Zeitschrift: Schweizerische Bauzeitung
Herausgeber: Verlags-AG der akademischen technischen Vereine
Band: 65 (1947)
Heft: 43

Artikel: Ueber Rückstoss-Triebwerke für Flugzeuge
Autor: Mühll, A. Von der
DOI: https://doi.org/10.5169/seals-55969

Nutzungsbedingungen
Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. 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. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Mehr erfahren

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 éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. En savoir plus

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. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. Find out more

Download PDF: 22.01.2026

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

65. Jahrgang Nachdruck von Bild oder Text nur mit Zustimmung der Redaktion und nur mit genauer Quellenangabe gestattet Nr. 43

Ueber Rückstoss-Triebwerke für Flugzeuge

Von Dipl. Ing. A. VON DER MÜHLL, Zürich [1]) DK 629.136.3

I. Einleitung

Bis zur Mitte des zweiten Weltkrieges konnte man glauben, der Antrieb der Flugzeuge habe seine endgültige Form gefunden. Bis zu jener Zeit beherrschte der Kolbenmotor, der einen verstellbaren Propeller antreibt, unbestritten das Feld. Motor und Propeller hatten eine hohe mechanische Vollkommenheit erreicht und ihre Entwicklung schien im Wesentlichen abgeschlossen.

Die noch in Aussicht stehenden Verbesserungen beziehen sich auf einzelne Konstruktionselemente, ohne dass durch sie eine wesentliche Steigerung der Leistung oder eine wesentliche Verbesserung der übrigen flugtechnisch interessanten Eigenschaften zu erwarten ist. So hofft man z. B. durch Kühlen der Ladeluft und durch Verwenden hochoctaniger Brennstoffe das Leistungsgewicht der Motoren noch weiter vermindern zu können. Ferner lässt sich durch Nachschalten von Abgasturboladern die Volldruckhöhe steigern und mit der Benzineinspritzung der Verbrauch senken. Bei den Verstellpropellern ermöglicht der Uebergang von drei- zu vier- und noch mehr-flügligen Typen eine bessere Anpassung an die grossen Motorleistungen und an die weiter steigenden Einsatzhöhen, sowie einen grösseren Startschub. Motoren und Propeller werden in weitverzweigten Fabriken, die mit einem noch nie dagewesenen Reichtum an Werkzeugmaschinen und Spezialeinrichtungen ausgestattet sind, in unzähligen Mengen hergestellt.

Fachleute diskutieren die Frage, ob die unmittelbare Luftkühlung oder die Abführung der Zylinderwärme durch Zwischenschalten einer Kühlflüssigkeit vorzuziehen sei. Dementsprechend erkennt man bei den Motorenbauern zwei Tendenzen: Die einen bauen luftgekühlte Sternmotoren, die anderen flüssigkeitsgekühlte Reihenmotoren. Im Brennstoffverbrauch pro PSh, im Leistungsgewicht, in der Maximalleistung pro Gruppe und in der Leistung pro m² Stirnfläche sind schliesslich beide Lager gleich weit gekommen; sie erreichten 210 gr pro PSh, 0,5 kg/PS, 3000 PS/Motor und 2500 PS/m².

Nun sind in den letzten Jahren neben dem klassischen Kolbenmotor mit Propeller Rückstoss-Triebwerke entstanden, die die bisherigen Leistungen sehr beträchtlich überbieten. Sie sind durch völlig neue Merkmale gekennzeichnet. Eine Hauptgruppe verwendet Turbokompressoren und Gasturbinen, also reine Rotationsmaschinen. Daneben sind Apparate bekannt geworden, die den Schub nur mit Hilfe von Düsen und selbsttätig wirkenden Klappen erzeugen. Schliesslich gibt es Anordnungen, die überhaupt keine bewegten Teile aufweisen.

Diese neuen Antriebe arbeiten mit andern Triebmitteln: Gasturbinentriebwerke benützen Kerosen mit einer Octanzahl von etwa 35 statt 130, wie es bei Kolbentriebwerken üblich geworden war. Raketentriebwerke arbeiten mit Chemikalien, die als Sprengstoffe anzusprechen sind. Bezeichnenderweise rechnet man mit anderen physikalischen Begriffen. So gibt man die Leistung der Rückstosstriebwerke meist nicht in PS, sondern in kg Schub an.

Was nun vor allem überrascht, sind die bereits erzielten Fortschritte, die berufen sind, das Flugwesen in hohem Masse zu beeinflussen. Bereits wurde der absolute Geschwindigkeits-Weltrekord, von 755 km/h, der von einem Flugzeug mit klassischem Kolbenmotor-Propellertriebwerk aufgestellt worden war, durch ein Gloster-Meteor IV-Flugzeug mit zwei Rolls-Royce-«Derwent V»-Turbotriebwerken auf 991 km/h erhöht [2]). Ein De Havilland-Vampire Flugzeug, also eine Serie-Maschine, mit einem Rolls-Royce «Nene II»-Turbotriebwerk ausgerüstet, ist schon auf 16 000 m ü. M. geflogen, das heisst, fast so hoch, wie eine zu diesem Zweck speziell gebaute Rekord-Maschine mit Propeller. Unbemannte Raketengeschosse haben diese Zahlen weit überflügelt; so sind deutsche V 2-Raketen bis 150 km von der Erdoberfläche weg in die Stratosphäre vorgestossen und haben dabei Geschwindigkeiten von mehr als 4000 km/h erreicht! Diese Tatsachen, sowie der Umstand, dass gegenwärtig Düsenflugzeuge für die militärischen Grossmächte in grossen Serien hergestellt werden, kennzeichnen die heutige stark veränderte Lage.

II. Physikalische Grundlagen des Rückstossantriebes

Beim Rückstosstriebwerk mit Gasturbine nach Bild 1 tritt die Luft mit der Fluggeschwindigkeit V_1 und dem Druck p_1 in einen Auffänger ein und wird von einem Kompressor auf den Druck p_2 verdichtet. In der anschliessenden Brennkammer wird Brennstoff eingespritzt und gezündet, also Wärme zugeführt. Die Verbrennungsgase strömen darauf durch eine Gasturbine, die den auf derselben Welle angeordneten Kompressor antreibt. Die Expansion beginnt in der Turbine und wird in der Austrittdüse fortgesetzt, sodass die Gase mit erhöhter Geschwindigkeit V_5 aus der Düse ins Freie nach hinten ausstossen, wo wiederum der Aussendruck p_1 herrscht. Die Austrittgeschwindigkeit V_5 ist grösser als die Eintrittgeschwindigkeit V_1, weil der Luft Energie in Form von Wärme zugeführt worden ist. Der Triebwerkschub ergibt sich aus der Geschwindigkeitssteigerung zwischen Ein- und Austritt.

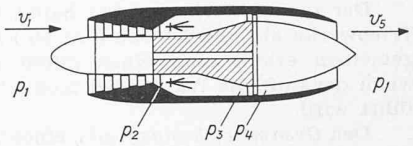

Bild 1. Zum Prinzip des Turbo-Düsen-Triebwerkes. V_1 Fluggeschwindigkeit, V_5 Ausströmgeschwindigkeit, p_1 Aussendruck, p_2 Druck nach Kompressor, p_3 Druck nach Brennkammer, p_4 Druck nach Turbine, p_5 Druck nach Düse = Aussendruck p_1

Ob es sich nun um ein Rückstosstriebwerk mit Gasturbinen, um eine Rakete oder um die klassische Kolbenmotor-Propeller-Anordnung handelt, die Antriebwirkung wird immer auf gleich einfache Weise durch das Newtonsche Prinzip der Gleichheit von Aktion und Reaktion und den Energiesatz beherrscht.

Der klassische Propeller beschleunigt die Luftmenge, die durch seine Ebene strömt, leicht nach hinten, wodurch als Reaktion ein nach vorn gerichteter Schub auf ihn ausgeübt wird. Er «schraubt» sich also nicht wie in einem starren Gewinde durch die Atmosphäre, vielmehr erteilen seine Flügel der Luft einen Impuls nach hinten.

Betrachten wir das Flugzeug als Bezugsystem für die Geschwindigkeiten, so können wir das Newtonsche Gesetz als Impulssatz wie folgt für den Triebwerkschub anschreiben [3]):

(1) $$S = m\,(V_5 - V_1)$$

wobei S der Schub in kg, V_1 die Geschwindigkeit des erfassten Mediums vor dem Triebwerk (Fluggeschwindigkeit) in m/s, V_5 die Geschwindigkeit des Mediums hinter dem Triebwerk (Auspuffgeschwindigkeit) in m/s und m die sekundlich erfasste Masse des Mediums in kgs/m bedeuten.

Die zur Vergrösserung des Impulses von $m\,V_1$ auf $m\,V_5$ erforderliche Leistung N_K ist gleich der Differenz der kinetischen Energien:

(2) $$N_K = m/2\,(V_5^2 - V_1^2)$$

Die nützliche Schubleistung ist gleich

(3) $$N_S = S\,V_1$$

und, indem wir für den Schub den Ausdruck aus (1) einsetzen:

(3a) $$N_S = m\,(V_5 - V_1)\,V_1$$

Man sieht daraus, dass ein gegebener Schub entweder durch geringe Beschleunigung einer grossen Luftmasse wie beim Propeller oder durch grosse Beschleunigung einer kleinen erfassten Luftmasse wie beim Turbodüsentriebwerk entstehen kann. Der Wirkungsgrad der Schuberzeugung (äusse-

[1]) Auszug aus einem Vortrag, den der Verfasser, damals Chef der Abteilung für Propellerbau in der Firma Escher Wyss A.-G., Zürich, am 19. März 1947 vor dem Zürcher Ingenieur- und Architektenverein gehalten hat.

[2]) Vgl. SBZ Bd. 126, S. 243* (Nov. 1945). Wie man aus den Vereinigten Staaten vernimmt, soll dieser Rekord seither noch zweimal geschlagen worden sein. Das erste Mal soll — mit einer Sonderausführung des Standard Jagdflugzeuges Lockheed P 80 «Shooting Star», welches mit einem neuen Triebwerk der Allison-Division der General Motors ausgerüstet war — die 1000 km/h Grenze erreicht worden sein. Das zweite Mal soll das neue Douglas «Skystreak»-Jagdflugzeug der Marine mit einem nicht genannten Triebwerk 1068 km/h erreicht haben. Die Homologierung dieses Rekordes hat allerdings bis zur Drucklegung der vorliegenden Arbeit noch nicht stattgefunden.

[3]) Vgl. auch SBZ Bd. 123, S. 235* (Mai 1944) und Bd. 126, S. 228* (November 1945).

rer Wirkungsgrad) η_a ist gleich dem Verhältnis der nützlichen Schubleistung N_S zur erforderlichen Leistung für die Vergrösserung der kinetischen Energie N_K; er ergibt sich zu:

$$(4) \qquad \eta_a = \frac{N_S}{N_K} = \frac{m\,(V_5 - V_1)\,V_1}{m/2\,(V_5^2 - V_1^2)} = \frac{2}{1 + V_5/V_1}$$

Dieser Ausdruck zeigt, dass es günstiger ist, eine grosse sekundliche Luftmasse zu erfassen und sie wenig zu beschleunigen, wie es die Propeller tun. Dann ist die verlorene kinetische Energie kleiner.

Die zur Schuberzeugung dienende Energie wird aus Wärme gewonnen, die aber auch nicht restlos in kinetische Energie verwandelt werden kann, weil die Abgase das Triebwerk mit einer höheren Temperatur verlassen, und eine entsprechende Wärmemenge mit sich abführen. Der innere Wirkungsgrad η_i dieser Umsetzung ist wie folgt definiert:

$$(5) \qquad \eta_i = \frac{N_K}{A\,B\,H_u}$$

wobei A das Wärmeequivalent $= 1/427$ m kg/kcal, B den sekundlichen Brennstoffverbrauch in kg/s und H_u den untern Heizwert in kcal/kg bedeuten.

Der innere Wirkungsgrad hängt von der Anordnung des Triebwerks ab, und ist von Fall zu Fall verschieden. Im allgemeinen erhält man einen guten inneren Wirkungsgrad, wenn der Luft die Wärme bei möglichst hohem Druck zugeführt wird.

Den *Gesamtwirkungsgrad* η eines Triebwerkes erhält man als Produkt des inneren und äusseren Wirkungsgrades:

$$(6) \qquad \eta = \eta_i\,\eta_a = \frac{N_S}{A\,B\,H_u}$$

Mit diesen einfachen Gleichungen lässt sich über die Eigenschaften der Triebwerke folgendes aussagen:

1. Es genügt nicht, ein Triebwerk mit gutem innerem Wirkungsgrad zu bauen, wenn der äussere Wirkungsgrad schlecht wird. Umgekehrt kann ein guter äusserer Wirkungsgrad allein nicht befriedigen. Weil der äussere Wirkungsgrad vom Verhältnis der Ausstossgeschwindigkeit zur Fluggeschwindigkeit abhängt, können Anordnungen, die bei langsamen Flugzeugen nicht geeignet sind, sich bei schnellen als günstig erweisen.

2. Das Betriebsverhalten von Düsentriebwerken ist sehr verschieden von jenem eines Motor-Propeller-Triebwerkes. Bei diesem ist die Leistung konstant, der Schub nimmt vom Standschub bei stillstehendem Flugzeug mit wachsender Geschwindigkeit ab. Beim Düsentriebwerk ist hingegen der Schub nahezu konstant, und die Leistung wächst demzufolge proportional mit der Fluggeschwindigkeit. Deshalb wird bei solchen Anordnungen die Leistung nicht wie bei den Motoren in PS, sondern in kg Schub angegeben. Die Umrechnung in Schubleistung ist nach der Formel (3) leicht: 1 kg Schub ist gleich 1 PS bei 270 km/h oder 2 PS bei 540 km/h oder 3 PS bei 810 km/h usw. Dabei handelt es sich um Nettoschubleistungen. Die Schubleistung eines Motor-Propeller-Triebwerkes ist bei gleicher Fluggeschwindigkeit um die Propellerverluste kleiner als die Motorleistung. So muss z. B. bei 540 km/h und 80 % Propellerwirkungsgrad der Kolbenmotor 2,5 PS leisten, um eine Nettoschubleistung von 2 PS abzugeben.

3. Beim klassischen Kolbenmotor wird die durch Verbrennung erzeugte Energie nicht unmittelbar als kinetische Energie verwendet, sondern zunächst als mechanische Energie an die Propellerwelle abgegeben. Der Propeller wandelt sie in die kinetische Energie der Luft um. Bei diesem Vorgang geht ein grosser Teil der im Auspuff enthaltenen kinetischen Energie verloren, weil die Gase mit zu grosser Geschwindigkeit und zu stossweise ausströmen, um einen guten äusseren Wirkungsgrad zu ergeben. Ausserdem geht die Kühlungswärme verloren, weil sie durch Kühler abgegeben wird; diese weisen zudem einen sehr grossen Luftwiderstand auf.

Beim Düsentriebwerk wird im Gegenteil die kinetische Energie der Gase unmittelbar durch die Wärmezufuhr erzeugt. Die mechanischen Verluste und die Verluste durch Kühlung bewirken lediglich eine Temperaturerhöhung der erfassten Luftmenge und kommen dem Prozess der Vortrieberzeugung zugut.

4. Bei der Beurteilung der Triebwerke spielen ausser dem Wirkungsgrad das Baugewicht, die grösste Leistung, die pro Einheit erreicht werden kann, die mechanische Einfachheit, die guten Einbauverhältnisse, die Ueberlastbarkeit und der Herstellungspreis eine grosse Rolle.

Entscheidend für die Einführung der Düsentriebwerke war die Möglichkeit, viel stärkere Einheiten für das gleiche Baugewicht als bei Kolbenmotoren verwenden zu können. Man erkennt dies an folgenden zwei Beispielen: Das einzige vor Ende des Krieges eingesetzte Militärflugzeug mit Düsenantrieb, die Messerschmitt Me 262, war mit zwei Triebwerken von Junkers «Jumo 004» mit je 900 kg Schub ausgerüstet, was bei einer Geschwindigkeit von 840 km/h einer Nettoschubleistung von 2 × 2800 PS entspricht. Das Rolls-Royce «Nene II»-Triebwerk, das seither entwickelt wurde, leistet mit seinem Schub von 2270 kg bei 840 km/h mehr als 7000 PS und wiegt knapp die Hälfte eines 3500 PS-Kolbenmotors (Schubleistung etwa 3000 PS) mit dem zugehörigen Propeller.

III. Uebersicht der Antriebsmöglichkeiten von Flugzeugen

Hierfür eignet sich der Schubladenschrank, Bild 2, den Prof. Fritz Zwicky, USA, entworfen hat [13] [4]). Er besteht aus zwölf Schubladen zu je drei Fächern. Von links nach rechts ordnen sich die Inhalte nach den Beschaffungsmöglichkeiten der Energieträger, nämlich:

I. Beide Verbrennungskomponenten fahren mit
II. Mitgeführtes Treibmittel verbrennt mit Aussenluft
III. Mitgeführtes Treibmittel setzt sich mit Wasser um

Zu I gehören die Raketen, zu III Triebwerke für Fahrzeuge im Wasser. Diese letztgenannten haben bis heute noch keine praktische Bedeutung erlangt.

In vertikaler Richtung sind die Schubladen nach der Bewegungsart der Triebwerkteile geordnet, nämlich:

a) Rotierende Bewegung
b) Hin- und hergehende Bewegung
c) Translatorische Bewegung
d) Keine Bewegung der Triebwerkteile

In horizontaler Richtung nach der Tiefe gruppieren sich die Fächer nach der Art des verwendeten Schubvermehrers, nämlich:

1) Kein Schubvermehrer
2) Schubvermehrer aussen
3) Schubvermehrer innen

Bild 3 gibt den Querschnitt durch das Abteil II, das hier vor allem interessiert. Die oberste Schublade enthält hinten die einfache Turbodüse (nach Bild 1), in der Mitte die Propellerdüse und vorn das Doppelstrom-Turbotriebwerk. Die Turbodüse ergibt nur bei grossen Fluggeschwindigkeiten brauchbare äussere Wirkungsgrade. Bei kleineren Fluggeschwindigkeiten müsste man kleinere Druckverhältnisse anwenden, was aber ungünstige innere Wirkungsgrade bedeutet. Dementsprechend eignet sich die reine Turbodüse nur für Geschwindigkeiten über 750 km/h.

Um den Geschwindigkeitsbereich nach unten zu erweitern, fügt man zur Turbodüse Schubvermehrer hinzu. Naheliegend ist hierfür der Propeller, den die Turbine neben dem Kompressor über ein Untersetzungsgetriebe antreibt. Ueber diese Antriebsform hat Ing. *D. Schmidt* eine interessante Arbeit veröffentlicht [10]. Für Geschwindigkeiten von 550 bis 900 km/h erzeugt der Propeller 90 bis 65 % des Schubes, den Rest übernimmt die Düse. Solche Triebwerke geben gute Standschübe und gute Steigflugwirkungsgrade.

Die gleiche Wirkung lässt sich mit dem Doppelstrom-Turbotriebwerk erreichen, bei dem hinter der Turbine der normalen Turbodüse eine zweite Turbine angeordnet ist, die ein Gebläse antreibt; dieses fördert Aussenluft durch eine ringförmige, um die Hauptdüse angeordnete Nebendüse. Auf diese Weise wird der grösste Teil des nach der ersten Turbine noch verfügbaren Wärmegefälles zur Beschleunigung einer grösseren Luftmenge in der Nebendüse verwendet und dadurch der äussere Wirkungsgrad verbessert. Da in der Turbine mit grossem Druckverhältnis gearbeitet werden kann, ist auch der innere Wirkungsgrad verhältnismässig gut.

Die nächste Schublade b) enthält die Triebwerke mit hin- und hergehenden Teilen. In der Mitte ist das klassische Kolbenmotor-Propeller-Triebwerk (Fach 2). Im Fach 1 links sehen wir eine vom Franzosen Lorin im Jahre 1908 vorgeschlagene Anordnung [6], bei der der Kolbenmotor lediglich als Gaserzeuger dient und keine Leistung an die Kurbelwelle abgibt. Die aus den Auspuffstutzen ausströmenden Gase sollen eine direkte Schuberzeugung bewirken. Bei den damaligen Fluggeschwindigkeiten war das Verhältnis der Ausströmgeschwin-

[4]) Die Zahlen in eckigen Klammern beziehen sich auf das Literaturverzeichnis am Ende dieses Aufsatzes.

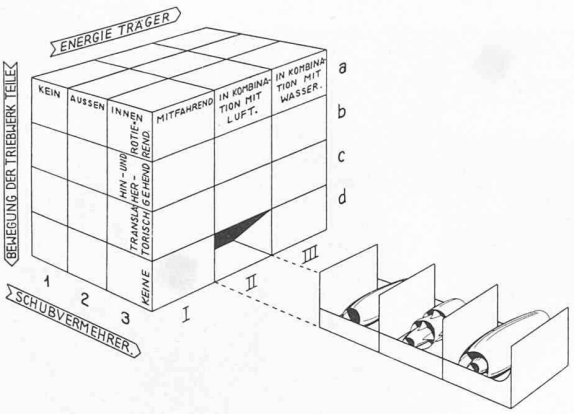

Bild 2. Einteilung der Triebwerke nach Prof. F. Zwicky

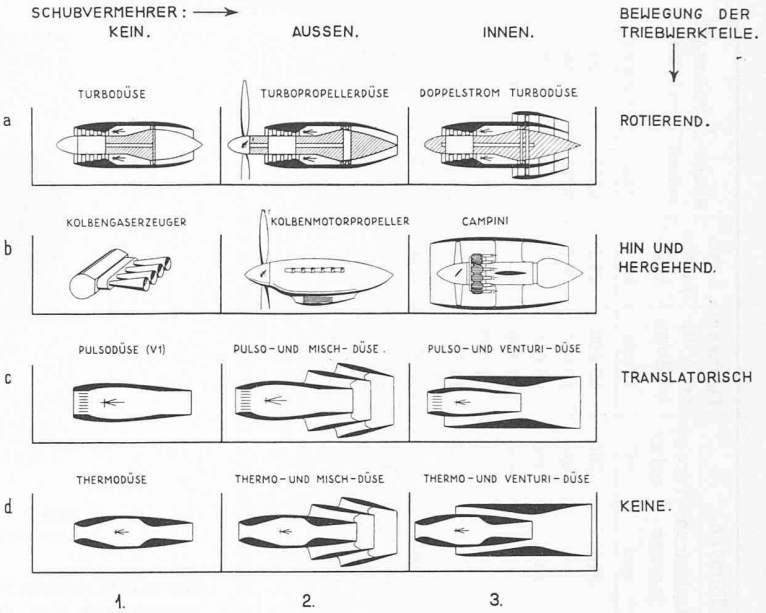

Bild 3. Abteil II des Schubladen-Schrankes nach Bild 2

digkeit zur Fluggeschwindigkeit so gross, dass ein guter äusserer Wirkungsgrad nicht zu erwarten war. Der Vorschlag verdient erwähnt zu werden, obwohl er nie verwirklicht wurde, weil er als Vorgänger der von Zeit zu Zeit wieder aufkommenden Vorschläge mit Freiflugkolben gelten kann.

Im Fach 3, rechts, befindet sich die vom italienischen Ingenieur *Secondo Campini* im Jahre 1941 realisierte Anordnung, bei der der Kolbenmotor einen Innenpropeller antreibt. Diese Ausführung hat den Vorteil, die Kühlungs- und Auspuffenergie direkt in der Düse zu verwerten; sie ermöglicht grundsätzlich schon bei Geschwindigkeiten von 600 bis 700 km/h so gute Wirkungsgrade wie ein herkömmliches Motor-Propeller-Triebwerk. Bei höheren Geschwindigkeiten ist der Gesamtwirkungsgrad dem des klassischen Triebwerkes und sogar dem des Turbotriebwerkes deutlich überlegen. Campini hat die theoretischen Grundlagen seiner Erfindung ausführlich auseinandergesetzt [16], und konnte die praktische Verwirklichung selber bis zur Flugreife leiten. Dass seine Triebwerkanordnung in der Folge keine grössere Verbreitung erlangt hat, hängt in erster Linie mit den besonderen Verhältnissen in Italien zu jener Zeit zusammen und ferner mit der Tatsache, dass die Gasturbinentriebwerke, die unterdessen aufgekommen waren, wesentlich grössere Leistungen entwickeln.

Die Schublade c) enthält die Familie der pulsierenden Düsentriebwerke mit nur translatorischer Bewegung, deren bekanntestes Muster das Triebwerk der deutschen V 1-Flügelbombe darstellt (Fach 1). Bei dieser Anordnung findet die Verbrennung angenähert bei konstantem Volumen, jedoch intermittierend statt. Die Wirkungsweise ist die folgende: Der Flugstaudruck öffnet die auf Bild 3 lediglich als Gitter angedeuteten Eintrittklappen und füllt den Brennraum mit Frischluft. Brennstoff wird in diesem Augenblick eingespritzt und gezündet, worauf der Gasdruck die Klappen schliesst. Die Verbrennungsgase strömen dann mit Ueberschallgeschwindigkeit durch die Düse aus, was den Schub erzeugt. Der ganze Vorgang wiederholt sich in gleicher Art. Die pulsierende Luftsäule steht in Resonanz mit der Düsenlänge, so dass dieses Triebwerk von den Amerikanern Aeroresonator, von den Franzosen Pulsoréacteur genannt wird. Bei grossen Fluggeschwindigkeiten kann man mit einer solchen Anordnung theoretisch ganz gute Wirkungsgrade erreichen, jedoch bedingen in der Praxis die intermittierenden Vorgänge grössere Verluste. Die deutschen V 1-Flügelbomben, die nach diesem Prinzip arbeiteten, erreichten Fluggeschwindigkeiten von etwa 550 km/h. Der Brennstoffverbrauch war sehr gross; der Gesamtwirkungsgrad betrug nur etwa 4 %. Es kam in diesem Fall jedoch weniger auf Wirtschaftlichkeit als auf Einfachheit der Herstellung an.

Die Fächer 2 und 3 enthalten das gleiche Triebwerk mit Schubvermehrern, in der Mitte mit Mischdüsen, rechts mit Ejektorwirkung.

Im untersten Stockwerk sind die Thermodüsen ohne bewegliche Triebwerkteile untergebracht. Im Gegensatz zu den Turbotriebwerken wird hier die Luftkompression lediglich durch den Flugstaudruck im Eintrittdiffusor bewirkt. Die Verbrennung erfolgt kontinuierlich und bei konstantem Druck, worauf die Gase durch die Austrittdüse ausströmen. Die Anordnung ist erst bei recht hohen Fluggeschwindigkeiten wirtschaftlich, bei denen der Staudruck und der anschliessende Diffusor ein genügendes Druckverhältnis ergeben. Deshalb liefert dieses Triebwerk keinen Schub bei stillstehendem Flugzeug und muss künstlich gestartet werden. Zu diesem Zweck wird das Flugzeug entweder auf eine Startbahn mit einem Katapult auf eine gewisse Geschwindigkeit gebracht oder mit Hilfstriebwerken für den Start versehen. Man kann auch von einem Mutterflugzeug, das mit herkömmlichen Motoren ausgerüstet ist, abfliegen. Auf die Thermodüsen-Anordnung ist dem Franzosen Lorin im Jahre 1913 ein Patent erteilt worden, so dass sie in Deutschland nach ihm genannt wird. In Frankreich wird sie mit «Statoréacteur» bezeichnet, weil die Verdichtung durch den unbewegten, also statischen Diffusor bewirkt wird. In Amerika heisst die Anordnung «Ramjet», weil die Druckerhöhung dem «Rammeffekt» des Flugstaudruckes zu verdanken ist, oder auch «Thermoduct». In England spricht man von Athodyd (Aero-Thermo-Dynamic-Duct).

Vielleicht wird es möglich sein, durch Verwendung von äusseren oder inneren Schubvermehrern, wie in den Fächern 2 und 3 angedeutet, den Wirkungsgrad der Thermodüse bis zur Schallgrenze hinunter annehmbar zu gestalten. Bis jetzt fehlen aber nicht nur die Unterlagen über die Wirksamkeit von Mischdüsen und Ejektoren bei den in Frage kommenden Ueberschallgeschwindigkeiten, sondern noch praktische Erfahrungen über die einfache Thermodüse selbst. Man kann also noch nicht wissen, ob die bestechenden Vorteile des geringen Leistungsgewichtes, der mechanischen Einfachheit und des — bei Ueberschallgeschwindigkeiten — recht guten Wirkungsgrades reine Theorie bleiben werden.

Diese Gesamtdarstellung zeigt wohl eine schon grosse Auswahl von Lösungen für den Antrieb von Flugzeugen. Es gibt aber dafür noch viele andere Möglichkeiten, die durch Zusammenschalten von einfachen Anordnungen gebildet werden. Solche «Compound»-Lösungen haben sich in der Praxis bereits eingeführt, so stellt z. B. die Aufladung von Kolbenmotoren durch Abgase getriebene Aufladekompressoren eine solche Kombination dar.

IV. Beschreibung einiger Ausführungen von Rückstoss-Triebwerken

In den ersten Veröffentlichungen wurde sehr viel über die Einfachheit der Turbodüsen-Triebwerke und über ihre erstaunlich kurze Entwicklungszeit geschrieben. Die Wirklichkeit, die erst jetzt nach und nach bekannt wird, sieht jedoch anders aus [2], [3], [4], [7], [12]. Der englische Ingenieur *Frank Whittle* arbeitete schon seit 1928 auf diesem Gebiet, allerdings ohne in industriellen oder militärischen Kreisen beachtet zu werden. Erst im Jahre 1936 konnte er das erste Versuchstriebwerk in Auftrag geben; die Entwicklung ging alsdann mit steigenden finanziellen und personellen Mitteln verhältnismässig schnell vorwärts. Im Mai 1941 fand der erste Flug einer Versuchsmaschine mit Turbodüsen-Triebwerk in England statt. Seither hat ihr Bau unter dem Druck

Tabelle 1. Hauptdaten einiger der bekanntesten Einfachstrom-Turbotriebwerke

Herstellerwerk	Typ	Aussendurchmesser	Gesamt-Länge	Gesamt-Gewicht	Kompressor			Brennkammerzahl	Turbine			Drehzahl bei Vollleistung	Luftdurchsatz	Standschub	Treibstoffverbrauch
					Stufenzahl	Druck-Verhältnis	Raddurchmesser		Stufenzahl	Raddurchmesser	Temperatur				
		mm	mm	kg			mm			mm	°C	U/min	kg/s	kg	kg/kg/h
De Havilland	Goblin II	1270	2720 [1])	700	1. r. e. [2])	3,75	790	16	1	620	790	10 200	27,2	1360	1,22
De Havilland	Ghost	1340	2900	900	1. r. e.	4,25	—	10	1	—	850	10 000	36,5	2270	1,06
Rolls-Royce	Derwent I	1050	2130	441	1. r. d.	3,90	525	9	1	441	800	16 600	—	908	1,12
Rolls-Royce	Derwent V	1090	2460	565	1. r. d.	—	534	9	1	—	850	14 500	—	1475	1,05
Rolls-Royce	Nene	1257	2458	723	1. r. d.	4,00	720	9	1	—	880	12 400	40,4	2270 [3])	1,02
General Electric	I — 40	1220	2567	826	1. r. d.	4,13	—	14	1	—	811	11 500	35,8	1815	1,18
Junkers	Jumo 004	850	3880	730	8. a.	3,40	573	6	1	710	800	8 740	20,0	915	1,39
Bayr. Motoren-Werke	BMW 003	690	3620	610	7. a.	3,51	540	1	1	622	775	9 500	19,0	805	1,47
Westinghouse	Yankee 19 B	528	2650	385	6. a.	—	—	1	1	483	815	18 000	17,2	620	1,70
Westinghouse	Baby	250	—	66	6. a.	—	—	1	1	240	—	34 000	—	125	—
Metropolitan Vickers	F 2/4	965	4040	795	10. a.	3,70	640	1	1	810	800	7 700	—	1590	1,07
General Electric	TG 180 = J —35	—	—	—	—	—	—	7	1	—	—	—	—	1815	—

[1]) Ohne Düsenverlängerung; [2]) r = Radialverdichter, e = einflutig, d = doppelflutig, a = Axialverdichter; [3]) Schub bei Volleistung 2020 kg, zugehörige Fluggeschwindigkeit 965 km/h.

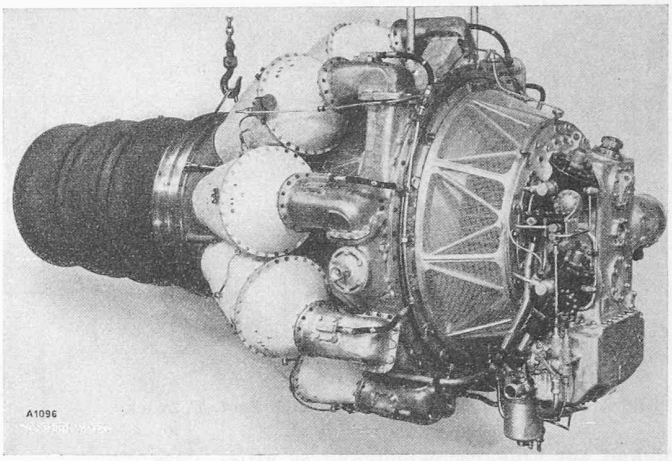

Bild 5. Turbo-Triebwerk «Nene» von Rolls-Royce für einen Standschub von 2270 kg

der militärischen Bedürfnisse einen ausserordentlich grossen Aufschwung genommen. Auf den Ideen Whittles aufbauend sind verschiedene Triebwerktypen entstanden, die alle die Hauptmerkmale der ursprünglichen Konzeption tragen, nämlich: Einstufiges Radialgebläse mit einem Druckverhältnis von etwa 4 : 1, unterteilte Brennkammern, einstufige Turbine.

1. Einfachstrom-Triebwerke mit Radial-Verdichtern

Tabelle 1 gibt eine Uebersicht über die wichtigsten Einfachstrom-Düsentriebwerke [9], [11]. In Ergänzung zu den dort zusammengestellten Zahlen sei hier folgendes angeführt:

Die De Havilland Engine Co., Ltd., Stonegrove, Edgware, Middlessex, begann im Jahre 1941 unter Leitung des hervorragenden Flugmotoren-Konstrukteurs Major *Frank B. Halford* mit der Konstruktion eines ersten Gasturbinen-Triebwerkes, das «Goblin» genannt wurde und im März 1943 seine ersten Flüge ausführte (Bild 4) [5]). Der einstufige Radialkompressor ist einflutig gebaut im Gegensatz zur doppelflutigen Bauart von Whittle, was eine besonders einfache Luftzuführung zum Gebläse ergibt. Das Triebwerk, das auf Bild 4 dargestellt ist, wurde normalerweise in die De Havilland Vampire-Flugzeuge eingebaut, von denen auch einige Ausführungen in der Schweiz zu sehen sind. Die von der Eidgenossenschaft angekauften Vampire-Düsenjäger erhalten eine etwas leistungsfähigere Ausführung, den «Goblin II».

Im Jahre 1943 begann dieselbe Firma mit den Studien für ein Düsentriebwerk höherer Leistung. Ein Prototyp konnte im September 1945 betriebsbereit gestellt werden. Das Triebwerk erhielt den Namen «Ghost». Es wird gegenwärtig im Flug ausprobiert [6]).

Eigentliche Whittle-Triebwerke mit doppelflutigem Radialkompressor wurden in der Hauptsache in den bekannten Flugmotorenwerken der Rolls-Royce, Ltd. in Derby zur Seriereife durchgebildet und auch in grosser Zahl hergestellt. Sie tragen die Namen der englischen Flüsse «Welland», «Derwent» und «Nene». Vom Triebwerk Derwent sind namentlich zwei Ausführungen bekannt: der «Derwent I» wurde im April 1943, der «Derwent V» im Frühjahr 1944 zur Entwicklung in Auftrag gegeben. Anfang 1944 wurde auch mit der Entwicklung des «Nene»-Triebwerkes begonnen, das heute wohl die leistungsfähigste Maschine ihrer Art darstellt (Bild 5) [7]).

In den USA sind auf Grund englischer Unterlagen ebenfalls Triebwerke nach der Whittleschen Anordnung gebaut worden. Als Beispiel sei hier das GE-I-40-Triebwerk der General Electric Co. in Schenectady erwähnt, das im Standard Jagdflugzeug Lockheed P 80 «Shooting Star» der amerikanischen Luftwaffe eingebaut wird.

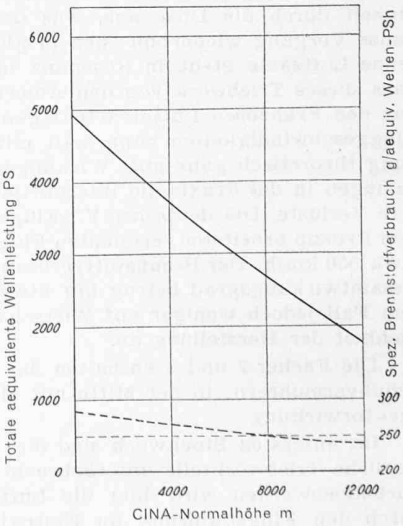

Bild 7. Leistungen des Propeller-Turbo-Triebwerkes Armstrong-Siddeley «Python» bei 480 km/h in Abhängigkeit der Flughöhe

[5]) Beschreibung s. «Engineering», 22. Febr. 1946; «Interavia» Nr. 4, Juli 1946, S. 40.

[6]) Beschreibung s. «The Engineer», 7. März; «Engineering», 20. Juni 1947.

[7]) Ausführlich beschrieben in «Interavia» Nr. 2, Mai 1946, S. 37.

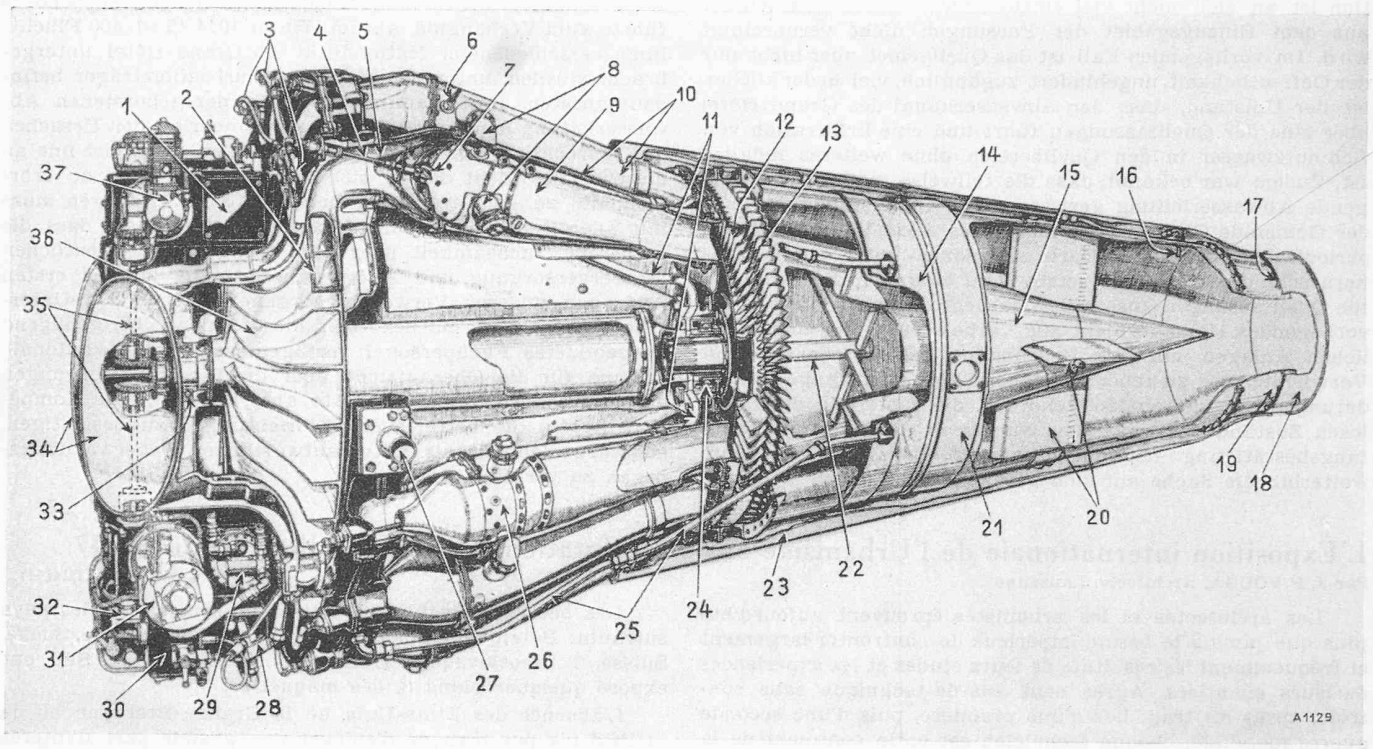

Bild 4. Turbotriebwerk «Goblin» von De Havilland

1 Getriebekasten für Hilfsantriebe, 2 Diffusor, 3, 4, 5 Brennstoffzuleitungen zu den Brennkammern, 6 Zündkerze, 7 Brennstoffzerstäuberdüse, 8 Verbindungsleitungen zwischen den Brennkammern, 9 Flammraum, 10 Brennkammeraussenmantel, 11 Kühlluftzuleitung zum Turbinenlager, 12 Turbinen-Leit-Schaufeln, 13 Turbinen-Lauf-Schaufeln, 14 Rückstossdüse, 15 Abströmkonus, 16 Auspuffgas-Temperatur-Messtelle, 17 Austritt der Düsen-Kühlluft, 18 Kühlmantel-Endring, 19 Düsen-Endring, 20 Verstrebungen des Abström-Konus, 21 Hinterer Befestigungsring, 22 und 25 Kühlluftzuführung zur Turbinen-Laufrad-Scheibe, 23 Düsen-Kühlluft-Mantel, 24 Turbinenlager, 26 Brennkammer-Innenrohr, 27 Vorderer Befestigungspunkt, 28 Brennstoffleitungen, 29 Brennstoffpumpe, 30 Oelpumpe, 31 Anlasser, 32 Regler, 33 Kompressorenlager, 34 Luft-Einläufe, 35 Antriebswellen für die Hilfsaggregate, 36 Kompressoren-Laufrad, 37 Druckluft-Erzeuger

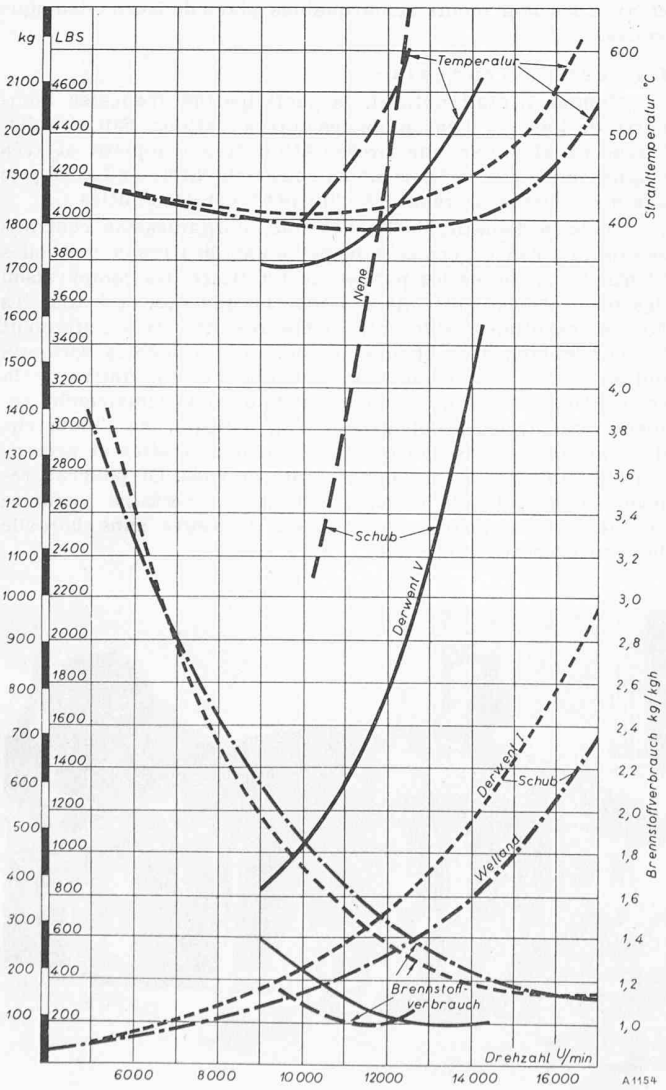

Bild 6. Leistungen der Rolls-Royce Turbotriebwerke der «River Class», in Meereshöhe

Die Leistungsangaben auf Tabelle 1 stellen Höchstwerte auf Meereshöhe dar. Ueber das Verhalten der genannten Rolls-Royce-Triebwerke in Abhängigkeit der Drehzahl orientiert Bild 6, das sich ebenfalls auf Meereshöhe bezieht. Mit zunehmender Flughöhe fallen naturgemäss Luftdurchsatz (in kg/h), Leistung und Schubkraft ungefähr proportional der Luftdichte ab. Bild 7 zeigt einen solchen Verlauf, jedoch für ein Turbo-Triebwerk mit Propeller. (Schluss folgt)

Die Typhus-Epidemie in Glion

DK 616.927(494.45)

Ueber die Typhusepidemie in Glion im Sommer 1945 kann heute, nach Abschluss der umfangreichen Untersuchungen der Ursachen des Unglückes, rückblickend berichtet werden [1]). Zunächst ist daran zu erinnern, dass zwischen dem 19. Mai und dem 5. August 1945 infolge Genusses verunreinigten Wassers aus der Wasserversorgung der Gemeinde Glion 101 Personen an Typhus erkrankten, von denen 16 starben. Die grosse Verbreitung der Infektion war darauf zurückzuführen, dass die Ursachen der Erkrankungen erst am 15. Juni entdeckt und dass erst am 28. Juni, also 40 Tage nach den ersten Krankheitsfällen, von zuständiger Stelle Vorkehren gegen die weitere Ausbreitung der Epidemie getroffen wurden. Diese verhängnisvollen Umstände und die lange Inkubationsdauer der Krankheit, die 10 bis 40 Tage betragen kann, versetzte damals die Bevölkerung wochenlang in Aufregung.

Glion bezieht das Wasser aus etwa 2,6 km Entfernung, aus dem rd. 250 m höher gelegenen Les Avants, wo unterhalb des Dorfes, im Park des Grand Hôtel in den Jahren 1870/80 fünf Quellen gefasst wurden. Sie liegen in Moränematerial und sind als unterirdische Drainagefassungen ausgebildet, gegen das Eindringen von Oberflächenwasser jedoch nicht geschützt. Gegen diese früher vielfach angewandte Konstruk-

[1]) «Monatsbulletin des SVGW», Nr. 5 u. 6 vom Mai und Juni 1947.