

Ueber Rückstoss-Triebwerke für Flugzeuge

Autor(en): **Mühl, A. Von der**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

Band (Jahr): **65 (1947)**

Heft 44

PDF erstellt am: **21.09.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-55974>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.

Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.

Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

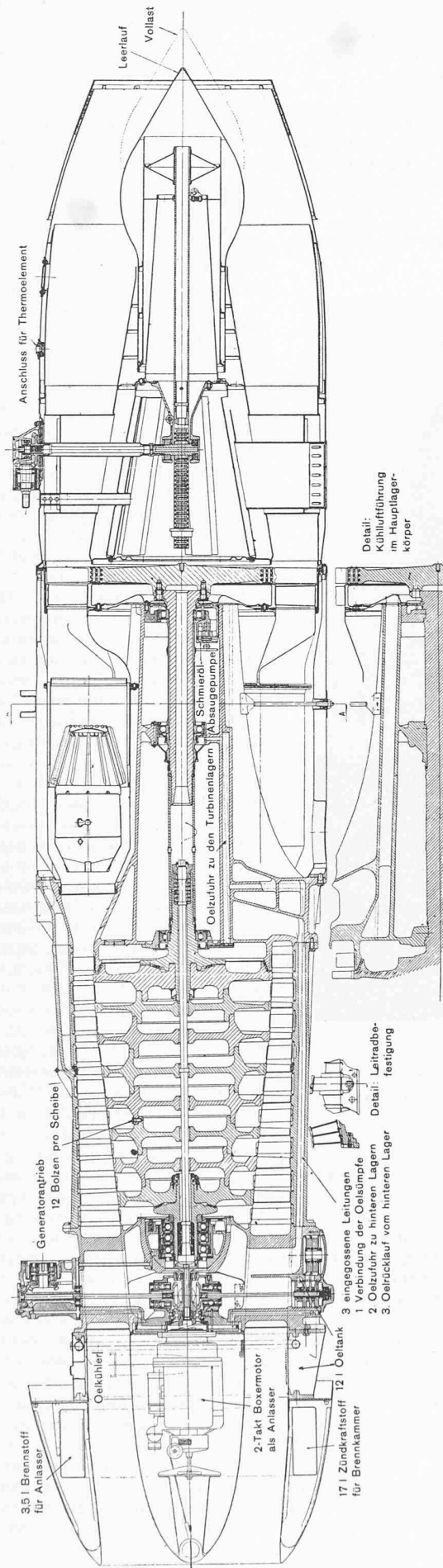


Bild 8. Längsschnitt des Turbo-Düsen-Triebwerkes «Jumo 004» von Junkers

und stiller, aber auch sensibler Schüler; vielleicht mag dies darauf zurückzuführen sein, dass sein Herz schon in jungen Jahren ihn zuweilen etwas beunruhigte. Wohl mehr noch als der Technik gehörte seine Liebe den schönen Künsten, der Philosophie und besonders der Literatur; er war von seltener Belesenheit. Die Bibliothek bedeutete für ihn einen Raum der Andacht, in dem er nicht gestört sein wollte. Das erklärt auch seine leichte Feder in der Behandlung der verschiedensten Fragen und seine Vorliebe für wissenschaftliche Arbeit, die in ihm anfänglich sogar den Gedanken an den Uebertritt in die akademische Laufbahn aufkommen liess. Ob ihm diese aber auf die Dauer Befriedigung geboten hätte? Die E.T.H. hat seine grossen Verdienste um die Förderung der Wissenschaft aus Anlass des 60. Geburtstages mit der Verleihung des Ehrendoktors anerkannt, nachdem schon vorher die Universität Bern mit der nämlichen Ehrung vorangegangen war. Vermutlich mehr durch den seit Jahren etwas leidenden Zustand bedingt war sein starkes Interesse für meteorologische Probleme.

Der tiefe Ernst, die nie versagende Kunst der Selbstbeherrschung in jeder Lage, verbunden mit einem gewissen Distanzhalten gegenüber Personen und Sachen, machten E. Dübi zum überall anerkannten Vorgesetzten, der bei seinem konzilianter Charakter kaum jemals einen Feind gehabt hat. Als feinführender Mensch, der sich seiner sozialen Verpflichtungen nur zu sehr bewusst war, brachte er es noch bis in die letzten Jahre fertig, nach harter Tagesarbeit am Abend in seinem Heim den Arbeitnehmern für das Vorbringen ihrer persönlichen Nöte zur Verfügung zu stehen, wo er doch die Ruhe so viel notwendiger gehabt hätte. Vor allem trat er auch fortgesetzt für die Stärkung und Verbesserung der Fürsorgeeinrichtungen ein, die bei den v. Roll'schen Eisenwerken ja ohnehin seit langem als vorbildlich bezeichnet werden können. Die Krönung seines grossen Verständnisses für das Wohl der Arbeiterschaft bedeutete aber zweifellos der Abschluss des bekannten und neue Wege weisenden Friedensabkommens mit den Organisationen der Arbeitnehmer in der Maschinen- und Metallindustrie, das in der Sozialgeschichte unseres Landes für immer eines der bedeutendsten Ereignisse darstellen wird.

Ed. Fankhauser

Ueber Rückstoss-Triebwerke für Flugzeuge

Von Dipl. Ing. A. VON DER MÜHLL, Zürich

DK 629.136.3

(Schluss von Seite 587)

2. Einfachstrom-Triebwerke mit Axialkompressoren

In Deutschland wurde die Entwicklung von Düsen-Triebwerken ebenso intensiv wie im alliierten Lager gefördert. Dabei hatten die deutschen Konstrukteure einen gewissen zeitlichen Vorsprung, da schon im August 1939 ein Versuchsflugzeug mit einem Heinkel-Düsentriebwerk geflogen sein soll.

Das Triebwerk «Jumo 004» von Junkers (Bild 8) wurde schon im Jahre 1943 im Flug auf der Messerschmitt Me 262 vorgeführt und kam Ende 1944 zum militärischen Einsatz. Es ist ein typisches Beispiel der Einfachstrombauart mit Axialgebläse. Bemerkenswert ist hier die Rückstossdüse mit verstellbarer Nadel zur Regelung des Ausflussquerschnittes. Zum Anlassen dient ein Zweitakt-Benzinmotor von Riedel.

Das Triebwerk der Bayr. Motorenwerke München «BMW 003» weist eine ringförmige Einraum-Brennkammer auf; im übrigen ist es ähnlich gebaut, wie das Triebwerk «Jumo 004»⁸⁾.

Die deutschen Konstrukteure legten ursprünglich weniger Wert auf hohen Wirkungsgrad, dafür versuchten sie die mechanisch hoch beanspruchten Turbinenteile dem Einfluss der hohen Temperaturen zu entziehen und strebten zudem einfachen Aufbau und kleinen Aussendurchmesser (geringen Luftwiderstand) an. Durch Umsetzen eines grossen Wärmegefälles im Leitrad der einstufigen Gasturbine ergeben sich niedrigere Temperaturen vor dem Laufrad. Die Leitrad-schaufeln sind hohl und werden innen von verdichteter Kühlluft durchströmt, die mit Schallgeschwindigkeit aus dem Spalt austritt. Bei der Strahltriebwerke BMW 003 sind auch die Laufradschaufeln hohl und luftgekühlt.

Die Westinghouse Electric Corporation begann Ende 1941 mit dem Studium von Rückstossantrieben und brachte Ende 1943 eine erste Ausführung zum Probearbeit [5]. Die weitere Entwicklung führte zum Modell «Yankee 19B», das vor allem für die mit zwei solchen Triebwerken ausgerüsteten Flugzeuge «Mac Donnell Phantom» FD-1 der amerikanischen Marine für den Einsatz auf Flugzeugträgern verwendet wurde⁹⁾. Die kleinen Maschinen erreichen Geschwindigkeiten von 800 km/h und Reichweiten von etwa 1600 km.

⁸⁾ Beide deutschen Triebwerke sind beschrieben in «Aircraft Engineering» Dez. 1945, Jan. u. Febr. 1946 und in «Interavia», Juli 1946, S. 42 u. 43.

⁹⁾ Beschreibung s. «Interavia» Nr. 7, Okt. 1946, S. 51.

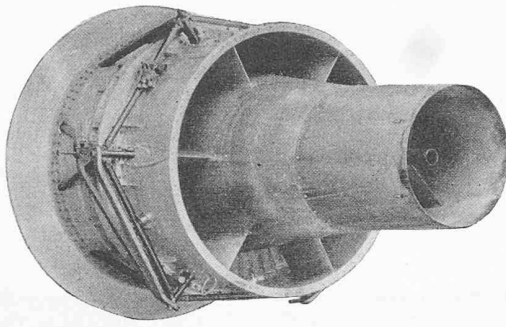


Bild 9. Heckansicht des Doppelstrom-Düsen-Triebwerkes «Metrovick F3» mit der coaxialen Ringöffnung des Schubvermehrers

Auffallend sind vor allem die kleinen Dimensionen. Die ganz kleine Ausführung «Baby» wird für Flügelbomben verwendet.

Die Metropolitan-Vickers-Werke in England hatten bereits 1938 auf Wunsch des Luftfahrtministeriums das Studium des Gasturbinenantriebes für Flugzeuge aufgenommen. Vorerst wurden Propellerturbinen entworfen. 1940 wandte man sich den Einfachstrom-Turbinen mit Axialverdichtern zu. Ein erstes Aggregat F2/1 kam Ende 1941 auf den Prüfstand und Ende 1943 zur Flugerprobung. Aus ihm ging das Triebwerk F2/4 hervor¹⁰⁾, das sich durch grosse Schluckfähigkeit, kleinen Durchmesser und hohen Gebläsewirkungsgrad auszeichnet.

3. Doppelstrom-Triebwerke

Mit der Konstruktion von Doppelstrom-Triebwerken haben sich vor allem Metropolitan-Vickers befasst. Diese Firma verwendete hierfür zunächst den Kompressor und die Brennkammer ihres Einfachstrom-Triebwerkes F2/4, indem sie zusätzlich zur Turbine, die den Kompressor antreibt, eine Gegenlauf-Turbine einbaute. An deren Umfang sind besondere Verdichterschaukeln angebracht, die eine grosse zusätzliche Luftmasse erfassen und sie durch eine um die Hauptdüse angeordnete Ringöffnung ausstossen. Auf diese Weise entstand das Triebwerk «Metrovick F3» (Bild 9). Grössere Standschübe und verbesserte Steigeigenschaften bei wesentlich geringerem Brennstoffverbrauch wurden damit erreicht (siehe Tabelle 2).

Das erste französische Rückstoss-Triebwerk Rateau-Anxiennaz SRA-1 ist ebenfalls ein Doppelstrom-Triebwerk. Es wurde während des Krieges von Rateau, Paris, entwickelt und steht gegenwärtig bei der Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation, Paris (SNECMA), der verstaatlichten Nachfolgerin der Gnôme et Rhône-Werke, im Reihenbau (Bild 10). Es weist einen vierstufigen ND-Axialverdichter, einen zwölfstufigen HD-Axialverdichter und eine zweistufige Gasturbine auf; alle 18 Schaufelkränze sitzen auf dem selben Rotor. Nach dem ND-Verdichter teilt sich der Luftstrom: Der eine Teil tritt in den HD-Verdichter über, um von dort in üblicher Weise den neun Brennkammern und nachher einer zweistufigen Turbine zuzuströmen, der andere Teil wird dem aus der Turbine austretenden Gasgemisch direkt beigemischt und wirkt so als Schubvermehrер. Vor der Rückstossdüse kann zusätzlich Triebstoff eingespritzt und so durch Nachverbrennung die Leistung vergrössert werden. Ein solches Triebwerk war Ende 1946 im Pariser Luftfahrtsalon zu sehen¹¹⁾.

4. Turbotriebwerke mit Propeller

Solche Kombinationen sind bereits von verschiedenen Firmen ausgeführt worden (Tabelle 2). Die Metropolitan Vickers haben für ihren «Metrovick F5» wiederum ihr Triebwerk F2/4 als «Gaserzeuger» verwendet und vor der Rückstossdüse zwei gegenläufige, einstufige Turbinenräder angeordnet, die je einen Propeller-Schaukelkranz von 1,8 m Ausendurchmesser und 0,8 m Nabendurchmesser antreiben; jeder Kranz weist 15 bzw. 16 feste Flügel auf. Damit wird ein Standschub von über 2300 kg erreicht, wovon 1450 kg durch den Propeller und 850 kg durch die Düse erzeugt werden. In 6000 m Höhe ergibt sich eine Netto-Schubleistung von 2500 PS bei 700 km/h; dabei beträgt der Brennstoffverbrauch, bezogen auf 1 kg Schub, nur 0,87 kg/h.

Bei der Propellerturbine TG-100 der General Electric Co. in Schenectady, USA, treibt eine einstufige Gasturbine, die mit 10 000 U/min umläuft, einen Axialverdichter und über ein Untersetzungsgetriebe einen Propeller an. Der Brennstoffverbrauch soll günstig sein. Nähere Angaben sind nicht erhältlich.

Interessant ist das Propellertriebwerk «Theseus» (Bild 11) der englischen Flugzeug- und Flugmotorenwerke Bristol, Ltd. in Filton bei Bristol, das zum Senken des spezifischen Brennstoffverbrauchs mit einem Wärmeaustauscher ausgerüstet ist. Von den zwei Turbinenrädern treibt die HD-Turbine den Kompressor und die ND-Turbine den Propeller an. Die Luft tritt durch eine ringförmige Öffnung unmittelbar hinter dem Propeller in den aus acht Axialstufen und einer Radialstufe bestehenden Verdichter ein, worauf sie durch Diffusoren in den Wärmeaustauscher geführt wird. Anschliessend durchströmt die Luft acht Brennkammern und dann die zwei Turbinenräder. Die Abgase werden wieder durch den Wärmeaustauscher geführt, um die Frischluft aufzuheizen; sie strömen dann der Rückstossdüse zu. Trotzdem die ersten Versuchsflüge zum Erhöhen der Betriebssicherheit unter Ausschaltung des Wärmeaustauschers durchgeführt werden mussten, ist der Versuch, dieses Element zur Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades einzuführen, bemerkenswert. Zum Triebwerk gehört normalerweise ein fünfblügeliger Verstellpropeller, der seine Bewegung über ein Planetengetriebe erhält.

Eine fast doppelt so grosse Leistung weist das Gasturbinentriebwerk «Python» auf, das von den englischen Automobil- und Flugmotorenwerken Armstrong Siddeley Motors, Ltd., einer Tochtergesellschaft des Flugzeugbaukonzerns Hawker Siddeley Aircraft Co., Ltd. gebaut wird (Bild 12). Ein 14-stufiger Axialkompressor saugt die Aussenluft durch elf radiale Stützen an und fördert sie von hinten nach vorn in eine Ringkammer, von der elf Winkelkanäle zu ebensoviel Brennkammern überleiten, die rund um den Verdichter angeordnet sind. Von dort führen Gasleitungen zwischen den Ansaugstutzen durch nach der zweistufigen Turbine, wo das Gas expandiert und dann durch die Rückstossdüse nach hinten ins Freie austritt. Zwei kräftige Kugellager, von denen das vordere auch die Axialkräfte aufnimmt, tragen die Kompressor-trommel und die Turbinenscheibe. Nach vorn schliesst ein

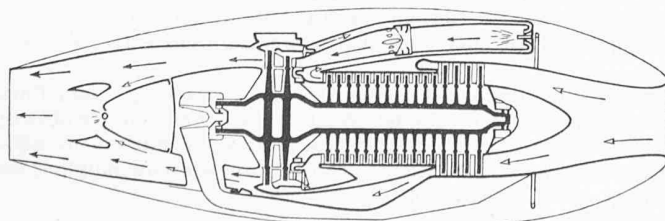


Bild 10. Prinzipskizze des Doppelstromtriebwerkes Rateau-Anxiennaz SRA-1

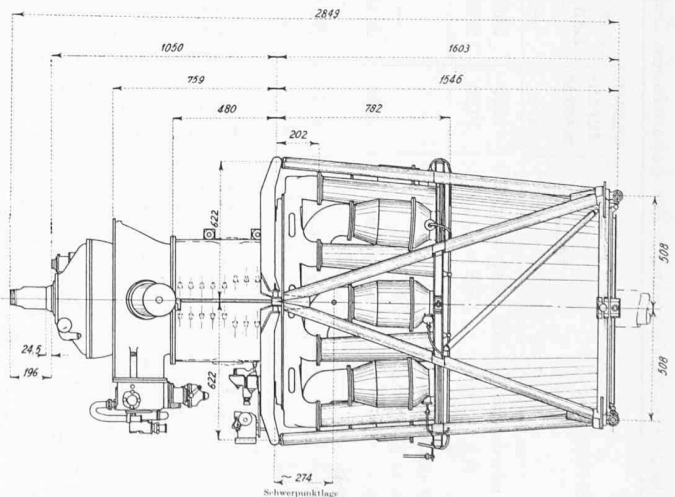


Bild 11. Propeller-Turbo-Triebwerk «Theseus» von Bristol

¹⁰⁾ Beschreibung s. «Interavia» Nr. 5, August 1946, S. 41.

¹¹⁾ Beschreibung mit Bildern s. «Interavia» Nr. 8/9, Nov./Dez. 1946.

Untersetzungsgetriebe an, aus dem zwei konzentrische Wellen zum Antrieb von zwei gegenläufigen vierflügligen Verstellpropellern herausragen. Alle Lager erhalten Kühlluft aus der fünften bzw. siebten Kompressorstufe. Mit einem einzigen Hebel verstellt der Pilot die Leistung durch Ändern der Propellerdrehzahl (Fliehkraftregler) und der Fördermenge der Treibstoffpumpe. Zusätzliche Regeleinrichtungen beeinflussen die Treibstoffförderung selbsttätig in Abhängigkeit von der Flughöhe, der Lufttemperatur und der Flugeschwindigkeit.

Bild 7 (S. 586) zeigt die Leistungen dieses bis heute stärksten Propeller-Triebwerkes.

Bild 13 zeigt die Leistungen dieses bis heute stärksten Propeller-Triebwerkes.

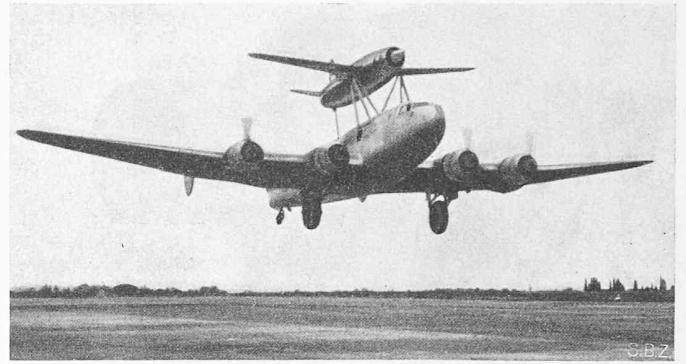


Bild 13. Flugzeug «Leduc 010» mit Thermo-Düsenantrieb. Versuchsflug mit einem viermotorigen Mutterflugzeug «Languedoc»

5. Thermodüsen und Raketen

Die einzige bisher bekannt gewordene Ausführung einer Thermodüse hat der französische Konstrukteur René Leduc gebaut. Bereits an der Pariser Luftfahrtausstellung im Jahre 1938 hat er ein Modell seines Flugzeuges ausgestellt. Während des Krieges sind seine Arbeiten im Stillen mit ganz geringen Mitteln fortgesetzt worden. Nach der Befreiung Frankreichs konnte ein Flugzeug-Prototyp mit einem solchen Triebwerk gebaut werden, das gegenwärtig im Flug ausprobiert wird (Bild 13). Die Thermodüse von Leduc soll bei 1000 km/h Flugeschwindigkeit 3780 kg Schub erzeugen, was einer Nutzleistung von rd. 14 000 PS entspricht. Der Brennstoffverbrauch dürfte überaus gross sein. Alleinflüge sind, soweit heute bekannt, noch keine durchgeführt worden.

Unter den Raketen sind die deutschen V2 wohl am bekanntesten¹²⁾. Sie verwendeten Äthylalkohol und flüssigen Sauerstoff als Treibmittel. Die Betriebszeit von rd. 1 min genügte, um die 12 t schwere Fernrakete auf etwa 4000 km/h zu beschleunigen. Dabei wurden 7,5 t Alkohol verbrannt, was einer Brennstoffleistung von weit über 1 Mio PS entspricht. Die V2 stellt eine ausserordentlich grosse technische Leistung dar; bei ihrer Konstruktion mussten in jeder Beziehung ungewöhnliche Probleme gelöst werden [8].

Zum Antrieb der deutschen Jagdflugzeuge Messerschmitt «Me 163 B» und Bachem «Natter» kam der «Raketenmotor» Walter HWK 509 zur Anwendung, eine Flüssigkeitsrakete, die mit einem Gemisch von 30 % Hydrazin-Hydrat, 57 % Metanol und 13 % Wasser mit Kaliumcuprocyan arbeitete und etwa 2200 kg Schub zu erzeugen vermochte (Bild 14). Der Apparat wog nur 165 kg. In 2,6 min konnten 9000 m Höhe erreicht werden¹³⁾. Der Brennstoffverbrauch war dabei sehr gross und die Brenndauer der Rakete betrug nur wenige Minuten.

Ähnliche Flüssigkeitsraketen wurden in Deutschland auch als Starthilfen für Lastsegler verwendet, so z. B. die Rakete Walter HKW 109-500, die als Treibstoff Calcium-Permanganat mit Wasserstoff-Superoxyd verwendete und während 30 s rd. 800 kg Schub erzeugte.

In Amerika hat die Aerojet Co. eine Rakete entwickelt, die bei einem Gewicht von 193 kg einen Schub von 2700 kg ergibt. Als Brennstoff dient Anilin in Verbindung mit Salpetersäure. Wahrscheinlich werden solche Aggregate für den Antrieb des in Flugerprobung stehenden Bell XS1-Flugzeuges verwendet. Ferner baut die selbe Firma Pulverraketen als Starthilfe, die den Namen Jato (Jet Assisted Take-Off) tragen¹⁴⁾.

V. Ueber Sonderaufgaben beim Bau von Rückstoss-Triebwerken

Bei der Konstruktion von Rückstoss-Triebwerken ist die Anwendung der klassischen Ingenieur-Wissenschaften, wie Festigkeitslehre, Materialkunde, Thermo- und Aerodynamik eine Selbstverständlichkeit. Viele der üblichen Konstruktionsaufgaben werden aber in etwas veränderter Form gestellt, einerseits wegen den Forderungen des Leichtbaues, andererseits wegen der geringeren Lebensdauer, die bei Flugzeugtriebwerken als zulässig betrachtet wird.

1. Diffusoren

Bei Anordnungen, in denen die kinetische Energie der Flugeschwindigkeit wenigstens teilweise in Druck umgesetzt werden muss, wie z. B. bei der Thermodüse, ist der innere Wirkungsgrad des Triebwerkes vom Diffusorwirkungsgrad abhängig. Die Konstruktion eines guten Diffusors wird aber besonders bei Geschwindigkeiten in Schallnähe infolge der dann leicht vorkommenden Stossverluste sehr schwierig. Obwohl über dieses Gebiet noch nicht viele Berichte erhältlich sind, scheint es doch verschiedenen Forschern gelungen zu sein, auch diese Aufgabe mit gutem Erfolg zu lösen.

2. Kompressoren

Die Turbo-Triebwerke der Whittleschen Anordnung haben zu sehr grossen Fortschritten der radialen Bauweise geführt. Es ist Whittle gelungen, ein Druckverhältnis von vier in einer einzigen Stufe zu bewältigen, und zwar mit einem adiabatischen Verdichtungswirkungsgrad von über 80 %. Die Umfangsgeschwindigkeit des Kompressorlaufrades beträgt dabei mehr als 450 m/s.

Tabelle 2. Hauptdaten einiger der bekanntesten Doppelstrom- und Propeller-Turbtriebwerke

Herstellerwerk	Typ	Aussen-durchmesser mm	Gesamt-Länge mm	Gewicht ohne Propeller kg	Kompressor		Brennkammerzahl	Turbine		Kompressor-Drehzahl bei Volleistung U/min	Stand-schub der Düse kg	Standleistung an der Propellerwelle PS	Treibstoffverbrauch kg/PS h	
					Stufenzahl	Druckverhältnis		Stufenzahl	Temperatur °C					
Metropolitan-Vickers SNECMA	Metrovick F3 SRA — 1	1250	3500	1000	9 a ¹⁾	3,7	1	2 + 4	800	7 700	1910	—	—	
		1120	2050	1000	16 a	—	—	9	2	750	7 500	1000	—	—
Metropolitan-Vickers General Electric Bristol	Metrovick F5 TG 100 Theseus I	—	—	1000	10 a	3,7	1	4	800	7 700	2300	—	0,87 ²⁾	
		1300	2849	1130	9. a + 1. r	4,35	8	1	800	10 000	180	1900	—	—
Rolls-Royce Armstrong Siddeley	Clyde Python	—	—	1150	9. a + 1. r	—	11	2	—	9 000	227	1980	0,225	
		1385	3485	1420	14 a	5	11	2	—	6 000	545	3050	—	—
										8 000	520	3700	0,286	

¹⁾ a = Axialverdichter; ²⁾ kg/h für 1 kg Schub bei Schnellflug

¹²⁾ Vgl. SBZ Bd. 125, S. 75*, Febr. 1945.

¹³⁾ Beschreibung s. «Interavia» Nr. 5, August 1946, S. 47 und Jan 1947, S. 41.

¹⁴⁾ Näheres hierüber s. «Interavia» Nr. 3, Juni 1946 «Raketenforschung in USA».

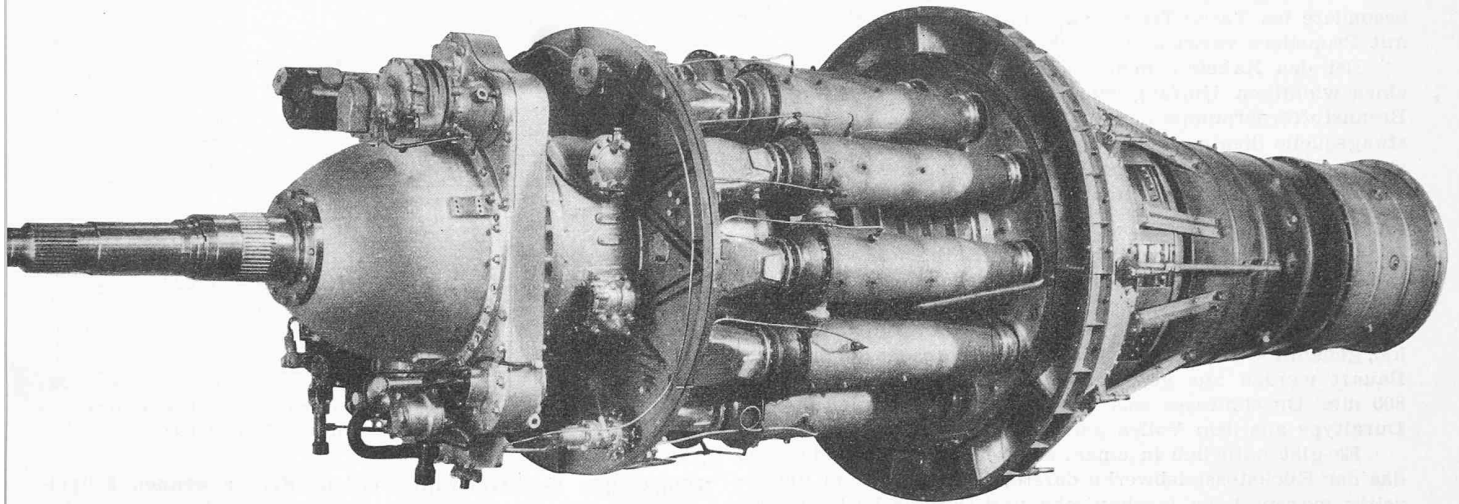


Bild 12. Propeller-Turbo-Triebwerk «Python» von Armstrong-Siddeley

Auch die axialen Kompressorbauarten erfuhren stärkste Förderung. Der Kompressor des deutschen BMW 003-Triebwerkes ergibt in nur sieben Stufen ein Druckverhältnis von mehr als 3,5. Englische Axialverdichter erzielten auch ausgezeichnete Leistungen, so z. B. der Kompressor des Armstrong Siddeley ASX, der in 14 Stufen ein Druckverhältnis von 4,5 mit einem adiabatischen Wirkungsgrad von 87,5 % erreicht.

3. Brennkammern

Die Wärmebelastungen der Brennkammern von Turbo-Triebwerken sind ausserordentlich hoch im Vergleich zu denen bisher bekannter, in Kesselanlagen oder bei stationären Gasturbinen vorkommender Brennräume. Diese Zahlen werden allerdings durch die Brennkammerbelastungen der Raketenöfen noch weit überschritten, siehe Tabelle 3 [14].

Tabelle 3. Wärmebelastung verschiedener Brennräume

Art des Brennraumes	Sauerstoff-träger	Brennstoff	Druck ata	Brennraumbelastung in Mio kcal/m ³ h
Wasserrohr-Dampfkessel	Luft	Kohle	1	0,2 bis 1
Stationäre Gasturbinenanlage (AK, Velox usw.)	Luft	Heizöl	3	10
Flugzeug-Turbotriebwerk	Luft	Kerosen	4	100
Flüssigkeitsrakete . .	Flüssiger Sauerstoff	Heizöl	bis 100	10 000

Bei Turbotriebwerken soll die Brennkammer einen möglichst kleinen Druckverlust aufweisen. Grundsätzlich lassen sich zwei Bauarten unterscheiden, nämlich die in verschiede-

dene Flaschen unterteilten Brennräume und die aus einem zusammenhängenden Raum bestehende Ringbrennkammer.

Die erste Art finden wir bei den Whittle-Triebwerken von Rolls-Royce, de Havilland, sowie beim Junkers Jumo 004 und bei den General Electric-Triebwerken. Die englischen Brennkammern dieser Art haben beim Anfangsdruck von 4 ata einen Druckverlust von etwa 0,14 at.

Theoretisch sollten die Ringbrennkammern, wie sie beim BMW 003, bei den Metrovick- und Westinghouse-Triebwerken vorkommen, noch geringere Druckverluste und kleinere Gewichte ergeben. Ihre konstruktive Durchbildung scheint aber noch viel Entwicklungsarbeit zu verlangen.

Die Güte der Verbrennung kann durch das Verhältnis der effektiv erreichten Temperatur zur theoretisch berechneten ausgedrückt werden. Beim BMW 003 ergibt sich ein Wert von 95 %, während die von Lucas entwickelten englischen Flaschenbrennkammern 98 % erreichen.

Die Flammen dürfen nicht zu lang sein und keinesfalls bis zur Turbinenschaufelung reichen. Andererseits sollen sie bei Teillast und in grosser Höhe nicht ausgeblasen werden.

Das Verhältnis des Luftgewichtes zum eingespritzten Brennstoffgewicht ist bei Turbotriebwerken bei Vollast verhältnismässig hoch. Man stellt Werte von etwa 60 : 1 fest gegenüber 1 : 1 bei Kolbenflugmotoren. Die Temperaturen vor der Turbine schwanken zwischen 750 und 850 ° C.

Ein weiteres Problem, dessen Lösung gegenwärtig intensiv verfolgt wird, ist die Nachverbrennung zusätzlichen Brennstoffes in der Düse, wodurch eine kurzzeitige Steigerung der Leistung um 25 bis 50 % für den Start oder für den Kampfflug erreicht werden soll.

4. Turbinen

Hier waren vor allem zwei Aufgaben zu lösen: 1. Das Herstellen und Behandeln eines für die sehr hohen Temperaturen geeigneten Materials für die Scheiben und Schaufeln; 2. die Konstruktion einer den hohen Fliehkräften entsprechenden Schaufelbefestigung. Auf beiden Gebieten sind sehr beachtliche Fortschritte erzielt worden.

5. Hilfsaggregate und Regelung

Turbotriebwerke sind nicht betriebsfähig ohne eine gewisse Anzahl von Hilfsaggregaten wie Anlasser, Brennstoffförderpumpen, Generatoren zur Versorgung des Bordnetzes, usw. Für jedes dieser Aggregate ist eine umfangreiche Entwicklungsarbeit notwendig, weil diese Aggregate meistens verschieden von denen der Kolbenmotoren sind.

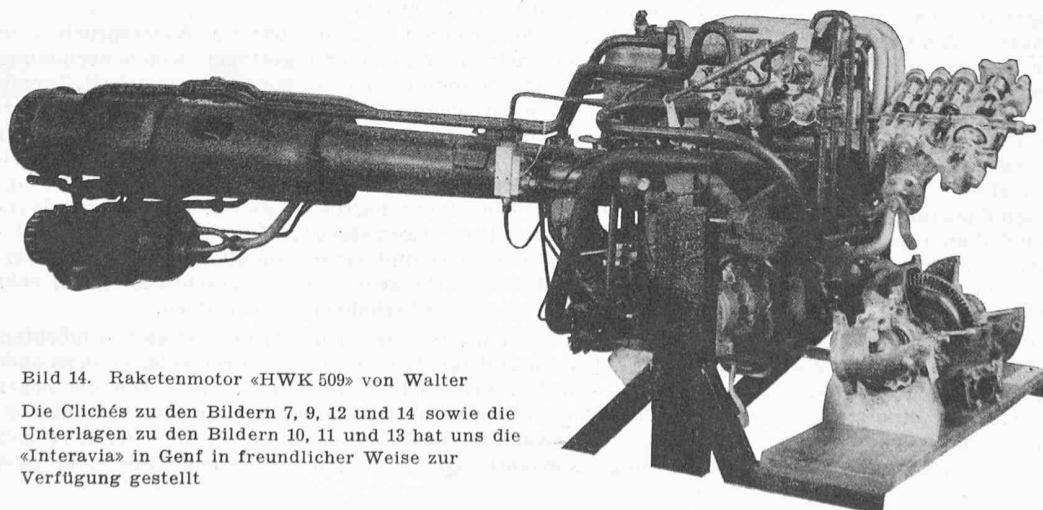


Bild 14. Raketenmotor «HWK 509» von Walter

Die Clichés zu den Bildern 7, 9, 12 und 14 sowie die Unterlagen zu den Bildern 10, 11 und 13 hat uns die «Interavia» in Genf in freundlicher Weise zur Verfügung gestellt

Auch die Regelung bietet zum Teil neue Aufgaben, die insbesondere bei Turbo-Triebwerken mit Schubvermehrern oder mit Propellern verwickelt sein können [15].

Bei den Raketen nehmen die Hilfsaggregate ebenfalls einen wichtigen Umfang ein. So beträgt die Leistung der Brennstoffförderpumpe der V2-Rakete etwa 500 PS. Als Leistungsquelle diente eine Dampfturbine, die mit den aus der chemischen Umsetzung von Wasserstoffsperoxyd mit Calciumpermanganat entstehenden Dämpfen betrieben wurde.

6. Materialfragen

Die Entwicklung von warmfesten Stählen für die Turbinenschaufelungen und für die Laufradscheiben wurde überall mit grosser Energie gefördert. In England verwendet man in der Regel für die Schaufeln eine Legierung mit 80 % Nickel, genannt «Nimonic-80». Die Kompressorräder der radialen Bauart werden aus geschmiedeten Scheiben von mehr als 800 mm Durchmesser aus einer Aluminium-Legierung des Duraltyps aus dem Vollen gefräst.

Es gibt natürlich in einem so grossen Arbeitsfeld wie es das der Rückstosstriebwerke darstellt, und auf dem gleichzeitig extrem hohe mechanische und thermische Beanspruchungen auftreten, noch manche interessante Materialprobleme. Hier sei als Beispiel auf die Brennstofffrage hingewiesen. Kerosen, das als Brennstoff für Turbotriebwerke wegen dem höheren Heizwert pro kg normalerweise verwendet wird, ist eine Flüssigkeit von der Art der Paraffine, mit einem Siedepunkt von 150 bis 300° C. Gegenüber dem Flugbenzin bietet Kerosen eine grössere Explosionsicherheit am Boden. Im Flug ändern sich aber diese Verhältnisse, wie aus Bild 15 ersichtlich ist [2].

7. Organisationsfragen

An der Entwicklung von Rückstosstriebwerken wurden während des Krieges in Deutschland, England und den USA enorm grosse Mittel aufgewendet. In Deutschland ist die Produktion durch die Bombardierungen stark gestört worden, sodass das Endergebnis nicht dem hohen Stand der Forschungs- und Entwicklungsarbeiten entspricht. Die Amerikaner machten sich erst verhältnismässig spät an die Arbeit; sie sind jedoch im Begriffe, mit ihren üblichen grosszügigen Mitteln den Rückstand einzuholen.

In England brauchte es gut zehn Jahre, bis die zähen Bemühungen von Whittle das Interesse der massgebenden Kreise erwecken konnten [12]. Doch waren die Fortschritte dann sehr rasch. Man könnte daraus schliessen, dass es viel leichter sei, Turbotriebwerke als Kolbenmotoren zu bauen. Wie aus den allmählich veröffentlichten Berichten ersichtlich ist, waren jedoch die finanziellen und persönlichen Anstrengungen für die Entwicklung von Turbotriebwerken sehr gross. Auffallend ist die unter dem Druck des Krieges aufgezwungene Zusammenarbeit verschiedener Firmen. Die bei den Whittleschen Prototypen gewonnenen Erfahrungen wurden verschiedenen andern Firmen (z. B. Rover, Rolls-Royce und De Havilland) zugänglich gemacht, die Firma Lucas entwickelte für alle Triebwerkhersteller gemeinsam Brennkammern, Brennstofffördersysteme, Regelaggregate usw. Ohne Zweifel lag in einer solchen Zusammenarbeit, sowie in der klaren Zielsetzung des Ministry of Aircraft-Production ein grosser Teil des englischen Erfolges begründet.

VI. Ausblick

Beim Bau von rückstosstriebgetriebenen Flugzeugen treten wesentlich andere Gesichtspunkte in den Vordergrund als bei dem von propellergetriebenen Maschinen. Die Stirnflächen der Turbotriebwerke sind meist kleiner, die Längen hingegen grösser als bei Kolbenmotoren. Dadurch eignen sich die Turbotriebwerke bei mehrmotorigen Flugzeugen gut für den Anbau an der Flügelunterseite, oder bei zukünftigen Grossflugzeugen für den Einbau in die Flügel.

Infolge der sehr grossen Schubleistungen, die mit Turbo-Triebwerken, Thermodüsen und Raketen bei hohen Geschwindigkeiten verfügbar sind, können wesentlich schnellere Flugzeuge gebaut werden. Das allein bringt eine Menge von neuen Aufgaben mit sich [1]. Je mehr man sich der Schallgeschwindigkeit nähert, umso stärker stören die Folgen der Luftkompressibilität. Bis etwa 700 km/h wirken sie sich nur auf die schnell bewegten Propellerspitzen aus. Bei grösseren Fluggeschwindigkeiten verursachen sie eine starke Vergrösserung des Luftwiderstandes und plötzliche Verlagerungen der aerodynamischen Kräfte. Dadurch kann die Stabilität des

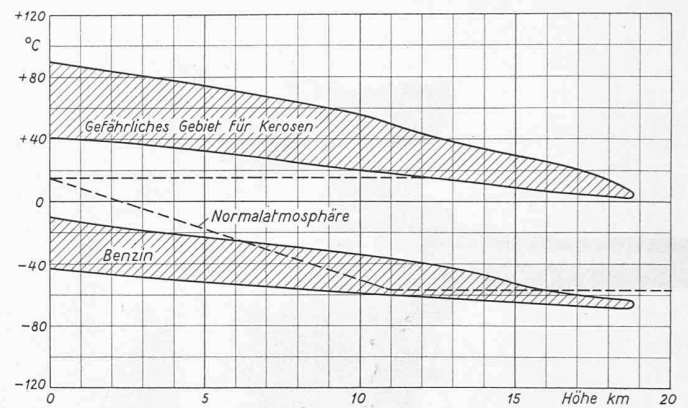


Bild 15. Explosionsgefahr bei Flugbrennstoffen. Bei isoliertem Brennstofftank kommt auch Kerosen in die Gefahrzone

Flugzeuges beeinträchtigt werden. Ferner können Flügelschwingungen entstehen. Der Luftwiderstand von normalen Flügelschnitten steigt bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit auf das Zehnfache, was zu extrem dünnen Flügeln, mit geringer Krümmung und Zurückverlegung der grössten Dicke nach der Austrittskante führte. Solche Profile haben den Vorteil, dass sie die Luft auf der Oberseite weniger beschleunigen. Die Schallgeschwindigkeit wird örtlich auf dem Profil erst bei einer höheren Fluggeschwindigkeit erreicht. Durch passende Formgebung gelingt es auch, die sich längs dem Profil entwickelnde Grenzschicht auf einer möglichst grossen Länge laminar zu erhalten, und den Umschlagpunkt zur turbulenten Grenzschicht nahe an die Austrittskante zu versetzen. Ähnliche Hochgeschwindigkeitsprofile sind den Propellerherstellern seit Jahren bekannt und wurden mit Erfolg zur Verbesserung des Propellerwirkungsgrades angewendet. Bei den Propellerflügeln, die aus massivem Dural hergestellt sind, war es verhältnismässig leicht, Profile mit weniger als 4 % relativer Dicke mit der notwendigen Oberflächengüte herzustellen. Bei Tragflügeln begrenzt jedoch die Rücksicht auf die Festigkeit und die Schwingungsgefahr die Schlankheit des Profils. Es ist auch sehr schwer, die Oberflächen so weit frei von Wellen und örtlichen Störungen durch Niete, Blechüberlappungen, usw. zu halten, dass die laminare Grenzschicht erhalten bleibt.

Die neuen Profile ergeben ausserdem nur einen geringen maximalen Auftrieb, sodass die Flächenbelastung sehr schneller Flugzeuge niedrig gehalten werden muss.

Die nachteiligen Einflüsse der Kompressibilität lassen sich bei weiterer Annäherung an die Schallgeschwindigkeit durch Verwendung von pfeilförmigen Tragflächen etwas hinauschieben. Ferner sind Verbesserungen durch Absaugen der Grenzschicht zu erwarten.

Diese Massnahmen dürften es ermöglichen, ins Gebiet der Schallgeschwindigkeit vorzudringen. Anhaltspunkte über die aerodynamische Gestaltung von Flugzeugen für das Uberschallgebiet sind auch bekannt. Es wird jedenfalls nicht viel anderes geben, als sehr dünne Profile mit scharfen Ein- wie Austrittskanten zu verwenden. Die Uberschallflugzeuge müssen mit möglichst kleinem Hauptspant und mit sehr kleinen Tragflächen gebaut werden.

Diese Forderungen stehen aber im Widerspruch zum Bedürfnis nach einer genügend geringen Flächenbelastung für Start und Landung, sowie zur Notwendigkeit, genügend grosse Brennstofftanks irgendwo im Flugzeug unterzubringen, um trotz dem grossen Brennstoffverbrauch der Rückstosstriebwerke eine hinreichende Flugdauer zu erreichen. Es wird auch schwierig sein, den ganz schnellen Flugzeugen gute Flugeigenschaften zu geben. Begriffe wie Wendigkeit, Kurvenflug, angemessene Abflug- und Landegeschwindigkeit müssen überhaupt einer gründlichen Revision unterzogen werden: die Flugzeuge werden geschossartig auf sehr gering gekrümmten Flugbahnen vorbeiflitzen.

Eine Tatsache, die wir nochmals unterstreichen möchten, ist die Mannigfaltigkeit nicht nur der Probleme, sondern auch der praktisch brauchbaren Lösungen, die durch die neuen Triebwerkformen entstanden sind. In der Flugzeugentwicklung ist zwar nie ein Stillstand eingetreten, doch hatten sich einige konventionelle Lösungen anscheinend als mehr oder

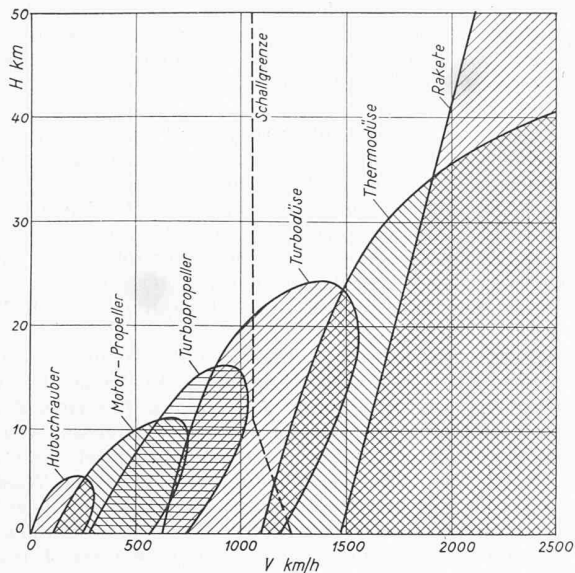


Bild 16. Geschwindigkeits- und Höhenbereiche für die verschiedenen Flugzeugantrieb-Systeme

weniger endgültig herausgebildet. Nun ist alles wieder in Bewegung geraten und der Horizont hat sich mächtig erweitert. Zu jedem Problem kann eine besonders angepasste Lösung gefunden werden. Die Grenzen der Triebwerkleistungen sind derart erweitert worden, dass jetzt schon, kaum sieben Jahre nach dem ersten Flug eines turbogetriebenen Flugzeuges, die Maximalleistung pro Einheit mindestens das Doppelte des stärksten Kolbenmotors erreicht. Das Leistungsgewicht ist aber gleichzeitig auf weniger als die Hälfte gesunken. Wohl sind noch der Start- und der Steigflug-Schub geringer als jene des entsprechenden Motor-Propellertriebwerks. Durch Anwendung von passenden inneren und äusseren Schubvermehrern lassen sich diese Nachteile einholen. Auch der Brennstoffverbrauch von Turbotriebwerken, der bisher wesentlich ungünstiger als jener der Kolbenmotoren war, wird bei passender Anordnung ebenbürtig.

Zur Ueberwindung der schwierigen Schallschwelle liefern die neuen Triebwerkankordnungen die hierfür unerlässlichen ganz grossen Leistungen; Thermodüsen und Raketen dürften besonders passende Lösungen darstellen.

Bild 16 zeigt die Geschwindigkeits- und Höhenbereiche der wichtigsten Anordnungen. Man kann mit grosser Wahrscheinlichkeit voraussagen, dass die 1000 km/h-Schwelle in allernächster Zeit von verschiedenen Flugzeugtypen überschritten werden wird. Vorstösse von Versuchsflugzeugen ins Gebiet des Uberschalls sollten in der nächsten Zukunft auch möglich sein, nachdem man nun über Triebwerke genügender Leistung verfügt. In der Verkehrsflugfahrt werden aber solche Geschwindigkeiten jedenfalls in den nächsten 20 Jahren nicht Eingang finden, da sie unwirtschaftlich grosse Brennstoffverbräuche erfordern.

Literaturverzeichnis:

- [1] Akeret J., Prof. Dr.: «Probleme des Flugzeugantriebes in Gegenwart und Zukunft» in SBZ, Bd. 112, S. 1*, 2. Juli 1938.
- [2] Banks F. R., Air Commodore: «Turbines or Piston Engines?» in «Flight», Nr. 1887/88, 22. Februar und 1. März 1945, S. 208 bis 228, auszugweise in SBZ, Bd. 125, S. 294, Juni 1945 und «Power Units for future Aircraft» in «Journal of the Royal Aeronautical Society», Januar 1947.
- [3] Cox H., Dr., Roxbee: «British Aircraft Gasturbine Engine Progress» in «Aircraft Engineering», Nr. 203 und 204, Vol. XVIII, Januar und Februar 1946, S. 18 und 50.
- [4] Fedden, Sir Roy: «Power Plant Past and Future» in «Flight», Nr. 1849 und 1850, 1. und 8. Juni 1944, S. 578 und 611, auszugweise in SBZ, Bd. 125, S. 53*, Februar 1945.
- [5] Godsey F. W. und Flagle Ch. D.: «The Place of the Gas Turbine in Aviation» in «Westinghouse Engineer» 1945.
- [6] Gohlke: «Thermodynamische Rückstossantriebe» in «Flugsport» 1939.
- [7] Hooker S. G., Dr.: «Gas Turbines for Aircraft Propulsion» in «Flight», Nr. 1905, 28. Juni 1945, S. 685.
- [8] Perring W. O.: «German Long Range Rocket Development» in «Flight», Nr. 1924, 8. November 1945, S. 508.
- [9] Roth P. und Hänni E.: «Gasturbinen und Strahl-Triebwerke» in «Interavia», Jahrg. I, Nr. 2, Mai 1946, S. 43, Nr. 3, Juni, S. 41, Nr. 4, Juli, S. 37, und Nr. 5, August, S. 41.
- [10] Schmidt D.: «Der Düsenantrieb für Flugzeuge» im «Schweizer Archiv», Jahrg. 11, Heft 10, 1945, S. 289.

- [11] Smith G. C.: «Gas Turbines and Jet Propulsion for Aircraft», 4. Auflage, Flight Verlag, London, Mai 1946.
- [12] Whittle F., Air Commodore: «The early History of the Whittle Jet Propulsion Gas Turbines», published by the institution of Mechanical Engineers, London, 1946.
- [13] «Thrust», «Jet Propulsion» in «Fortune» Vol. XXXIV, Nr. 3, September 1946, S. 128 und 141.
- [14] Rougeron C.: «Les fusées à liquides», in «Science et Vie», Nr. 351, Dezember 1946.
- [15] Stein Th.: «Drehzahlreglung von Flugzeug-Triebwerken» in SBZ, Bd. 127, Nrn. 24, 25, 26, Juni 1946, S. 295*, 309*, 323*.
- [16] Campini S.: «Sulla teoria analitica del moto-propulsore Campini» in «L'Aerotecnica», Vol. XVIII, 1938, S. 19.

Horizontalbohrungen für Grundwasserfassung

Von Dipl. Ing. M. WEGENSTEIN, Zürich

DK 628.112.2

Die ersten grösseren Grundwasserfassungen sind in der Form von Kessel- oder Schachtbrunnen gebaut worden. Neben den hohen Baukosten hat aber diese Art von Brunnenfassungen den Nachteil, dass das nur durch die Sohle und einzelne, seitliche Löcher eindringende Grundwasser sehr oft die zulässige Eintrittsgeschwindigkeit übersteigt, was zu einer immer stärker werdenden Versandung des Brunnens und damit zu einer Verminderung seiner Leistungsfähigkeit führen kann. Daher ist man zum Bau von Rohrbrunnen gekommen, die, solange die Tiefe des Grundwasserträgers 25—30 m nicht übersteigt, bis auf dessen undurchlässige Sohle gebohrt werden sollen. Trotz geringerer Baukosten wird dabei eine Vergrösserung der Eintrittsfläche erreicht, die in der Grösse des vom Grundwasser benetzten Umfanges der Brunnenbohrung in Rechnung gestellt werden darf. Die reduzierte Eintrittsgeschwindigkeit vermindert die Gefahr der Versandung, wobei die zwischen Bohr- und Brunnenrohr eingebrachte Stüttschicht aus Filterkies eine weitere Sicherheit gegen das Eindringen besonders feiner Sande bildet. Je nach Tiefe und Durchlässigkeit des Grundwasserträgers sind solche vertikale Rohrbrunnen imstande, bis zu mehreren tausend Minutenliter zu liefern. Es sind aber nur wenige, besonders günstige Fälle bekannt, wo diesen einzelnen Rohrbrunnen bei noch zulässiger Absenkung des Grundwasserspiegels mehr als 5000 l/min dauernd entnommen werden können. Bei weniger tiefen und undurchlässigen Grundwasserträgern, oder bei grossen Entnahmemengen ist es daher notwendig, zwei oder mehr Brunnen in entsprechenden Abständen zu erstellen, und sie mittelst Heberleitungen an einen zentralen Sammelbrunnen anzuschliessen, aus dem dann die Pumpen das Wasser entnehmen können¹⁾. Solche Gruppen-Fassungen sind aber immer teuer, und ihre Betriebsicherheit ist von der einwandfreien Funktion der verschiedenen Heberleitungen, insbesondere deren automatischen Entlüftung, stark abhängig.

Von verschiedenen Ingenieuren sind daher im Verlauf der letzten Jahrzehnte neue Verfahren der Grundwasserfassung entwickelt worden, mit dem Ziel, die Eintrittsfläche einer einzelnen Fassung weiter zu vergrössern, dabei die Eintritts-Geschwindigkeit des Grundwassers zu verringern und die Ertragsmöglichkeit der Fassung zu steigern. Wohl eine der besten dieser neuzeitlichen Grundwasserfassungsmethoden stellt das Verfahren der horizontalen Grundwasserbohrung dar, das durch die Ranney Method Water Supplies, Inc., Columbus (Ohio), während des vergangenen Weltkrieges in den Vereinigten Staaten entwickelt worden ist, und auf der Erfahrung von mehr als 12 Jahren beruht, während welcher Zeit in den grossen Grundwasserträgern des amerikanischen Mittelwestens über 200 Fassungen nach diesem System gebaut worden sind. Der Ertrag schwankt dabei, je nach Mächtigkeit und Durchlässigkeit des betr. Grundwasserträgers, zwischen 1000 und 30 000 l/min pro einzelnen Brunnen. In einem besonders günstigen Fall bei starker Infiltration aus einem nahe der Fassung gelegenen Fluss konnte die Ergiebigkeit einer einzigen Ranney-Fassung auf 70 000 l/min gesteigert werden, ohne dass die Qualität des geförderten Wassers beeinträchtigt wurde.

Brunnenenergiebigkeit und Brunnenfassungsvermögen

Die von Dupuit-Thiem ermittelte klassische Formel²⁾ lautet für vollkommene, d. h. bis auf die undurchlässige Sohle

¹⁾ Vergl. z. B. Grundwasserfassung Papierfabrik Perlen, SBZ Bd. 116, S. 168* (1940).

²⁾ Dupuit: Etudes des Eaux Courantes 1848, A. Thiem: Brunnenenergiebigkeit, «Journal für Gasbeleuchtung und Wasserversorgung» 1876, S. 707 ff.