

# FLUG

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

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 11**

Telephon B-51-0-95 — Postsparkassen-Konto 198.921

Administration und Verlag Flug, p. Adr.: F. Berger, Horn, N.-Ö. Wienerstraße 21—23)

**VERTRETUNGEN in Chicago, Mailand, New-York, Nizza, Paris, München, Stuttgart, Rom, Prag und Zürich.**

Berliner Redaktion und Administration:

**Berlin-Pankow, Trelleborgerstraße 5**

Tel. D 8/Pankow 0869 — Postscheckkonto H. Rahskopff (für Zeitschrift „Flug“) Berlin NW 7, Nr. 133.079

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    Deutschland jährlich . . . . . 8.— RM    Für alle anderen Länder . 10.— Schweizer Francs  
Einzelnummer . . . . . 1 Schilling    Einzelnummer . . . . . 0.70 RM    Einzelnummer . . . . . 1.— Schweizer Francs  
Erfolgt keine schriftliche Abbestellung des Abonnements bei Jahresschluß, gilt dessen stillschweigende Verlängerung auf ein weiteres Jahr.

**Jahrgang 1933**

**Mai/Juni**

**Nr. 5/6**

Dämpfungsfläche des Seitensteuers übergehenden Stromlinienüberdachung. Das in Bezug auf die Spannweite des Apparates breite Fahrgestell von 1.40 m hat Ballonräder mit Stromlinienverkleidung. Die Abmessungen der Maschine sind: Spannweite 6.80 m, Länge 6.80 m, Höhe 1.90 m, Tragfläche

7 m<sup>2</sup>, Leergewicht mit Renault-Motor 405 kg, mit Régnier-Motor (220 PS) 475 kg, Fluggewicht mit Renault-Motor 695 kg, Flächenbelastung 99 kg/m<sup>2</sup>, Höchstgeschwindigkeit mit Renault-Motor 380 km/St., mit Régnier-Motor 410 km/St.

## DER ENTWICKLUNGSWEG DER RAKETENFLUGTECHNIK

Von Ing. Dr. techn. Eugen Sänger, Techn. Hochschule-Wien.

Der Raketenflug stellt die nächste Entwicklungsstufe des in den letzten dreißig Jahren geschaffenen Troposphärenfluges dar, und ist die Vorstufe einer später anzustrebenden Weltraumfahrt.

Dementsprechend liegt der Flugbereich des Raketenflugzeuges auch räumlich über der heute durchwegs beflogenen Troposphäre, also über 12 km Höhe, aber noch nicht im „luftleeren“ Weltraum, ja sogar noch innerhalb der Stratosphäre, also unter etwa 60 km Höhe.

In diesem äußeren Rahmen ist es Aufgabe der Raketenflugtechnik, die Entwicklung eines außerordentlich schnellen und hochfliegenden Flugzeuges durchzuführen.

Die angestrebten und erreichbaren Fluggeschwindigkeiten betragen bis zu 4000 m/sec, übertreffen also jene der schnellsten Geschosse um ein Mehrfaches.

Dieses sehr schnelle Flugzeug soll zu folgenden konkreten Aufgaben verwendet werden:

1. Als Schnellverkehrsmittel für kleinere Güter über Langstrecken bis zu 5000 km, wobei die Reisegeschwindigkeit sich der physikalisch möglichen Grenze nähert.

2. Als Forschungsinstrument auf astrophysikalischem und geophysikalischem, besonders meteorologischem Gebiet.

3. Nötigenfalls als Kampfmaschine, wobei es durch seine außerordentliche Fluggeschwindigkeit und Flughöhe feindlicher Einwirkung praktisch unerreichbar ist.

Neben diesen unmittelbar praktischen Aufgaben, denen das Raketenflugzeug als Werkzeug dient, ist es Forschungsmittel der Flugtechnik selbst, zum praktischen Studium zahlloser, bisher ungeklärter flugtechnischer und besonders raketenflugtechnischer Fragen, und damit Entwicklungsglied zum seinerzeitigen Raumschiff.

Die theoretischen Voraussetzungen und Grundlagen zur Entwicklung des Raketenflugzeuges sind nicht Gegenstand dieser Besprechung. In dieser Hinsicht wird auf das kürzlich in München erschienene Werk „Raketenflugtechnik“ verwiesen.

Aus diesem sind hier nur die Richtlinien zu vermerken, daß das Raketenflugzeug selbstverständlich unter allerweitgehendster Ausnützung der dreißigjährigen konstruktiven und fliegerischen Erfahrung der heute bestehenden Flugtechnik entwickelt werden muß.

Daß demgemäß das Raketenflugzeug sich in Formgebung, Aufbau und Flugeigenschaften den bestehenden Drachenflugzeugen als Vorbildern möglichst anlehnt, ist selbstverständlich. Abweichungen sind zunächst nur dort zulässig, wo die besonderen Verhältnisse des geänderten Antriebes und der sehr großen Flughöhen und Fluggeschwindigkeiten sie unbedingt erfordern.

Weiters ist für die ferneren Ausführungen die grundlegende Erkenntnis wichtig, daß als Motor des angestrebten Raketenflugzeuges nur die reine Flüssigkeitsrakete in Frage kommt, die einen geeigneten, hochwertigen Brennstoff, z. B. Benzin, Petroleum, Treiböl oder dgl. und den gesamten zur Verbrennung nötigen Sauerstoff in flüssiger Form an Bord des Flugzeuges mitführt, also keinen Sauerstoff aus der umgebenden Luft entnimmt.

Der Flugvorgang des Raketenflugzeuges besteht nach dem wie üblich durchgeführten Start in einer etwa 8 bis 12 Minuten währenden schrägen Aufstiegsbahn von einigen hundert Kilometer Länge, während der der Motor voll arbeitet und das Flugzeug auf die gewünschte Geschwindigkeit beschleunigt wird, und dem unmittelbar anschließenden Gleitflug ohne Motortätigkeit, der sich, je nach der am Ende der Aufstiegsbahn erlangten Fluggeschwindigkeit, über mehrere Tausende von Kilometern erstreckt und seinem mechanischen Charakter nach ein Mittelding zwischen aerodynamischem Flug und ballistischer Wurfbahn darstellt. An den Gleitflug schließt dann die Landung in üblicher Art.

Im Folgenden sind lediglich die praktischen Entwicklungswege zu besprechen, auf denen das Raketenflugzeug geschaffen werden wird.

Als Leitgedanke dieser praktischen Entwicklung hat zu dienen, daß man den Raketenmotor zunächst im Bremsstand bis zu einer gewissen Betriebstüchtigkeit entwickelt, ganz unabhängig davon das Raketenflugzeug theoretisch und durch Modellversuche heranzüchtet und erst wenn beide zu ausreichender Vollkommenheit gediehen sind, die Vereinigung vornimmt und an die langsame, gemeinsame Weiterentwicklung von Motor und Flugzeug in der Luft schreitet.

Gegen diesen elementaren Entwicklungsgrundsatz wurde bisher bei praktischen Raketenarbeiten ständig verstoßen, sehr zum Schaden des ganzen Raketenproblems, wie die außerordentliche und für ernsthafte technische Entwicklungsarbeit unzulässige Unfallhäufigkeit der Raketenversuche beweist.

Der genannte Entwicklungsgrundsatz ist lediglich eine Lehre aus der historischen Entwicklung des Drachenflugzeuges, das gleichfalls erst mit einem weitgehend ausgereiften Motor zu fliegen begonnen hat.

Die meisten der bisherigen raketentechnischen Arbeiten krankten an dem gemeinsamen Fehler, daß sie sich im Anfangszustand der Entwicklung das angestrebte Ziel zu hoch steckten, auf das gegebene Fundament der bestehenden Flugtechnik verzichten zu können glaubten und somit einen un stetigen, also den Naturvorgängen nicht entsprechenden Entwicklungssprung erzwingen wollten.

Im einzelnen ergaben sich daraus die Irrwege, im gegenwärtigen Entwicklungsstand ohne den bewährten festen Flügeln, sondern mit riesigen Fallschirmen und dergleichen arbeiten zu wollen, den Raketomotor nicht im Stand, sondern im Fluggerät zu entwickeln, oder in den hierfür ungeeigneten langsamen Troposphärenflugzeugen oder Erdverkehrsmitteln verwenden zu wollen usw.

Diese Irrwege hatten zur Folge, daß die Arbeiten nicht das nötige Vertrauen der breiten Öffentlichkeit und der maßgebenden Kreise erlangen konnten und daher mit durchaus unzulänglichen Mitteln ausgeführt werden mußten, womit die übrigen Bedingungen des Mißerfolges erfüllt waren.

Der oben ausgesprochene Entwicklungsgrundsatz führt zu den nachstehend besprochenen Entwicklungsphasen.

### I. Theoretische Erforschung des Raketomotors.

Der praktischen Entwicklung des Raketomotors hat dessen theoretische Durchforschung unter allen Umständen voranzugehen, wenn nicht jeder praktische Versuch ein Tasten im Dunkeln und jeder Erfolg auf diesem Wege ein Zufallstreffer bleiben soll.

Die bisher in der Literatur bekanntgewordenen Behandlungen des Raketomotors sind von dieser erschöpfenden theoretischen Erforschung als Grundlage von Versuchen noch reichlich weit entfernt, selbst wenn man die Unsicherheit vieler, heute bekannter Rechengrundlagen zugesteht.

Unter Heranziehung von gesicherten Ergebnissen der höheren Thermodynamik, besonders der Dissoziationsgleichungen, und von Erkenntnissen der theoretischen Chemie über Reaktionsgeschwindigkeiten und molekulare Gleichgewichtsverhältnisse werden sich ziemlich weitgehende theoretische Vorhersagen noch machen lassen.

Diese Vorhersagen sind von höchstem unmittelbar konstruktivem Wert und betreffen die genaueren erforderlichen Abmessungen von Ofen und Düse bei verlangter Schubleistung des Motors, ferner die auftretenden Feuerraumtemperaturen, Ofendrucke, Gasgeschwindigkeiten, Wirkungsgrade usw., also vollständig grundlegende Fragen.

Immerhin kommt man durch diese aufs äußerste getriebenen theoretischen Erwägungen bald an den Punkt, wo die unmittelbare Befragung der Natur, der Versuch einzusetzen hat, einerseits um die Bestätigung der bisherigen Ueberlegungen und andererseits um Unterlagen für weitere Rechnungen zu erlangen.

Die Versuchsarbeit für den Raketomotor muß wieder unterschieden werden in Vorversuche, durch die eine Reihe grundsätzlicher, theoretischer und konstruktiver Fragen angeschnitten wird, und in eigentliche Motorversuche.

### II. Motorversuche.

Es wird vorerst für die Entwicklung eines lufttüchtigen Raketomotors nicht nötig sein, z. B. die Dissoziationstemperaturen und Dissoziationsgrade der Feuergase des gewählten Brennstoffes bei der Verbrennung mit flüssigem Sauerstoff versuchsmäßig auf ihre mehr oder weniger genaue Uebereinstimmung mit den Werten zu überprüfen, die aus den Dissoziationsgleichungen der höheren Thermodynamik folgen. Diese Aufgabe kann ruhig späteren Zeiten und der tieferen Ausgestaltung der Raketentheorie überlassen bleiben.

Wissenswerter wären schon die genaueren Reaktionsgeschwindigkeiten zunächst der Verbrennung im Ofen, damit die Feuerraumbelastung und weiter die Geschwindigkeit der chemischen Verbindungsvorgänge während der Strömung dissoziierter Feuergase durch die Düsen, in Abhängigkeit von verschiedenen Durchmischungsverhältnissen der Kraftstoffe und verschiedenen Drücken im Motor.

Auch diese Fragen werden sich bei erträglichem Versuchsaufwand nur nebenher gelegentlich anderer Versuchsausführungen mit ausreichender Schärfe und in gewissen Einzelfällen beantworten lassen.

Die zunächst wichtigsten Motorvorversuche erstrecken sich auf das Verhalten hochfeuerfester Baustoffe gegenüber den dissoziierten Feuergasen bei verschiedensten Druckverhältnissen, besonders auf Art und Geschwindigkeit gegenseitiger Reaktionen und auf allfällige Erweichungserscheinungen der Baustoffe.

Dadurch ist die Wahl eines zweckmäßigen Ofen- und Düsenauskleidungsstoffes zu erleichtern. Bei den Feuergastemperaturen zwischen  $T = 3000$  und  $4000$  Grad kommt für diese Versuche nur eine sehr beschränkte Gruppe von Stoffen überhaupt in Frage, sodaß sich das Versuchsprogramm auch bei erschöpfender Durchführung in engen Grenzen hält.

Durch diese Voruntersuchungen ist unter anderem zu klären, ob sich eine wärmedichte Ofen- und Düsenwand wirtschaftlich so herstellen läßt, daß sie der etwa viertelstündigen höchsten chemischen, Wärme- und Druckbeanspruchung eines Gleichdruckraketenmotors ausreichend gewachsen ist.

Der im Falle positiver Versuchsergebnisse mögliche Gleichdruckraketenmotor arbeitet mit im Ofen unter immer gleichem Druck stehender Flamme, also konstanter Gasgeschwindigkeit in der Düse, daher gleichbleibendem Schub, hohem Wirkungsgrad, Wegfall einer Dauerzündung usw. und würde die optimale Lösung darstellen.

Bei durchaus negativem Ausfall der Ofenwandversuche müßte zum Wechseldruckbetrieb gegriffen werden, wobei die gleichfalls hochwärmedichte Ofen- und Düsenwand ähnlich der Zylinderwand eines Explosionsmotors nicht durch die Temperaturspitzen der Verbrennung, sondern durch einen wesentlich geringeren Temperaturmittelwert beansprucht wäre.

Der Arbeitsvorgang der Wechseldruckrakete ist so zu denken, daß die jeweils eingespritzte Kraftstoffladung gezündet wird, worauf der Ofendruck sein Maximum erreicht. Infolge Ausströmens der Feuergase durch die Düse sinkt dieses Druckmaximum rasch ab, bis bei einem gewissen niederen Druck neuerdings Kraftstoff eingespritzt und gezündet wird, der Druck wieder steigt usw.

Dieser Wechseldruckbetrieb hat den Vorteil geringerer durchschnittlicher Ofen- und Düsentemperaturen, dagegen die Nachteile geringeren inneren Wirkungsgrades der Anlage, wesentlich höheren Baugewichtes und größerer Abmessungen je Leistungseinheit des Motors, verwickelterer Bauart, Notwendigkeit einer besonderen, dauernd arbeitenden Zündanlage usw. gegenüber dem Gleichdruckbetrieb. Erhalten bleibt gegenüber dem Explosionsmotor noch immer der Wegfall jedes bewegten Teiles im Feuerbereich.

Von der Anwendung einer wärmedurchlässigen Motorwand, etwa wie am Explosionsmotor, wird

man tunlichst absähen, da die abzuleitenden Wärmemengen ungeheuer groß wären und die Rückkühlung — auf direktem Wege oder mittels einer Kühlflüssigkeit — durch den Fahrtwind nicht in Frage kommt, da der Fahrtwind bei den Geschwindigkeiten des Raketenfluges bekanntlich selbst in hohem Maße heizend auf alle windbestrichenen Flächen des Flugzeuges wirkt. Auch von diesem Umstand ganz abgesehen, könnten die erforderlichen Wärmemengen in der kurzen Zeit der Raketenmotortätigkeit niemals an die dünne Außenluft abgeführt werden.

Es ist daher in diesem Zusammenhang in aller Schärfe festzuhalten, daß alle Entwicklungsarbeiten, die auf irgendwie flüssigkeitsgekühlten Raketenmotoren aufgebaut sind, sich von vornherein bewußt auf ein bestimmtes enges Leistungsmaß beschränken, das durch die Wahl der Mittel gegeben ist, sei es nun durch die Mitnahme besonderer, zu verbrauchender Kühlflüssigkeit im Flugzeug oder durch das Versagen der Rückkühlung am Fahrtwind bei höheren Fluggeschwindigkeiten.

Eine weitere durch Vorversuche möglichst zu klärende Frage ist die Tankung großer Mengen flüssigen Sauerstoffes im Flugzeug. Dieses, dem heutigen Flugzeugkonstrukteur vielfach ganz unlösbar scheinende Problem verliert sehr viel von seiner Schwierigkeit, wenn man sich von den üblichen Vorstellungen befreit und beachtet, daß es sich hier um die Lagerung sehr großer Flüssiggasmengen für nur sehr kurze Zeiten, etwa von 6000 kg flüssigem Sauerstoff durch höchstens 30 Minuten handelt, sodaß die relativen Verdampfungsverluste nicht groß werden können.

Denn man wird selbstverständlich die Sauerstoffvorräte in bodenfesten, hochwertigen Isoliertanks bewahren und sie erst im letzten Augenblick vor dem Start in die leichten, wenig wärmedichten Flugzeugtanks überfüllen, von wo sie dann innerhalb etwa 10 bis 15 Minuten während der Aufstiegsbahn des Raketenflugzeuges vom Motor verbraucht werden. Keinesfalls kommen also doppelwandige Tanks mit Vakuumisolierung oder dergleichen in Frage, die Untersuchungen müssen ergeben, ob überhaupt doppelwandige Tanks mit einem leichten Isolierkörper zwischen den Wänden nötig sein werden, oder ob sogar einfache einwandige Tanks genügen.

Die versuchsmäßig zu klärenden Schwierigkeiten liegen vielmehr überwiegend in der entsprechenden Baustoffwahl für die Sauerstofftanks und in der baulichen Gestaltung derselben mit Rücksicht auf das bei der Temperatur flüssigen Sauerstoffes gänzlich veränderte Festigkeitsverhalten der Baustoffe, und weiters in der Gefahr, daß durch Leitung oder Strahlung auch benachbarte Glieder des übrigen Flugzeuges auf für ihre Verwendung unzulässige Temperaturen abgekühlt werden.

Durch Vorversuche ist weiter die zweckmäßigste Art der Kraftstoffförderung vom Tank in den Motor festzustellen. Dabei liegen die Schwierigkeiten wieder zum geringeren Teil in der Tatsache des Förderns von flüssigem Sauerstoff an sich, als vielmehr in den ungeheuren Kraftstoffmengen, die in sehr kurzen Zeiträumen gegen sehr hohe Ofendrucke bewegt werden müssen. Das angemessenste System der Kraftstoffpumpen als auch des Pumpenantriebes sind

hier festzustellen, allenfalls wären die dieses Gebiet berührenden Vorschläge Prof. Oberth's versuchsmäßig auf die Anwendbarkeit für raketenflugtechnische Zwecke zu prüfen. Besondere Beachtung verdienen weiters die, wenn auch sehr kurzen Leitungen für flüssigen Sauerstoff wegen der Sprödigkeit des Baustoffes und der daraus folgenden Gefahr von Leitungsbrüchen.

Noch im Rahmen der Motorversuche ist die Frage der Kraftstoffeinbringung in den Ofen, also das Einspritzen von Brennstoff und flüssigem Sauerstoff möglichst zu klären. Die dabei herrschenden Schwierigkeiten treten ins deutlichste Licht, wenn bedacht wird, daß die Gesamtkonstruktion des Raketenflugzeuges sich zwischen den Gefahren der Temperatur-extreme von 200 Grad Kälte des flüssigen Sauerstoffes und fast 4000 Grad Wärme des Ofens und allenfalls der Staupunkte des Außenluftstromes abspielt und Baustoffe wie Besatzung vor Berührung mit diesen Temperaturen entsprechend bewahrt werden müssen.

An den Einspritzdüsen des Ofens treffen nun die beiden Temperaturextreme wie sonst nirgends im Raketenflugzeug unmittelbar aufeinander und beanspruchen die umliegenden Baustoffe in unerhörter Weise.

Durch die Vorversuche ist die zweckmäßigste Herabsetzung dieser Gefahren für den Baustoff als auch die günstigste Art der Kraftstoffausbreitung und Vermischung im Ofen mit Rücksicht auf rascheste und vollständigste Verbrennung und weiters mit Rücksicht auf den Schutz der Ofenwände zu ergründen.

Schließlich gehört zu den wichtigsten, durch Vorversuche zu klärenden Fragen jene der Zündung. Im Gleichdruckraketenmotor spielt die Zündung eine sehr geringe Rolle, da sie sich auf den Betriebsbeginn beschränkt, während die Weiterzündung später durch die glühenden Ofenwände, Verbrennungsgasreste usw. in viel wirksamerer und vollständigerer Weise erfolgt, als es durch eine besondere Zündvorkehrung jemals möglich wäre. Eine solche Zündvorkehrung im Feuerraum, etwa wie im Explosionsmotor, würde wegen der dort herrschenden Dauertemperaturen auch kaum aufrecht zu erhalten sein. Hingegen ist die einmalige oder kurzzeitige Anfangszündung ohne Schwierigkeiten lösbar, da die hierfür erforderlichen einfachen Vorkehrungen oder chemischen Substanzen ohne weiteres der Zerstörung überlassen bleiben und im Neubedarfsfall ersetzt werden.

Ganz anders liegen die Verhältnisse am Wechseldruckraketenmotor, wo man sich die vom Explosionsmotor vorliegenden Erfahrungen im weitesten Maße wird zu eigen machen müssen.

Es ist klar, daß alle genannten und noch zahlreiche weitere, durch Vorversuche behandelten Probleme nicht vereinzelt jedes für sich, sondern nur im gegenseitigen Zusammenhang und unter weitgehendster Berücksichtigung ihrer Wechselbeziehungen lösbar sind. Nach Feststellung der wesentlichsten Baugrundlagen des Raketenmotors wird an den Bau von Versuchsaggregaten zu schreiten sein, an denen dann die Motorhauptversuche vorgenommen werden.

(Fortsetzung folgt.)