

# FLUG

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

**Amtlichen Verlautbarungen des Bundesministeriums für Handel und Verkehr**

OFFIZIELLES ORGAN

des Oest. Luftschiffer-Verbandes, Oest. Flugtechnischen Vereines, Ob.-öst. Vereines für Luftschiffahrt  
und der Oest. Gesellschaft für Raketentechnik.

Redaktion und Administration:

**Wien III, Traungasse II**

Telephon U-10-3-95 — Postsparkassen-Konto 198.921

VERTRETUNGEN in Berlin, Chikago, Mailand, New-York, Nizza, Paris, München und Stuttgart.

Administrative und redaktionelle Zweigstellen:

Zürich, Falkenstrasse 12, Telephon 23258

Prag, Vinohrady Čáslavská 3/IV

Manuskripte werden nicht zurückgestellt. Nachdruck nur mit Zustimmung der Schriftleitung und Quellenangabe gestattet.

**Erscheint am Ende jedes Monats**

Die Verfasser sind für Form und Inhalt der von ihnen eingesandten Artikel und Abbildungen verantwortlich.

ABONNEMENTS:

Für Österreich jährlich . . . . .	10 Schilling	Für alle anderen Länder . . . . .	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 1931

November-Dezember

Nr. 11 und 12, Doppelnummer

## DER RAKETENANTRIEB BEI FLUGZEUGEN

Von Prof. H. Oberth.

(Schluß)

Andernteils wächst der Widerstand aber ungefähr mit dem Quadrate der Geschwindigkeit, und man wird aus diesem Grunde bei allzu hohen Geschwindigkeiten trotz der besseren energetischen Ausnützung des Brennstoffes zur Ueberwindung einer gegebenen Strecke wieder mehr Brennstoff brauchen. Zwischen beiden Extremen gibt es eine gewisse günstigste Geschwindigkeit, ( $v$ ), bei welcher eine gegebene Brennstoffmenge das Raket Flugzeug am weitesten trägt. (Vergl. „Wege zur Raumschiffahrt“ 8. Kapitel). Es ist:

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{mg(\sin \alpha + \gamma \cos \alpha)}{F \varepsilon \beta}} \dots \dots (2)$$

Dabei bezeichnet  $F$  den größten Querschnitt senkrecht zur Fahrtrichtung,  $mg$  ist das Gewicht des Fahrzeuges,  $\varepsilon$  ist die Widerstandsziffer oder der Widerstandsbeiwert (aus der Formel: Luftwiderstand =  $F \varepsilon \beta v^2$ ).  $\alpha$  ist der Winkel zwischen der Flugbahn und der Horizontalen,  $\beta$  ist die Luftdichte und  $\gamma$  die Gleitzahl.

Wir erkennen aus dieser Formel, daß  $\bar{v}$  bei gegebenem  $\alpha$  und konstantem  $\varepsilon$  der Wurzel aus dem Verhältnis zwischen der ballistischen Querschnittbelastung ( $mg/F$ ) und der Luftdichte proportional ist.

Wenn man die Energie ins Auge faßt, die in der Raketendüse umgesetzt wird, und wenn man untersucht, wie viel davon dem Fahrzeug zugute kommt, und wie viel dadurch verloren geht, daß die Auspuffgase hinter dem Fahrzeug nicht zum Stehen kommen („Wege zur Raumschiffahrt“, 12. Kap.), so erkennt man unschwer, daß eine diskutabile Brennstoffausnützung nur bei Geschwindigkeiten stattfindet, die von der Größenordnung der Auspuffgeschwindigkeit  $c$  sind.\*) Eine solche Ge-

schwindigkeit kann für ein Raket Flugzeug nur dann in der Nähe der günstigsten Geschwindigkeit liegen, wenn seine Querschnittsbelastung sehr hoch liegt, oder wenn es in enormen Höhen (schätzungsweise 40—60 km) fährt. Das erscheint theoretisch gerade nicht undurchführbar. Der äußere Luftdruck beeinflusst den Rückstoß einer gleichmäßig arbeitenden Raketendüse so gut wie gar nicht, und die Personen könnten ja in einer hermetisch verschlossenen Kabine untergebracht werden.

Ueber den günstigsten Aufstiegswinkel bestand längere Zeit Unklarheit. Es läßt sich aber zeigen („Wege zur Raumschiffahrt“, S. 60—62), daß auch für ein Raket Flugzeug mit Tragflächen der günstigste Wert für  $\alpha = 90$  Grad beträgt.

Das Raket Flugzeug wird also zunächst senkrecht aufsteigen müssen, um rasch in dünnere Luftschichten zu gelangen, die Bahnkurve geht dann zwischen dem 20sten und dem 50sten Kilometer allmählich in eine wagrechte Linie über.

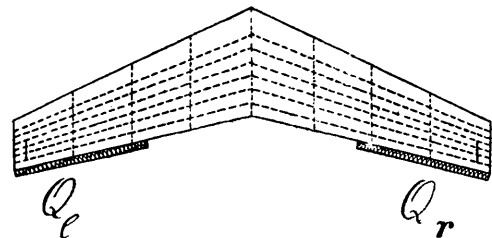
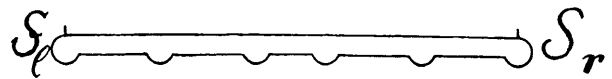


Abb. ?

Mutmaßliche Form eines Riesenraketenflugzeuges der Zukunft. Der Brennstoffraum nimmt den größten Teil des Apparates ein und ist durch Querwände (gestrichelt) in einzelne Kammern geteilt, durch deren verschiedene starke Entleerung die Lage des Schwerpunktes beeinflusst werden kann. Die Lage der Kabinen erscheint irrelevant. Sie wurden daher auf dieser Skizze nicht angedeutet.

\*) Da  $c$  zwischen 1500—4000 m/sec. liegt, so erscheint die Notwendigkeit, mit einer derartigen Geschwindigkeit zu fahren, geradezu unheimlich, und wir erkennen, wie problematisch die Idee des Raket Flugzeuges heute noch ist. Daß Raket Flugzeug ist seinem Wesen nach nicht ein Flugzeug mit Raketenantrieb (ein solches würde auch beim höchstmöglichen Brennstoffverbrauch keine 100 km weit fliegen), sondern eine Rakete in Flugzeugform. Wir werden noch zeigen müssen, was für Konsequenzen sich hieraus ergeben.

Diese Krümmung der Bahn muß nicht notwendig mit Antriebsverlusten verbunden sein („Weg zur Raumschiffahrt“, S. 165 ff).

Bei senkrechtem Aufstieg nimmt nun sowohl die Luftdichte als auch das Gewicht der Rakete und mithin die Querschnittsbelastung ab, es findet gewissermaßen ein Wettlauf zwischen Luftdichte und ballistischer Querschnittsbelastung statt, und es ist leicht einzusehen, daß ein Raketenflugzeug nur dann entsprechen wird, wenn die Querschnittsbelastung langsamer abnimmt, als die Luftdichte. In diesem Fall muß („Weg zur Raumschiffahrt“, S. 65)

$$\bar{v}_0 c > 2g H \dots \dots \dots (3)$$

Dabei bezeichnet  $\bar{v}_0$  die günstigste Geschwindigkeit nach Formel (2) zur Zeit der Abfahrt,  $c$  die Auspuffgeschwindigkeit,  $g$  ist die Fallbeschleunigung und  $h$  die Höhe, in welcher die Luftdichte auf den  $1/2,718$  Teil des Betrages am Startplatz zurückgeht. Je größer  $\bar{v}_0 c$  ist, desto besser ist es. Bei Raketenflugzeugen, die es auf cca. 1000 m/sec. bringen sollen, muß  $\bar{v}_0$  mindestens 450—500 m/sec. betragen. Wenn dies bei normaler Luftdichte möglich sein soll, so muß die untere Grenze für die ballistische Querschnittsbelastung bei 0.4 kg/cm<sup>2</sup> liegen. Wenn wir ein Nurflügelflugzeug annehmen, dessen Flügel völlig mit Brennstoff gefüllt sind, so muß hier die Flügeltiefe also mindestens 7 m sein.)\*

Aus dem bisher gesagten folgt, daß die Arbeitsweise des Raketenflugzeuges durch folgende Grundbedingungen gekennzeichnet ist:

1. Es kann viel höher und schneller fliegen als ein Propellerflugzeug.
2. Aus Gründen der Brennstoffausnutzung muß es aber auch viel schneller fliegen.
3. Es muß darnach trachten, rasch bedeutende Höhen zu erreichen.
4. Es muß auf einer anfangs sehr steilen Bahn aufsteigen.
5. Die Raketendüsen müssen mithin so stark sein, daß das 2—3-fache Vollgewicht des Fahrzeuges noch daran hängen könnte.
6. Bezüglich des Startes und der Landung brauchen wir uns nicht sklavisch an das Vorbild des Propellerflugzeuges zu halten. Ja beim Start können wir gar nicht von diesem Vorbild ausgehen. Es wird am besten sein, wenn das Raketenflugzeug senkrecht aus dem Wasser aufsteigt. Einen diesbezüglichen Vorschlag bringt Abb. 1. Das rückwärtige Ende mit der Stabilisierungsfläche wird hier durch Ketten mit Schwimmern hinabgezogen. Sobald alle Düsen brennen, würde sich der Apparat samt den Ketten aus dem Wasser heben worauf die Ketten abzuwerfen wären.
7. Aus der Notwendigkeit einer hohen Geschwindigkeit und der Möglichkeit des anlauflosen Aufstieges folgt die Forderung einer starken Belastung der Tragflächen und eines gedrungener Baues. (Die verhältnismäßig leichte Bauart der Propellerflugzeuge folgt lediglich aus der Notwendigkeit, daß die Luft sie schon bei mäßigen Geschwindigkeiten tragen muß). Es empfiehlt sich hier daher die Bauart des Nurflügelflugzeuges, und ein möglichst gedrungener Bau.
8. Die Fahrt würde etwa folgendermaßen vor sich gehen: steiler Anstieg, dann allmähliches Schrägerwerden der Bahn und in 40—60 km Höhe

\*) Vom flugtechnischen Standpunkte betrachtet, würde ein Flugzeug für so hohe Geschwindigkeiten gerade sehr schmale Flügel brauchen. Es besteht hier also ein Gegensatz zwischen den Forderungen des Flugzeugbaues und des Raketenbaues, und die letzteren sind entscheidend, da das Raketenflugzeug eben kein Flugzeug ist. Wenn wir daher von der eventuellen Möglichkeit, riesenhafte Maschinen zu bauen, absehen, so kommen wir notwendig zu aerodynamisch ungünstigen Kompromißformen, wie etwa auf Abb. 1.

wagrechte Fahrt und Steigerung der Geschwindigkeit bis zu ihrem Höchstwert, der erreicht sein soll, wenn die Brennstoffe bis auf einige Reserven erschöpft sind. Sodann Totlaufen dieser Geschwindigkeit und allmähliches Niedergehen. Die Flughöhe wäre mit Rücksicht auf die Geschwindigkeit und die Luftdichte so zu wählen, daß stets der günstigste Anstellwinkel eingehalten werden kann. Die Landung selbst könnte ähnlich wie beim Propellerflugzeug erfolgen, da das Raketenflugzeug nach der Erschöpfung seiner Treibstoffe nicht mehr wesentlich schwerer wäre, als ein gewöhnliches Flugzeug. Dabei wird die Landung noch durch den Umstand erleichtert, daß kein Propeller da ist.

Das Raketenflugzeug muß auch den zur Verbrennung nötigen Sauerstoff mitnehmen. Bei einer so gedrungene Bauart läßt sich wesentlich mehr Brennstoff mitführen, als bei einem gewöhnlichen Flugzeug, immerhin dürfte es kaum möglich sein, mit einem einfachen Raketenflugzeug weiter als 2—3000 km zu gelangen. Es ist hier aber etwas zu bedenken:

Das Stück, welches im Gleitflug zurückgelegt wird, stellt bei weitem den größten Teil der gesamten Flugstrecke dar, und dies Stück wächst bei einer Steigerung der Höchstgeschwindigkeit ganz außerordentlich („Weg zur Raumschiffahrt“, S. 284, 285 und 115). Schon wenn es möglich sein sollte, eine Höchstgeschwindigkeit von 6 km/sec. zu erreichen, so würde der Apparat beim Totlaufen dieser Geschwindigkeit zu jedem gewünschten Punkte der Erde gelangen können (vergl. hierzu auch „Weg zur Raumschiffahrt“, 14. Kap.). Wenn man weiter einer hinreichend großen Rakete vor dem Brennen bereits eine gewisse Geschwindigkeit erteilt, so ist ihre Endgeschwindigkeit nach dem Brennen nahezu um denselben Betrag höher (vergl. „Weg zur Raumschiffahrt“, S. 36—41 und 67—69). Man kann daher den Aktionsradius von Raketenflugzeugen ganz außerordentlich vergrößern, wenn man etwa Schubraketen zu Hilfe nimmt, die abgeworfen werden, sobald ihre Brennstoffe erschöpft sind, oder wenn man ein kleineres Raketenflugzeug auf ein größeres stellt, welches erst dem Ganzen eine gewisse Geschwindigkeit erteilt und dann abgekoppelt wird, worauf nun das kleinere Raketenflugzeug erst zu arbeiten beginnt („Weg zur Raumschiffahrt“, S. 288—289). In der Raketentechnik hat sich für dies auch bei anderen Raketen anwendbare Verfahren der Name „Stufenprinzip“ eingebürgert. Ein solcher Zweiraketen-Apparat könnte bereits jeden Punkt der Erde erreichen, und zwar würde die Fahrt kaum zwei Stunden dauern.

\* \* \*

Diese grundsätzlichen Erwägungen zeigen, daß sich für die Erfindung des Raketenflugzeuges ganz außerordentliche Aussichten eröffnen, daß aber bis zur Verwirklichung desselben auch ganz außerordentliche technische Schwierigkeiten zu lösen sein werden. Es muß leider gesagt werden, daß dies Kapitel das problematischste der ganzen Raketenwissenschaft ist. Ich will nun kurz die hauptsächlichsten Probleme zeigen, die hier vorliegen.

Da ist zunächst einmal die Frage nach dem Verhalten von Tragflächen bei Uberschallgeschwindigkeiten zu beantworten. Im Windkanal kann man die einschlägigen Erfahrungen überhaupt nicht mehr sammeln. In einem Windkanal normaler Bauart stellt die Schallgeschwindigkeit einen Grenzwert dar. Es ist nun zwar möglich, die Anblasengeschwindigkeit bis zu 450 m/sec. zu stei-

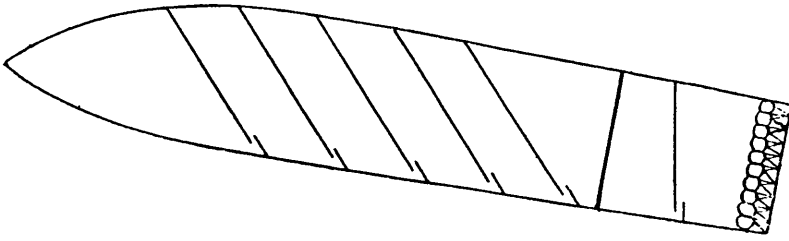


Abb. 4

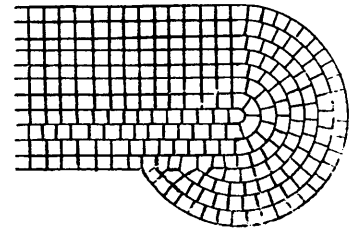


Abb. 3

gern, wenn man den Luftstrom durch eine Laval'sche Düse hindurchtreten läßt, aber diese Untersuchungen sind schon mit unheimlichen Schwierigkeiten verbunden. Untersuchungen bei noch höheren Geschwindigkeiten lassen sich nur noch bewerkstelligen, indem man schwere, eiserne Flugmodelle auf irgend eine Weise abschießt und ihren Flug mit den Hilfsmitteln der ballistischen Forschung untersucht. Dazu wird man aber Geduld, Zeit und Geld brauchen.

Ein weiteres Problem bildet die Unterbringung der erforderlichen Brennstoffmenge, zumal da wir hier auch den zur Verbrennung nötigen Sauerstoff mitführen müssen. Glücklicherweise kommt uns da die gedrungene Bauart des Raketenflugzeuges zu Hilfe. Außerdem können wir die Festigkeit dadurch steigern, daß wir das Innere unter einen leichten Ueberdruck setzen. (Ein Ueberdruck muß sowieso da sein, um die Flüssigkeit aus den Behältern in die Pumpen zu treiben). Dann steigt die Festigkeit ähnlich wie bei einem aufgepumpten Autoreifen. Da diese Idee auch bei Flüssigkeitsraketen zur Anwendung kommt, so wird man wohl auch die nötigen Erfahrungen auf diesem Gebiete gesammelt haben, bis es am Bau von Raketenflugzeugen ist.

Weitere Probleme erwachsen uns aus der eigentümlichen Art des Aufstiegs und aus der Höhe der erforderlichen Geschwindigkeiten. Da ist z. B. die Frage, ob es notwendig sein wird, die Wände zu kühlen u. ä.

In diesem Zusammenhang müssen wir auch die Stabilitätsfrage bedenken. Es wird leider nicht angehen, alle Auspuffgase in einer einzigen Düse zu sammeln. Man wird vielmehr die ganze Rückwand des Raketenflugzeuges mit Düsenmündungen bedecken müssen (vergl. Abb. 2), um maximale Auspuffgeschwindigkeiten zu erzielen. (W. z. R. S. 5 Kap), denn der Aktionsradius steigt mit dem Quadrat der Auspuffgeschwindigkeit (W. z. R. S. 282—287). — Wenn die Düsen nicht zuverlässig gleichmäßig arbeiten, so geht das natürlich nicht. Wir werden also erst jahrelang an unbemannten Raketen Erfahrungen über die Düsentätigkeit sammeln müssen. Sodann ist es auch möglich, durch Steuerkreisel auf automatischem Wege die Düsentätigkeit so zu regulieren, daß die Düsen auf der Seite stärker zu arbeiten beginnen, nach welcher sich die Rakete hinneigt, so daß das entstehende Drehmoment den Apparat wieder in seine richtige Lage zurückführt. Auch in dieser Hinsicht werden wir aber erst mit der Steuerung unbemannter Raketen die nötigen Erfahrungen sammeln müssen.

Auf Abb. 1 sah ich eine große Stabilisierungsfläche vor. Sie hat den Zweck, erstens beim senkrechten Aufstieg aus dem Wasser die senkrechte Führung abzugeben, zweitens die richtige Be-

lastung zu sichern. In dieser Beziehung stellt das vorliegende Fahrzeug eine harmonische Konstruktion dar: Die Brennstofftanks befinden sich oben. Solange sie gefüllt sind, besitzt der Apparat eine hochgradige Kopflastigkeit und kann daher senkrecht aufsteigen. Wenn später die Brennstoffe erschöpft sind, so ist die Lage des Schwerpunktes so, daß das Flugzeug im Gleitflug landen kann.

Immerhin ist eine solche Stabilisierungsfläche nichts weniger als schön. Sie läßt sich aber nur vermeiden, wenn wir die ganze Steuerung den Kreiseln und Düsen anvertrauen, was mir indessen bedenklich erscheint. Das Fahrzeug muß auch beim Abstellen aller Düsen flugfähig bleiben. Vielleicht könnte das Raketenflugzeug von Abb. 2 diesem Ideal entsprechen (doch bitte ich, diese Skizze bloß als Phantasiebild aufzufassen). Der Apparat, der die Form eines schwanzlosen Nurflügelflugzeuges hat, ist hier durch Querwände in einzelne Kammern unterteilt. Während des Fluges wird diesen der Brennstoff in der Weise entnommen, daß die richtige Lage des Schwerpunktes gewahrt bleibt.

Es kann natürlich von Wert sein, wenn sich während des Fluges die Lage des Schwerpunktes rasch und willkürlich verändern läßt, das läßt sich erreichen, wenn die Kammern (für denselben Brennstoff) untereinander kommunizieren, wie Abb. 3 angibt. Wenn wir den Gasdruck über der Flüssigkeit in einer dieser Kammern steigern, so wird offenbar die Flüssigkeit in die Nachbarkammern getrieben. — Falls die Raketendüsen bei gefüllten Tanks versagen, so wäre dieser Apparat zu schwer, um im Gleitflug zu landen. Es müßte hier deswegen noch eine Vorrichtung vorgesehen sein, um in diesem Fall die Tanks augenblicklich alle zu entleeren, wodurch der Apparat dann zum Gleitflug befähigt würde.

Aus diesem allen wird man ersehen, daß das Raketenflugzeug heute noch nicht aktuell ist. Auf die Frage, wann es kommen wird, können wir antworten, wenn wir uns daran erinnern, daß wir soeben eine Reihe von Problemen nannten, die vorher bei unbemannten Raketen studiert werden müssen.

Wenn diese Fragen einmal beantwortet sind, dann wird die Entwicklung vermutlich den folgenden Weg nehmen: Man wird erst Fernraketen bauen, die noch die Projektilform besitzen, und sagen wir der Beförderung der Eilpost dienen, und daher an einem Fallschirm landen. Diese Fernraketen wird man dann immer größer und breiter werden lassen, so daß sie (noch immer unbemannt und automatisch gesteuert) im Gleitflug niedergehen könnten. Wenn diese Fernraketen dann ganz einwandfrei arbeiten, dann wird der Augenblick kommen, wo ein Mensch es wagen darf, mit einer solchen Rakete mitzufahren.