

Zeitschrift: Schweizerische Bauzeitung
Herausgeber: Verlags-AG der akademischen technischen Vereine
Band: 107/108 (1936)
Heft: 2

Artikel: Der Verbrennungs-Raketenmotor
Autor: Sänger, Eugen
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-48230>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. [Siehe Rechtliche Hinweise.](#)

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les editors ou les détenteurs de droits externes. [Voir Informations légales.](#)

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. [See Legal notice.](#)

Download PDF: 01.04.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>

INHALT: Der Verbrennungs-Raketomotor. — Eigenheim des Architekten Hans Roth beim «obern Mönchhof» in Kilchberg bei Zürich. — Versuche über das wärme- und schalltechnische Verhalten verschiedener Deckenkonstruktionen. — Aktuelle Probleme hochwertiger unarmerter und armerter Zementrohre. — Mitteilungen: Anwendung der Alpha-Konstruktion im holländischen Brückenbau. Bohrfahrlagerung in aussergewöhnlichen Abmessungen. Der erste Diesel-Leichttriebwagen der SBB.

Kerben und Formziffer. Ausbau der schweiz. Alpenstrassen. Internationaler Kongress für Bodenmechanik und Gründungstechnik. Das Betriebswissenschaftliche Institut an der E.T.H. Luftschutz bei den SBB. Der Genfer Automobil-Salon 1936. Das 100. Gramm Radium in der Tschechoslowakei. Eidg. Technische Hochschule. — Ungesunde Zustände im Wohnungsbau. — Literatur. — Mitteilungen der Vereine. Sitzungs- und Vortrags-Kalender.

Band 107

Der S. I. A. ist für den Inhalt des redaktionellen Teils seiner Vereinsorgane nicht verantwortlich. Nachdruck von Text oder Abbildungen ist nur mit Zustimmung der Redaktion und nur mit genauer Quellenangabe gestattet.

Nr. 2

Der Verbrennungs-Raketomotor.

Von Dr. Ing. EUGEN SÄNGER, Wien.

1. *Wozu Raketomotoren?* Die praktische Flugtechnik verlangt neben den üblichen Luftschraubentriebwerken für gewisse Sonderzwecke Vorrichtungen zur Erzeugung sehr hoher Antriebskräfte durch nur kurze Zeiten. Beispielsweise fliegen moderne Langstrecken-Verkehrsmaschinen dank ihrer aerodynamischen Verfeinerung mit verhältnismässig so schwachen Motoren, dass ihr Start bei der geringen Leistungsreserve sehr lang und mühsam wird. Schon lange bestehen solche Startschwierigkeiten auch mit starkmotorigen Maschinen beim Abflug vom Wasser. Aehnlich ist die Steiggeschwindigkeit der Jagdflugzeuge durch das gegebene Triebwerk sehr beengt und lässt sich praktisch nicht genügend erhöhen, weil ein ausreichend starker Steigmotor für Arbeitsflug und Landung zu schwer würde. Für gewisse fliegerische Höchstleistungen, z. B. Geschwindigkeitsrekordflüge, sind besonders hohe Antriebskräfte nötig. In den genannten Beispielen sind die hohen Triebkräfte zur Erzielung der gewünschten Wirkung nur durch kurze Zeiten, z. B. wenige Sekunden des Startes oder wenige Minuten des Aufstieges oder Rekordfluges notwendig, Anforderungen, denen der Raketomotor grundsätzlich entspricht. Die fernerliegenden Verwendungsgebiete des Raketomotors für Stratosphärenflug und dessen Weiterentwicklung sind bekannt [1, 2, 3] 1).

2. *Die Auspuffgeschwindigkeit.* Der Raketomotor hat die Aufgabe, durch Abstossen der sekundlichen Kraftstoffmasse m mit der wirksamen Geschwindigkeit c entgegen der Flugrichtung während einer kurzen Zeit t auf das Flugzeug eine hohe Antriebskraft $P = mc$ auszuüben. Je grösser c , desto kleiner kann, bei vorgeschriebener Antriebskraft und Wirkungszeit, die insgesamt mitgeführte Kraftstoffladung mt sein; desto grösser wird bei gegebener Kraftstoffladung und Antriebskraft die Wirkungszeit. Grösstmögliche wirksame Auspuffgeschwindigkeit ist demnach die Grundforderung an den Raketomotor. Erst seit $c = 3000$ m pro sec erreicht werden konnten, ist die Einführung des Raketomotors in die Flugtechnik eine ernste Frage geworden.

3. *Der Verbrennungs-Raketomotor.* Zur Erreichung hoher Auspuffgeschwindigkeiten steht technisch gegenwärtig ein Weg offen: Verbrennung von Kraftstoffgemischen (Brennstoff + Sauerstoff) sehr hohen Heizwertes E in Cal pro kg Gemisch zu Feuergasen von hohem Wärmeinhalt $J_0 = \int c_p dT = \eta_0 E$ und demgemäss hoher absoluter Temperatur T in einem widerstandsfähigen Ofen, aus dem ausströmend die Feuergase ihren Wärmeinhalt nach dem Energiesatz der Gasströmung in Strömungsenergie $c^2/2g = \eta_d J_0/A$ verwandeln. c_p ist die spez. Feuegaswärme bei konst. Druck in Cal/kg, g in m/sec² die Erdbeschleunigung und A in Cal/kgm das mechanische Wärmeäquivalent. Jede der beiden Energieumwandlungen erfolgt nicht vollständig, sondern mit bestimmtem Wirkungsgrad, die Verbrennung mit dem Ofenwirkungsgrad $\eta_0 = J_0/E$ und die Ausströmung mit dem Düsenwirkungsgrad $\eta_d = c^2/2g : J_0/A$. Der Gesamtvorgang vollzieht sich zweckmässigerweise stetig und mit gleichbleibendem, hohem Feuergasdruck.

4. *Der Ofenwirkungsgrad η_0* wurde in einer grösseren Zahl von Modellversuchen 2) an Oel-Sauerstoff-Raketen-

1) Die eckigen Klammern beziehen sich auf das am Ende (S. 17) angeführte Schrifttum.

2) Der Verfasser ist dem Verband der Freunde der Technischen Hochschule-Wien für die materielle und moralische Unterstützung dieser Arbeiten sehr zu Dank verpflichtet, desgleichen den Herren Dr. Ing. Stefan Sztatecsny und Dipl. Ing. Friedr. Sztatecsny für ihre aufopfernde Mitarbeit.

motoren untersucht. Die Vollständigkeit der Umwandlung von E in J_0 und damit der Ofenwirkungsgrad ist in überwiegendstem Mass durch die Vollständigkeit der Verbrennung im Ofen bestimmt. Demgegenüber treten andere Verluste vollständig zurück, insbesondere auch die Kühlverluste durch die Wand des Ofens, wenn die Kraftstoffe selbst ohne Rückkühlung als Kühlmittel verwendet werden und dann so vorgewärmt in den Ofen gelangen.

Die Vollständigkeit der Verbrennung hängt bei ausreichender Durchmischung der Kraftstoffe in erster Linie von der Aufenthaltsdauer der Kraftstoffe im Ofen ab. Die Aufenthaltsdauer zerfällt in den Zeitraum vor der Entzündung des Gemisches und in die darauffolgende eigentliche Verbrennungszeit innerhalb des Ofens. Diese ist unter sonst gleichen Verhältnissen umso grösser, je geringer der Zündverzögerung ist, also z. B. je besser vorgewärmt (etwa durch ihre Verwendung als Kühlmittel) die Betriebsstoffe bereits in den Ofen gelangen.

Nach den vorliegenden Versuchsergebnissen muss die Aufenthaltsdauer auch bei günstigsten Zündverhältnissen grösser als etwa $1/500$ sec sein. Sie hängt hauptsächlich von dem Verhältnis des nutzbaren Ofenraumes V zum engsten Querschnitt der Ausströmöffnung f' ab, dagegen sehr wenig von den Betriebszuständen, etwa dem Feuergasdruck oder dergl. [4].

Der Zusammenhang zwischen V/f' und η_0 ist in Abbildung 1 dargestellt, soweit er aus den in kleinem Mass-

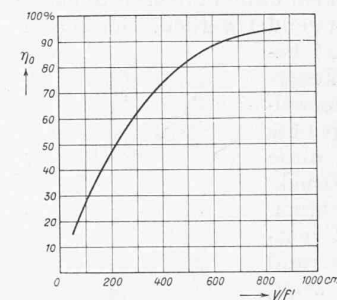


Abb. 1. Abhängigkeit des Ofenwirkungsgrades η_0 eines Raketomotors vom Verhältnis des Ofenvolumens V zur engsten Querschnittsfläche f' der Feuerdüse.

stab (bis 30 kg Schub) ausgeführten Modellversuchen erkennbar wurde. Ist demnach ein grosses V/f' erwünscht, so darf andererseits dieses Verhältnis nicht beliebig wachsen, da der Wärmedurchgang durch die vermehrte feuerberührte Wandoberfläche bald so beträchtlich wird, dass die abzuführende Wärme von den Kraftstoffen als Kühlmittel nicht mehr beherrscht werden kann, also die Betriebssicherheit in Gefahr gerät. Nach den praktischen Erfahrungen ergibt sich so die erste wichtige Bauregel:

I. „Die Grösse des nutzbaren Verbrennungsraumes (in cm³) muss zur Grösse der engsten Querschnittsfläche der Ausströmöffnung der Feuergase (in cm²) in dem Verhältnis 50 bis 5000 cm stehen“.

Der Bestwert von V/f' dürfte bei etwa 500 cm zu suchen sein. Er kann mit reiner Kraftstoffkühlung allerdings nur an relativ starken Motoren mit 500 bis 1000 kg Schub eingehalten werden, da erst bei grösseren Motoren das Verhältnis von Ofenoberfläche zu Ofeninhalt hinreichend klein ist, um eine gehörige Kühlung der Ofenoberfläche mittels der durch die Ofengrösse V bestimmten Kraftstoffmenge zu gewährleisten, wenn man nicht zu unwirtschaftlich hohen Feuergasdrücken greifen will.

6. *Der Düsenwirkungsgrad η_d* bezeichnet die Vollständigkeit der Umsetzung des Feuergas-Wärmeinhaltes im Ofen J_0 in die der wirksamen Auspuffgeschwindigkeit c entsprechende kinetische Energie des Feuerstrahles $c^2/2g$. Die wirksame Auspuffgeschwindigkeit c ist bekanntlich nicht identisch mit der wirklichen Strömungsgeschwindigkeit des Feuerstrahles [4], da sie sich aus dem wirksamen Schub des Raketomotors ableitet, der — als vektorielle Summe

der Feuergasdrücke auf alle feuerberührten Wände — zusammengesetzt ist aus dem sekundlichen Impulsbetrag im jeweiligen Düsenmündungsquerschnitt und dem Druck der Feuergase auf den Düsenmündungsquerschnitt. (Wirksamer Schub = Geschwindigkeitsimpuls + Druckimpuls = Gesamtimpuls mc .) Zur Ermittlung des Düsenwirkungsgrades sind daher die üblichen Beziehungen der Umsetzung des Wärmeinhaltes in Strömungsgeschwindigkeit in Lavaldüsen (z. B. Linie a in Abb. 2) nicht verwendbar. Vielmehr ist, wie Linie b in Abb. 2 zeigt, die wirksame Geschwindigkeit und damit der Wirkungsgrad schon bei geringen Öffnungsverhältnissen f/f' der Düse (f = Mündungsquerschnitt, Abb. 3) sehr hoch, wegen des hohen Feuergasdruckes auf die kleine Mündung, und wächst mit zunehmendem Öffnungsverhältnis nur mehr wesentlich langsamer, als die wirkliche Gasströmungsgeschwindigkeit. Die theoretischen Vorteile stark erweiterter Lavaldüsen kleinen Öffnungswinkels sind für Raketenmotoren daher grundsätzlich beträchtlich geringer als z. B. für Dampf- oder Gasturbinen.

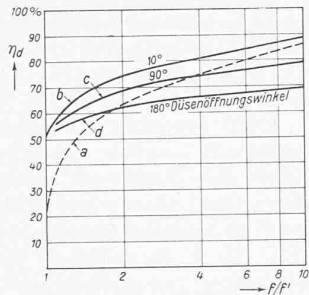


Abb. 2. Abhängigkeit des Feuergasdüsen-Wirkungsgrades η_d eines Raketenmotors vom Verhältnis der Düsenmündungsfläche f zur engsten Querschnittsfläche f' der wirksamen Feuerdüse.

Wegen des geringen Einflusses der erweiterten Düsen- teile hat auch die strenge Vermeidung der Strömungsablösung von der Düsenwand ausserhalb des engsten Düsen- querschnittes und die Erzeugung eines parallelerichteten, geordneten Gasstrahles ausserhalb der Düse des Raketen- Motors nur geringe Bedeutung, im grössten Gegensatz zur Turbine. Am Raketenmotor können daher erweiterte Düsen mit sehr grossen Öffnungswinkeln ohne fühlbaren Schaden für den Düsenwirkungsgrad verwendet werden. Der Düsen- Winkel kann zum Beispiel 180° be- tragen (Abb. 3), wobei sich das Feuer- gas nach Austritt aus dem unerwei- terten Düsenhals erfahrungsgemäss an die Stirnwand anlegt, auf diese also Druck ausübt. Wegen des Druck- abfalles in der Strömungsrichtung ist dabei die Gefahr einer Grenz- schichtablösung von der Düsenwand gering. Die Linie d, Abb. 2, zeigt, dass die wirksame Auspuffgeschwin- digkeit von Düsen mit derart grossen Öffnungswinkeln nur wenig unter jener sehr langer Lavaldüsen liegt. Düsen mit Öffnungswinkeln beträcht- lich über 180° haben praktisch keine Bedeutung. Kurze Düsen mit grossem Öffnungswinkel haben den weiteren wichtigen Vorzug einer Verminderung der mit hoher Ueber- schallgeschwindigkeit bestrichenen, thermisch besonders gefährdeten Oberflächen (siehe unter 8). Daraus folgt die zweite wichtige Bauregel:

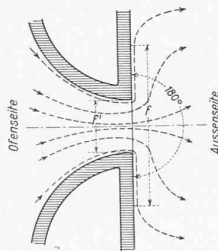


Abb. 3. Expansionsdüse für die Feuergase eines Raketenmotors mit 180° Öffnungswinkel.

II. „Expansionsdüsen für die Feuergase von Raketen- Motoren sollen durchschnittliche Öffnungswinkel über 25° und unter 270° besitzen“.

Konstruktiv liegt der Bestwert des Öffnungswinkels erfahrungsgemäss bei etwa 90° (siehe Abb. 5). Dabei ist der Düsenwirkungsgrad etwas grösser, als jener von Düsen mit 180° Öffnungswinkel; er erreicht den üblicher Laval- Düsen mit 10° Öffnungswinkel nicht ganz, wie Linie c in Abb. 2 andeutet.

6. Der innere Wirkungsgrad η_i . Der gesamte innere Wirkungsgrad $\eta_i = c^2/2g \cdot E/A$ des Verbrennungsraketen- Motors setzt sich aus dem Ofenwirkungsgrad und dem Düsenwirkungsgrad zusammen: $\eta_i = \eta_0 \eta_d$. Er kann erfah- rungsgemäss Werte bis 70% erreichen.

Nimmt man ein bestimmtes Kraftstoffgemisch, z. B. 1 G. T. Petroleumgasöl und 3,3 G. T. Sauerstoff, so ergibt

sich bei 10250 Cal/kg Oelheizwert ein Gemischheizwert von $E = 10250/4,3 = 2390$ Cal/kg und damit eine erreich- bare Auspuffgeschwindigkeit von $c = \sqrt{2g \eta_i E/A} = 3740$ m pro sec, die schon in den erwähnten kleinen Modellver- suchen nahezu erreicht worden ist. Nachdem Kraftstoff- gemische mit Gemischheizwerten bis gegen $E = 5430$ Cal pro kg bekannt sind, erscheinen mit ihnen Auspuffgeschwin- digkeiten von $c = 5650$ m/sec zumindest theoretisch er- reichbar. Aus Gründen der Betriebssicherheit ist es jedoch angezeigt, in Oel-Raketenmotoren heute noch mit c nicht über 3000 m/sec zu gehen, entsprechend einem Kraftstoff- Verbrauch von 3,3 bis 3,5 kg (Oel + Sauerstoff) pro Se- kundentonne Schub.

7. Die Feuergastemperatur. Die beobachteten hohen Ofenwirkungsgrade lassen vermuten, dass bei der äusserst raschen Verbrennung unter Feuergasdrücken von 20 bis 100 at kein weitgehender Feuergaszerfall eintritt, sodass die Feuergastemperaturen des Gasöl-Sauerstoffbrandes bei einem Wärmeinhalt von etwa $J_0 = \eta_0 E = 0,85 \cdot 2390 = 2030$ Cal/kg über jenem bei Normaltemperatur in die Grös- senordnung von $T_0 = 6000^\circ$ abs. steigen müssten. In diese Richtung weisen auch verschiedene, anderwärts gewonnene Erfahrungen unter ähnlichen Verhältnissen [5, 6, 7] und die Grösse des bei den Versuchen gemessenen Wärme- durchganges durch die Ofenwände. Jedenfalls übersteigt die ständige Flammentemperatur im Raketenofen alle von technischen Feuerungen, z. B. in Verbrennungskraftmaschinen ($\sim 2200^\circ$ abs.), Geschützen ($\sim 3000^\circ$ abs.) oder selbst auto- genen Schweißbrennern ($\sim 3500^\circ$ abs.) bekannten Tem- peraturen ganz beträchtlich. Sie kann durch Wahl kleiner V/f' -Werte (unvollständige Verbrennung) oder von Kraft- stoffen mit geringen E -Werten vermindert werden, jedoch auf Kosten der Auspuffgeschwindigkeit. Bauliche Lösungen unter Verwendung hochfeuerfester Auskleidungen des Ofens oder der Düse ohne wesentliche Wandkühlung scheiden von vornherein aus, da die höchstschmelzenden, bekannten Stoffe (z. B. Graphit mit 4000° C, Tantal-Hafniumkarbid mit 3900° C, Niob- karbid mit 3800° C, Thoroxyd mit 3000° C usw.), mit ihren Schmelzpunkten nicht an die Flammentem- peratur heranreichen.

8. Wandkühlung.

Dass man auch die allgemein üblichen Baustoffe gegen aus- sergewöhnlich hohe Feuergas-Temperaturen durch Kühlung schützen kann, zeigt der folgende einfache, aber grundlegende Versuch: Ein gewöhnliches Metallrohr (Stahl, Kupfer, Messing, Aluminium o. drgl.) von etwa 10 mm Innendurchmesser und 1 mm Wandstärke wird an eine Wasserleitung angeschlossen und im wasserdurchflossenen Zustand mittels eines autogenen Schweiß-Brenners beliebiger Stärke abzuschmelzen ver- sucht. Während die oberflächlichen, schlecht leitenden Rost- und Zunderschichten rasch abschmelzen, gelingt eine Verletzung des Metallrohres selbst nicht, solange die Was- sergeschwindigkeit im Innern ausreichend hoch ist. Das Metallrohr wird nicht einmal sichtbar warm. Da die Schweiß- flammen-Temperatur bei 3500° abs. liegt und das nicht glühende Metall nur wenige hundert Temperaturgrade be- sitzt, muss der Temperatursprung in der Grenzschicht des Feuergases die ausserordentliche Höhe von etwa 3000° haben (Abb. 4).

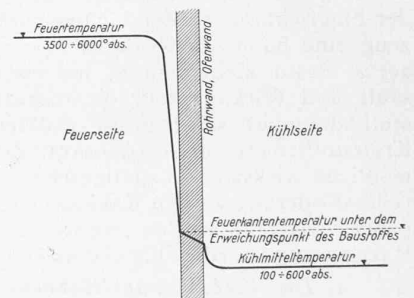


Abb. 4. Temperaturverhältnisse der gekühlten Ofenwand des Raketenmotors.

Von diesen Verhältnissen wird beim Bau der Ver- brennungsraketenmotoren Gebrauch gemacht. Es ist durch eine Reihe baulicher Massnahmen immer möglich, die Feuerkantentemperatur einer nicht zu dicken Ofenwand aus gut leitenden Baustoffen auch bei den aussergewöhn- lichsten Feuergastemperaturen so gering zu halten, dass

die betriebszulässigen Grenzen des Baustoffes nicht überschritten werden. Diese Massnahmen streben im Wesentlichen eine mögliche Verminderung des Wärmeüberganges vom Feuergas an die feuerseitige Wandoberfläche und eine mögliche Begünstigung des Wärmeüberganges von der kühlseitigen Wandoberfläche an das Kühlmittel an.

Die feuerseitige Wärmezufuhr an die Wand erfolgt im Ofen ganz überwiegend durch Strahlung des heissen Feuergases, der gegenüber die Konvektion vollständig zurücktritt. In der Düse nimmt die Feuergastemperatur und mit deren vierter Potenz die Feuergasstrahlung nach Massgabe der Energiegleichung $\int c_p A \cdot dT = c^2 x / 2g$ mit zunehmender Strömungsgeschwindigkeit c_x ab, dafür steigt aber die Konvektion des rasch strömenden Feuergases schnell an und erreicht bei hohen Ueberschallgeschwindigkeiten bedrohlich hohe Werte. Die Strahlung wird vermindert durch Massnahmen wie: Verwendung wenig strahlender, diathermer Feuergase (z. B. H_2 , H_2O , CO_2); Versilberung, hellglühende Ausfütterung der inneren Ofenoberfläche; deren kugelähnliche, glatte Ausbildung; hohe Feuergasdrücke, die bei gegebenem Schub geringere Ofenoberfläche und Düsen-Querschnitte zulassen, allerdings um den Preis hoher Pump-Leistungen bzw. schwerer Drucktanks.

Die kühlseitige Wärmeabfuhr von der Wand an das Kühlmittel erfolgt praktisch nur durch Konvektion. Sie wird begünstigt durch Massnahmen wie: Verwendung kältester Kühlmittel (flüssiger Gase); Vergrösserung der vom Kühlmittel berührten Oberfläche (Kanäle, Rippen, rauhe Wandoberfläche); Verwendung möglichst dichter Kühlmittel, z. B. von Dämpfen, Gasen, Flüssigkeiten (Verdampfungsfahr!) unter hohem Druck; hohe Strömungsgeschwindigkeiten des Kühlmittels hinter jeder kleinsten Stelle der feuerberührten Wandoberfläche zur Erhöhung der Wärme-Übergangszahl.

Nach allen Erfahrungen ist die im Brennkraftmaschinenbau übliche Kühlmittelführung durchaus unzureichend bei Verbrennungsraketentriebwerken, wo die Wärmedurchgänge durch die Wände etwa 1 PS/cm² betragen und nur bei strengst geregelter und schneller Kühlmittelströmung an jeder kleinsten Feuerwandstelle ohne örtliche Uebererwärmung der Ofenwände solche Wärmemengen überall stetig abgeführt werden können. Diese streng zwangläufige Kühlmittelführung ist nur in Räumen von vorzüglich eindimensionaler Ausdehnung (Kanälen) möglich. Während in Explosionsmotoren, Gasturbinen usw. bei örtlichem Versagen der Kühlung infolge ruhenden oder zu langsam strömenden Kühlmittels (Dampfblasenbildung) ein ausreichender Temperaturausgleich innerhalb der Wand möglich ist, ehe unzulässige Baustoffverwärmungen eintreten, ist dies bei Hochleistungsraketentriebwerken nicht mehr möglich. Damit ergibt sich die dritte wichtige Bauregel:

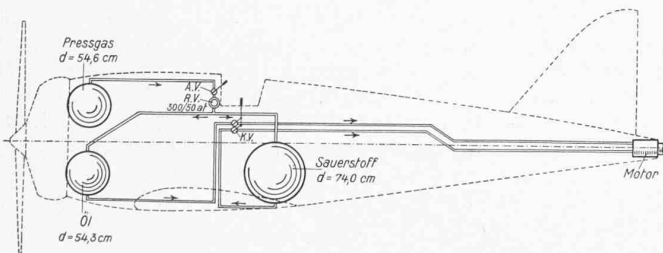


Abb. 6. Raketentriebwerk als Zusatzgerät im üblichen Jagdflugzeug.

III. „Die Führung des Kühlmittels längs der feuerberührten Wände erfolgt in Kanälen so zwangläufig, dass es an jeder Feuerwandstelle eine Strömungsgeschwindigkeit von vorgeschriebener Höhe sicher einhält“.

9. *Bauliche Lösung.* Eine bauliche Lösung des Raketentriebwerks unter Einhaltung der drei Baugrundgesetze zeigt Abb. 5. Ofen und Düse des Versuchsmotors bestehen aus einer Kupferrohrschlange, die durch Kupferschweissung oder Bronzelötung zu einer gasdichten, druckfesten Wand verbunden ist. Die von Wasser, Öl oder flüssigem Sauer-

stoff durchflossene Kupferrohrschlange entspricht vollständig dem unter 8. beschriebenen Grundversuch. Die Kraftstoff-Einspritzung erfolgt stetig im Grund des Ofens, unter 45° zur Motoraxe geneigt, durch auswechselbare Einspritz-Düsen. Der Motor ergibt projektmäßig bei 20 at Feuerdruck etwa 500 kg wirksamen Schub; er ist nur für Bremsversuche am Boden entworfen.

10. *Flugbetriebs-Eigenschaften* [8]. Der Kraftstoffverbrauch des Raketentriebwerkes pro Tonne Schub mit 1,7 bis 3,5 kg/sect ist sehr hoch gegenüber jenem des üblichen Schraubentriebwerkes. Das Raketentriebwerk kann daher mit dem Schraubentriebwerk als Dauerantrieb nicht in Wettbewerb treten. Vielmehr ist der Raketentriebwerk grundsätzlich als kurzzeitiger Antrieb zu verwenden. Das Schraubentriebwerk liefert pro kg Eigengewicht etwa 1 kg Schub an schnellen Flugzeugen, das Raketentriebwerk dagegen 10 bis 50 kg Schub pro kg Eigengewicht. Bei gleichem Gewicht ist der Schub des Raketentriebwerkes somit 10 bis 50 mal höher als jener des Schraubentriebwerkes. Daraus folgt die Verwendung des Raketentriebwerks für kurzzeitige Gewaltleistungen.

Der Schub des Schraubentriebwerkes sinkt mit wachsender Fluggeschwindigkeit, da Schub mal Geschwindigkeit gleich der konstanten Leistung ist. Dagegen ist die Triebkraft des Raketentriebwerkes ganz unabhängig von der Fluggeschwindigkeit. Der Raketentriebwerk ist daher das ausgesprochene Triebwerk für den Hochgeschwindigkeitsflug.

Sehr wesentliche Steigerungen der Fluggeschwindigkeit sind erst in der Stratosphäre, in Höhen über 20 km möglich, in die kein Flugzeug mit Luftschraubenantrieb vorzudringen vermag. Während das Schraubentriebwerk die umgebende Luft in dreifacher Hinsicht zu seiner Wirkung braucht: ihren Sauerstoffgehalt zur Verbrennung des Benzins, ihre Masse zur Erzeugung des antreibenden Schraubenstrahles und ihre Wärmeaufnahmefähigkeit zur Kühlung des Motors, besorgt das Raketentriebwerk alle diese Funktionen mit den eigenen Kraftstoffen und hängt damit vom Vorhandensein der äusseren atmosphärischen Luft nicht mehr ab. Wenn also die Triebkraft der Propellertriebwerke in Flughöhen über 15 km trotz Kompressoren und Abgas-Turbinen hoffnungslos erlahmt, beginnt dort das Raketentriebwerk mit unverminderter Triebkraft seine Vorteile bei den grossen möglichen Fluggeschwindigkeiten voll zu entfalten. Damit sind die Arbeitsgebiete beider Antriebsarten des Flugzeuges aus ihren physikalischen Bedingungen reinlich geschieden: Das Schraubentriebwerk als wirtschaftlicher Dauerantrieb für Fluggeschwindigkeiten unter etwa 1000 km pro h und Flughöhen unter 15 km, das Raketentriebwerk als kurzzeitiger Höchstleistungsantrieb für ausserordentliche Start-, Steig- und Flugleistungen, insbesondere für Fluggeschwindigkeiten über 1000 km/h und Flughöhen über 15 bis 20 km.

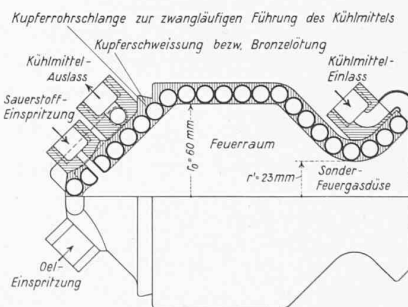


Abb. 5. Versuchstyp eines Sängerraketentriebwerks für 500 kg Schub. — Masstab 1 : 4,5.

11. *Raketentriebwerk als Zusatzgerät im Jagdflugzeug.* Ein Beispiel für die wirtschaftliche Anwendungsmöglichkeit des Raketentriebwerks ist seine Verwendung

als Zusatzgerät neben dem vorhandenen Schraubentriebwerk in Jagdflugzeugen (Abb. 6).

Ein modernes Jagdflugzeug von etwa 1700 kg Fluggewicht und 500 km/h mittlerer Horizontal-Fluggeschwindigkeit steigt in rd. 8 min auf die Arbeitshöhe von 6000 m. Durch ein Raketenzusatzgerät soll bewirkt werden, dass dieses Flugzeug mit 500 km/h = 139 m/sec auch steigt, also bei einem praktisch günstigen Neigungswinkel der Aufstiegsbahn von 30° die Arbeitshöhe von 6000 m in $t = (6000/\sin 30) : 139 = 86$ sec, einschliesslich der Start-

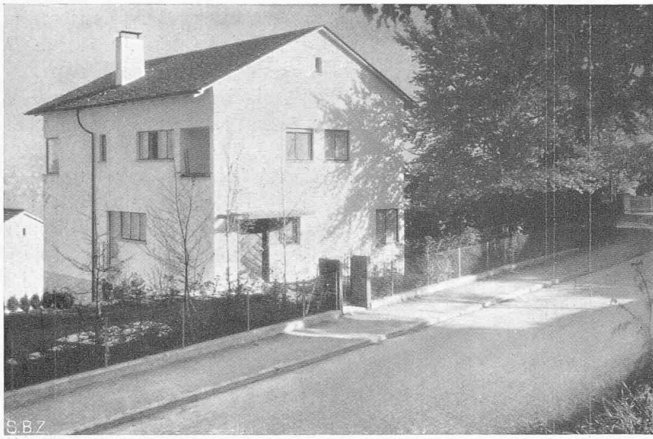


Abb. 1. Haus Arch. Hans Roth, alte Landstrasse Kilchberg, aus NW.

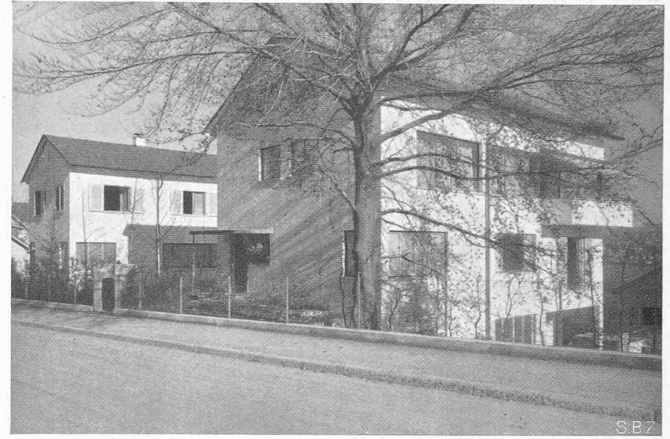


Abb. 2. Haus H. Roth und nördliches Nachbarhaus (links), aus SW.

zeit in rd. 90 sec oder $1\frac{1}{2}$ min erreicht. Unter diesen Bedingungen besorgt das mit Vollgas arbeitende Propeller-Triebwerk wie im Horizontalflug die Arbeitsleistung gegen den Luftwiderstand (= Luftwiderstand \times Vorwärtsgeschwindigkeit), während die Steigleistung (= Fluggewicht \times Hubgeschwindigkeit) gänzlich vom Raketengerät aufgebracht wird.

Der Einbau der Raketensteighilfe soll ohne wesentliche bauliche Änderungen am Flugzeug, insbesondere ohne Inanspruchnahme oder Abänderung des vorhandenen Schraubentriebwerkes oder merkliche zusätzliche Luftwiderstände auch am fertigen Flugzeug möglich sein, sodass dadurch auch die wirtschaftliche Modernisierung veraltender Flugzeuge erreichbar ist.

Die Kraftstoffeinbringung durch Hochdrucktanks macht das Zusatzgerät vom Haupttriebwerk völlig unabhängig, vermeidet Kraftstoffpumpen und bedingt wegen der durch die Hochdrucktanks beschränkten Feuergasdrücke infolge der vorgegebenen, kühlbaren Feuerwandfläche geringere V/f' -Werte und damit eine für die Zwecke der kurzzeitigen Steighilfe belanglose Verminderung der Auspuffgeschwindigkeit gegenüber dem Stratosphären-Raketenmotor. Der spezifische Kraftstoff-Verbrauch wird etwa 3,5 kg/sect betragen, sodass die Steighilfe während 90 sec für den Motor von 1000 kg Schub insgesamt $3,5 \times 90 = 315$ kg Kraftstoffe benötigt.

Die wesentlichen Bestandteile des Steighilfegerätes sind die Tankanlage und der Raketenmotor. Die Tank-Anlage hat den Zweck, die notwendigen Kraftstoffe (Gasöl und flüssigen Sauerstoff) bis zum vollständigen Verbrauch unter einem Druck von z. B. 50 at zu bewahren.

Der erforderliche Druck wird aus einem besonderen Pressgasbehälter über ein Druckminderventil auch während des Kraftstoffverbrauches in den Kraftstofftanks aufrecht erhalten. Als Pressgas wird Stickstoff verwendet wegen seines chemisch neutralen Verhaltens, seines auch bei Berührung mit dem flüssigen Sauerstoff noch beständigen Aggregatzustandes und seiner Billigkeit.

Da die Kraftstoffe Oel und Sauerstoff im Gewichtsverhältnis 1 : 3,3 verbraucht werden, ergeben sich die notwendigen Tankräume zu rd. 85 l für Oel und 215 l für Sauerstoff. Die kugelförmigen Hochdrucktanks erhalten demnach einen lichten Innendurchmesser von 55 cm bzw. 74 cm und ein Reingewicht von etwa 6,3 kg bzw. 15,9 kg. Der gleichfalls kugelförmige Pressgasbehälter kann bei 300 at Behälterdruck unter Annahme polytropischer Entspannung des Pressgases auf etwa 86 l Inhalt, 55 cm Durchmesser und 40 kg Gewicht geschätzt werden, wobei der Presstickstoff-Inhalt weitere 32 kg wiegt. Der Presstickstoff zählt zu den Verbrauchstoffen. Nach Erschöpfung des Oel- oder Sauerstoff-Vorrates tritt er aus dem entsprechenden Kraftstofftank in den Raketenmotor, bewirkt dort sofortiges Löschen des Brandes und strömt gänzlich durch den Motor ins Freie, wodurch dieser nach Betriebsschluss vollständig durchspült wird.

Eine mögliche Gesamtanordnung des Steighilfegerätes ist in Abb. 6 (S. 15) schematisch so in den Umriss eines Jagdflugzeuges gezeichnet, dass die Schwerpunktslage durch das Steighilfegerät nicht verändert wird.

Das Pressgas strömt aus dem Presstank durch das vom Führersitz zu betätigende Absperrventil A.V. und das den Druck konstant haltende Reduzierventil R.V., gelangt dann durch ein T-Stück in die Kraftstofftanks und setzt diese unter 50 at Druck. Dadurch werden Oel und flüssiger Sauerstoff in die gegen den Motor führenden Leitungen gedrückt und treten durch die gekuppelten und vom Führersitz zu betätigenden Kraftstoff-Ventile K.V. direkt in den Raketenmotor.

Das Gesamtgewicht des Gerätes erreicht einschliesslich der Armaturen:

leer: Oeltank	7,5 kg	gefüllt: Eigengewicht	84,2 kg
O ₂ -Tank	19,1 kg	Oel	73,3 kg
Presstank	47,6 kg	Sauerstoff	241,7 kg
Motor	10,0 kg	Stickstoff	32,2 kg
	84,2 kg		431,4 kg

Das normale Jagdflugzeug von 1700 kg Gewicht hat also mit eingebauter Steighilfe ein Startgewicht von 2130 kg. Dadurch erhöht sich seine Startgeschwindigkeit um 12 %, und der Startweg verkürzt sich unter Mitwirkung des Raketengerätes um etwa 50 %. Nach Verbrauch der Raketen-Betriebsstoffe ist das Fluggewicht noch 1780 kg, während der gesamten Aufstiegsperiode also im Durchschnitt kleiner als 2000 kg, wodurch sich bei 30° Aufstiegswinkel der erforderliche Raketenschub von höchstens 1000 kg ergibt, der den Ueberlegungen zugrunde lag. Die Steighilfe verbessert also die Steigzeit auf 6000 m von 8 min auf $1\frac{1}{2}$ min.

Es kann vorteilhaft sein, die unteren Luftschichten mit dem dort gut wirksamen Schraubentriebwerk allein zu durchsteigen und die Raketensteighilfe etwa erst ab 4000 m Höhe in Anspruch zu nehmen, wodurch der Aufstieg durch die sonst besonders langsam erreichbaren, oberen Luftschichten in sehr kurzer Zeit erfolgt. Oder es kann die Steighilfe auch mehrmals, etwa im Laufe der Kampfhandlung, in Tätigkeit gesetzt werden, z. B. um verlorene Höhe rasch wieder zu gewinnen.

Dieses Flugzeug ist auch zum Angriff auf den Welt-Geschwindigkeitsrekord befähigt. Im Horizontalflug mit 500 km/h kann man für das Jagdflugzeug von 2130 kg Gewicht einen Luftwiderstand von $2130/\epsilon = 2130/8,5 = 250$ kg voraussetzen, entsprechend einer Motorleistung von etwa 600 PS. Wird nach Anlassen der Steighilfe das Flugzeug horizontal weiter geflogen und die Luftschaube passend verstellt, so steigt der zur Ueberwindung des Luftwiderstandes verfügbare Schub auf insgesamt etwa 1120 kg, also den $1120/250 = 4,5$ fachen Normalwert, und die Fluggeschwindigkeit angenähert auf den $\sqrt{4,5} = 2,12$ fachen Wert, also praktisch über 1000 km/h und über die bestehenden Weltrekordwerte. Diese Rekordgeschwindigkeit wäre



Abb. 3. Südfront des Hauses Arch. Hans Roth in Kilchberg-Zürich.



Abb. 4. Haustür. — Photos Steiner-Heiniger.

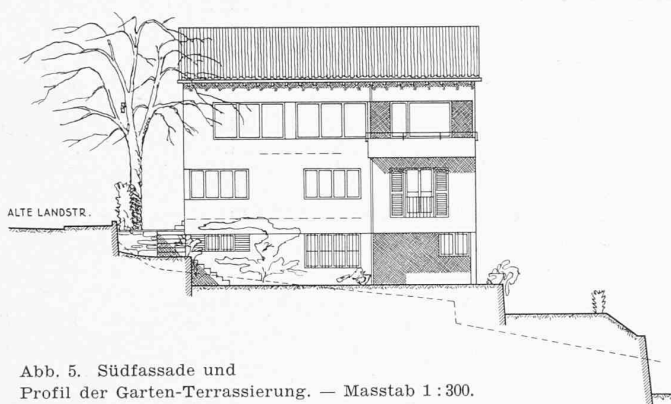


Abb. 5. Südfassade und Profil der Garten-Terrassierung. — Masstab 1 : 300.

90 sec lang über eine Strecke von rd. 25 km aufrecht zu erhalten.

Die Beanspruchungen der Flugzeugzelle gehen nicht über jenes Mass hinaus, das der statischen Berechnung eines Jagdflugzeuges jedenfalls zugrunde liegt. Auch Stabilität und Steuerbarkeit des Flugzeuges mit rückwärts angreifender Treibkraft unterscheiden sich in keiner Weise von denen des Falles, wo die gleich grosse Kraft an der Rumpfnase wirkt, da die Krafrichtung mit der Flugzeugaxe in fester Verbindung steht und der Angriffspunkt des linienförmigen Kraftvektors für die mechanische Wirkung auf den starren Flugzeugkörper bekanntlich ohne Belang ist.

12. *Betriebskosten.* Die Herstellungskosten des Motors spielen eine ganz untergeordnete Rolle und werden z. B. für das beschriebene vollständige Steighilfegerät nicht über 2000 RM. liegen, wobei die Lebensdauer der Tankanlage unbegrenzt ist und die des Motors etwa jener eines gewöhnlichen Flugmotors gleichkommen wird.

Der Sauerstoffpreis kann mit 0,50 RM./kg angesetzt werden, der Oelpreis mit 0,10 RM./kg. Bei einem Kraftstoffverbrauch des Motors von 3,5 kg/sect werden die Betriebsstoffkosten 1,35 RM./sect. Als Starthilfe für normale Verkehrsflugzeuge von 4000 kg Startgewicht kommt ein Schub von 1 t durch rd. 20 sec in Frage, sodass die Betriebsstoffkosten pro Start samt Pressgas etwa 30 RM. betragen. Als Steighilfe für Jagdflugzeuge von 1700 kg Startgewicht wirkt ein Schub von 1 t durch 90 sec, wozu der Pressgasverbrauch tritt, sodass die Betriebskosten je Aufstieg etwa 135 RM. werden. Als Antrieb für das spätere Stratosphären-Postflugzeug von z. B. 3000 kg Klargewicht + Nutzlast (diese 500 kg) über 5000 km Reiseweg [3, 4] kommt ein veränderlicher Schub von maximal 9 t durch etwa 650 sec in Frage, wobei der gesamte Kraftstoffverbrauch rd. 12 t beträgt, entsprechend einem Preis von

4800 RM. für den 5000 km-Flug oder rd. 2 RM. für den Nutzlast-tkm, bei vielfach höherer Fluggeschwindigkeit als der heute üblichen.

Schrifttum: [1] H. Oberth: „Wege zur Raumschiffahrt“, München, 1929; [2] R. Esnault-Pelterie: „L'Astronautique“, Paris 1930; [3] E. Sänger: „Raketenflugtechnik“, München, 1933; [4] E. Sänger: „Neuere Ergebnisse der Raketenflugtechnik“, Zeitschrift Flug, Wissenschaftl. Sonderheft, Wien, 1934; [5] Becker: „Physikalisches über feste und flüssige Sprengstoffe“, Zeitschr. techn. Physik, 1922, Nr. 7; [6] Geiger-Scheel: „Handbuch der Physik“, Bd. XI, 1926, S. 369; [7] Steubacher: „Schiess- und Sprengstoffe“, 1933, S. 88/89; [8] E. Sänger: „Der Raketenantrieb für Flugzeuge“, Zeitschr. Der Pilot, Heft 1, Wien, 1935.

Eigenheim des Architekten Hans Roth beim „obern Mönchhof“ in Kilchberg bei Zürich.

Das Eigenheim eines Architekten ist schon deshalb besonders aufschlussreich, weil die Personalunion von Bauherr und Architekt die restlose Erfüllung des Bauprogramms im Rahmen der verfügbaren Mittel sichert, also Kompromisse vermeidet. Im vorliegenden Fall sehen wir zudem ein Wohnhaus, das auf seinen Vorgänger auf der gleichen Baustelle, das (abgebrannte) alte Haus der Landschaftsphotographen Gebr. Wehrli, und auf seinen nächsten Nachbar, den bekannten «obern Mönchhof», insofern taktvoll Rücksicht nimmt, als es ebenfalls als Giebelhaus mit First senkrecht zum Hang, also in der für das alte Zürcherhaus typischen Orientierung, der am Zürichsee altbewährten Hausform entspricht. Allerdings zeigt es das heute beliebte flach geneigte Satteldach; was aber auf alter klimatischer Erfahrung beruht, das ist die stark aufgelöste, fensterreiche Südfront und der dem Hang entsprechend abgetreppte Baukörper und terrassierte Garten (Abb. 1 bis 5). Dadurch ergeben sich im Untergeschoss talseitig bewohnbare Räume, als Ersatz für durch die flache Dachneigung eingebüsst den Nutzraum; Grundrisse und Schnitt auf den folgenden Seiten geben hierüber Aufschluss (Abb. 6 bis 9).

In Abweichung von der üblichen Raumverteilung sind hier die Schlafräume ins Erdgeschoss, auf Höhe des Hauseinganges von der Strasse her (also seeseitig im 1. Stock), die Wohnräume samt der Küche dagegen ins Obergeschoss verlegt. Einzig der Arbeitsraum des Hausherrn liegt, sehr zweckmässig, ebenerdig unmittelbar neben dem Hauseingang. Ueber eine einläufige Treppe (Abb. 10) gelangt der Besucher zunächst in die kleine wohnliche «Halle» des Wohngeschosses, deren windgeschützte grosse Fenster über die ganze Raumbreite die prachtvolle Aussicht über See, Vorberge und Alpenkette erschliessen und damit die Erklärung dafür geben, weshalb die Wohnräume ungewohnter-, aber sehr begründeterweise im Obergeschoss liegen: hier ist der unvergleichliche Rundblick unverbaubar (Abb. 11 bis 14). Uebrigens ist zu bemerken, dass dank der offenen obern Ausmündung der Treppe in die Halle der Besucher kaum gewahr wird, dass er nach oben steigen muß; für die Bewohner gar wird dies alsbald zur Gewohnheit und als solche selbstverständlich.