

# FLUG

Zeitschrift für das gesamte Gebiet der Luftfahrt, des Motor- und Automobilwesens

mit  
**Amtlichen Verlautbarungen des Bundesministeriums für Handel u. Verkehr**

**OFFIZIELLES ORGAN**

des  
**OESTERREICHISCHEN LUFTSCHIFFER-VERBANDES  
OESTERREICHISCHEN FLUGTECHNISCHEN VEREINES  
OBERÖSTERREICHISCHEN VEREINES FÜR LUFTSCHIFFFAHRT  
VEREINES FÜR LUFTFAHRT IN STEIERMARK**

Telephon  
B 20-3-83

Redaktion und Administration:  
**Wien, I. Elisabethstraße 3 (Oesterreichischer Flugtechnischer Verein)**

Postsparkassen-  
Konto 198.921

Manuskripte werden nicht zurückgestellt. Nach-  
druck nur mit Zustimmung der Schriftleitung  
und Quellenangabe gestattet.

**Erscheint jeden Monat**

Die Verfasser sind für Form und Inhalt der  
von ihnen eingesandten Artikel und Abbildun-  
gen verantwortlich.

**ABONNEMENTS:**

Für Österreich jährlich . . . . . 10 Schilling      Für das Ausland jährlich . . . . . 10.— Schweizer Francs  
Einzelnummer . . . . . 1 Schilling      Einzelnummer . . . . . 1.— Schweizer Francs  
Erfolgt keine schriftliche Abbestellung des Abonnements bei Jahresschluß, gilt dessen stillschweigende Verlängerung auf ein weiteres Jahr.

**Jahrgang 1928**

**Wien, August**

**Nr. 8**

# BETRACHTUNGEN ZUM RAKETENPROBLEM

Von Prof. Dr.-Ing. A. Pröhl, Hannover.

(Schluß)

Eingehende Rechnungen (Dr. Kamm, Schrenk\*) zeigen aber, daß in sehr großer Höhe der Betrieb schon für das gewöhnliche Flugzeug (im Verhältnis also noch viel mehr für den Raketenantrieb) erheblich wirtschaftlicher wäre. So kommt man zu dem Stratosphärenflug, der sich in 12 bis 40 km Höhe abspielen soll. Während aber hier die Wirkung unseres Benzinmotors immer schlechter wird und es nur durch raffinierte Hilfsmittel (Gebläse etc.) gelingt, den Betrieb überhaupt zu ermöglichen, ist der Raketenantrieb von diesen Schwierigkeiten frei. Bei ihm wächst sogar die Brauchbarkeit mit der Abnahme der Luftdichte, weil der zu überwindende Widerstand sinkt, ohne daß die Antriebskraft das gleiche Schicksal teilen muß.

Das Raketenflugzeug hat daher seine eigentliche Bedeutung für sehr große Höhen und sehr große Geschwindigkeiten. Aber auch nur dort. Wie es sich dabei verhält, zeigt Professor Lorenz in seinem auf der Danziger Hauptversammlung der W. G. L. gehaltenen Vortrage, aus dem die folgende Betrachtung herausgegriffen sei:

Wenn der Widerstand eines Flugzeuges durch den Ausdruck  $W = Kv^2 = mg \epsilon$  gegeben ist, wo  $\epsilon$  den „Gleitwinkel“ bedeutet, so geht unsere Gleichung 6 über in

$$w \frac{dm}{dt} = -m \frac{dv}{dt} - mg \epsilon \dots 6a)$$

und es gilt für den Anfahr-Vorgang (wie auch für die gleichartige Bremsung am Schluß) bis zur Erreichung der Höchstgeschwindigkeit  $\bar{v}$  nach Integration längs der Anfahr-Strecke  $s_1$

$$w \ln \frac{m_0}{m_1} = \bar{v} + \frac{2g \epsilon s_1}{\bar{v}} \dots 10$$

von da an gilt auf der langen Strecke  $s_2$  (bei konstantem  $\bar{v}$ ) die Formel

$$w \ln \frac{m_1}{m} = \frac{\epsilon g s_2}{\bar{v}} \dots 10a)$$

woraus der Ansatz auf der Gesamtstrecke  $s = s_1 + 2s_2$

$$w \ln \left( \frac{m_0}{m} \right) = \bar{v} + \frac{\epsilon g s}{\bar{v}} \dots 11$$

für das Massenverhältnis folgt.

Es ist leicht einzusehen, daß hier ein günstigster Wert (Minimum) für  $\left( \frac{m_0}{m} \right)$  zu finden ist und zwar für eine bestimmte Geschwindigkeit

$$\bar{v} = \sqrt{\epsilon g s} \dots 12.$$

$$\text{woraus } \ln \left( \frac{m_0}{m} \right) = 2 \frac{\bar{v}}{w} = 2 \frac{\sqrt{\epsilon g s}}{w} \dots 13.$$

folgt und also vom Gleitwinkel und von der zurückzulegenden Gesamtstrecke  $s$  abhängt. Bei 5000 km Flugstrecke würde diese günstigste Geschwindigkeit den Wert von 2790 m/sek erhalten ( $\epsilon g = 1,6$  angenommen), und dann wäre noch immer ein Massenverhältnis von 6,1 anzunehmen. Diese enorme Fluggeschwindigkeit verlangt aber wegen des geringeren Widerstandes eine entsprechende Flughöhe von etwa 40 km. Wollte man dagegen etwa in Meereshöhe mit einer dann durch den großen Luftwiderstand bedingten sehr viel kleineren Geschwindigkeit von nur 300 m/sek fliegen, so müßte schon die Anfangsmasse 60,3 mal so groß sein als das Endgewicht des Flugzeuges (mit Nutzlast), also ein ganz unmöglicher Wert!

Zu alledem kommen noch andere Fragen, besonders die, ob eine solche für den Raketenantrieb als günstig angesehene Betriebshöhe für uns überhaupt erreichbar ist (Schutzraum gegen Unterdruck und Kälte\*), und wie sich die Verhältnisse beim Anstieg bis zu diesen Höhen, wo neben dem Luftwiderstand auch die Schwere zu überwinden ist, gestalten werden.

Für das raketentriebene Stratosphärenflugzeug von sehr großer Geschwindigkeit brauchen wir jedenfalls, wie eine leichte Rechnung lehrt, nur äußerst kleine Tragflächen, auch wenn man bedenkt, daß bei der hier längst überschrittenen Schallgeschwindigkeit ganz andere und wahrscheinlich größere Widerstands- und Auftriebsbeiwerte als sonst gelten. Diese winzigen Tragflächen, die voraussichtlich schon durch die entsprechend geformte Unterfläche der Rakete erreicht werden können, sind aber für den Anstieg als normales Flugzeug in tieferen Regionen unbedingt zu klein. Man müßte also entweder auch den Anstieg lediglich durch Raketenwirkung mit Überwindung der Schwere, also mit sehr großem „Andruck“ vornehmen lassen oder mit faltbaren Tragflächen arbeiten, die besonders für den Gleitflug und die Landung zu einer unbedingten Notwendigkeit werden. Denn das Landen mit Hilfe von Bremsraketen scheint vorläufig doch noch reichlich phantastisch und gefährlich zu sein. Flugzeuge mit faltbaren Flügeln hat es schon gegeben, sie haben sich aber nicht als günstig erwiesen. Hier würde die Notwendigkeit ein zwingender Grund für neue Konstruktionen sein.

Es war vorhin vom Wirkungsgrad die Rede, aber wir wollen uns doch fragen, ob dieser Begriff, nachdem wir sonst technische Erzeugnisse, Betriebseinrichtungen bemessen, angebracht ist, und ob wir nicht dem Raketenantrieb damit unrecht tun, indem wir ihn in einer Weise beurteilen, die seinem Wesen gar nicht angepaßt ist.

Wir dürfen nicht vergessen, was schon eingangs erwähnt worden ist, daß das normale Flugzeug zur Ausnützung von Dauerleistung gebaut ist, daß dagegen die Rakete plötzliche, sehr starke Kraftäußerungen zu besonderen, meist kurz dauernden Momentleistungen abgibt. Dem Raketenantrieb sollten daher nur solche Anwendungen zugemutet werden, bei denen diese Eigenschaft wünschenswert ist, oder doch, wo jeder andere Antrieb versagt. Für solche Fälle in der Technik, wo es nicht so sehr auf den Wirkungsgrad als auf plötzliche Kraftanstrengung zur Erzwingung eines sonst schwer erreichbaren Zustandes ankommt, lassen sich leicht Beispiele angeben:

Beim Start von Wasserflugzeugen kommt leicht ein kritischer Punkt vor, bei dem die Antriebskraft nicht genügt, um das noch auf dem Wasser schwimmende Flugzeug genügend zu beschleunigen. (In der Fig. 1 ist die Kurve des Wasserwiderstandes und die des Schraubenzuges nach Abzug des Luftwiderstandes gezeichnet; der zwischen beiden Kurven befindliche Raum gibt in seinen Ordinaten die beschleunigenden Kräfte wieder und man erkennt, daß bei A der kritische Augenblick für den Start eingetreten ist.) Hier kann es sehr lange dauern, bis die Geschwindigkeit über die kritische Stelle

\* Nach Ansicht mancher Forscher könnten auch kurzweilige (ultraviolette) Strahlen in solchen Höhen außerordentlich kräftig wirken und unbekannte Gefahrenmomente bringen, gegen die kaum mehr Bleipanzerschutz bieten würden.

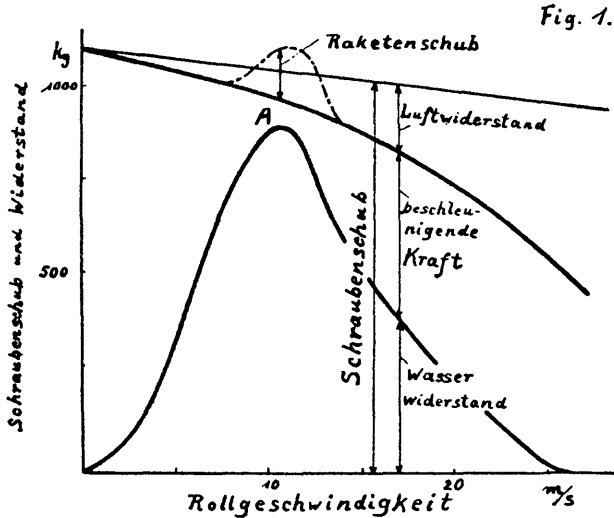


Fig. 1.

hinweggekommen ist und die Schwimmer sich vom Wasser zu lösen beginnen. Wird aber in diesem Moment durch eine etwa am Gestell angebrachte Rakete ein zusätzlicher Schub geleistet, so hilft dieser über den kritischen Punkt hinweg und erleichtert den Start wesentlich. Ähnliche Verhältnisse herrschen bei Segelflugzeugen, die ohne Aufwind an Höhe verlieren würden, und die durch einen oder mehrere Raketenschüsse viel besseren Hilfsantrieb bekämen als durch einen Hilfsmotor mit Propeller, der sich dem Segelflugzeug organisch nicht gut anpaßt und der auch im Fluge sich nicht so leicht einschalten läßt, wie eine jederzeit betriebsbereite Raketenstrahlung.

Über die Möglichkeit der Weltraumfahrt will ich mich nur kurz äußern. Daß sie grundsätzlich theoretisch möglich ist, unterliegt keinem Zweifel. Die praktischen Schwierigkeiten wachsen aber ins Ungemessene.

Unter den vielen Möglichkeiten, die theoretisch für die Entsendung eines Körpers von der Masse  $m$  in den Weltraum besteht, kann man nach der Methode fragen, nach der hierzu die geringste Anfangsmasse (erforderliche Menge an Treibstoffen) notwendig ist.

Es wird dabei auf das angewendete Beschleunigungsgesetz ankommen, welches man durch die Dosierung der Raketenschüsse erreichen will. Sollen Menschen mit einem solchen Raketenapparat befördert werden, so darf dessen Beschleunigung  $b$  an keiner Stelle eine Größe von vielleicht 30–40  $m/sec$  übersteigen\*).

Wie Prof. Lorenz gezeigt hat, ist es unter solchen Umständen besonders günstig, den Apparat mit dieser höchst zulässigen gleichförmigen Beschleunigung solange anzutreiben, bis er die entsprechende „Raumgeschwindigkeit“ erreicht hat. Als solche möge die Geschwindigkeit bezeichnet werden, welche ein Körper im Abstände  $r$  vom Erdmittelpunkt haben muß, um nicht mehr wieder zur Erde zurückzukommen. Eine einfache Betrachtung der Mechanik lehrt, daß diese Geschwindigkeit die Größe

$$V_g = \sqrt{2 g a^2 \left(\frac{1}{r}\right)} \dots 14.$$

\*) Über die Größe des zulässigen „Andrucks“ schwanken die Angaben sehr stark. Auch scheint individuelle Veranlagung wie auch Gewöhnung dabei stark mitzusprechen.

\*\*) In vielen Schriften auch die „Parabelgeschwindigkeit“ genannt, weil ein mit dieser Geschwindigkeit horizontal oder schief abgeschleudertes Körper in einer Parabelkurve sich für immer von der Erde entfernt.

besitzt, also an der Erdoberfläche ( $r=a$ ) den Wert

$$V_g \text{ max} = \sqrt{2 a g} = 11180 \text{ m/sec} \dots 15.$$

erreicht. Sie nimmt nach einem hyperbolischen Gesetz ab. Die Rakete aber beginnt an der Erdoberfläche mit der Anfangsgeschwindigkeit 0 und steigert seine Fahrt nach dem Gesetz

$$v \, dv = \left(b - g \frac{a^2}{r^2}\right) \, dv \dots 16.$$

woraus

$$V = \sqrt{2 b (r - a) - g a^2 \left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r}\right)} \dots 17.$$

Beide Gesetze wurden durch das Diagramm Abb. 2 wiedergegeben, und man erkennt, daß im Schnittpunkte A beider Kurven die Rakete diese Raumgeschwindigkeit erreicht hat. In diesem Augenblick kann der Antrieb abgestellt werden, denn nunmehr bewegt sich die Rakete wie ein Geschöß nach der Kurve 1 ins Unendliche. In der Figur wurde die Annahme einer Raketenbeschleunigung von  $b = 30 \text{ m/sec}^2$  gemacht; es folgt daraus, daß

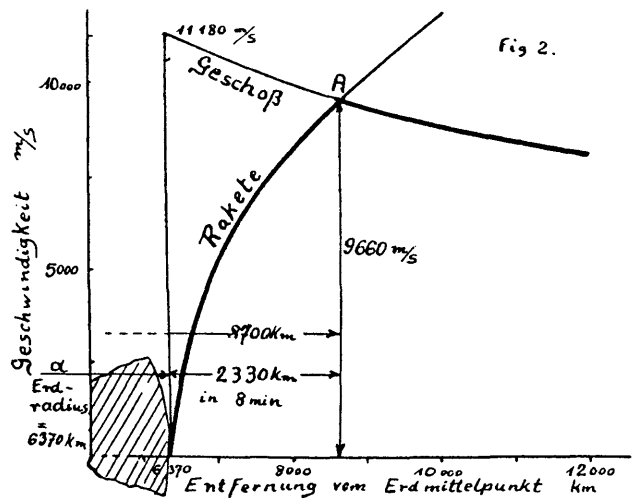


Fig. 2.

die Rakete in einer Höhe von 2330 km über der Erdoberfläche ( $r = 8700 \text{ km}$ ) die dort noch erforderliche Raumgeschwindigkeit von 9660  $m/sec$  erreicht hat.

Fragen wir uns nach der Anfangsmasse, die ein solches Raketengeschöß haben muß, damit an dieser Stelle noch die Masse  $m$  vorhanden ist. Eine einfache Rechnung auf Grund unserer Formel 2 zeigt uns, daß dann die Anfangsmasse  $m_0$  immer noch etwa 50 mal größer als  $m$  sein müßte, immer unter der Voraussetzung, daß die Ausstrahlgeschwindigkeit  $w = 3000 \text{ m/sec}$  beträgt. Man kann, wie Oberth und neuerdings auch Lorenz gezeigt haben, durch verschiedene Maßnahmen, insbesondere durch nicht senkrechten sondern schiefen Anstieg der Rakete noch etwas günstigere Verhältnisse herausrechnen. Auf alle Fälle aber sind die so erhaltenen Zahlen technisch kaum ausführbar und wirtschaftlich untragbar.

Wenn auch für jetzt und wohl noch für lange Zeit der Gedanke an eine Weltraumfahrt ausscheidet, so ist doch der Versuch, mit einer sogenannten Meß-Rakete in höhere Luftschichten einzudringen, durchaus möglich und auch empfehlenswert, ja vielleicht von erheblichem wissenschaftlichen Werte.

Es wäre dies eine Rakete, die nur einige 50–100 km (fürs erste) ansteigt und die Registrier-Instrumente zur

Erforschung höherer Luftschichten enthält. Es scheint, als wenn es in Amerika dem bekannten Raketen-Vorkämpfer Goddard schon gelungen ist, solche Versuchs-Raketen zu bauen und mehr als 100 km Höhe dabei erreicht zu haben. Die Versuche sind aber sehr geheim gehalten worden. Es ist endlich nicht ausgeschlossen, daß auch für militärische Zwecke die Rakete (als kombiniertes Raketengeschöß oder dergl.) einmal Anwendung findet.

Jedenfalls ist nicht zu leugnen, daß auf diesem Gebiete auch von ernstern Forschern wissenschaftliche Arbeit geleistet werden kann.

Was ist nun das Endergebnis dieser Betrachtungen? Als einziges Positives können wir nur feststellen, daß der Raketenantrieb theoretisch möglich ist und daß auch der praktische Beweis dafür (zunächst allerdings nur für Bodenfahrzeuge, wie für die schon lange bekannten Rettungsraketen) erbracht worden ist.

Darüber hinaus ist für das Raketenflugzeug die praktische Ausführungsmöglichkeit nicht in Zweifel zu ziehen; es wird aber wegen des enormen Brennstoffverbrauches in Bodennähe bei einer für diesen Antrieb ungünstigen Geschwindigkeit zunächst nur kurze Strecken

zurücklegen können und bleibt dabei natürlich weit hinter den bisherigen Flugzeugen zurück. Der günstigste Wirkungsbereich raketentriebener Flugzeuge mit sehr großen Geschwindigkeiten liegt aber in so großen Höhen, daß vorläufig noch fast alle technischen und biologischen Vorbedingungen fehlen, die erfüllt sein müßten, um einen solchen Flug zu ermöglichen.

Den Weltraumflug endlich müssen wir zwar als theoretisch möglich erklären, sonst aber sehen wir in ihm vorläufig noch praktisch und wirtschaftlich eine reine Utopie. Ob es in Zukunft einmal gelingen wird, die notwendigen Vorbedingungen für eine Raketenfahrt in den Weltraum technisch und wirtschaftlich zu lösen, möge einstweilen dahingestellt bleiben.

#### Berichtigung.

In der ersten Hälfte dieses Aufsatzes (Folge 7) soll Formel 4a wie folgt lauten:

$$\frac{m_0}{m} = e^{(v/w)} \dots \dots \dots 4a,$$

und Formel 9:

$$\eta = \frac{v^2}{w^2 (e^{v/w} - 1)} \approx \frac{v}{w} \dots \dots \dots 9.$$

## DIE 11. INTERNATIONALE AERONAUTISCHE AUSSTELLUNG IN PARIS AERO-SALON 1928

Am 29. Juni wurde im Grand Palais in Gegenwart des Präsidenten Doumergue der 11. Aero-Salon in Paris eröffnet. Durch eine Reihe von Jahren war der Pariser Aero-Salon regelmäßig im Winter abgehalten worden, diesmal aber öffnete er im Sommer seine weiten Pforten, wohl hauptsächlich beeinflusst durch die Internationale Luftfahrtausstellung in Berlin, die vom 7. bis 28. Oktober 1928 alle Neuerscheinungen der ganzen Welt auf dem Gebiete der Luftfahrt in einer Riesenschau vereinigen wird. Das enorme Interesse, welches sich in aller Welt für die deutsche Ausstellung kundgibt, veranlaßte Frankreichs Flugzeugindustrielle, ihre Neuerscheinungen dem Publikum in großer Darstellung vorzuführen. Allerdings war die Internationalität dieser Schau nur auf die höfliche Teilnahme von 9 deutschen, 1 englischen, 1 tschechoslovakischen und 3 italienischen Flugzeugfirmen, sowie einer Anzahl englischer Motorenfirmen beschränkt. Die Amerikaner scheinen ihre Schaffungen für die deutsche Ausstellung zu sparen. Von den einheimischen Firmen waren zu sehen: S. E. C. M., Lioré et Olivier, Henri et Maurice Farman, Morane Saulnier, Harriot, Bréguet, Wibault, Potez, Nieuport-Astra, Blériot, Levasseur, Albert, Caudron, Bernard, CAMS, Couzinet, Les Mureaux, Schreck und Zodiac. Die deutschen Firmen, welche hauptsächlich Modelle ausstellten, waren: Dornier, Junkers, Rohrbach, Arado, Focke-Wulf, Heinkel, Albatros, Udet und Klemm-Daimler, die italienische Flugzeugindustrie war durch Savoia, Fiat und Macchi vertreten. Die Zubehörstände für Kühler, Magnete, Luftschrauben, Metallbelag, Sperrholz, Instrumente etc. war Legion. Im Allgemeinen brachte der 11. Aero-Salon keine besonderen Neuheiten in Konstruktion, außergewöhnliche Ideen waren nicht zu bemerken, alles bewegte sich in den normalen Bahnen der herkömmlichen Bauarten, nur kleine Detailkonstruktionen ließen hie und da durchscheinen, daß auch die französischen Flugzeugkonstrukteure dem neuzeitlichen Metallbau endlich Be-

achtung schenken. Ein hervorragendes Merkmal dieses Salons war aber das Ansteigen der Zahl der ausgestellten Leicht- und Kleinflugzeuge, ein Beweis, daß endlich auch in Frankreich die Bedeutung des Sport- und Touristenfluges an Ausdehnung und Popularität, wenigstens unter den Konstrukteuren, gewinnt.

Eine Neuerscheinung unter den französischen Leichtflugzeugen ist der von der bekannten Karrosseriefirma Bourgois gebaute Hochdecker, dessen trapezoidale Tragfläche vollkommen aus Holz konstruiert und mit Sperrholz beplankt ist. Die durchlaufende Tragfläche ist mit zwei Stielen auf jeder Seite gegen den Rumpf abgestützt. Die Verwindungsflächen laufen entlang des ganzen Abflußrandes und sind an einem „falschen“ Holm angeschlossen. Eine Spezialkonstruktion erleichtert den Gebrauch dieses Flugzeuges mit einfachem und Doppelsteuer. Der Rumpf wird durch eine Dreieckskonstruktion von Holmen gebildet, deren unterer Holm in der Rumpfachse verläuft und deren obere Holme die Stütze für den Führer- und Fluggastsitz bilden. Führer und Fluggast sitzen in einer geschlossenen Kabine, welche durch Türen leicht zugänglich ist. Der Passagier sitzt im Auftriebsmittelpunkt, der Pilot hinter ihm, so daß das Flugzeug ohne Verstellung der Fläche oder Ausgleichung mit Ballast sowohl ein- als auch zweiseitig geflogen werden kann. Das Fahrgestell ist geteilt, ohne durchlaufende Achse und hat gummigefederte Stiele. Als Antrieb dient ein dreizylindriger Anzanimotor zu 35 PS, der dem Flugzeug eine Höchstgeschwindigkeit von 125 km verleiht. Spannweite 8,85 m, Länge 6,21, Höhe 2 m, Tragende Fläche 13 m<sup>2</sup>, Flächenbelastung 32 kg pro m<sup>2</sup>, und ein Fluggewicht von 420 kg sind die detaillierten Angaben über diese Neukonstruktion.

Die Caudronwerke stellen drei Typen aus und zwar: das bekannte Leichtflugzeug C-109, Touristenflugzeug von 11,50 Spannweite, einem Leergewicht von 345 kg und einer Zuladung von 170 kg, welches mit