwindigkeiten fest, da die Bahnform in erster Näherung vorgegeben ist. Somit läßt sich mit Hilfe von Gl. (1) sofort das erforderliche Massenverhältnis bestimmen. Nun kann bei Anwendung des graphischen Verfahrens - wie oben beschrieben - die günstigste Stufenzahl, der Näherungswert der günstigsten Bauzahl und in erster Näherung auch das optimale Grundverhältnis bestimmt werden. Nun müssen Erfahrungswerte von Zellenfaktoren vorliegen, damit für jede Stufe der Anteil der Zelle und des Triebwerkes geschätzt und in die Rechnung eingesetzt werden kann. Diese Zellenfaktoren sind für die mittleren Stufen annähernd gleich, für die erste etwas und für die letzte wesentlich größer. Somit können dann bei etwas variierenden Bauzahlen die Massenverhältnisse und Gewichte der einzelnen Stufen

berechnet werden. Als nächster Schritt erfolgt die statische Berechnung der Zelle und die Berechnung der Triebwerke, um die genaue Gewichtsverteilung zu erhalten. Diese wird meist von den zunächst geschätzten Gewichten abweichen, so daß die Konstruktion mit neuen verbesserten Zellenfaktoren neu durchgerechnet werden muß. Dieses Verfahren muß solange wiederholt werden, bis eine ausreichende Übereinstimmung der praktischen Konstruktionswerte mit den in der Rechnung vorausgesetzten erzielt ist. Die danach erfolgende Durchkonstruktion aller Einzelteile und insbesondere der Ausrüstung bedingt einen sehr großen Aufwand an konstruktiver Feinarbeit, der auf absehbare Zeit noch wesentlich größer als derjenige im Flugzeugbau sein wird. Auch ist hierbei zu beachten, daß eine konstruktive Änderung, die größere Gewichtsänderungen mitsichbringt, die Gesamtkonstruktion wesentlich beeinflusst und notwendigerweise ändert. Ferner sei betont, daß der Sicherheitsfaktor in der Raketentechnik keinesfalls höher als im Flugzeugbau liegen soll, da sich eine Gewichtserhöhung auf die Kostenrechnung um ein oder mehrere Größenordnungen höher auswirkt als im Flugzeugbau. Dabei muß aber dennoch die Zuverlässigkeit des gesamten Gerätes größer sein, als die der Flugzeuge, was eine äußerst saubere und gewissenhafte Arbeit bedingt. Darin liegen die besonderen Schwierigkeiten der Raketentechnik von heute, die nur durch weitgehende praktische Erfahrungen und theoretische Forschung reduziert werden können.

In der folgenden Tabelle sind die Werte eines Konstruktionsbeispiels angegeben, welches eine Entwicklungsstufe bei der Projektierung der optimalen Lastrakete zur Aussenstation darstellt (Tab. 1). Die Durchrechnung erfolgte nach dem oben angegebenen Verfahren. Weitere Untersuchungen bei der statischen Durchrechnung des Studienentwurfes haben gezeigt, daß diese Konstruktion mit Sicherheit erreicht werden kann. Bei sorgfältiger Durchkonstruktion werden sich die Zellenfaktoren im Durchschnitt noch um etwa 10% verringern lassen wodurch das Grundverhältnis um etwa 30 % kleiner wird. Die nächste Entwicklungsstufe des Projektes setzt dann die neu ermittelten Zellenfaktoren und einige vorteilhafte konstruktive Änderungen voraus und diese wird dann bereits sehr nahe an der optimalen Lösung sein, die mit den heute zur Verfügung stehenden technischen Hilfsmitteln überhaupt durchgeführt werden könnte, wenn einmal der Auftrag gegeben werden würde.

Die Durchführung der Konstruktion mit den oben angegebenen Werten könnte etwa das Aussehen des Fahrzeuges haben, das in Abb. 9 dargestellt ist. (Entwurf und Statik der Zelle: Civ. Ing. H. Hoepfner-GfV).

An dieser Stelle mag ein Vergleich der gewählten Zellenfaktoren von drei verschiedenen Projekten, die alle die Lastrakete zur Aussenstation betreffen, interessant sein.

Tab. 1: Beispiel einer AS-Lastrakete mit einem idealen Antrieb von 9420 m/sec für eine Aussenstation in 557 km Höhe.

Idealer Antrieb:

Vergleichsgeschw. für die kin. und pot. Energie	8218 m/sec
Umlenk-, Erdschwere- u. Luftwiderstandaverluste	1562 m/sec
Abzüglich des Gewinnes durch die Erdumdrehung	- 360 m/sec
Erforderlicher idealer Antrieb	<u>9420 m/sec</u>

Stufe	V	IV	III	II	I
Auspuffgeschw.	2800	2800	2800	2600	2250
Zellenfaktor	0,25	0,14	0,14	0,15	0,16
Bauzahl	0,86	0,42	0,42	0,48	0,48
Massenverh.	1,85	2,10	2,10	2,16	2,00
id. Antrieb	1680	2080	2080	2020	1560
Nutzlast (to)	5,00	17,20	51,30	153	490
Nettogewicht	4,30	7,22	21,50	73,5	235
Treibstoffgew.	7,90	26,88	80,20	263,5	725
Startgewicht	17,20	51,30	153	490	1450
vorgeschl. Schub	10	75	300	1000	2400+1000
Triebwerkgew.	0,5	3,0	12,0	40	96
Zellengewicht	3,8	4,22	9,5	33,5	139
Tankvolumen (m ³)	6,1	20,6	62	203	560
Min. Beschlg. (g)	0,5	1,47	1,95	2,04	2,06
Max. Beschlg.	1,1	3,1	4,15	4,42	4,14

Es ergibt sich für diesen Entwurf ein Grundverhältnis von 1: 290.

Der endgültige optimale Entwurf wird bei einer vierstufigen Rakete mit einem Grundverhältnis unter 1:200 liegen.

Es sei nun der Vergleich der drei Projekte durchgeführt. Es sind hier lediglich die Mittelwerte der Zellenfaktoren nach Gl. (16) und die Gesamtzellenfaktoren nach Gl. (15) angeführt:

3 stuf. Lastrakete nach Prof. v. Braun: $E_m = 0,1113$; $E_{ges} = 0,1046$

6 stuf. Lastrakete nach Engel u. Mitarb.: $E_m = 0,1097$; $E_{ges} = 0,115$

5. stuf. Lastrakete GfW-Proj. AS/Id: $E_m = 0,168$; $E_{ges} = 0,234$

Aus dem Vergleich ist ersichtlich, daß der GfW. Entwurf weit ungünstigere Annahmen zur Voraussetzung hat, als die anderen Entwürfe, so daß eine wesentliche Verbesserung der in der Tabelle angegebenen Werte zu erwarten ist. Die nächste Entwicklungsstufe soll jedoch erst dann in Angriff genommen werden, wenn mit Sicherheit bessere Konstruktionsgrundwerte ermittelt worden sind.

Um nun einen Überblick zu erhalten, in welchem Maße das für die Gesamtkosten des Projektes sehr bedeutende Grundverhältnis von den beiden wichtigsten Veränderlichen der Auspuffgeschwindigkeit und dem

M = 1:1000

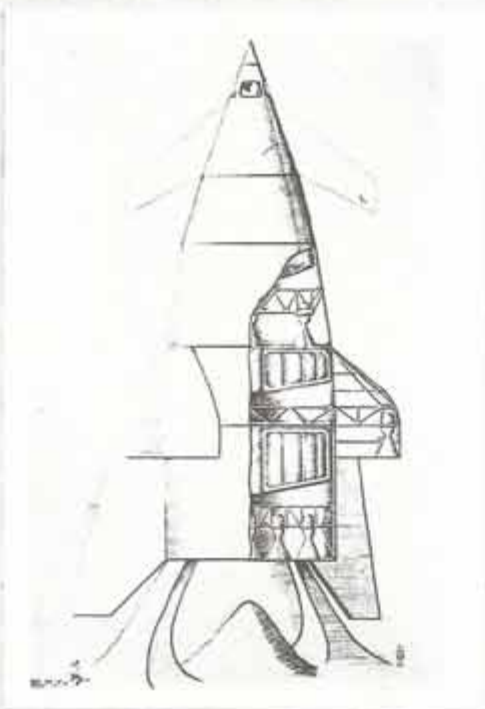
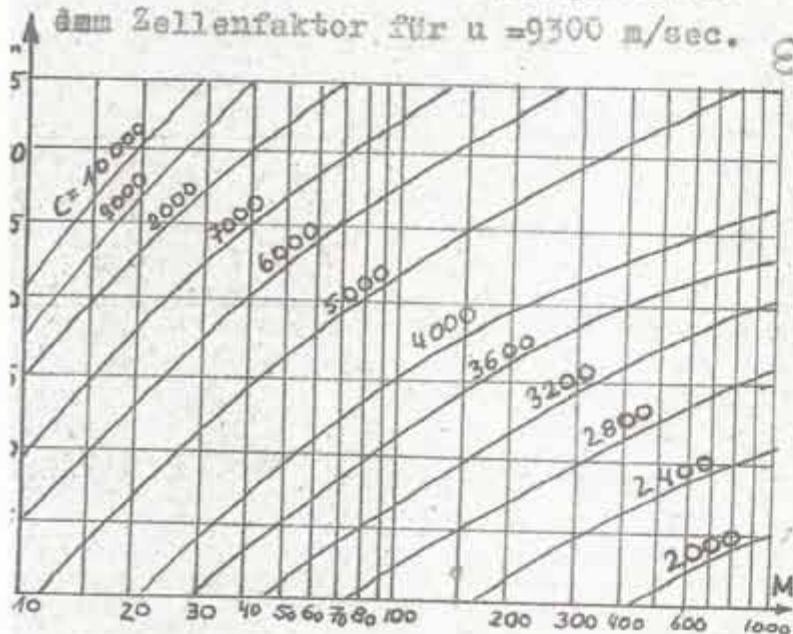


Abb. 9: Fünfstufige AS-Lastrakete für 5 to Nutzlast zur Außenstation in 557 km Höhe mit einem Startgewicht von 1450 to.

Abb. 10: Abhängigkeit des Grundverhältnisses von der Auspuffgeschw. u. dem Zellenfaktor für $u = 9300$ m/sec.



Zellenfaktor abhängt, wurden die mit dem Verfahren ermittelten optimalen Grundverhältnisse in Abb. 10 aufgetragen. Um diesen einfachen aber sehr aufschlußreichen Überblick zu erhalten, muß man notwendigerweise wieder die anderen Veränderlichen konstant halten. Dieses Diagramm ist zunächst nur für die vorausgesetzten Vereinfachungen streng gültig und liefert dafür die optimalen Werte, wenn wir jedoch von den ausgeführten Konstruktionen geeignete Mittelwerte für die Auspuffgeschwindigkeit und den Zellenfaktor bilden, so liegen auch hier die Optima sehr nahe an den theoretischen Werten und sind mit diesen vergleichbar. Wir können also mit diesem Schaubild sofort erkennen, wie weit wir mit unserer Konstruktion von der optimalen Lösung entfernt sind und ob sich eine Änderung der Randbedingungen und der Konstruktionswerte lohnt. Da andererseits die Werte für die wirksame Auspuffgeschwindigkeiten und in gewissen Grenzen auch die

der Zellenfaktoren festliegen und sich nur in größeren Zeiträumen ändern können, ist es möglich sofort einen Überblick über den heutigen Stand der Entwicklung zu gewinnen.

Wie an Beispielen leicht nachgeprüft werden kann, ist für alle diese Vergleichsbetrachtungen der arithmetische Mittelwert aller einzelnen Zellen ein guter Vergleichswert, sowohl für die mittlere Auspuffgeschwindigkeit, als auch für den mittleren Zellenfaktor. Sind allerdings die Massenverhältnisse der einzelnen Stufen sehr verschieden, so sind auch die verschiedenen Brennzeiten von Einfluß und der arithmetische

Mittelwert muß durch eine bessere (brennzeitabhängige) Näherung ersetzt werden.

Bei unserem Beispiel ergeben sich folgende Werte: $\epsilon_{m,0} = 0,1537$ und $C_{m,0} = 2760$ m/sec, mit diesen Mittelwerten in die Abb. 10 eingehend, erhalten wir ein mögliches optimales Grundverhältnis von $M = 175$ welches mit dem errechneten von $M=174$ recht gut übereinstimmt. Wir liegen mit unserem Entwurf also schon sehr nahe beim optimalen Grundverhältnis und können dieses in größerem Umfange nur durch Verbesserung des mittleren Zellenfaktors und der mittleren Auspuffgeschwindigkeit verbessern. Diese Verbesserungen sind aber recht enge Grenzen gesetzt und ^{sie sind} nur durch sehr großen Forschungs- und Entwicklungsaufwand in größeren Zeiträumen erreichbar.

Diese Übersicht der optimalen Lösungen für das AS-Lastfahrzeug gibt nun noch weitere sehr interessante Aufschlüsse, und zwar erlaubt das Diagramm in Abb. 10 sofort festzustellen, wo etwa die Grenze der vernünftigen Anwendung der Flüssigkeitsrakete mit Flüssig-Wasserstoff und Flüssig-Sauerstoff, sowie die Wirtschaftlichkeitsgrenze der Atomrakete liegt. Da die Senkrechten "Linien konstanten Grundverhältnisses" sind, brauchen wir nur an diesen entlang zu gehen, bis wir die geänderte (jetzt höhere) Auspuffgeschwindigkeit schneiden und können dann sofort den Mittelwert der Zellenfaktoren ablesen, die eine Rakete mit anderen Treibstoffen höchstens haben dürfte, um der anfänglich betrachteten bezüglich des Grundverhältnisses überlegen zu sein. Nehmen wir wieder das obige Beispiel mit $\epsilon_{m,0} = 0,1537$ und $C_{m,0} = 2760$ m/sec als Vergleichsfahrzeug an (dieses läßt sich voraussichtlich mit den heutigen technischen Mitteln nach einer gewissen Entwicklungszeit verwirklichen), so erhalten wir wie oben gezeigt als Grundverhältnis $M=174$. Für eine Wasserstoff-Sauerstoffrakete mit $c_{m,0} = 3500$ m/sec als mittlerer Auspuffgeschwindigkeit (diese Auspuffgeschwindigkeit wurde bereits im Versuch erreicht), würde dies bedeuten, daß sie keinen größeren mittleren Zellenfaktor haben dürfte als $\epsilon_{m,0} = 0,238$, um zumindest gewichtsmäßig mit der normalen Flüssigkeitsrakete in den Wettbewerb treten zu können. Da aber diese Treibstoffkombination wegen ihrer geringeren Dichte eine Erhöhung des Tankgewichtes und des Zellengewichtes zur Folge hat, die den Zellenfaktor größer als 0,238 werden läßt, ist es wenig wahrscheinlich, daß sich mit Wasserstoff-Sauerstoffraketen bessere Grundverhältnisse erreichen lassen. Endgültig für die Wahl der Treibstoffkombination ist allerdings nicht das erreichbare Gesamtgewicht, sondern die gesamten Bau- und Treibstoffkosten. Da nun die Bau- und Entwicklungskosten pro Gewichtseinheit Nettogewicht mehr als das hundertfache der Treibstoffkosten betragen, liegt die tatsächliche Wirtschaftlichkeitsgrenze noch beträchtlich unter dem ermittelten Wert von $\epsilon_{m,0} = 0,238$. Sie ist in jedem Einzelfall leicht zu ermitteln.

Zieht man diese Tatsache mit in Betracht, so scheint ziemlich sicher, daß für den Verkehr zur Aussenstation Flüssigkeitsraketen mit Wasserstoff-Sauerstoff als Treibstoffkombination kaum infrage kommen werden, es sei denn, man könnte bei diesen Triebwerken eine wesentliche Verbesserung des Leistungsgewichtes erzielen, was aber nicht möglich erscheint.

Die Atomrakete mit $C = 10\ 000$ m/sec (eine Auspuffgeschwindigkeit, die noch keinesfalls erreicht wurde) müßte mindestens einen Zellanfaktor von $\epsilon = 0,50$ haben, um bezüglich des Grundverhältnisses auf dieser "Strecke" mit der normalen Flüssigkeitsrakete in den Wettbewerb treten zu können. Die tatsächliche Wirtschaftlichkeitsgrenze dürfte noch weit darunter liegen und daher ist auf absehbare Zeit nicht zu erwarten, daß Atomraketen für diesen Zweck Verwendung finden werden.

9. Die Kostenrechnung der Aussenstation

Es ist natürlich heute kaum möglich, schon genaue Angaben über die Kosten des Gesamtprojektes "Aussenstation" zu machen, es läßt sich jedoch die Größenordnung mit einiger Sicherheit festlegen. Ferner erscheint es wichtig zu untersuchen, aus welchen Kostenanteilen sich die Gesamtkosten zusammensetzen und wie sich eine Weiterentwicklung auf den einzelnen Teilgebieten auswirken würde. Dies ist deshalb erforderlich, um vorhandene Mittel an der richtigen Stelle ansetzen zu können. Technische Projekte haben heute erst dann Aussicht auf Verwirklichung, wenn der daraus entstehende Gesamtnutzen voraussichtlich die Gesamtbaukosten übersteigt. Da nun der Volkswirtschaftler, Völkerrechtler oder Politiker dem Projekt einen gewissen und vielleicht auch abschätzbaren Nutzwert beimessen wird, ist es nun die Aufgabe des Wissenschaftlers und des Ingenieurs, die Gesamtkosten des Projektes durch intensive und hartnäckige Forschung unter diesen Nutzwert zu drücken, wenn er dieses Projekt verwirklicht sehen möchte. Somit kommt der Kostenrechnung bei Raumfahrtprojekten eine ganz besondere Bedeutung zu.

Um einen Überblick über die Größenordnung der Gesamtkosten und deren Abhängigkeit von den wichtigsten Faktoren zu erhalten, seien folgende Vereinbarungen getroffen: Zum Zeitpunkt der Verwirklichung des Projektes wird man Lastfahrzeuge (s. obiges Beispiel) mit einem Grundverhältnis von $M = 174$ bauen können ($\epsilon_m = 0,1537$; $C_m = 2760$ m/sec). Dann lassen sich leicht die Teilgewichte der Zellen und Treibstoffe je Stufe berechnen. Für die Baukosten sei ein Wert von 25 Dollar je kg (ein heute üblicher Wert aus dem Flugzeugbau) und für die Entwicklungskosten ein Wert von 1000 Dollar je kg angenommen, ferner 100 Dollar für Treibstoffe je l_0 (ein ziemlich genau festliegender Wert). Diese Werte sind zumindest auch für später in der Größenordnung richtig.

Setzen wir ferner zur Ermittlung der maximalen Baukosten voraus, daß sämtliche Lastfahrzeuge Verlustgeräte sein sollen, und daß von diesen nichts für den Bau der Aussenstation verwendet wird, so erhalten wir ohne Einbeziehung der mannigfaltigen Verbilligungsmöglichkeiten als maximale Kosten die Teilsommen:

	157.10 ⁶	=	10,13 %
Entwicklungskosten des Lastfahrzeugs	500 "	=	32,20
Entwicklungskosten der Aussenstation (500 t)	390 "	=	25,20
Baukosten von 120 Fahrzeugen (je 5 t Nutzl.)	9 "	=	0,58
Treibstoffkosten	25 "	=	1,66
Baukosten der Aussenstationsteile	100 "	=	6,45
Bodenorganisation	150 "	=	9,69
Investitionskosten für Gebäude u. Hallen	40 "	=	2,58
Lohnkosten für 2 jährige Bauzeit	179 "	=	11,51

Gesamtkosten des Projekts $K_{b(max)} = 1550 \cdot 10^6 \$ = 100,00 \%$

Hierbei sind die Entwicklungskosten sicher nicht zu niedrig angesetzt, und es ist zu erwarten, daß ein Teil der Entwicklungsarbeit, die in den nächsten Jahren getan wird, von diesem Posten abgezogen werden kann.

Die Summe von rund 1550 Millionen Dollar sind also die ungefähren Baukosten unter verallgemeinerten Bedingungen. Nun läßt sich aber mancher Posten erheblich verringern. Wir betrachten dazu die Abb. 14.

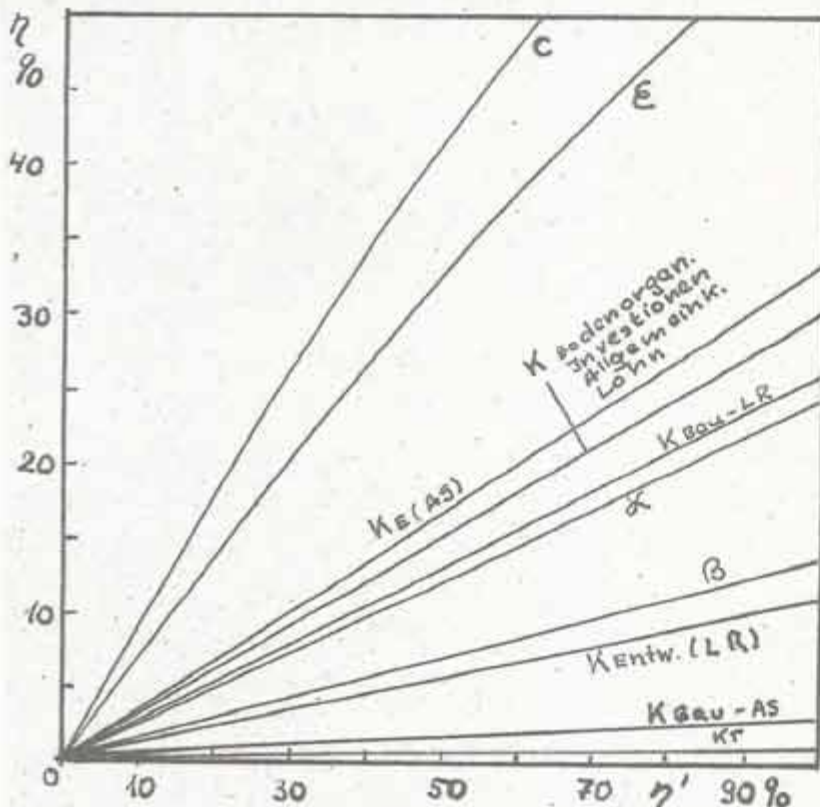


Abb. 14: Abhängigkeit der Ersparnis an Gesamtkosten in % von der prozentualen Ersparnis an den Einzelposten.

Auf der Ordinate sind die Gesamtkosten und auf der Abszisse die jeweiligen Kosten der Einzelposten mit je 100 % aufgetragen. Dieses Diagramm wird wie folgt benutzt: Gelingt es uns durch weitere Forschungsarbeiten die Baukosten pro Gewichtseinheit Nettogewicht um 40 % zu senken, so gehen wir von dem Wert 40 der Abszisse senkrecht hoch bis wir auf die Kurve mit dem Index K_{b-LR} stoßen und lesen

dann auf der Ordinate den dazugehörigen Wert 10,3 ab, d.h. wir ersparen uns dadurch 10,3 % der Gesamtkosten. Haben wir mehrere Möglichkeiten der Ersparnis, so überlagern sich deren Einflüsse. In erster Näherung erhalten wir dann die Gesamtkosten durch die Beziehung:

$$(23) \quad K_b = K_{b(max)} (1 - \eta_1)(1 - \eta_2) \dots (1 - \eta_{z-1})(1 - \eta_z)$$

darin bedeutet der Faktor η jeweils die durch die Verringerung eines Teilpostens erzielte Gesamtersparnis. Soweit sich heute die Entwicklung übersehen läßt, werden sich etwa folgende Ersparnisse ergeben:

1. Durch Bergung der Stufen I und II mit Berücksichtigung der Bergungs- und Reparaturkosten ($\eta' = 70\%$) eine Gesamtersparnis von 17% .
 2. Durch Verwertung einzelner Bauteile der bei der Aussenstation ein-treffenden letzten Stufen zum Bau derselben ($\eta' = 30\%$) eine Ge-samtersparnis von etwa 4% .
 3. Durch Herabsetzung der Entwicklungskosten für die Aussenstation und die Lastrakete um jeweils 50% eine Ersparnis von $16,5\%$ bzw. $5,5\%$.
- Damit erhalten wir dann gemäß Gl. (23) die realen Baukosten zu

$$K_b = 1550 \cdot 10^6 (1 - 0,07)(1 - 0,04)(1 - 0,165)(1 - 0,055) = \frac{970 \cdot 10^6}{\$}$$

Genauer ermittelt haben die einzelnen Posten folgende Größe:

Entwicklungskosten des Lastfahrzeuges	78,5	$\cdot 10^6$	=	8,72	%
Entwicklungskosten der Aussenstation	250	"	=	27,75	
Baukosten von 27 Fahrzeugen	67,5	"	=	9,72	
Treibstoffkosten für 90 Fahrten	6,8	"	=	0,76	
Baukosten der Aussenstationsteile	25	"	=	2,78	
Bodenorganisation	100	"	=	11,10	
Investitionskosten	140	"	=	15,56	
Lohnkosten	40	"	=	4,44	
Allgemeinkosten	172,2	"	=	19,17	

$$\underline{K_b = 900 \cdot 10^6 \$ = 100 \%}$$

Der durch diese Rechnung erhaltene Wert ist um etwa 7% geringer als der graphisch ermittelte. Der Grund liegt darin, daß Ersparnisse bei den Einzelposten sich auch in geringem Maße bei den anderen Posten auswirken, was in Gl. (23) nicht berücksichtigt worden ist. Somit ist der zuletzt ermittelte Wert der genauere.

Engel hat für das Aussenstationprojekt die Gesamtkosten zu $500 \cdot 10^6$ Dollar ermittelt. Er hat bei seiner Rechnung einen kleineren mittleren Tellenfaktor und somit ein kleineres Grundverhältnis (um 31% kleiner), sowie nur etwa 10% der Kosten für Bodenorganisation, Investitionen und Verwaltung, sowie um 12% kleinere Entwicklungskosten angesetzt. Korrigieren wir unser Ergebnis mit diesen Werten, so erhalten wir in guter Übereinstimmung mit der Engel'schen Schätzung:

$$K_b = 900 \cdot 10^6 (1 - 0,06)(1 - 0,32)(1 - 0,01) = \underline{630 \cdot 10^6 \$}$$

Dieses ist allerdings nur in erster Näherung ein Wert der zum Vergleich herangezogen werden kann, da nicht alle von Engel angenommenen Randbedingungen genau einbezogen wurden.

Es soll abschließend betont werden, daß es hier nicht darauf ankam, die genauen Baukosten, sondern nur deren Größenordnung zu ermitteln. Dieser für die Baukosten der Aussenstation ermittelte Wert (⁹⁰⁰900) beträgt nur 2% des Budgethaushaltes der USA für 1950/51(1).

10. Das Mondprojekt

Genau so wie wir den Aufwand für die Lasttrakte zur Aussenstation mit Hilfe des beschriebenen graphischen Verfahrens abschätzen können, ist es auch möglich, in erster Näherung den Aufwand für einen Flug zum Mond zu ermitteln.

Diesem astronautischen Flugauftrag liegt folgender idealer Antrieb zugrunde, wenn eine Aussenstation in 557 km Höhe vorausgesetzt wird:

Mondumrundung:

Geschwindigkeitsänderung von AB-Kreisbahngeschwindigkeit auf Fluchtgeschwindigkeit	3100 m/sec
Abbremsung der Fallgeschwindigkeit auf Kreisbahngeschwindigkeit in 100 km Höhe über der Mondoberfläche	700 "
Rückkehr: Beschleunigung auf Mond-Fluchtgeschwindigkeit	700 "
Abbremsung auf AB-Kreisbahngeschwindigkeit	3100 "
Verluste und Reserven	750 "
Idealer Antrieb von Erdkreisbahn zur Mondkreisbahn	<u>8360 m/sec</u>

Mondlandung aus der Mondkreisbahn:

Abbremsung der Fallgeschwindigkeit auf 0 m/sec	1700 m/sec
Verzögerung in der Kreisbahn u. Verzögerungsverluste	310 "
Startgeschwindigkeit auf dem Mond	1700 "
Beschleunigungs- und Umlenkverluste	310 "
Geschwindigkeitsreserven	340 "
Idealer Antrieb für Mondlandung aus der Kreisbahn	<u>4360 m/sec</u>

Insges. Idealer Antrieb für Mondlandung aus Erd-Kreisbahn 12720 m/sec

Für die idealen Antriebe von 8360 m/sec und 4360 m/sec ist nun ebenso wie für die Aussenstation (vergl. Abb. 10) in Abb. 12 und Abb. 13 versucht worden, einen Überblick über den erforderlichen Aufwand und dessen Abhängigkeit von der mittleren Auspuffgeschwindigkeit und dem mittleren Zellenfaktor zu geben.

Wir können aus der Darstellung entnehmen, daß ein solcher Flug nach der Erstellung einer Aussenstation schon mit den uns heute zur Verfügung stehenden Mitteln ohne zu große Schwierigkeiten durchgeführt werden könnte. Für den ersten Teil der Strecke (Kreisbahn zu Kreisbahn und zurück) kann als Richtwert ein Zellenfaktor von 0,02 und eine Auspuffgeschwindigkeit von $c = 2800$ m/sec gelten. Wir würden mit diesen Werten nach Abb. 12 auf ein Grundverhältnis von $M = 25$ kommen. Dies ist etwa nur der doppelte Aufwand wie für die V 2,6s wird hier manchen der geringe Anteil des Zellen- und Triebwerkgewichtes von nur 2% des Startgewichtes verwundern, aber der Wert entspricht den wirklichen Verhältnissen, da nur sehr geringe Beschleunigungen und keine Luftkräfte auftreten. Auf die Bedeutung dieser Tatsache hat als erster kürzlich Prof. v. Braun in einem z. St. noch nicht veröffentlichtem Werk⁵⁾ hingewiesen und für ein Marsprojekt einen Zellenfaktor von weniger als ein Prozent rechnerisch genau belegt.

Die Fahrzeuge für eine Mondumrundung würden also verhältnismäßig klein sein, selbst bei normalen chemischen Treibstoffkombinationen mit $c = 2800$.

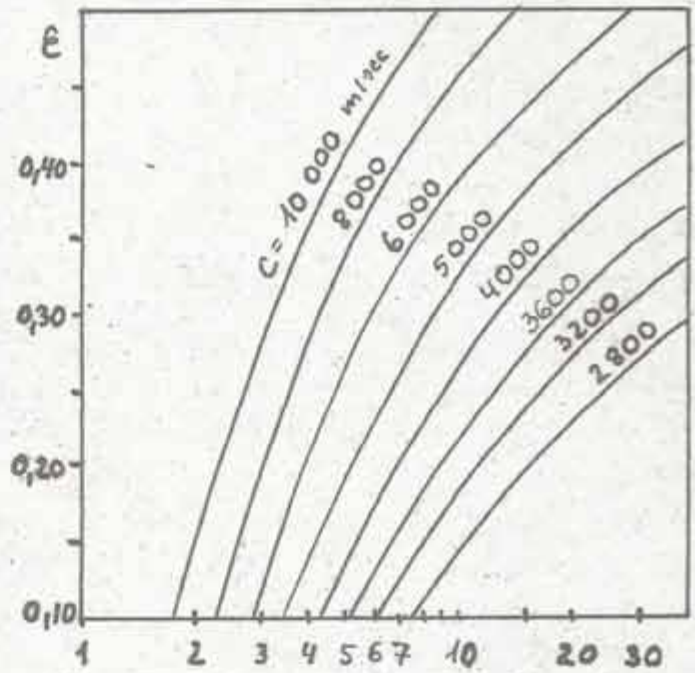
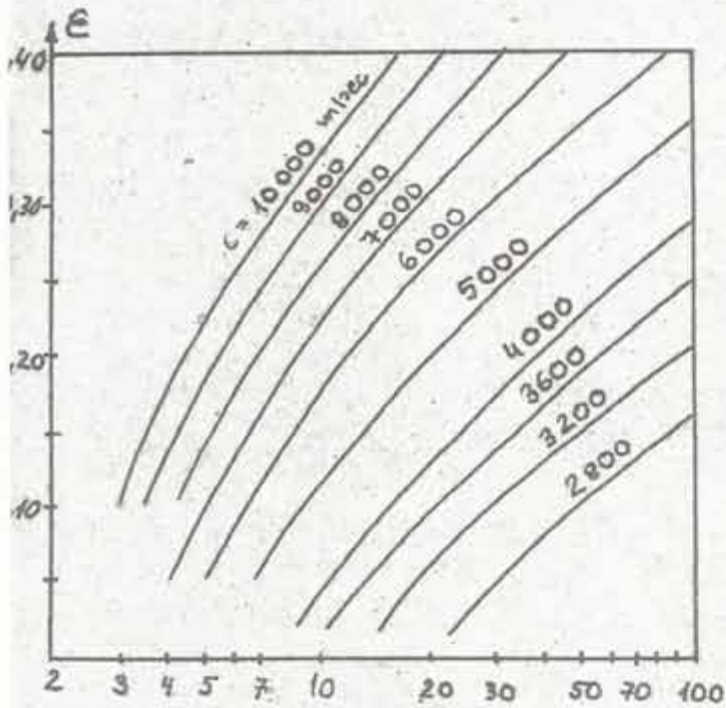


Abb.12: Abhängigkeit des Grundverhältnisses von der Auspuffgeschwindigkeit und dem mittl. Zellenfaktor für einen id. Antrieb von $u=8360\text{m/s}$

Abb.13: Abhängigkeit des Grundverhältnisses von der Auspuffgeschwindigkeit und dem mittl. Zellenfaktor für einen id. Antrieb von $u=4360\text{m/sec}$

Prüfen wir jetzt wie oben die Wirtschaftlichkeitsgrenze für die H_2/O_2 Rakete nach, so stellen wir fest, daß dieselbe jetzt der normalen Flüssigkeitsrakete gewichtsmäßig überlegen sein dürfte. Setzen wir $c=3500\text{ m/sec}$ und $E_m=0,05$, so erhalten wir ein Grundverhältnis von $M=15$, also eine Ersparnis von rund 40 % Gewicht. Die Mehrkosten dieser Treibstoffe spielen hier keine so große Rolle, da es für spätere Entwicklungsperioden immerhin denkbar ist, daß mit Hilfe der auf der Aussenstation reichlich vorhandenen Sonnenenergie, herauftransportiertes Wasser el. zerlegt und dann verflüssigt werden kann. Dadurch können die Gestehungskosten pro Tonne Treibstoff durchaus mit denen der normalen Treibstoffe konkurrieren, was aber erst eine genaue Untersuchung ergeben wird. Die kostengünstige Wirtschaftlichkeitsgrenze liegt bei allen Projekten, die die Aussenstation voraussetzen, dicht unter der gewichtsmäßigen Wirtschaftlichkeitsgrenze, da es den Lastraketen, die das Material zur Aussenstation befördern ziemlich gleichgültig ist, ob sie Treibstoffe oder Bauteile transportieren müssen, entscheidend ist hierbei die Transportleistung in Tonnen!

Will die Atomrakete bei diesem Projekt mit der normalen Flüssigkeitsrakete in den Wettbewerb treten, so ist sie gewichtsmäßig überlegen, sobald ihr Zellenfaktor unter 0,45 liegt. Wegen der höheren Baukosten der Atomrakete, wird ihr Zellenfaktor jedoch noch um einiges unter diesem Wert liegen müssen. Da dies aber technisch Schwierigkeiten bereiten wird, ist der Einsatz von Atomraketen für das Mondprojekt zunächst wenig wahrscheinlich.

Wenn wir nun für größere Projekte, die über den Bau der Aussenstation hinausgehen, einen Maßstab für den erforderlichen Gesamtaufwand einführen wollen, so erscheint es zweckmäßig, das Produkt aus den Grundverhältnissen der einzelnen Stappen zu bilden (eine Anregung, die ich Prof. Dr. E. Schmidt, Braunschweig verdanke). So würde sich für den Flug von der Erde zur Aussenstation und von dort zur Mondkreisbahn und wieder zur Erde zurück ein ideales Grundverhältnis von $M_1 = 174.25 = 4350$ für die normale Flüssigkeitsrakete und eines von $M_1 = 174.15 = 2650$ für die H_2/O_2 Rakete ergeben. Es soll hier aber betont werden, daß mit der Definition eines idealen Grundverhältnisses nur eine Vergleichszahl für die Beurteilung des Gesamtaufwandes und ein Ansatz für die Kostenrechnung geschaffen wird, dasselbe hat aber keinen unmittelbaren Einfluß auf die Konstruktion der Einzelfahrzeuge. Es wäre verfehlt aus diesen relativ großen Zahlen darauf zu schließen, daß die Weltraumfahrt technisch unmöglich ist!

Ist nun nicht die Mondumrundung, sondern die Mondlandung das Ziel, so müssen wir in der Mondkreisbahn noch einen idealen Antrieb von $u = 4360$ m/sec zur Verfügung haben, der die Antriebe für Landung und Start enthält. In diesem Fall muß wieder ein höherer Zellenfaktor eingesetzt werden, da hohe Beschleunigungskräfte auftreten. Es sei für dieses Beispiel ein mittlerer Zellenfaktor von $\epsilon_m = 0,15$ gewählt, der auch für plötzliche größere Bremsbeschleunigungen, wie sie während des Landevorganges auftreten können, ausreichend sein wird. Mit $c = 2800$ erhalten wir somit (Abb. 13) ein Grundverhältnis von $M = 10$. Bei der H_2/O_2 Rakete mit einem $\epsilon_m = 0,25$ und $c = 3500$ m/sec würden wir ein Grundverhältnis von $M = 13$ (1), also einen größeren Wert erhalten.

Das ideale Grundverhältnis würde somit für einen Flug von der Aussenstation zum Mond, Mondlandung u. Rückkehr für die normale Flüssigkeitsrakete auf ein ideales Grundverhältnis von $M_1 = 25.10 = 250$ (auf die Erdoberfläche bezogen $M_1 = 174.25.10 = 43500$) und wenn wir auf der Strecke von Kreisbahn zu Kreisbahn die H_2/O_2 Rakete verwenden würden, auf ein $M_1 = 15.10 = 150$ (bezogen auf die Erdoberfläche $M_1 = 174.15.10 = 26500$) führen. In beiden Fällen stellt die auf dem Mond landende Rakete die Nutzlast der Kreisbahnrakete dar, durch die vierteilige Bahn ergibt sich die vierstufige Rakete als günstigste Lösung. Wie eine weitere Durchrechnung ergeben hat, läßt sich das oben ermittelte ideale Grundverhältnis von 250 für das Mondprojekt durch Anwendung einiger konstruktiver Kniffe auf etwa $M_1 = 74$ herabdrücken, womit sich die Verhältnisse dann noch günstiger gestalten. Das würde bedeuten, daß es billiger wäre, die Aussenstation der Erde vom Mond aus zu versorgen, als von der Erde, vorausgesetzt, daß auf dem Mond gewisse Versorgungsgüter vorhanden wären, was jedoch unwahrscheinlich ist.

11. Interplanetare Raumfahrten

Es ist das große Verdienst Prof. Dr. W. v. Brauns kürzlich als erster darauf hingewiesen und auch bewiesen zu haben, daß heute bereits mit den zur Verfügung stehenden Mitteln eine Fahrt zwischen den Planeten, in seinem Beispiel zwischen der Erde und dem Mars, verwirklicht werden könnte, wenn man nicht vor dem großen Aufwand zurückschrecken würde. Vom technischen Standpunkt aus bietet dieses Projekt keine unüberwindlichen Schwierigkeiten. Prof. v. Braun setzt bei seinen Berechnungen die Aussenstation der Erde in einer Höhe von 1667 km voraus, da diese notwendigerweise das erste astronautische Projekt ist, das verwirklicht werden kann und verwirklicht werden muß. Weiterhin führt er den Nachweis, daß bei der von ihm vorgeschlagenen Konstruktion Zellenfaktoren von 1% und weniger erreicht werden können, die selbst bei Verwendung der handelsüblichen chemischen Raketentreibstoffe auf Grundverhältnisse führen, die realisierbar erscheinen, und auf einen Kostenaufwand der zu gegebener Zeit tragbar und vertretbar sein müßte.

Diese Aussage soll an einem Beispiel an Hand des erläuterten Verfahrens nachgeprüft werden. Wir treffen auch hier die Vereinbarung, daß auch in diesem Beispiel eine Stufenunterteilung, die den vier auszuführenden Manövern entspricht, gewählt wurde. Jede Stufe hat dabei ein eigenes Triebwerk. Prof. v. Braun hat im Gegensatz hierzu angenommen, daß nur ein Triebwerk pro Fahrzeug vorhanden ist - was sich durchaus technisch durchführen läßt - und nur die leeren Behälter nach den jeweiligen Antriebsmanövern abgestoßen werden. Dadurch lassen sich dann noch günstigere Werte erreichen, als wir mit dem graphischen Verfahren ermitteln werden, dieses ist aber nur unter den oben vorausgesetzten Bedingungen voll auswertbar und exakt.

Für diesen Flugauftrag, der von der Erd-Aussenstation zur Marskreisbahn führt, dann Landung und Start auf dem Mars vorsieht und schließlich wieder die Rückkehr zur Erdaussenstation (diese Expedition würde 3 1/2 Jahre dauern) ist folgender idealer Antrieb erforderlich:

Marsumrundung:

Beschleunigung von Erd-Kreisbahngeschwindigkeit auf Fluchtgeschwindigkeit u. Bahngeschw. der Reissellipse (nach v. Braun)	3310 m/sec
Abbremsung der hyperbolischen Fallgeschw. auf Kreisbahngeschw. in einem Abstd. von 4390 km vom Marsmittelpunkt (nach Prof. v. Braun)	2010 "
Rückkehr: Beschlg. von Kreisbahn- auf Fluchtgeschw.	2010 "
Abbremsung der Fallgeschwindigkeit auf Erdkreisbahn	3310 "
Verluste durch Umlenkung und Korrekturen	1060 "
Geschwindigkeitsreserven	1060 "
Idealer Antrieb insgesamt	<u>12760 m/Sec</u>

Für das Landefahrzeug, das die Nutzlast des eigentlichen Raumfahrzeuges darstellt ergibt sich unter Berücksichtigung der Marsatmosphäre und seiner Rotation folgender idealer Antrieb (nach Prof. v. Braun):

Marslandung aus der Kreisbahn:

Verminderung der Kreisbahngeschwindigkeit	180 m/sec
Brennschlußgeschwindigkeit für Marsstart (Theoretisch)	3700 m/sec
Geschwindigkeitsreserven	480 m/sec
Idealer Antrieb insgesamt	<u>4360 m/sec</u>

Idealer Antrieb für das gesamte Marsprojekt 17120 m/sec

Nun ist wieder die Gesamtheit der optimalen Lösungen der Marsumrundung wie oben die anderen Projekte in Abb.14 dargestellt.

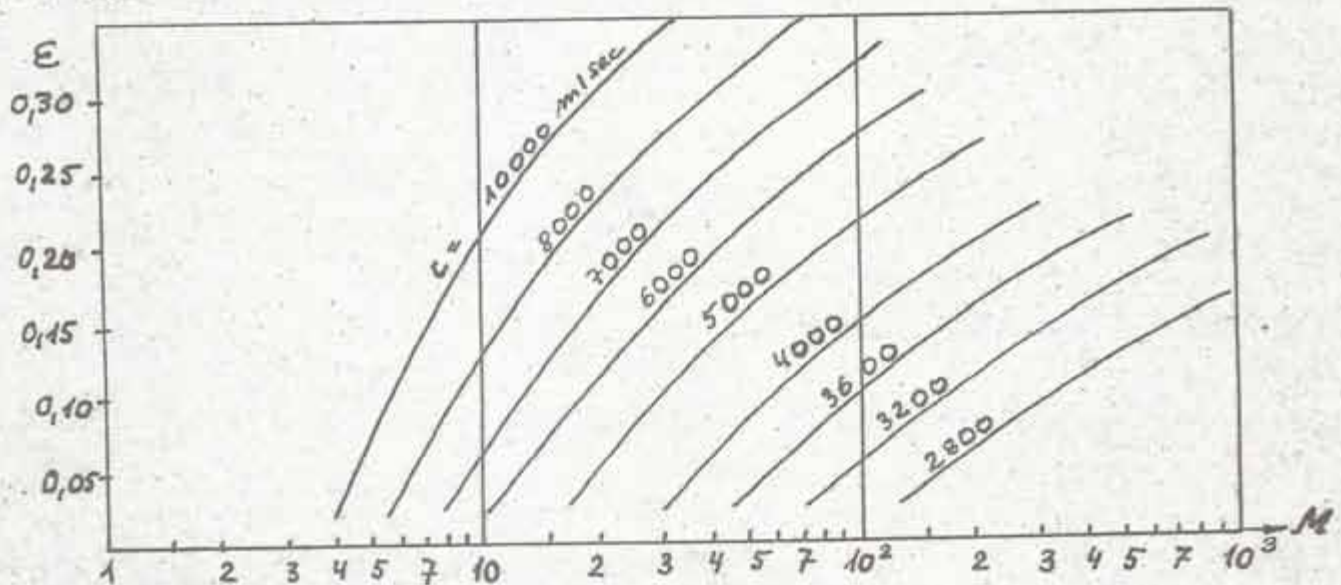


Abb.14: Die optimalen Grundverhältnisse in Abhängigkeit von der mittl. Auspuffgeschwindigkeit und dem mittl. Zellenfaktor für einen Flugauftrag mit dem idealen Antrieb von $u = 12760$ m/sec.

Legen wir dem Projekt eine normale Flüssigleiterrakete für den freien Raum mit $E_{m1} = 0,02$ und $c = 2800$ m/sec zugrunde, so erhalten wir als Grundverhältnis den Wert $M_1 = 115$; für die H_2/O_2 Rakete mit $E_{m1} = 0,05$ und $c = 3500$ erhalten wir $M = 68$ und schließlich für eine Atomrakete, für die wir $E_{m1} = 0,30$ und $c = 10.000$ m/sec annehmen wollen, das Grundverhältnis $M = 20$. In diesem Falle scheint die H_2/O_2 Rakete der normalen Flüssigleiterrakete, und die Atomrakete auch der H_2/O_2 Rakete beträchtlich überlegen zu sein. Diese Überlegenheit ist jetzt auch in Bezug auf die Gesamtkosten des Projektes zu erwarten.

Für die Marslandungsfahrzeuge, die einen idealen Antrieb von $u = 4360$ benötigen, der etwa gleich groß dem der Mondlandefahrzeuge ist, kann die Übersicht in Abb.13 benutzt werden. Wir erhalten hier für die Landungsfahrzeuge bei $E_{m1} = 0,15$ und $c = 2600$ m/sec ein Grundverhältnis von $M = 10$. Die H_2/O_2 Rakete würde hier vermutlich auch - wie die Atomrakete - auf ein schlechteres Grundverhältnis führen. Somit würde das ideale Grundverhältnis für das Marsprojekt ab Aussenstation mit Marslandung und Rückkehr $M_1 = 68 \cdot 10 = 680$ betragen, wenn für die Fahrt im freien Raum eine H_2/O_2 Rakete benutzt werden würde.

Zum Vergleich sei hier der Wert für die Mondlandung $M_1 = 150$ angegeben. Es ist also für das Marsprojekt etwa der 4 1/2 fache Aufwand erforderlich. Dem Gesamtprojekt Erdoberfläche-Marsoberfläche und zurück läßt sich demnach als ideales Grundverhältnis der Wert $M_1 = 174.68.10 = 116320$ zuordnen. Diese Zahl ist ein direkter Maßstab für die Gesamtkosten des Projektes.

In der Tabelle 2 sind nun noch einmal die in den Beispielen ermittelten Werte aufgeführt, um sie miteinander vergleichen zu können. Obwohl die ermittelten Grundverhältnisse teilweise sehr hoch sind und die heute erreichten Werte überschreiten (die Doppelrakete V-2/WAC CORPORAL hatte ein Grundverhältnis von etwa 1:1000), so haben diese dennoch auf die Durchführbarkeit der Projekte in technischer Hinsicht keinen Einfluß, den man kann durch den Kunstgriff ein Raumfahrtprojekt in mehrere Teilstrecken aufzuspalten jedes gewünschte Grundverhältnis erreichen. Die Schranken die der Weltraumfahrt gesetzt sind, sind finanzieller Art, denn jede bei Raumfahrtprojekten transportierte Tonne Gewicht bedeutet Kostenaufwand. Dieser Kostenaufwand muß in gewissen Grenzen bleiben und durch die zu erwartenden Vorteile und eventuellen Gewinne gerechtfertigt sein. Weil nun heute noch nicht zu übersehen ist, welchen Nutzen die Verwirklichung von Raumfahrtprojekten der Menschheit bringen wird, ist heute noch keine verantwortliche Stelle oder Institution bereit, derartige Kapitalien in ein Projekt zu stecken, dessen Verwirklichung Jahrzehnte dauern würde. Damit ergibt sich aber gleichzeitig für den Volkswirtschaftler, Naturwissenschaftler und Ingenieur die Aufgabe, einerseits den Nutzwert der Astronautischen Forschung zu ermitteln und andererseits die Projektkosten durch weitere theoretische Untersuchungen und technische Entwicklungen unter diesen Nutzwert zu drücken.

Aber auch der technischen Entwicklung sind Grenzen gesetzt. So würden Raumfahrtprojekte die ideale Antriebe von mehr als 20 000 km/sec erfordern und die Flüssigkeitsrakete voraussetzen bereits zu einem Aufwand führen, der kaum noch technisch und noch weniger finanziell aufgebracht werden kann. Diese Bereiche bleiben ausschließlich Atomraketen mit sehr hohen Auspuffgeschwindigkeiten vorbehalten.

Wie nun aber Ackeret⁸⁾ gezeigt hat, besitzt auch die Atomrakete nur begrenzte Energiequellen, ebenfalls sind die mechanischen Beanspruchungen begrenzt, so daß nach dem Stand der heutigen Forschung zu erwarten ist, daß auch mit Atomraketen keine größeren Geschwindigkeiten als etwa 5 - 10% der Lichtgeschwindigkeit erreicht werden können. Somit scheint dem menschlichen Geiste und der menschlichen Tatkraft mit den Grenzen des Sonnensystems ebenfalls eine Grenze seines Wirkungsbereiches vorgeschrieben zu sein.

Tabelle 2: Vergleich verschiedener Raumfahrtprojekte.

Flugauftrag u. Projekt	u m/sec	c _m m/sec	ε _m	M	K Dollar	Bemerk.
Aussenstation:						
Engel (557km)	9300	2780	0,1097	89	500 · 10 ⁶ ~ 900 · 10 ⁶	6 Stufen
v. Braun (1667)	9480	2580	0,1113	230		3 Stufen
Grw.-Id (557)	9300	2650	0,1680	290		5 Stufen
Vergleichs- projekt (opt.)	9400	2760	0,1537	174		4 Stufen
Mondumrundung ab Aussenstation Erde:						
I. Bsp.	8360	2800	0,02	25		
II. Bsp.	"	3500	0,05	10		
Atomant.	"	10000	0,45	25		
Mondlandung aus der Mondkreisbahn:						
I. Bsp.	4360	2800	0,15	10		
II. Bsp.	"	3500	0,25	13		
Mondlandung ab Aussenstation-Erde:						
I. Bsp.	12720	2800	0,02	250	~ 100 · 10 ⁶	nicht im Text angegeben!
II. Bsp.	"	3500	0,15			
Kombination	"	3500	0,05	195		
		2800	0,25	150		
Konstruktions- Beispiel (durchger.)	"	2800	0,05	74		
Marsumrundung ab Aussenstation-Erde:						
I. Bsp.	12760	2800	0,02	115		
II. Bsp.	"	3500	0,05	68		
Atomtrieb	"	10000	0,30	20		
Marslandung ab Aussenstation-Erde:						
Bsp.	4360	2600	0,13	10		
Marslandung ab Aussenstation-Erde:						
I. Bsp.	17120	3500	0,05	680		
II. Bsp.	"	2600	0,13			
Projekt v. Braun	"	10000	0,30	200		
		2600	0,13	125		
		2750	0,0075			genau durchger. Konstrukt. Bsp.
Ideales Grundverhältnis für Erde-Mondlandung (c _m =2750): M _i =174,74=12870						
Ideales Grundverhältnis für Erde-Marslandung (c _m =2750): M _i =174,125=21800						

Die meisten der hier angeführten Rechen- und Konstruktionsbeispiele bedürfen noch einer sehr genauen Nachrechnung und werden die Ergebnisse noch wesentlich ändern, aber kaum die Größenordnung. - Das in der vorletzten Zeile angegebene Grundverh. für die Mondlandung ist nicht so sorgfältig durchgerechnet, wie das v. Braunsche Marsprojekt, so daß der Unterschied im Aufwand zwischen beiden größer werden wird (etwa 1 : 3).

12. Die Atomrakete

Man findet heute in Fachkreisen voneinander abweichende Auffassungen über die Verwendung der Atomenergie als Energiequelle für R-Triebwerke. Während ein Teil die Ansicht vertritt, daß es keinen Sinn hat die Raumfahrt mit chemischen Treibstoffen verwirklichen zu wollen sondern, daß man auf Atomkraftstoffe warten müsse, glaubt der andere Teil, daß die Verwendung von Atomkraftstoffen für Raumfahrtzwecke unwirtschaftlich sei. Die erste Meinung läßt sich nach dem Stand der heutigen Erkenntnisse - wie auch oben gezeigt wurde - nicht mehr aufrecht erhalten, und die zweite Ansicht ist nur dann richtig, wenn die Atomkraftfahrzeuge direkt von großen Himmelskörpern aus starten bzw. nur kurze kosmische Entfernungen, etwa zur Erdaussenstation zurücklegen sollen. Es lohnt sich die Atomrakete also erst bei idealen Antrieben von etwa 10 km/sec einzusetzen.

Untersuchungen insbesondere von Ackaret⁸⁾ und Shepherd u. Cleaver⁹⁾ haben ergeben, daß die Verwendung reiner Atomenergie bei der die Partikelchen ausgestrahlt werden, keine ausreichenden Schubkräfte liefert. Wenn es einmal möglich sein wird, Kernenergie in langsamer Kettenreaktion kontinuierlich frei zu machen, so wird man mit dieser Energie zunächst ein Gas aufheizen oder auch Flüssigkeiten vergasen und erhitzen und in einer Düse entspannen. Die dadurch erreichten Auspuffgeschwindigkeiten werden bis zu 10 000 m/sec betragen und sind stark von dem Molekulargewicht der verwendeten Masseträger abhängig. Geringe Molekulargewichte bedingen zwar hohe Auspuffgeschwindigkeiten aber auch große Tankvolumina und umgekehrt. So wird der durch eine hohe Auspuffgeschwindigkeit erzielte Gewinn an idealem Antrieb teilweise durch die damit verbundene Erhöhung des Zellenfaktors durch das größere Tankwerk und schwerere Triebwerk wieder ausgeglichen. Dieser Ausgleich ist bei Fahrzeugen mit geringen Idealwerten des Massenverhältnisses größer als der erreichbare Gewinn, wie auch in obigen Rechenbeispielen gezeigt wurde. J. Himpan zeigte in seiner Arbeit¹⁰⁾, daß für die üblichen Massenverhältnisse bei Berücksichtigung der mittleren Treibstoffdichte die Treibstoffe geringer Auspuffgeschwindigkeit und größerer Dichte (beispielsweise Hydrazin und Salpetersäure) anderen Treibstoffen größerer Auspuffgeschwindigkeit und geringerer Dichte (H_2/O_2) überlegen sind. Diese Schlussfolgerung ist jedoch nur für solche astronautischen Flugaufträge richtig, deren Startpunkt auf der Oberfläche eines Himmelskörpers liegt und über kurze kosmische Entfernungen führt, wie es z. Bsp. beim Aussenstationprojekt der Fall ist. Auf einen noch größeren Aufwand würde die Atomrakete führen und es ist zunächst nicht anzunehmen, daß deren Triebwerke in einem Maße weiterentwickelt werden, daß deren Leistungsgewichte denen normaler Raketen-triebwerke überlegen sein werden. Dann und erst dann kann die Atomra-

Atomrakete sich im Bereich der astronautischen "Nahflugaufträge" durchsetzen.

Bei Flugaufträgen größerer Reichweite, wie ihn z. Bsp. das Marsprojekt darstellt, ändern sich die Verhältnisse wesentlich zu Gunsten der Atomrakete. Bei den oben angeführten Beispielen wurde jeweils die Wirtschaftlichkeitsgrenze der Atomrakete bestimmt, bzw. die mit ihr erreichbaren idealen Grundverhältnisse. Es können hier jeweils eindeutig zwei Wirtschaftlichkeitsgrenzen unterschieden werden, erstens die Grenze in Bezug auf das Startgewicht und zweitens die Grenze in Bezug auf die Gesamtkosten des Projektes. Die letztere läßt sich erst dann genau ermitteln, wenn sowohl ausreichend Bauverfahren als auch die Herstellungskosten von derartigen Atomraketenantrieben bekannt sind. Bei Projekten, die auf andere aufbauen (z. Bsp. das Marsprojekt) liegt die kostenmäßige Wirtschaftlichkeitsgrenze in der Nähe der gewichtsmäßigen, so daß man die billigere Möglichkeit meist nach der Ermittlung des idealen Grundverhältnisses sofort erkennen kann, denn dieses stellt ein unmittelbares Maß für die Projektkosten dar. Wegen dieser großen Bedeutung der Triebwerkswahl wird diese Entscheidung jeweils die erste bei der Inangriffnahme eines Projektes sein müssen, wenn man überhaupt eine Wahl hat.

Eine unumgängliche Voraussetzung für die Anwendung von Triebwerken mit höheren Auspuffgeschwindigkeiten (also höheren Drücken und Temperaturen) ist die Beherrschung hoher und höchster Feuertemperaturen und Wärmedurchgänge in den Brennkammern, die heute noch ein nicht beherrschbares Problem darstellt und z. Zt. Gegenstand intensivster Forschung ist. Über die vielen Probleme der Triebwerkkonstruktion, deren Bedeutung in keiner Weise verkannt werden darf, ist an anderen Stellen berichtet worden¹¹⁾, so daß darauf an dieser Stelle nicht eingegangen werden braucht.

Die Betrachtungen über die Atomrakete zusammenfassend kann gesagt werden, daß nach dem Stand unserer heutigen Erkenntnisse noch für längere Zeit nicht mit der Entwicklung von betriebsreifen Atomtriebwerken für Raumfahrtzwecke gerechnet werden kann. Da aber das erste Raumfahrtprojekt - wie wir oben gesehen haben - vorteilhafter mit den normalen chemischen Raketen durchgeführt werden kann, wäre dies kein Grund mit der Verwirklichung der Weltraumfahrt insbesondere mit der Inangriffnahme des Aussenstationprojektes zu warten. In späteren Entwicklungsstadien der Raumfahrt wird zweifellos die Atomrakete neben die chemische Rakete treten.

13. Die kosmische Höhenstrahlung

Eines der größten Fragezeichen der Astronautik ist die kosmische Höhenstrahlung, und deshalb wird diese oft auch als Gegenargument der Weltraumfahrt angeführt, weswegen kurz darauf eingegangen werden soll.

Soweit wir heute schon Aussagen über diese Erscheinung machen können lauten sie folgendermaßen: Der Ursprung der Höhenstrahlung ist bisher nicht geklärt. Eine bevorzugte Verteilung im Weltraum läßt sich nicht feststellen, so daß angenommen werden muß, daß der gesamte Weltraum von ihr erfüllt ist. Die kosmischen Strahlen selber bestehen aus Partikeln hoher Geschwindigkeit, von denen etwa die Hälfte Protonen sind. Diese treffen beim Einfall in die Lufthülle auf einzelne Luftmoleküle. Je nachdem, ob bei diesem Zusammenprall die Hülle oder der Kern der Atome getroffen werden, entsteht ein Kaskadenschauer bestehend aus Photonen oder eine Sekundärstrahlung mit schweren Umwandlungsprodukten, zu denen die Neutronen, Protonen und Mesonen gehören. Die Gesamtheit dieser Partikel trifft nun auf die Erdoberfläche auf.

Die Zahl dieser auf die Flächeneinheit der Erde in verschiedener Höhe Partikel wurde in den letzten Jahren - auch durch Aufstiege von Raketen - genauer bestimmt, so daß man ein Maß für die Strahlungsintensität gewonnen hat. Es zeigte sich, daß in 20 000 m Höhe etwa der 100 fache Betrag an Primär- und Sekundärteilchen pro Flächen- und Zeiteinheit als auf der Erde gemessen werden kann und daß am Rande der Atmosphäre etwa nur der 20 fache Betrag vorhanden ist. Dieser Strahlungsintensität ist nun das Raumfahrzeug und der menschliche Körper ausgesetzt. Dadurch, daß diese Teilchen durch die Kabinenwand und durch den menschlichen Körper hindurchtreten und dort wiederum Sekundärstrahlen auslösen, die die menschlichen Organe - insbesondere die Gene - bedrohen, findet eine Erhöhung der Intensität auf etwa den 50 fachen Wert (der an der Erdoberfläche gemessen wurde) statt. Um diese Sekundärstrahlung so weit als möglich abzuschwächen, muß die Kabinenwand sehr dünn gehalten werden. Es würde wenig nützen die Kabine mit einer dicken Bleiwand zu umgeben, da diese, wenn sie nicht sehr dick ist, nur die Strahlungsintensität verstärkt. Wie nun aber andererseits durch Untersuchungen festgestellt wurde, kann der menschliche Organismus etwa den 2000 fachen Betrag der auf der Erdoberfläche gemessenen Strahlungsintensität aushalten, ehe er dauernde gesundheitliche Schädigungen erleidet. Somit sind die Höhenstrahlungsforscher heute zu der Überzeugung gekommen, daß die kosmische Ultrastrahlung kein Hindernis für die Weltraumfahrt darstellen wird.

14. Die Zusammenstoßgefahr

Ein weiterer Einwand, der recht oft gegen die Weltraumfahrt gemacht wird, ist die angeblich hohe Wahrscheinlichkeit eines Zusammenstoßes mit interplanetarer Materie.

Die genaueste Untersuchung, die hierüber vorliegt ist die von Grimminger¹²⁾ über die auch A.C. Clarke berichtet¹³⁾. Es wurden hier zunächst Messungen über die Häufigkeit von Meteoriteneinfällen angestellt, so daß daraus ein Maß für die Dichte der kosmischen Materie - die auch noch auf anderen Wegen bestimmt wurde - abgeleitet werden konnte. Da der

Meteoritenstaub Geschwindigkeiten in der Größenordnung von 40 bis 80 km/sec hat, sind bereits sehr kleine Teilchen einem Raumfahrzeug gefährlich. Um eine Vergleichszahl zu erhalten, sei angenommen, daß die Auftreffgeschwindigkeit 30 km/sec beträgt, und die Wandstärke betrage 2,5 mm (Dural), dann ist es noch Teilchen mit 0,2 mm möglich, diese Wand zu durchschlagen. Nun ist die Zahl der auf die Erde einfallenden Teilchen bis zu dieser Größenordnung zu $75 \cdot 10^8$ ermittelt worden. Mit diesen Zahlen läßt sich dann eine Wahrscheinlichkeit des Getroffenwerdens berechnen und ebenfalls die Dauer zwischen zwei Treffern.

Grimminger hat nun diese Zeiten für ein Beispiel ermittelt. Er hat ein Fahrzeug mit 110 m^2 Stirnfläche angenommen, das sich in einer Kreisbahn 500 km über dem Erdboden bewegt. Als durchschnittliche Zeit, die zwischen zwei Treffern vergeht, erhält Grimminger $2,04 \cdot 10^4$ Stunden, also fast ein Vierteljahr! Auf die Mondfahrt bezogen würde das heißen, daß die Wahrscheinlichkeit des Getroffenwerdens nur 1:200 beträgt.

Diese Zahlen sind nun keineswegs erschreckend und sie scheinen erträglich zu sein. Keinesfalls kann man daraus auf die Unmöglichkeit der Weltraumfahrt schließen.

15. Zusammenfassung und Schluß

Die Ergebnisse der in diesem Bericht durchgeführten Betrachtungen zusammenfassend, kann über das Problem der Weltraumfahrt folgendes ausgesagt werden:

1. Die einstufige Flüssigkeitsrakete ist nicht in der Lage das Schwerfeld der Erde zu verlassen.
2. Die Mehrstufenrakete kann bei entsprechendem Aufwand für jeden idealen Antrieb gebaut werden und so Geschwindigkeiten erreichen, die für das Verlassen des Erdschwerfeldes und für Fahrten zwischen Himmelskörpern erforderlich sind.
3. Durch konstruktive Durchbildung und durch Anwendung geeigneter Rechenverfahren ist es möglich, für jedes Raumfahrtprojekt die optimale Lösung zu finden, bei der der erforderliche Aufwand ein Minimum wird.
4. Durch geeignete Unterteilung der Raumbahnen einzelner Projekte ist es möglich, den technischen Aufwand für eine Teilstrecke soweit herabzusetzen, daß die Konstruktion geeigneter Fahrzeuge möglich ist.
5. Normale Flüssigkeitsraketen, mit heute üblichen Auspuffgeschwindigkeiten reichen aus, um das Aussenstationsprojekt, als erste und wichtigste Entwicklungsstufe der Weltraumfahrt, zu realisieren. Sie sind sogar anderen Raketen mit höheren Auspuffgeschwindigkeiten in diesem Falle überlegen.
6. Für reine Raumfahrten, die als Ausgangs- und Endpunkt nicht die Oberflächen von Himmelskörpern haben (von Kreisbahn zu Kreisbahn)

- ist die Wasserstoff-Sauerstoff Rakete den normalen Flüssigkeitsraketen überlegen.
7. Die Atomrakete ist bei idealen Antrieben größer als etwa 10 km/sec den Flüssigkeitsraketen überlegen, ihre Wirtschaftlichkeitsgrenze kann in jedem Fall bestimmt werden.
 8. Die Kosten für die Verwirklichung von Raumfahrtprojekten ergeben Beträge, die nicht als utopisch bezeichnet werden können. Die Kosten für das Aussenstation-Projekt bewegen sich in der Größenordnung von 1 000 Millionen Dollar, das ist der 50. Teil des Betrages, der im laufenden Geschäftsjahr von der amerikanischen Regierung für Rüstungsausgaben bewilligt wurde.
 9. Die kosmische Höhenstrahlung und die interplanetare Materie bilden nach dem Stand der heutigen Erkenntnisse keine Gefahr für die Weltraumfahrt.

Somit kann mit Recht ausgesagt werden, daß die Möglichkeit der Weltraumfahrt grundsätzlich besteht und ferner, daß wir heute bereits in technischer Hinsicht über die Mittel verfügen, mit denen eine Verwirklichung der Weltraumfahrt nach einer gewissen Entwicklungszeit möglich wäre. Die Dauer der erforderlichen Entwicklungszeit bis zur Realisierung von Raumfahrtprojekten ist in erster Linie abhängig von den dafür eingesetzten finanziellen Mitteln.

Es ist daher heute die Aufgabe des Volkswirtschaftlers und Politikers, sowie des Naturwissenschaftlers die Frage zu prüfen, welchen unmittelbaren Nutzen die Menschheit von der Verwirklichung der Weltraumfahrt haben würde und ihr einen zahlenmäßigen Wert beizuordnen. Es ist andererseits die Aufgabe des Ingenieurs in Zusammenarbeit mit dem Naturwissenschaftler den für Raumfahrtprojekte erforderlichen Aufwand auf ein Minimum zu reduzieren, damit dieser in die Größenordnung des Nutzwertes kommt. Erst dann wird man an die Verwirklichung von Raumfahrtprojekten denken können.

Stuttgart, den 30. November 1950

Alle Rechte vorbehalten!

Copyright 1950

H. H. Külle

Stuttgart-Zuffenhausen

Langobardenstr. 15

H. H. Külle

Literaturangaben:

- 1.) R. Reichel: "Die heutigen Grenzen des Raketenantriebes und ihre Bedeutung für den Raumfahrtgedanken". Z.VDI.Nr.32, Nov.1950
- 2.) E. Sänger: "Bewegungsgesetze der Raumfahrt". Interavia Juli 1949
- 3.) H. Oberth: "Wege zur Raumschiffahrt". R. Oldenbourg, 1928
- 4.) R. Engel, U. Böldewadt, K. Hanisch: "Die Aussenstation". (Im Druck.)
- 5.) W.v. Braun: "Marsprojekt" (Im Druck)
- 6.) E. Sänger, I. Bredt: "Über einen Raketenantrieb für Fernbomber"
UM. 3538 - 1944
- 7.) H. Kühne: "Die Landung eines Raumschiffes". GfW. Fb. Nr.4, Juli 1950
- 8.) J. Ackeret: "Zur Theorie der Raketen". Helv. Physica Acta, Bd.19-1949,
S.103-107
- 9.) L.R. Shepherd, A.V. Cleaver: "The Atomic Rocket" Journal of the B.I.S.
Vol.7/Nr.5 und 6; Vol.8/Nr.1 -1948-49
- 10.) J. Himpen: "Die Leistungsbewertung der Raketentreibstoffe"
Interavia Okt.1950
- 11.) G.F. Sutton: "Rocket Propulsion Elements". John Wiley & Sons, New York 1949
- 12.) G. Grimminger: "Probability that a Meteor will Hit or Penetrate
a Body Situated in the Vicinity of the Earth". J.App.Phys., Okt.1948
- 13.) A.C. Clarke: "Meteors as a Danger". Journal B.I.S. Vol.8/Nr.4, Jul.1949
- 14.) H.H. Zille: "Verfahren zur Bestimmung der minimalen Startgewichte
und günstigsten Konstruktionsgrundwerte von Raumfahrzeugen".
GfW. Fb. Nr.5 - Mai 1950