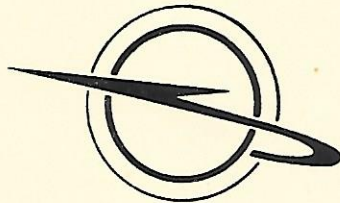


FORSCHUNGSZENTRUM DER LUFTFAHRTINDUSTRIE

---

Vorträge und Abhandlungen Nr. 2



Prof. Dr. G. Cordes

# Das Strahltriebwerk als Flugzeugantrieb

Vortragsreihe der Kammer der Technik

Einführung

in Probleme des Flugzeug- und Triebwerkbaus

Als Manuskript gedruckt

---

Mit der Herausgabe beauftragt:

ZENTRALSTELLE FÜR LITERATUR UND LEHRMITTEL

Dresden 1961

VERBODEN TOEGANG TOT DEZE DOCUMENTEN

Verbodener toegang tot deze documenten



Verbodener toegang tot deze documenten

Verbodener toegang tot deze documenten

Verbodener toegang tot deze documenten

Verbodener toegang tot deze documenten

Verbodener toegang tot deze documenten

Bestell-Nr. 5275

Als Manuskript gedrukt  
1960

Nachdruck, Reproduktion und Nachbildung – auch auszugsweise –  
nur mit Genehmigung des Verfassers und  
der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel  
im Forschungszentrum der Luftfahrtindustrie  
Dresden N 2 – Postschließfach 40

## Inhaltsverzeichnis

	Seite
1. Kurzer geschichtlicher Überblick	1
2. Wirkungsweise und Einteilung der Strahltriebwerke	4
3. Staustrahltriebwerke	6
4. Turbinentriebwerke	10
5. Mischtriebwerke	17
6. Betriebsverhalten von TL- und PTL-Antrieben	18
7. Entwicklungstendenzen des Strahltriebwerkbaues	22

## 1. Kurzer geschichtlicher Überblick

Die Geschichte des Fliegens ist erst ein gutes halbes Jahrhundert alt. In diesem halben Jahrhundert hat die Luftfahrttechnik eine Entwicklung durchgemacht, die zwar nicht rascher als die anderer Richtungen unserer heutigen Technik war, die aber stets das öffentliche Interesse fand und den außenstehenden Beobachter faszinierte. Vor allen Dingen setzt immer wieder die außerordentliche Steigerung der Geschwindigkeit von den kleinen Werten der Anfangszeit bis zur heutigen mehrfachen Schallgeschwindigkeit in Erstaunen. Diese Entwicklung ist auf zwei Punkte zurückzuführen

1. auf die immer bessere aerodynamische Gestaltung der Flugzeuge und
2. auf die stetige Verbesserung der Triebwerke.

Zu der Entwicklung des Kolbenflugmotors von seinen Anfängen bis zu seinem jetzigen Entwicklungsstand braucht nicht viel gesagt zu werden. Sie ist allgemein bekannt. Das Thema dieses Vortrages ist das Strahltriebwerk, welches als gänzlich neue Antriebsform den Kolbenmotor abgelöst und den gegenwärtigen Stand der Luftfahrttechnik ermöglicht hat.

Die Notwendigkeit eines derartigen Antriebsmittels ergab sich zwangsläufig, als die Luftschraube ihre Anwendungsgrenze erreicht hatte. Obwohl die Luftschraube bei Fluggeschwindigkeiten bis etwa zur halben Schallgeschwindigkeit ein geradezu ideales Vortriebsmittel darstellt, sind ihrer Anwendung bei größeren Fluggeschwindigkeiten doch Grenzen gesetzt. Ihr Wirkungsgrad, der normalerweise mehr als 80 Prozent beträgt, fällt nämlich stark ab, wenn die Flügelspitzen bei zu großen Fluggeschwindigkeiten mit relativer Schall- oder Überschallgeschwindigkeit arbeiten müssen. Ohne grundsätzlich das Verfahren der Luftschraube zur Schuberzeugung, nämlich Beschleunigung von Gasmassen und Ausnutzung ihrer Reaktionswirkung, zu verlassen, arbeitet das Strahltriebwerk mit einem unter Vermeidung dieser Schraube unmittelbar erzeugten Gasstrahl.

Das Prinzip dieser Wärmekraftmaschine war schon viele Jahre bekannt, jedoch hatten die Entwicklung warmfester Werkstoffe und der Kreiselmaschinenbau noch nicht den Stand erreicht, der seine Verwirklichung gestattete. Erst im Jahre 1939 flog das erste Flugzeug mit Strahlantrieb - eine Heinkelmaschine (Bild 1, Seite 3).

Von diesem Zeitpunkt an setzte in vielen Ländern eine rege Forschungstätigkeit auf den Gebieten der Verdichter, der Turbinen sowie der zum Bau derselben erforderlichen hochwertigen Werkstoffe ein, die zu der heutigen Entwicklungshöhe der Strahlantriebe führte.

In England wurde zwei Jahre nach dem Start der Heinkelmaschine im Jahre 1941 der erste Flug mit einem Düsenflugzeug durchgeführt. Bild 2, Seite 3 zeigt diese Maschine. Sie war mit einer von WHITTLE konstruierten Strahlmaschine mit Radialverdichter und Einzelbrennkammern ausgerüstet.

In Bild 3, Seite 3 ist die erste amerikanische Düsenmaschine dargestellt, deren Flug 1942 erfolgte. Übrigens war auch das erste zweimotorige Strahlflugzeug eine deutsche Entwicklung, nämlich die He 280. Sie startete zu ihrem Jungfernflug im Jahre 1941.

Im Laufe der Weiterarbeit zeigte sich, daß das neuverwendete Arbeitsprinzip nicht nur die Möglichkeit bot, höchste Fluggeschwindigkeiten noch mit gutem Vortriebswirkungsgrad zu erreichen, sondern daß damit auch höchste Wellenleistungen in einer Triebwerkeinheit verwirklicht werden konnten. Indem man diese Wellenleistung beim Propellerstrahlantrieb wieder einer Luftschraube zuführte, war es möglich, die Luftfahrtantriebe auch bei niedrigen Geschwindigkeiten wesentlich weiter zu entwickeln, und zwar in Richtung außerordentlich vergrößerter Leistungen. Damit wurde eine wesentliche Steigerung des Abfluggewichtes der Flugzeuge erreicht.

In den verschiedensten Ländern sind heute Strahltriebwerke, also Triebwerke mit reinem Strahlantrieb, bis zu etwa 13 500 kp Schub in der Entwicklung. Der anfangs hohe Kraftstoffverbrauch konnte im Laufe der Zeit von etwa 1,4 kg/kph auf etwa 0,75 kg/kph gesenkt werden. Die Propellerturbinen, also Strahltriebwerke mit Luftschraube, leisten bis 15 000 PS und erreichen heute in der Höhe einen Kraftstoffverbrauch von 180 g/PS.

In den Bildern 4 und 5 werden, bevor auf weitere Einzelheiten eingegangen wird, zunächst zwei Vertreter unseres neuen Flugzeugantriebs vorgeführt.

Bild 4, Seite 3 zeigt die Strahltriebmaschine BRISTOL-SIDDELEY OLYMPUS 101. Sie ist dort dem Kolbenmotor ALVIS LEONIDES gegenübergestellt.

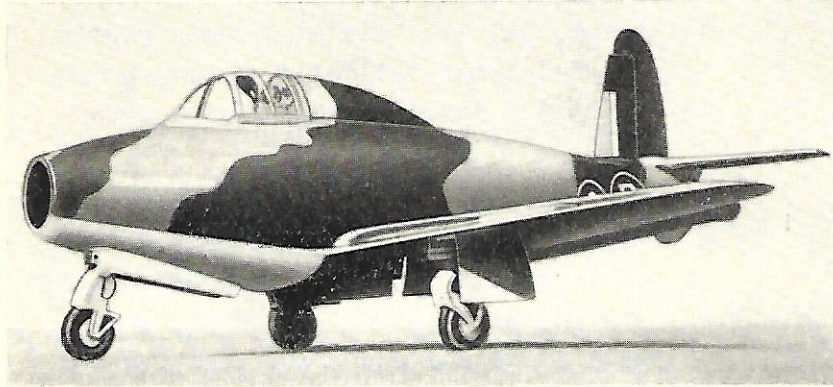
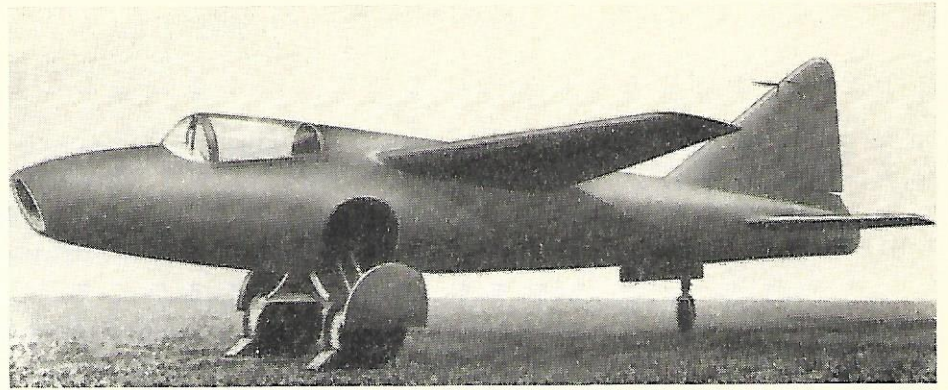
Beide Triebwerke haben etwa gleiche Stirnfläche, jedoch entwickelt die dargestellte Strahltriebmaschine am Stand einen Schub von etwa 4600 kp, wohingegen mit dem Kolbenmotor (550 PS) über die Luftschraube nur ein Vortrieb von ungefähr 605 kp erzielt werden kann.

Im Fluge ändert sich das Verhältnis der Schübe noch wesentlich zu Ungunsten des Kolbenmotors. Während nämlich der Schub der Strahltriebmaschine praktisch konstant bleibt, fällt derjenige des Kolbenmotors bis auf etwa 150 kp bei 700 km/h Fluggeschwindigkeit ab.

Natürlich besitzt das Strahltriebwerk ein größeres Volumen. Doch ist seine große Länge für den Einbauwirkungsgrad im Flugzeug von untergeordneter Bedeutung. Wesentlich ist, daß sein Gewicht gegenüber dem Kolbenmotor nur verhältnismäßig gering - von 450 auf 1600 kg - zugenommen hat, also nicht proportional zum Volumen.

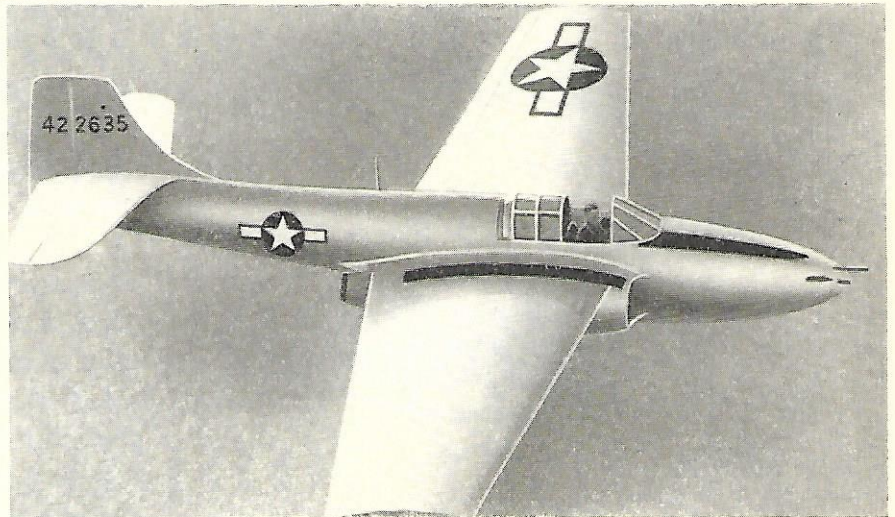
Bild 5, Seite 3 zeigt die Propellerturbine NAPIER ELAND EL 5, die Strahl- und Luftschraubenantrieb vereinigt. Das Triebwerk wiegt ohne Luftschraube bei einer Startleistung von  $N_{ges} = 4200$  PS nur 816 kg, was einem Einheitsgewicht von 0,194 kg/PS entspricht. Beste Kolbenmotoren liegen demgegenüber bei Werten von 0,5 kg/PS.

▷ Bild 1  
Erstes Düsenflugzeug der Welt  
Heinkel He - 178

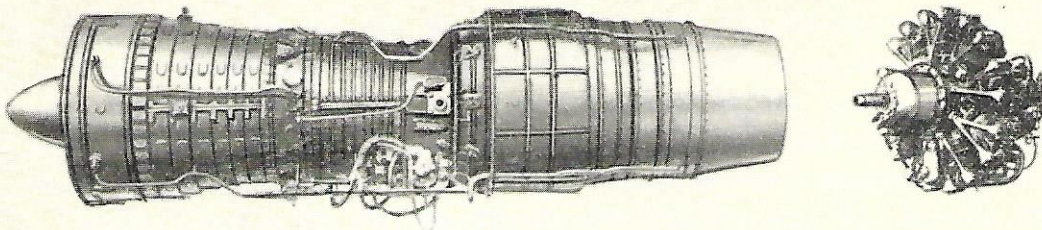


◁ Bild 2  
Erstes englisches Turbinenflugzeug  
Gloster E-28/39, das am 1. 5. 41 flog

▷ Bild 3  
Erstes amerikanisches Düsenflugzeug  
Bell P-59 A

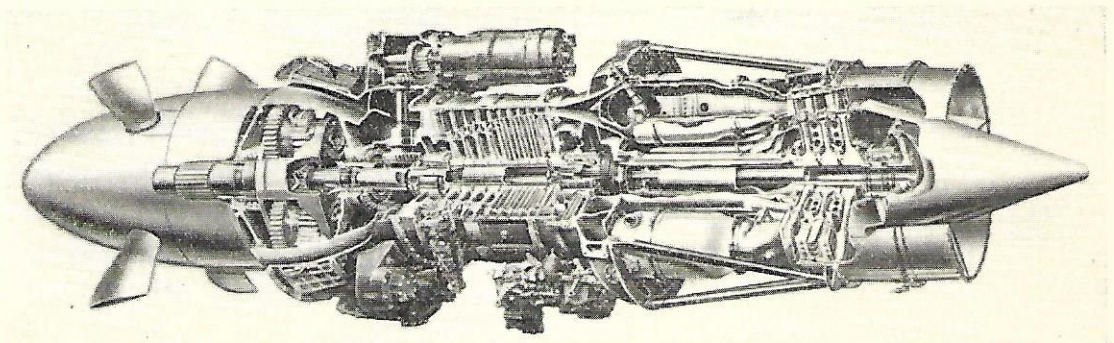


◁ Bild 4  
Gegenüberstellung:  
Strahltriebwerke  
Standschub 4600 kp  
Triebwerk-  
durchmesser ≈ 1 m  
Gewicht ≈ 1600 kg  
Kolbenmotor  
Standschub 605 kp  
Triebwerk-  
durchmesser ≈ 1 m  
Gewicht ≈ 450 kg  
mit Luftschaube



▷ Bild 5  
Propeller-Turbinen-  
Luftstrahltriebwerk  
Napier Eland EL 5

Startleistung 42 0 PS äqu  
Verbrauch 0,254 kg/PSH  
Gewicht o. L. 816 kg

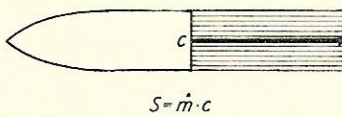


## 2. Wirkungsweise und Einteilung der Strahltriebwerke

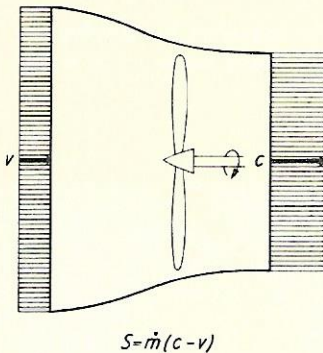
Um eine Einordnung des Strahlantriebes in die bisher bekannten Flugzeugantriebe zu ermöglichen, wollen wir in Bild 6 Rakete, Luftschraube und Strahltriebwerk in ihrer Wirkungsweise betrachten. In allen drei Fällen wird eine

Masse entgegen der Flugrichtung beschleunigt. Als Reaktion auf diese Beschleunigung ergibt sich der Vortrieb, der nach dem Impulssatz gleich der zeitlichen Änderung der Bewegungsgröße der beschleunigten Masse sein muß.

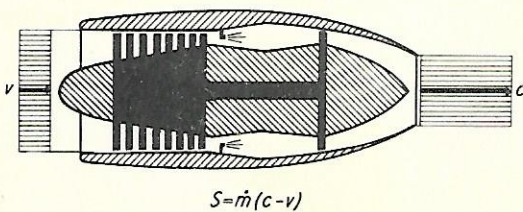
a) Rakete



b) Luftschraube



c) Strahltriebwerk



Im Falle der Rakete wird die beschleunigte Masse vom Triebwerk selber mitgeführt. Sie setzt sich aus Brennstoff und Oxydationsmittel zusammen, kann sich in festem oder flüssigem Zustand befinden und wird durch Verbrennung in Gasform übergeführt. Bezeichnen wir die in der Zeiteinheit von der Rakete ausgestoßene Masse mit  $\dot{m}$  und die Geschwindigkeit, mit der sie die Rakete verläßt, mit  $c$ , so ist der Schub

$$S = \dot{m} \cdot c.$$

Normalerweise verläßt das Gas die Rakete mit Überschallgeschwindigkeit; sie kann daher nur bei sehr großen Geschwindigkeiten mit gutem Wirkungsgrad eingesetzt werden und hat deswegen heute noch fast ausschließlich Bedeutung für Sonderzwecke, insbesondere für den Weltraumflug.

Bild 6 Grundarten der Vortriebs-  
erzeugung

Die Eigenart des Raketenschubes liegt darin, daß er von der Fluggeschwindigkeit unabhängig ist. Das gilt nicht mehr für Luftschraube und Strahltriebwerk. Auch in diesem Falle werden Gasmassen entgegen der Fluggeschwindigkeit beschleunigt. Diese befinden sich aber nicht im Triebwerk selber, sondern werden der umgebenden Atmosphäre entnommen. Sie strömen der Luftschraube bzw. dem Triebwerk mit einer Relativgeschwindigkeit gleich der Fluggeschwindigkeit zu und haben dementsprechend bereits einen auf die Zeit bezogenen Anfangsimpuls  $\dot{m} \cdot v$ , so daß die für den Vortrieb verantwortliche zeitliche Impulsänderung - und damit der Vortrieb selber -

$$S = \dot{m} \cdot (c - v)$$

ist. Der Unterschied zwischen Luftschraube und Strahltriebwerk liegt lediglich darin, daß die Luftschraube einer sehr großen Luftmenge eine verhältnismäßig kleine Geschwindigkeitsänderung  $(c - v)$  erteilt, während das Strahltriebwerk eine kleine sekundliche Luftmasse um einen großen Betrag  $(c - v)$  beschleunigt. Wie die Schubformel zeigt, ist der Vortrieb von der Fluggeschwindigkeit  $v$  nunmehr abhängig.

Wir erkennen, daß die Schuberzeugung bei Propeller- und Strahltriebwerken bis auf die genannten quantitativen Unterschiede völlig gleichartig ist. Beim Luftschraubentriebwerk wird der Strahl lediglich mittelbar durch die Luftschraube erzeugt, während beim Strahltriebwerk der zum Vortrieb benutzte Gasstrahl seinen Ursprung direkt im Triebwerk hat. Der Mechanismus seiner Erzeugung in der Strahltriebwerke kann leicht an Hand des Triebwerkschemas in Bild 7 verstanden werden. Mittels eines Verdichters, in diesem Falle axialer Bauart, wird Luft der Umgebung durch den Einlauf angesaugt, auf etwa 4 bis 14 ata komprimiert und in der darauffolgenden Brennkammer durch Verbrennung von eingespritztem Kraftstoff auf 800 bis 1000 °C erhitzt. Die heißen Verbrennungsgase geben zunächst einen Teil ihrer Energie an eine Gasturbine ab, die den Verdichter antreibt. Der dann noch vorhandene Rest an Wärmegefälle wird in der Schubdüse durch Expansion auf den Umgebungsdruck in Geschwindigkeit umgesetzt. Bild 7 zeigt den Verlauf von Druck, Temperatur und Geschwindigkeit im Triebwerk.

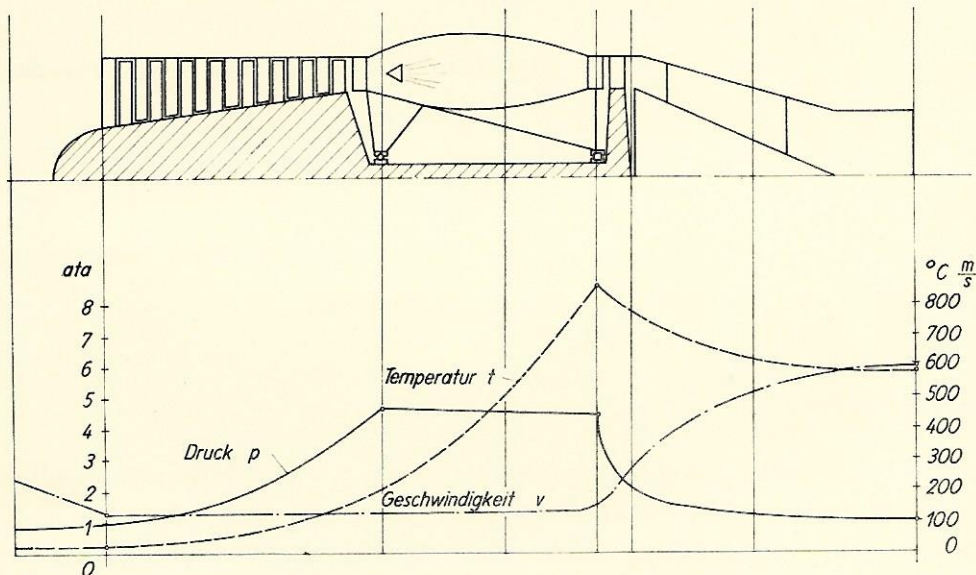


Bild 7 Axialer Kenngrößenverlauf in einem TL-Triebwerk

Üblicherweise faßt man Raketen- und Luftstrahltriebwerke unter der Bezeichnung Reaktionstriebwerke zusammen (Bild 8 Seite 6).

Die durchgeführte Betrachtung zeigt, daß dieses Schema eigentlich nicht richtig ist, sondern daß - streng genommen - auch die Kombination von Kolbenmotor und Luftschraube zu den Reaktionstriebwerken gehört. In Bild 8 ist diese Antriebsart daher nur der Gewohnheit folgend fortgelassen worden. Der wesentliche Inhalt dieser Darstellung ist die gegebene weitere Unterteilung der Luftstrahltriebwerke. Man unterscheidet:

- a) S t a u s t r a h l t r i e b w e r k e , bei denen die Verdichtung der einströmenden Luft durch den Flugstau erfolgt.
- b) T u r b i n e n t r i e b w e r k e , bei denen man die aus der Atmosphäre entnommene Luft im wesentlichen mittels eines Turbinen-Verdichters-Aggregates verdichtet.



Im Laufe der Entwicklung entstanden innerhalb beider Gruppen mehrere Bauarten, und zwar bei den Staustrahltriebwerken die Lorindüse und das Argusrohr, bei den Turbinentriebwerken das Turbinen-Luftstrahltriebwerk (TL), das Propeller-Turbinen-Luftstrahltriebwerk (PTL) und das Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk (ZTL).

Für das Turbinen-Luftstrahltriebwerk wird auch die Bezeichnung Strahltriebmaschine benutzt, für das Propeller-Turbinen-Luftstrahltriebwerk der Ausdruck Propellerturbine und für das Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk die Abkürzung Zweikreiser.

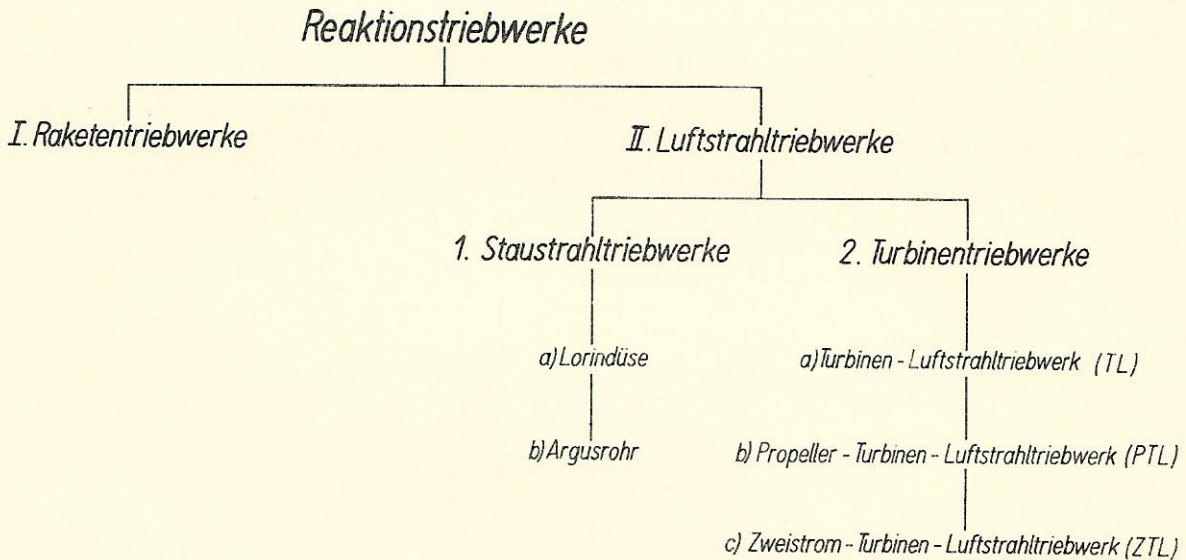


Bild 8 Reaktionstriebwerke, Übersicht

### 3. Staustrahltriebwerke =====

Das Staustrahltriebwerk geht auf einen Vorschlag von LORIN aus dem Jahre 1913 zurück, weshalb seine einfachste Form vielfach auch als Lorintriebwerk bezeichnet wird. Eine praktische Bedeutung hatte diese Antriebsart bei dem damaligen Stand des Flugzeugbaues noch nicht. Erst mit zunehmender Fluggeschwindigkeit wird sie - wie noch gezeigt werden soll - interessant und gewinnt bei Fluggeschwindigkeiten, die wesentlich höher als die Schallgeschwindigkeit sind, immer mehr an Bedeutung. Das Staustrahltriebwerk sei an die Spitze unserer Betrachtungen gesetzt, da es die einfachste Form des Luftstrahltriebwerkes überhaupt darstellt.

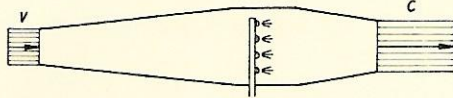
Bild 9 zeigt das Schema eines Staustrahltriebwerkes nach LORIN. Dadurch, daß die erforderliche Verdichtung durch den Flugstau erfolgt und somit das Verdichter-Turbinen-Aggregat entfällt, hat das Triebwerk einen Aufbau von geradezu bestechender Einfachheit.

Mit Hilfe des Fangdiffusors setzt sich die kinetische Energie der dem Triebwerk mit der Fluggeschwindigkeit  $v$  zuströmenden Luft größtenteils in statische Druckenergie um. Danach wird bei konstantem Druck durch kontinuierliche Brennstoffzufuhr und Verbrennung Wärmeenergie zugeführt. Die Expansion erfolgt in der Austrittsdüse. Da die Austrittsgeschwindigkeit  $c$  infolge der Zufuhr von Wärmeenergie größer ist als die Fluggeschwindigkeit  $v$ , hat sich die kinetische Strahlenergie erhöht.

Das Verhältnis dieser Energieerhöhung zur aufgewendeten Wärmemenge liefert den thermodynamischen Wirkungsgrad  $\eta_i$  der Maschine, der im verlustlosen Fall nur vom Verdichtungsverhältnis  $\alpha = p_H^*/p_H$  abhängig ist, d.h.,

$$\eta_i = \frac{\dot{m} \cdot \frac{c^2 - v^2}{2}}{H_u \cdot B} = 1 - \frac{1}{\alpha \frac{\kappa - 1}{\kappa}}$$

( $p_H^*$  = Gesamtdruck,  $p_H$  = statischer Druck der zuströmenden Luft,  $H_u$  = unterer Heizwert,  $B$  = Gewicht des in der Zeiteinheit zugeführten Kraftstoffes.) Wie bei allen derartigen thermodynamischen Prozessen wächst  $\eta_i$  mit steigendem Verdichtungsverhältnis  $\alpha$  an.



$$\eta_i = \frac{\dot{m} \frac{c^2 - v^2}{2}}{H_u B} = 1 - \frac{1}{\alpha \frac{\kappa - 1}{\kappa}}$$

$$\alpha = \frac{p_H^*}{p_H}$$

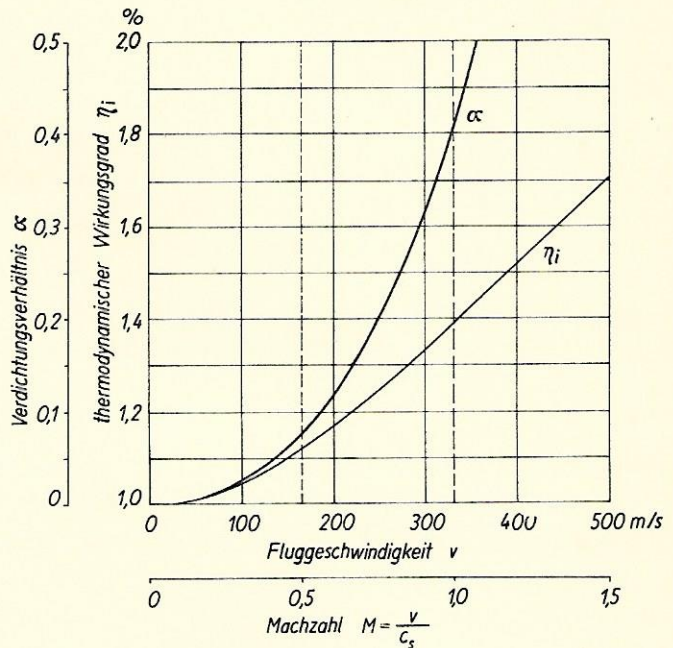


Bild 9 Schema und thermodynamischer Wirkungsgrad des verlustlosen Lorinrohrs

Das Verdichtungsverhältnis beträgt bei einer Machzahl  $M = 1$  (d.h., das Verhältnis der Fluggeschwindigkeit  $v$  zur Schallgeschwindigkeit  $c_s$  ist gleich 1) etwa 1,9 und nimmt bei größer werdender Fluggeschwindigkeit stark zu (vergl. Bild 9). Man erkennt daraus sofort, daß Staustrahltriebwerke nur bei sehr hohen Fluggeschwindigkeiten wirtschaftlich arbeiten. Der Verlauf von  $\eta_i$  in Abhängigkeit von der Machzahl ist ebenfalls aus Bild 9 zu ersehen.

Wir können uns die Abhängigkeit des Wirkungsgrades von der Fluggeschwindigkeit auch sehr gut im  $i,s$ -Diagramm, Bild 10, Seite 8 veranschaulichen. Hier ist der (wirkliche, verlustbehaftete) Kreisprozeß unter der Voraussetzung konstanter Verbrennungsendtemperatur  $T_4^*$  für zwei Fluggeschwindigkeiten  $v$  und  $v'$  dargestellt. Mit wachsender Fluggeschwindigkeit steigt die spezifische Energieerhöhung

$$\frac{c^2 - v^2}{2}$$

des Strahles an, während die zur Erzeugung der Temperatur  $T_4^*$  zuzuführende

spezifische Wärmeenergie

$$\frac{H_u \cdot B}{\dot{m}}$$

stetig abnimmt. Beide Effekte tragen zur Verbesserung des thermodynamischen Wirkungsgrades bei.

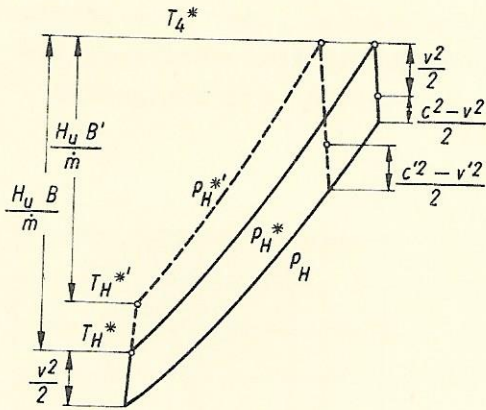
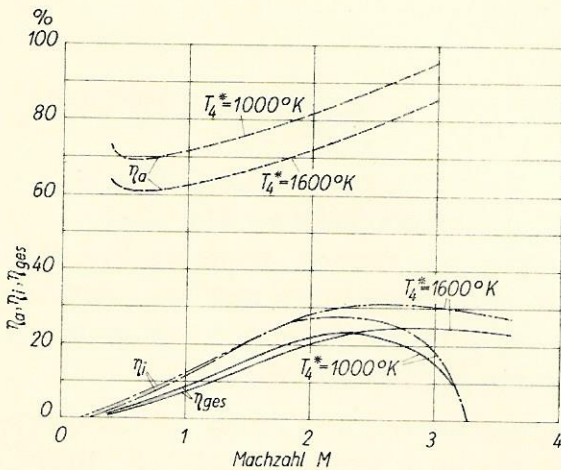


Bild 10 Kreisprozeß des Lorinrohrs, Darstellung im i,s-Diagramm

kurve des vorigen Bildes ab. Ihr wirklicher Verlauf ist für die beiden Temperaturen  $T_4^* = 1000 \text{ °K}$  und  $1600 \text{ °K}$  aus Bild 11 zu ersehen. Man erkennt, daß die Wirkungsgrade bei endlichen Machzahlen, die um so höher liegen, je höher die Temperatur ist, ein Maximum besitzen.



$$\eta_i, \eta_a, \eta_{ges} = f(M, T_4^*)$$

$$\eta_a = \frac{S \cdot v}{\dot{m} \frac{c^2 - v^2}{2}} = \frac{2}{1 + \frac{c}{v}}$$

$$\eta_{ges} = \eta_i \cdot \eta_a = \frac{S \cdot v}{H_u \cdot B}$$

Bild 11 Wirkungsgrad des verlustbehafteten Lorinrohrs

Die kinetische Energieerhöhung des Strahles nimmt jedoch nicht unbegrenzt mit der Fluggeschwindigkeit zu, sondern sie erreicht je nach der Höhe von  $T_4^*$  früher oder später ein Maximum. Im Grenzfall der Aufstautemperatur  $T_H^* = T_4^*$  wird sie für den verlustlosen Kreisprozeß wieder zu Null, für den verlustbehafteten Prozeß schon früher. Um also überhaupt einen Triebwerksschub zu erhalten, ist daher mit steigenden Fluggeschwindigkeiten auch eine wachsende minimale Arbeitstemperatur zu verwirklichen.

Bei dem hier dargestellten verlustbehafteten Prozeß (Aufstau und Expansion mit einem Wirkungsgrad unter 1) weichen natürlich die thermodynamischen Wirkungsgrade  $\eta_i$  in Abhängigkeit von der Machzahl von der Ideal-

Wir wollen Bild 11 benutzen, um gleich noch zwei weitere Wirkungsgrade einzuführen, die für die Beurteilung von Flugtriebwerken von Bedeutung sind. Im thermodynamischen Wirkungsgrad  $\eta_i$  hatten wir als Nutzeffekt der aufgewendeten Wärmeenergie die Erhöhung der kinetischen Energie des Strahles betrachtet. Diese ist aber noch kein Maß für die Vortriebsleistung, die sich als Produkt aus Schubkraft  $S$  und Fluggeschwindigkeit  $v$  ergibt. Man hat daher noch einen Vortriebs- oder Strahlwirkungsgrad  $\eta_a$  einzuführen, welcher das Verhältnis der Schubleistung am Flugzeug zur kinetischen Energieerhöhung des Strahles darstellt:

$$\eta_a = \frac{S \cdot v}{\dot{m} \frac{c^2 - v^2}{2}} = \frac{2}{1 + \frac{c}{v}}$$

Die Formel zeigt, daß  $\eta_a$  nur vom Ver-

hältnis der Austrittsgeschwindigkeit des Gasstrahles zur Fluggeschwindigkeit abhängt und für den Fall, daß Fluggeschwindigkeit und Strahlaustrittsgeschwindigkeit übereinstimmen, gleich Eins wird. Dieser Grenzzustand hat jedoch keine praktische Bedeutung, weil dann ja der Schub  $S$  gleich Null ist und das Triebwerk keine Vortriebsleistung mehr liefert.

Auf alle Fälle liegt der Strahlwirkungsgrad um so höher, je kleiner die dem strömenden Gas erteilte Zusatzgeschwindigkeit ist. Das ist auch ohne weiteres einzusehen, da die im Strahl steckende kinetische Verlustleistung proportional dem Quadrat, der gewonnene Schub dagegen nur proportional der ersten Potenz der Zusatzgeschwindigkeit ist. Große Schübe sollten daher in erster Linie durch eine große strömende Masse erzeugt werden. Das trifft gerade bei der Luftschraube im Gegensatz zum Strahltriebwerk zu. Hinsichtlich des Strahlwirkungsgrades ist daher die Luftschraube dem Strahltriebwerk eindeutig überlegen.

Außer  $\eta_i$  und  $\eta_a$  verwendet man noch das Produkt beider Wirkungsgrade, nämlich den Gesamtwirkungsgrad

$$\eta_{ges} = \eta_i \cdot \eta_a = \frac{S \cdot v}{H_u \cdot B},$$

der die Vortriebsleistung direkt auf die im Triebwerk zugeführte Wärmemenge bezieht. Dieser Wirkungsgrad ermöglicht den Vergleich verschiedener Triebwerkarten untereinander und gibt Aufschluß über die Eignung eines Triebwerks für einen vorgesehenen Fluggeschwindigkeitsbereich. Hierauf wird im weiteren noch näher eingegangen.

Die neudefinierten Wirkungsgrade  $\eta_a$  und  $\eta_{ges}$  sind in ihrer Abhängigkeit von der Machzahl ebenfalls im Bild 11 dargestellt. Wir erkennen, daß die Strahlwirkungsgrade bei höherer Temperatur tiefer liegen, wie es die hierbei vorhandene größere Strahlgeschwindigkeit erfordert. Die  $\eta_{ges}$ -Kurven zeigen einen ähnlichen Verlauf wie der thermodynamische Wirkungsgrad  $\eta_i$ . Sie erreichen natürlich nur niedrigere Werte.

Die vorgetragenen Zusammenhänge machen es verständlich, daß das Lorintriebwerk bei Fluggeschwindigkeiten unter 1000 km/h als Konkurrent der Turbinenriebwerke nicht in Frage kommt. Bei Überschallflug ist es aber der gegebene Antrieb. Das erste Flugzeug, das als Studienmaschine ganz auf diesem Antriebssystem aufgebaut wurde, ist die in Bild 12, Seite 15 dargestellte LEDUC 021 für Machzahl 0,85.

Ein großer Nachteil des Straustrahltriebwerkes ist die Tatsache, daß die Vortriebskraft erst im Fluge entsteht. Die LEDUC 021 mußte von einem Trägerflugzeug aus gestartet werden. Im Endstadium der Entwicklung wird natürlich für derartige Flugzeuge ein eigenes Starttriebwerk vorzusehen sein. Hierfür wurde im Fall des Flugzeuges LEDUC 022 (für Machzahl 2) ein Turbinen-Luftstrahltriebwerk gewählt.

Wegen seiner außerordentlichen Einfachheit wird das Lorinrohr trotz seines höheren Kraftstoffverbrauches auch zum unmittelbaren Antrieb von Hubschrauberrotoren verwendet (Bild 13, Seite 15).

Der Lorindüse in der äußeren Form ähnlich ist das intermittierend arbeitende Schubrohr von PAUL SCHMIDT, das von der Firma ARGUS serienreif gemacht wurde und als Antrieb der V 1 diente.

Auch dieses Triebwerk besteht, wie Bild 14 zeigt, nur aus einem einfachen Rohr. Seine Eintrittsöffnung ist aber durch eine Ventilplatte abgeschlossen,

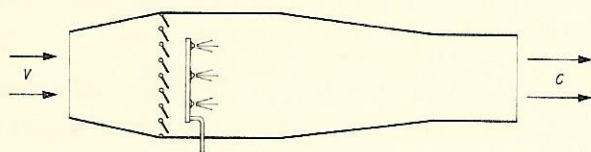


Bild 14 Argusrohr,  
schematische Darstellung

die die Luft nur in einer Richtung hindurchläßt. In der eintretenden Luft wird Benzin vernebelt, so daß ein brennbares Gemisch entsteht, dessen Explosion die Eintrittsventile schließt und als Rückstoßwirkung den Vortrieb erzeugt. Die unter der Explosion nach hinten auspuffende Gasfüllung läßt durch ihre Massenträgheit im Rohr einen

Unterdruck entstehen, der die Ventile öffnet und neue Luft ansaugt. Das Triebwerk arbeitet nach einmaliger Zündung von selbst weiter mit einer Frequenz von etwa 50 in der Sekunde, die durch die Eigenschwingung der Gassäule bestimmt wird. Für eine zivile Anwendung kommt dieses Triebwerk nicht in Frage, da sein Wirkungsgrad zu niedrig ist und die Art dieses Verpuffungsbetriebes keine wesentlichen Verbesserungen erwarten läßt.

#### 4. Turbinentriebwerke

Zu weitaus größter Bedeutung für die Luftfahrt gelangten die Turbinentriebwerke. Wie bereits erwähnt, entstanden im Verlaufe der Entwicklung davon drei Arten, die jeweils für bestimmte Fluggeschwindigkeitsbereiche Optimalösungen darstellen, und zwar das TL, PTL und ZTL. Sie bestehen im wesentlichen aus den gleichen Hauptbauelementen (Bild 15), die bereits bei der Darstellung der Erzeugung des Gasstrahles im TL genannt wurden, nämlich Einlauf, Verdichter, Brennkammer, Turbinen und Schubdüse.

Zum PTL gehören noch eine Luftschraube sowie ein Untersetzungsgetriebe für den Antrieb derselben; denn bei diesem Triebwerk wird ja der Hauptanteil der Vortriebskraft von der Luftschraube erzeugt.

Beim ZTL, das eine Mittelstellung zwischen TL und PTL einnimmt, tritt an

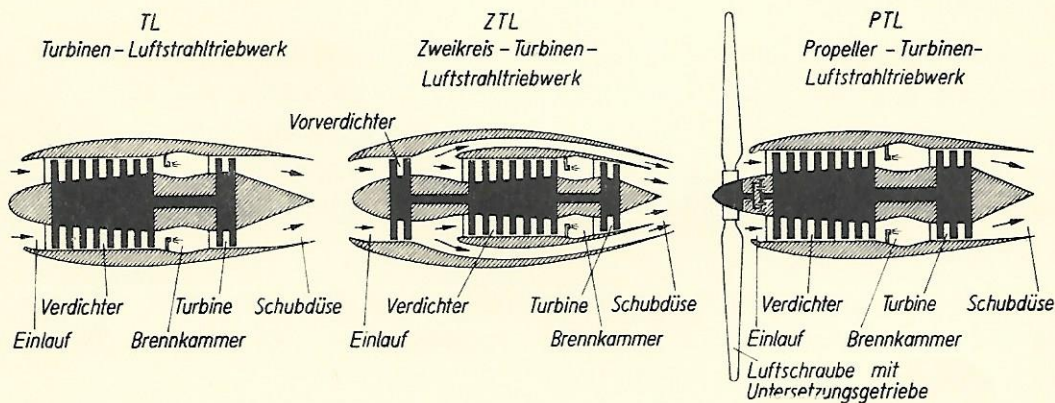


Bild 15 Gasturbinentriebwerke, Konstruktionsformen

die Stelle der Luftschaube ein Axialverdichter, von welchem eine zusätzliche Luftmenge erfaßt und beschleunigt wird. Daher kommen bei dieser Antriebsart zu den genannten Bauelementen des TL ein äußerer Strömungskanal und ein zusätzlicher Verdichter hinzu, der auch so ausgeführt sein kann, daß er die Vorverdichtung der Luft des inneren Kreises mit übernimmt. Dieser Fall ist im Bild 15 dargestellt.

Der Eintrittsdiffusor, der Verdichter, die Brennkammer sowie die Schubdüse haben bei allen drei Triebwerkarten die gleiche Aufgabe zu erfüllen. Der Eintrittsdiffusor hat den Luftstrom auf eine dem optimalen Betriebsbereich des Verdichters angepaßte Geschwindigkeit zu verzögern. Der Verdichter erzeugt - im Fluge durch den Flugstau unterstützt - das zur Beschleunigung der Gasmassen erforderliche Druckgefälle. Als Verdichter wurden anfangs radiale Typen benutzt, da sie schon mit 1 bis 2 Stufen eine ausreichende Drucksteigerung liefern. Den konstruktiven Aufbau eines solchen Triebwerkes zeigt Bild 16.

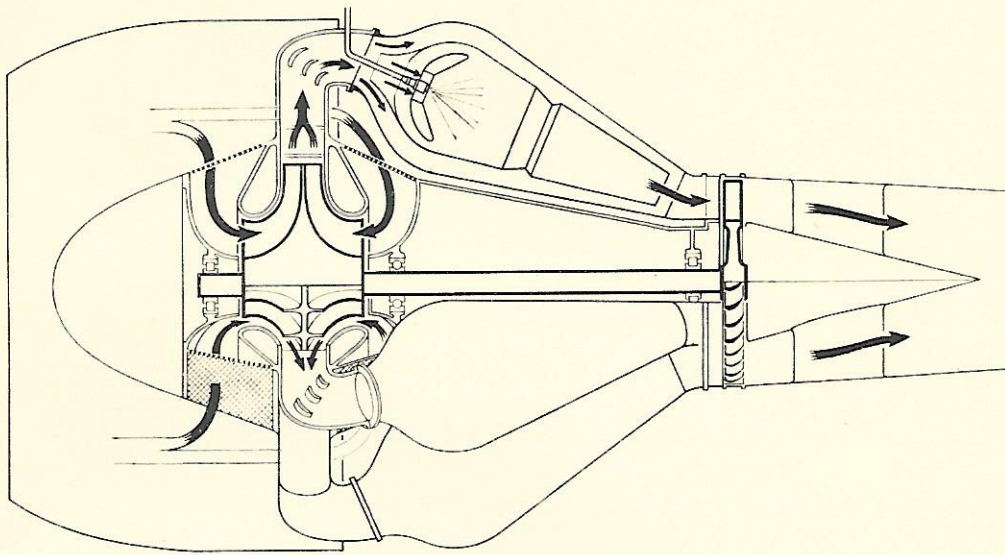


Bild 16 Strahltriebwerk mit zweiflutigem Radial-Verdichter, Prinzip-Bild

Nach diesem Schema ist das bekannte englische Triebwerk ROLLS ROYCE "NENE" gebaut (Bild 17, Seite 15). Heute aber findet vorwiegend der Axialverdichter Verwendung, da er höhere Wirkungsgrade liefert, mit kleinerem Durchmesser auszuführen ist und deshalb ein schlankes Triebwerk zu bauen erlaubt, das sich leichter in den Flügel oder die Zelle eines Flugzeuges einbauen läßt.

Die Brennkammer, die entweder in Form von Einzelbrennräumen - wie beim "NENE" - oder als Ringbrennkammer ausgeführt und symmetrisch um die Verdichterantriebswelle angeordnet ist, sorgt in ihrem Primärteil für eine fast vollkommene Verbrennung des Kraftstoffes und in ihrem Sekundärteil für gute Zumischung der überschüssigen Zweitluft. In der Schubdüse erfolgt die Beschleunigung der Gasmassen auf die Austrittsgeschwindigkeit, die bei den drei Triebwerkarten, wie noch näher erläutert wird, verschieden groß ist.

Die Aufgabe der Turbine beim TL unterscheidet sich jedoch von der beim PTL

und ZTL. Zur besseren Erläuterung benutzen wir wieder die Darstellung des Kreisprozesses im  $i,s$ -Diagramm (Bild 18).

Die Turbine eines TL dient lediglich zum Antrieb des Verdichters und der für die Funktion des Triebwerkes erforderlichen Hilfsgeräte, wie Kraftstoffpumpe, Ölpumpe und dergleichen. Sie entnimmt dem vom Verdichter und dem Flugstau gemeinsam erzeugten Gefälle, das durch Zufuhr von Wärmeenergie  $H_B$  in der Brennkammer auf den Wert  $H$  vergrößert wird, soviel Energie, wie zum Antrieb des Verdichters erforderlich ist, nämlich den Betrag  $H_T = H_V$  (sofern man von mechanischen Verlusten absieht). Das Gefälle  $H_V$  gilt als Maß für die Verdichterleistung, da Verdichter und Turbine von gleicher Gasmenge durchströmt werden und sich die Leistung aus dem Produkt von Gefälle und Durchsatz ergibt.

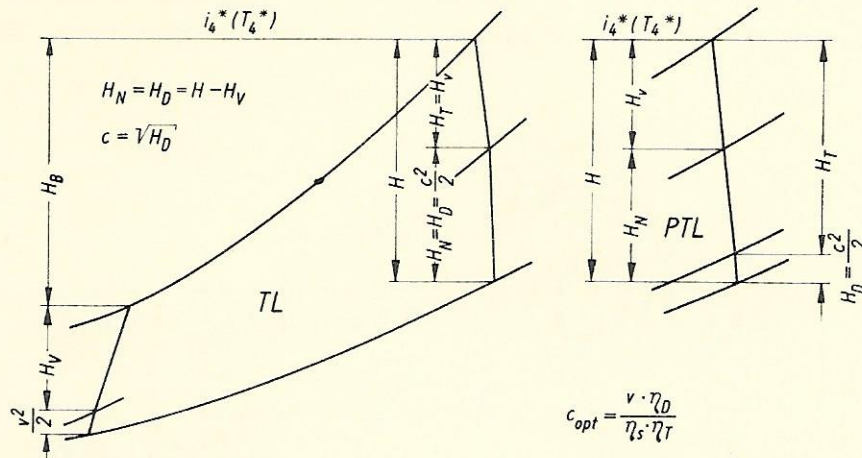


Bild 18 Kreisprozeß des TL und PTL

Das Nutz- bzw. Schubdüsengefälle, also die Differenz

$$H_N = H_D = H - H_V ,$$

wird in der Schubdüse durch Expansion in Geschwindigkeit umgesetzt. Die Austrittsgeschwindigkeit  $c$  ist dann der Wurzel aus dem Gefälle  $H_D$  proportional, nämlich in verlustfreier Strömung

$$c = \sqrt{H_D} .$$

Beim PTL hingegen - und ebenso beim ZTL - wird der weitaus größere Anteil des Gesamtgefälles  $H$  von der Turbine in Wellenleistung umgesetzt und nur ein Bruchteil in der Schubdüse des PTL bzw. derjenigen des inneren Kreises des ZTL direkt in Strahlschub verwandelt. Die Turbine des PTL übernimmt außer dem Antrieb des Verdichters auch noch den der Luftschraube. Daraus folgt, wenn man gleiches Gesamtgefälle, d.h. gleiche Kreisprozeßparameter voraussetzt, für die Turbine des PTL gegenüber der des TL eine größere Stufenzahl. Die Luftschraube wandelt die Wellenleistung in Vortriebsleistung um. Wie man nun die Aufteilung des Nutzgefälles  $H_N$  (vergl. Bild 18) auf die zusätzlichen Turbinenstufen und die Schubdüse am vorteilhaftesten vornimmt, hängt - wie überhaupt die Frage, ob eine bestimmte Flugaufgabe durch Verwendung eines PTL oder TL besser gelöst wird, - von der erstrebten Fluggeschwindigkeit ab.

Zu letzterem ein einfaches Zahlenbeispiel:

Nimmt man eine Fluggeschwindigkeit von  $720 \text{ km/h} = 200 \text{ m/s}$  an, so erhält man für ein TL, dessen Strahlaustrittsgeschwindigkeit etwa  $600 \text{ m/s}$  beträgt, einen Strahlwirkungsgrad von

$$\eta_a = \frac{2}{1 + \frac{600}{200}} = 50 \% .$$

Beim PTL tritt an die Stelle des Strahlwirkungsgrades näherungsweise der Luftschraubenwirkungsgrad. Das gilt dann, wenn die Düsenaustrittsgeschwindigkeit die Größenordnung der Fluggeschwindigkeit hat. Der Luftschraubenwirkungsgrad  $\eta_s$  ist als Verhältnis der erzeugten Vortriebsleistung  $S \cdot v$  zu der vom Triebwerk an die Luftschraube abgegebenen Wellenleistung  $N_w$  definiert.

$$\eta_s = \frac{S \cdot v}{N_w} .$$

Moderne Luftschrauben erreichen bei  $720 \text{ km/h}$  noch einen Wirkungsgrad von  $\eta_s = 80 \%$ .

Wie man leicht erkennt, ist es auf Grund des bedeutend höheren Luftschraubenwirkungsgrades vorteilhaft, im Beispiel der betrachteten Fluggeschwindigkeit von  $720 \text{ km/h}$  ein PTL zu verwenden. Natürlich ist für diese Entscheidung nicht allein der Wirkungsgrad maßgebend, sondern es müssen noch andere Faktoren berücksichtigt werden, so z.B. die durch die höhere Stufenzahl der Turbine des PTL, durch das Getriebe und die Luftschraube verursachte Erhöhung des Triebwerkgewichts sowie sein komplizierterer Aufbau. Darauf kommen wir noch später zu sprechen.

Etwas anders sehen die Verhältnisse schon aus, wenn man auf eine Fluggeschwindigkeit von  $1080 \text{ km/h}$  übergeht. Da beträgt der Strahlwirkungsgrad des TL bei sonst ungeänderten Verhältnissen bereits 66 Prozent, ein Wert, den die Luftschraube nun kaum noch erreicht. Mit weiter steigenden Geschwindigkeiten verschiebt sich die Überlegenheit immer schneller zugunsten des TL.

Es ist also leicht einzusehen, daß auch der Anteil des Nutzgefälles, den man zweckmäßigerweise auf die Schubdüse legt, d.h. die günstigste Strahlaustrittsgeschwindigkeit  $c_{opt}$ , beim PTL vor allem von der Fluggeschwindigkeit  $v$  abhängt. Daneben beeinflussen noch die Wirkungsgrade der Luftschraube  $\eta_s$ , der Turbine  $\eta_T$  und der Schubdüse  $\eta_D$  die optimale Austrittsgeschwindigkeit aus dem Triebwerk entsprechend der Gleichung

$$c_{opt} = \frac{v \cdot \eta_D}{\eta_s \cdot \eta_T} .$$

Dieser Wert liegt immer wesentlich niedriger als die Austrittsgeschwindigkeit beim TL.

Vergleicht man nun den Verlauf des Luftschraubenwirkungsgrades eines PTL mit dem des Strahlwirkungsgrades eines TL gleichen Kreisprozesses, d.h. gleichen thermodynamischen Wirkungsgrades, über dem ganzen Bereich der Fluggeschwindigkeit (Bild 19, Seite 14), so stellt man fest, daß beide in der Umgebung ihres Schnittpunktes beachtlich niedrig sind. Diese Lücke schließt das ZTL.

Beim ZTL wird wie beim PTL nur ein Teil des Nutzgefälles auf die Schubdüse des inneren Kreises gelegt. Sein Betrag bzw. die günstigste Gasaustrittsgeschwindigkeit des inneren Kreises hängt ebenfalls von der Fluggeschwindigkeit



und drei Wirkungsgraden ab, nur mit dem Unterschied, daß hier an die Stelle des Luftschraubenwirkungsgrades der Strahlwirkungsgrad des äußeren Kreises tritt:

$$c_{Iopt} = \frac{v \cdot \eta_D}{\eta_{aII} \cdot \eta_T}$$

Der andere Teil des Nutzgefälles wird wie beim PTL durch zusätzliche Turbinenstufen in Wellenleistung umgesetzt und zum Antrieb des Verdichters des äußeren Kreises ausgenutzt. Dieser Verdichter axialer Bauart saugt Luft der Umgebung an und komprimiert sie auf mäßigen Überdruck (etwa auf das 1,2- bis 1,8fache des Atmosphärendruckes). In der Schubdüse, welche die des inneren Kreises umschließt, wird die Luft entspannt und auf eine Geschwindigkeit beschleunigt, die der Größenordnung der des inneren Kreises entspricht. Der Schub ist dann die Summe der Schübe beider Kreise:

$$S = \dot{m}_I \cdot (c_I - v) + \dot{m}_{II} \cdot (c_{II} - v).$$

Bei modernen Triebwerkentwürfen verläßt man meist dieses primitive Urbild des Zweikreislers und verwendet Formen, wie sie Bild 19 zeigt.

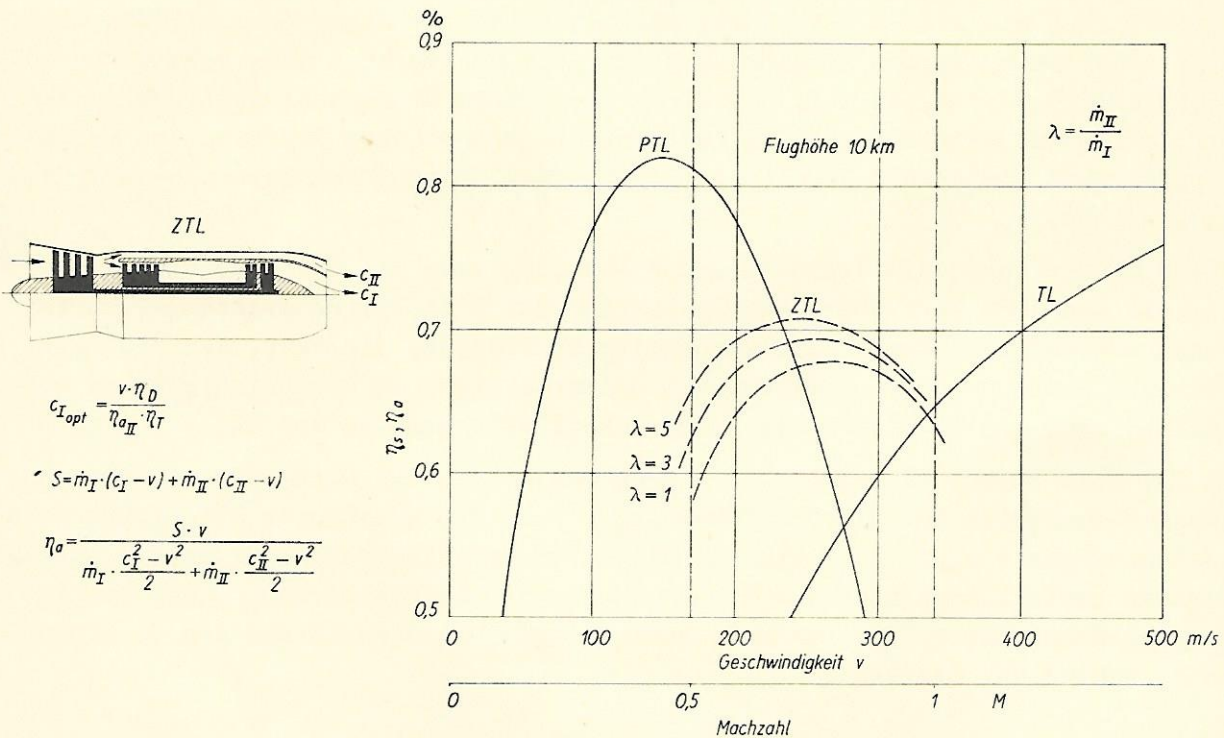
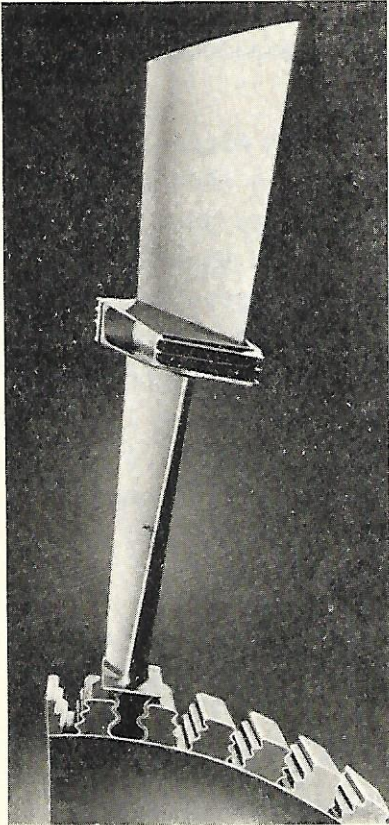
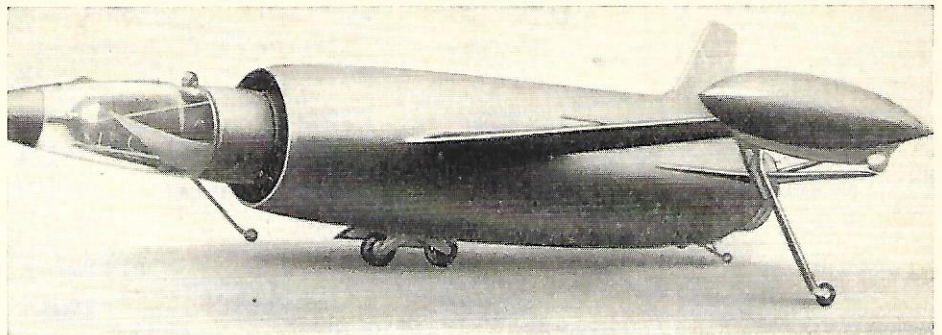


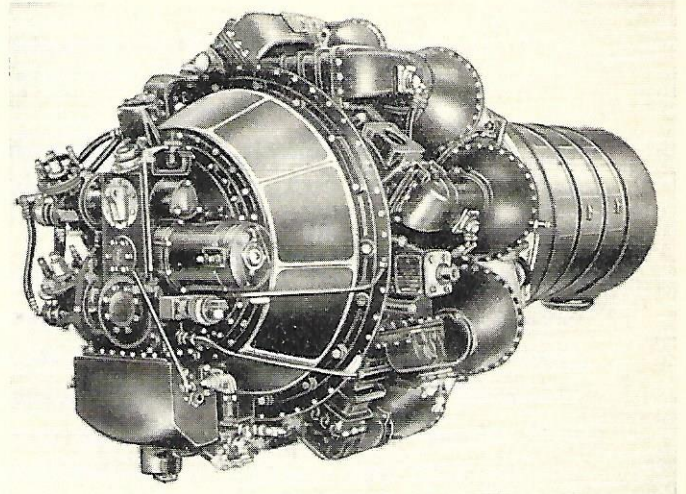
Bild 19 Wirkungsgradvergleich von TL, PTL und ZTL

Hier ist anstelle eines eigenen Sekundärkreisverdichters ein Niederdruckteil verwendet, der Primär- und Sekundärluft gemeinsam verdichtet. Die Primärluft wird anschließend durch einen Hochdruckverdichter auf den Brennkammerdruck gebracht. Nieder- und Hochdruckverdichter sind durch eigene, nur gasgekuppelte und meist mit verschiedenen Drehzahlen laufende Turbinen angetrieben.

▷ Bild 12  
 Flugzeug mit Staustromantrieb  
 a) „Leduc 021“, Gesamtansicht  
 b) „Leduc 021“ auf Trägerflugzeug



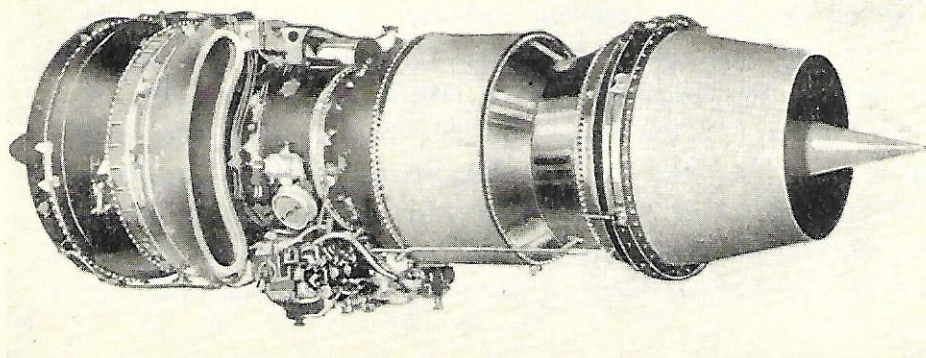
◁ Bild 21  
 Kombinations-  
 schaufel



△ Bild 17  
 Rolls Royce „Nene“



◁ Bild 13  
 Hubschrauber,  
 Rotor mit Staustromantrieb  
 (Lorinrohr)



◁ Bild 22  
 Turbinen-Luftstrahltriebwerk  
 mit Gebläseschubverstärker  
 Pratt & Whitney

Andere Formen des ZTL sind dadurch entstanden, daß man einen bewährten TL-Typ durch den Anbau eines Gebläseschubverstärkers abändert. Bei Einwellenmaschinen ist dieses Zusatzaggregat am Triebwerkende angebracht.

Das Bild 20 vermittelt von solch einem Gebläseschubverstärker eine schematische Vorstellung.

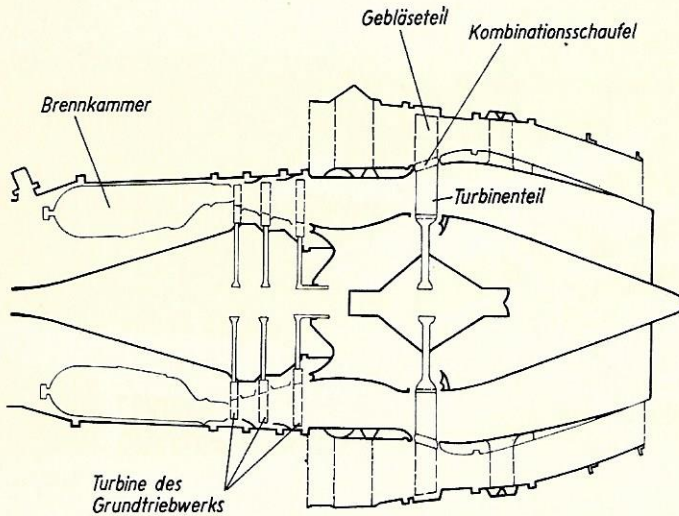


Bild 20 Schema eines Gebläseschubverstärkers mit Kombinationsschaufeln

Man sieht, daß vom Abgasstrom des Grundtriebwerks eine Los-turbine beaufschlagt wird, die an ihrer Peripherie eine Gebläsebeschaufelung trägt. Jede der Kombinationsschaufeln besteht also aus einer innen liegenden Turbinen- und einer außen liegenden Verdichterschaufel für den Sekundärluftstrom. Eine derartige Schaufel ist in Bild 21, Seite 15 dargestellt.

Wegen der normalerweise hohen Umfangsgeschwindigkeit wird man für den Gebläseteil eine Überschallbeschaufelung wählen, zumal damit ein hohes Druckverhältnis zu erzielen ist.

Bei Zweiwellen-TL kann man die Überschallbeschaufelung des Gebläses mit niedrigerem Wirkungsgrad dadurch umgehen, daß die ersten Stufen des bestehenden Niederdruckverdichters bei abgesenkter Drehzahl und gleichzeitig entsprechend erhöhter Turbinenleistung verlängerte Schaufeln erhalten. Die Ummantelung des Sekundärkreises schließt am Ende des Gebläses ab. Der Schub des kalten Luftstroms wird aus seitlichen Austrittssegmenten wirksam. Im Bild 22, Seite 15 zeigt die Ansicht eines TL mit vorn angeordnetem Gebläseschubverstärker der amerikanischen Firma Pratt & Whitney.

Der Strahlwirkungsgrad des Triebwerkes ergibt sich als das Verhältnis der Vortriebsleistung  $S \cdot v$  zur kinetischen Energieerhöhung der beiden Teilstrahlen, also

$$\eta_a = \frac{S \cdot v}{\dot{m}_I \frac{c_I^2 - v^2}{2} + \dot{m}_{II} \frac{c_{II}^2 - v^2}{2}}$$

In Bild 19 sind nun die Strahlwirkungsgrade des ZTL für verschiedene Massenverhältnisse  $\lambda$  in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit denen des PTL und TL gegenübergestellt. ( $\lambda$  ist das Verhältnis der sekundlichen Massendurchsätze des äußeren zu denen des inneren Kreises.) Das Maximum des Strahlwirkungsgrades liegt für große  $\lambda$ -Werte bei kleinen und für kleine  $\lambda$ -Werte bei großen Fluggeschwindigkeiten. Mit anderen Worten: Sollen bei kleinen Fluggeschwindigkeiten gute Strahlwirkungsgrade erzielt werden, wird man große Luftmassen im Sekundärkreis erfassen und ihnen wie denen des Primärkreises kleine Zusatzgeschwindigkeiten erteilen. Sind dagegen große Fluggeschwindigkeiten verlangt, so verfährt man umgekehrt.

Wie leicht erkennbar ist, kann man mit dem ZTL durch richtige Wahl des Massenverhältnisses  $\lambda$  in dem für das PTL und TL ungünstigen Geschwindigkeitsbereich einen guten Übergang schaffen. Damit ist gleichzeitig der für das ZTL in Frage kommende Geschwindigkeitsbereich abgezeichnet. Für seinen praktischen Einsatz sind noch andere Gesichtspunkte entscheidend.

Einerseits befindet sich das ZTL gegenüber dem PTL durch Wegfall der Luftschraube und des Untersetzungsgetriebes gewichtlich im Vorteil. Durch das Fehlen der Luftschraube werden Schwingungs- und Geräuschquellen sowie Schwierigkeiten bezüglich der Höhe des Fahrwerkes vermieden, die der große Durchmesser der Luftschraube sonst verursacht. Andererseits eignet sich der Sekundärkreis für Nachverbrennung in der Schubdüse zum Zwecke augenblicklicher Schubsteigerung aufs beste, und zwar in wesentlich höherem Maße als der eine Kreis des TL-Triebwerkes, da der Luftdurchsatz bedeutend größer ist. Die gegenüber der des TL niedrigere Austrittsgeschwindigkeit des ZTL hat eine wesentlich geringere Lärmentwicklung zur Folge, steigt doch das Triebwerkgeräusch mit der achten Potenz der Strahlgeschwindigkeit an. Schließlich bewirkt der Sekundärkreis, daß das Triebwerk nach außen kalt und somit besonders leicht einzubauen ist.

Damit ist, was das ZTL betrifft, das Wichtigste gesagt. Bevor wir uns mit den heute aktuellsten Strahlantrieben, TL und PTL, weiter beschäftigen, ist noch ein Hinweis auf die Mischantriebe notwendig.

## 5. Mischtriebwerke

Aus unserer bisherigen Betrachtung ist zu erkennen, daß jeder Triebwerksgattung ein optimaler Anwendungsbereich zugeordnet werden kann. Wir haben beispielsweise gesehen, daß das Lorinrohr im Stand gar keinen Schub liefert und erst bei Überschallgeschwindigkeiten vorteilhaft einzusetzen ist. Es lag im Zuge der Entwicklung auf der Hand, durch Kombinierung verschiedener Triebwerksgattungen Flugzeugantriebe mit neuen oder erweiterten Eigenschaften zu schaffen.

Am weitesten in dieser Entwicklungsrichtung ist die Kombination Strahltriebwerke - Staustrahltriebwerk gediehen. Beide Antriebsarten ergänzen sich, wie aus den vorangegangenen Darlegungen hervorgeht. Die Strahltriebwerke haben ihren wirtschaftlichen Einsatzbereich zwischen hohen Unterschallgeschwindigkeiten und zwei- bis dreifacher Schallgeschwindigkeit. Dagegen wird das Staustrahlrohr, das zum Starten allein ungeeignet ist, erst bei jenen Überschallgeschwindigkeiten mit Vorteil einsetzbar, bei denen die Strahltriebwerke wegen stark abfallender Wirkungsgrade die Grenze ihrer Verwendungsmöglichkeit erreicht hat. Bild 23, Seite 18 zeigt ein derartiges Mischtriebwerk. Es ist die Antriebsmaschine des französischen Versuchsflugzeuges "Griffon O2", mit dem bereits eine Reihe erfolgreicher Tests ausgeführt werden konnte.

Die Abbildung läßt erkennen, daß eine herkömmliche Strahltriebwerke koaxial in dem als Staustrahltriebwerk ausgebildeten Flugzeugrumpf angeordnet ist. Die Funktion des Mischtriebwerkes wird durch die Teiltriebwerke bestimmt. Das Flugzeug startet mit der Strahltriebwerke, und oberhalb einer bestimmten Flug-

geschwindigkeit wird das Staurohr zugeschaltet, das mit steigender Geschwindigkeit seinen Anteil am Gesamtschub vergrößert und bei hohen Überschallgeschwindigkeiten den Vortrieb nahezu allein übernimmt. Beide Triebwerkteile besitzen einen gemeinsamen Kraftstoffkreislauf, jedoch kann der Reservekraftstoff nur der Strahltriebwerke zugeführt werden, um die sichere Rückkehr mit verlöschtem Staustrahlantriebwerk zu gewährleisten.

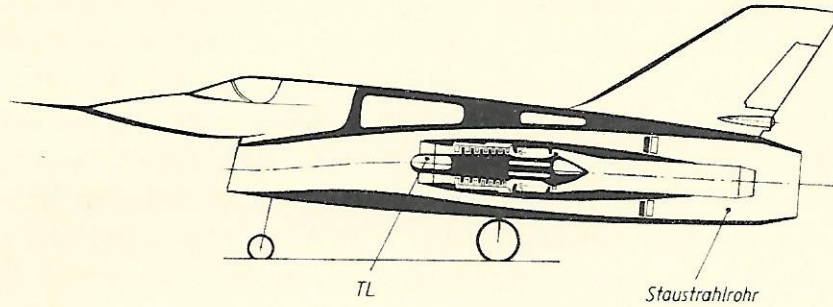


Bild 23 Mischtriebwerk Strahltriebwerke/Staustrahlantriebwerk

Auf der Suche nach weiteren Möglichkeiten für Mischtriebwerke ist in den letzten Jahren eine Anzahl von Vorschlägen zur Kombination von Strahltriebwerke und Rakete bekannt geworden,

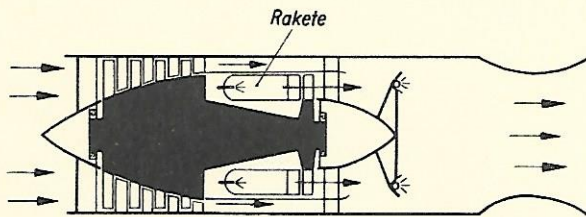


Bild 24 Schema eines Mischtriebwerks Strahltriebwerke/Rakete

die sich prinzipiell nur wenig voneinander unterscheiden. Im wesentlichen besteht bei diesen Ideen das Mischtriebwerk aus einem modifizierten TL, in dem die Turbinen mit dem Austrittsstrahl einer Rakete beaufschlagt und angetrieben wird. Die durch den Verdichter komprimierte Luft wird an der Turbinen vorbei in die

Schubdüse geleitet, wo ihr durch Verbrennung von eingespritztem Kraftstoff Wärmeenergie zugeführt wird. Das entstandene Gefälle wird in der Schubdüse mit dem vollen Betrag in Strahlenergie umgesetzt. Bild 24 zeigt schematisch eine von verschiedenen Möglichkeiten eines solchen Mischtriebwerks. Der Vorteil dieser Anordnung würde darin bestehen, daß die Turbinenleistung unabhängig von der Höhe ist und die Turbineneintrittstemperatur nicht mehr von der Fluggeschwindigkeit beeinflusst werden kann.

## 6. Betriebsverhalten von TL- und PTL-Antrieben

Von den behandelten Triebwerken haben gegenwärtig die Strahltriebwerke und Propellerturbinen die größte Bedeutung. Dies sind die Triebwerke für die moderne Verkehrsluftfahrt bei Fluggeschwindigkeiten unterhalb der Schallgeschwindigkeit. Dabei geht der Einsatzbereich des Propellertriebwerks, wie der Vergleich der Gesamtwirkungsgrade der Flugzeugantriebe in Bild 25

zeigt, bis zu einer Machzahl von etwa 0,8. Oberhalb dieser Geschwindigkeit wird man die Strahltriebwerke einsetzen, die auch für Überschallgeschwindigkeiten bis zu Machzahlen von etwa 2 das einzig in Frage kommende Triebwerk bleibt. Bei noch höheren Machzahlen setzt sich das Staustrahltriebwerk an die Spitze der zur Auswahl stehenden Antriebe.

In Bild 25 ist außerdem der Wirkungsgrad des Raketentriebwerkes eingetragen. Der Kurvenverlauf läßt erkennen, daß ihr Anwendungsgebiet noch jenseits des heute für die Fliegerei in Frage kommenden Bereiches liegt, nämlich dort, wo Staustrahltriebwerk und erst recht die Strahltriebwerke am Ende sind. Der Wirkungsgrad dieser beiden Triebwerke beginnt ja von einer gewissen Machzahl ab wieder zu fallen. Der Grund ist darin zu suchen, daß die Aufrechterhaltung oder gar der weitere Anstieg des Wirkungsgrades mit der Flugeschwindigkeit eine stetige Steigerung der Arbeitstemperatur des Gases erfordern würde. Dieser sind jedoch durch die Festigkeit der rotierenden Turbine beim TL früher, durch die Hitzebeständigkeit der nichtumlaufenden Teile des Staustrahltriebwerkes später Grenzen gesetzt.

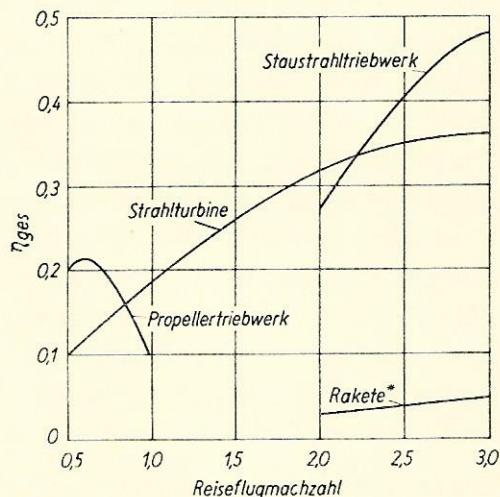


Bild 25 Gesamtwirkungsgrade von Flugzeugantrieben.

Bezogen auf 23 100 Wärmeeinheiten je Kilogramm Kraftstoff plus Sauerstoffträger

In Bild 26 sind Strahltriebwerke und Propellerturbine noch einmal hinsichtlich des spezifischen Kraftstoffverbrauches mit dem von ihnen in Zukunft wahrscheinlich immer mehr verdrängten Kolbenmotor verglichen. Dabei wurde der TL-Schub über den Luftschraubenwirkungsgrad auf eine äquivalente Vergleichsleistung umgerechnet.

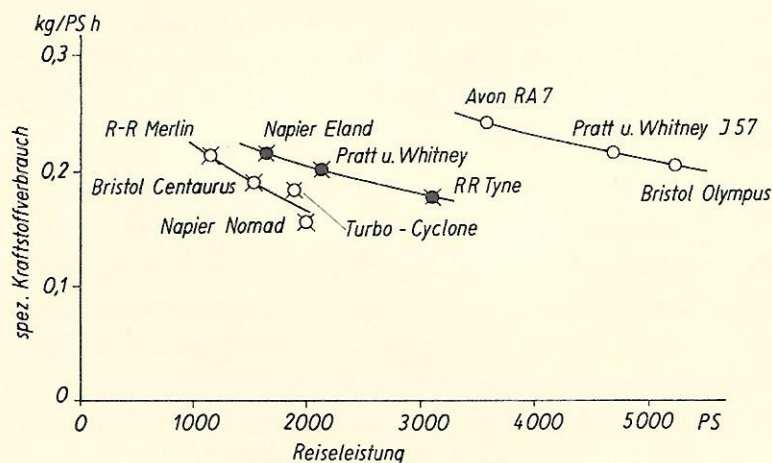


Bild 26 Kennwerte verschiedener Triebwerke (bezogen auf die Reiseleistung)

- ⊠ Kolbenmotor bei  $V=450...600$  km/h,  $H=4...6$  km
- PTL bei  $V=500...750$  km/h,  $H=6...11$  km
- TL bezogen auf eine Vergleichsleistung bei  $V=900$  km/h,  $H=12$  km

Die Verbrauchskurve der PTL-Triebwerke liegt etwa über derjenigen moderner Kolbenflugmotoren. Dafür gestatten die Propellerturbinen aber wesentlich höhere Leistungen zu erreichen. Man könnte ihre Verbrauchskurve auch als mit der Vergrößerung der Leistung nach rechts verschobene Verbrauchskurve der Kolbenmotoren auffassen und würde dann den technischen Fortschritt in der Erhöhung der Leistung bei gleichgebliebenem Kraftstoffverbrauch sehen. Eine größere Verbrauchssteigerung ist bei den TL-Antrieben zu verzeichnen. In diesem Fall darf man allerdings nicht außer Acht lassen, daß damit eine beträchtliche Erhöhung der Fluggeschwindigkeit gewonnen wird, die mit Propellerturbinen nur zum Teil, mit Kolbenmotoren gar nicht zu erreichen ist. Außerdem sind andere Vorteile zu berücksichtigen, wie z.B. die bedeutend geringere spezifische Stirnfläche. Sie liegt für das TL in der Größenordnung von 0,2 bis 0,3 m<sup>2</sup>/1000 PS, für das PTL etwa zwischen 0,4 und 0,7 m<sup>2</sup>/1000 PS und für den Kolbenmotor bei 0,8 bis über 1 m<sup>2</sup>/1000 PS. Auch das Einheitsgewicht der Strahltriebwerke ist günstiger. So haben wir beim TL schon Werte von ungefähr 0,15 kg/PS. Beim PTL betragen sie etwa 0,2 kg/PS, während der Kolbenmotor ohne Luftschraube praktisch nicht unter 0,5 kg/PS kommt.

Charakteristisch für den Gasturbinenantrieb ist der verhältnismäßig große Einfluß von Laststufe, Fluggeschwindigkeit und Flughöhe auf die Zustandparameter des Triebwerkes, insbesondere auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch. Normalerweise werden die Flugzeuggasturbinen - damit sind also die TL- und PTL-Triebwerke gemeint - für einen bestimmten Betriebspunkt ausgelegt, bei welchem die Kreisradmaschinen ihren Höchstwirkungsgrad erreichen sollen. Das heißt noch nicht, daß der Kraftstoffverbrauch des Triebwerkes in diesem Betriebszustand seinen Minimalwert hat, sondern nur, daß die Maschine unter den Bedingungen des vorliegenden Kreisprozesses optimal arbeitet. Im übrigen können in anderen Leistungsstufen und Flughöhen bessere oder schlechtere Werte des spezifischen Kraftstoffverbrauches auftreten. Die Festlegung, in welchen Bereich der sogenannte Auslegungspunkt fällt, hängt vom jeweiligen Verwendungszweck des Flugzeuges bzw. von der vorgesehenen Fluggeschwindigkeit und Flughöhe ab. Im allgemeinen liegt die Reiseflughöhe bei TL-Flugzeugen in den Grenzen von 10 bis 12 km, bei PTL-Flugzeugen zwischen 6 und 12 km.

In Bild 27 wird als Beispiel eines Gasturbinenkennfeldes das Höhenleistungsdiagramm eines PTL-Triebwerkes wiedergegeben. Es ist hier für Start sowie Steig- und Reiseleistung die Abhängigkeit der Leistung und des Kraftstoffverbrauches von der Flughöhe dargestellt. Der Auslegungspunkt - Reiseflug in 12 km Höhe - wurde durch einen Kreis besonders kenntlich gemacht. Der in den beiden Leistungskurven zu sehende Knick ist dadurch festgelegt, daß in niedrigeren Höhen mit Rücksicht auf das Getriebe eine maximale Wellenleistung und in größeren Höhen mit Rücksicht auf die Turbine eine maximale Temperatur nicht überschritten wird. Der wesentliche Inhalt des gezeigten Schaubildes ist die Zunahme des spezifischen Kraftstoffverbrauches mit fallender Triebwerkleistung und abnehmender Flughöhe.

Bezüglich der Lebensdauer von TL- bzw. PTL-Antrieben kann gesagt werden, daß Laufzeiten von 1000 h durchaus keine Seltenheit mehr sind. Zum Teil wird sogar von ausländischen Flugmotorenwerken eine Betriebszeit von 2000 h ohne

Grundüberholung angegeben. Größere Laufzeiten besitzen moderne ausgereifte Kolbenflugmotoren auch nicht.

Die Lebensdauer der TL- und PTL-Triebwerke ist im wesentlichen durch die Gas-temperatur beim Eintritt zur Turbine bedingt. Die sogenannten Heißeile, die dem mit hoher Temperatur strömenden Gas ausgesetzt sind, zählen zu den am meisten beanspruchten Teilen des Triebwerkes. An sich ist man bemüht, mit der Triebwerk-temperatur möglichst hoch zu gehen. Es ergeben sich dadurch Triebwerke mit großer Leistungskonzentration.

Beim PTL bedeutet die hohe Temperatur gleichzeitig günstigen Kraftstoffverbrauch, während für das TL von diesem Gesichtspunkt aus niedrigere Temperaturen vorteilhafter wären. Das ist durch den andersartigen Kreisprozeß bedingt. Als augenblicklich verwendete Maximal-temperaturen kommen bei Verwendung hoch-hitzebeständiger Werkstoffe mit besten Dauerfestigkeitseigenschaften Werte bis etwa  $880^{\circ}\text{C}$  in Frage. Es wurde aber bereits experimentell erwiesen, daß man bei Verwendung einer Turbinenkühlung noch wesentlich höher gehen kann. Sie kann entweder durch Entnahme von Kühlluft aus dem Triebwerkverdichter oder durch Verwendung eines eigenen Kühlmittels mit Rückkühlung und geschlossenem Kreislauf erfolgen.

Beim PTL kommt als zweiter die Lebensdauer beeinflussender Faktor das Untersetzungsgetriebe hinzu. Es macht einen nicht zu unterschätzenden Anteil des Triebwerkgewichtes aus, und man ist daher gezwungen, möglichst leicht zu bauen. Die Rücksichtnahme auf diese beiden die Lebensdauer des Triebwerkes bestimmenden Faktoren - Maximaltemperatur und Getriebebeanspruchung - führte zu dem schon erwähnten Knick der Leistungskurven im Höhenleistungsdiagramm.

Als Kraftstoff wird für die Strahltriebwerke Petroleum mit einem unteren Heizwert von  $H_u = 10\,250\text{ kcal/kg}$  verwendet, dessen Preis nur 50 bis 75 Prozent des Preises hochwertiger Flugkraftstoffe für Kolbenmotoren beträgt. Dieser Umstand bewirkt zusammen mit den kürzeren Flugzeiten, daß die Gesamtstreckenkosten beim Befliegen mit Turbinenflugzeugen - selbst unter Zugrundelegung höherer spezifischer Kraftstoffverbräuche - niedriger sind als beim Befliegen mit Kolbenmotorflugzeugen. Darüber hinaus gestattet die höhere Fluggeschwindigkeit eine schnellere Aufeinanderfolge der Flüge und somit eine Einsparung an Flugzeugen.

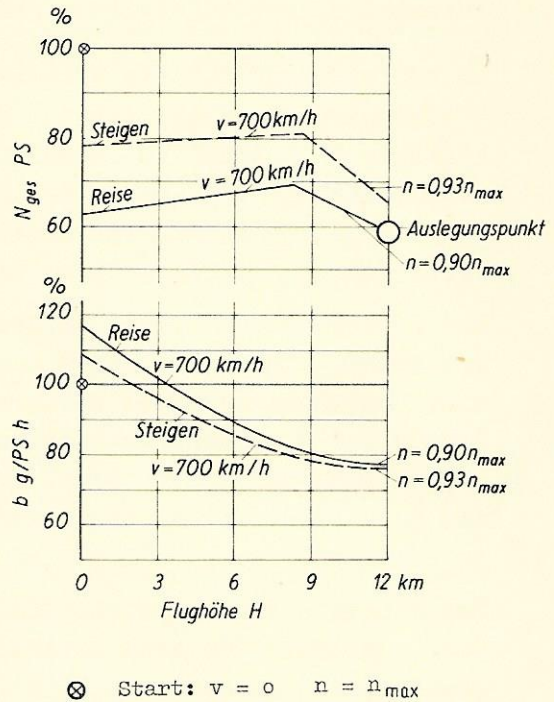


Bild 27 Höhenleistungsdiagramm eines PTL-Triebwerkes



6. Entwicklungstendenzen des Strahltriebwerkbaues

Ausschlaggebend für die Weiterentwicklung der Flugzeugantriebe sind die Forderungen der Flugzeugbauer nach erhöhter Triebwerkleistung bei möglichst geringem Baugewicht und nach größerer Wirtschaftlichkeit, dies in Bezug einerseits auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch und andererseits auf das Verhältnis von Anschaffungskosten zu Lebensdauer. Darüber hinaus wird eine Verringerung der allgemeinen Wartungskosten angestrebt.

Die Forderung nach einer weiteren Leistungssteigerung resultiert aus zwei Umständen. Einmal ist die Ausfallwahrscheinlichkeit der Triebwerke dem heutigen Entwicklungsstand entsprechend äußerst gering, so daß man aus diesem Grunde auf eine Unterteilung der Gesamtleistung auf mehr als 4 Triebwerke keinen besonderen Wert legt. Zum anderen besteht nach wie vor die Tendenz, mit noch größeren und schnelleren Flugzeugtypen bessere Transportleistungen zu erzielen.

Der Flugmotorenbauer steht der Erfüllung dieser Forderungen sehr zuversichtlich gegenüber, da sich ohnehin bei größeren Triebwerkeinheiten das Einheitsgewicht, die spezifische Stirnfläche sowie der spezifische Kraftstoffverbrauch verbessern. Zwar ist noch ein beträchtliches Maß an Entwicklungsarbeit notwendig, aber die heutigen Projekte von TL- und PTL-Triebwerken gehören zum großen Teil schon einer höheren Leistungsklasse an und besitzen günstigere Kenndaten als die bisherigen Gasturbinen.

In Bild 28 ist eine größere Anzahl der heute in Serie sowie in Entwicklung befindlichen Turbinentriebwerke zusammengestellt. Wie die Darstellung beweist, liegen die Leistungen bzw. Schübe der Serienbaumuster, d.h. also

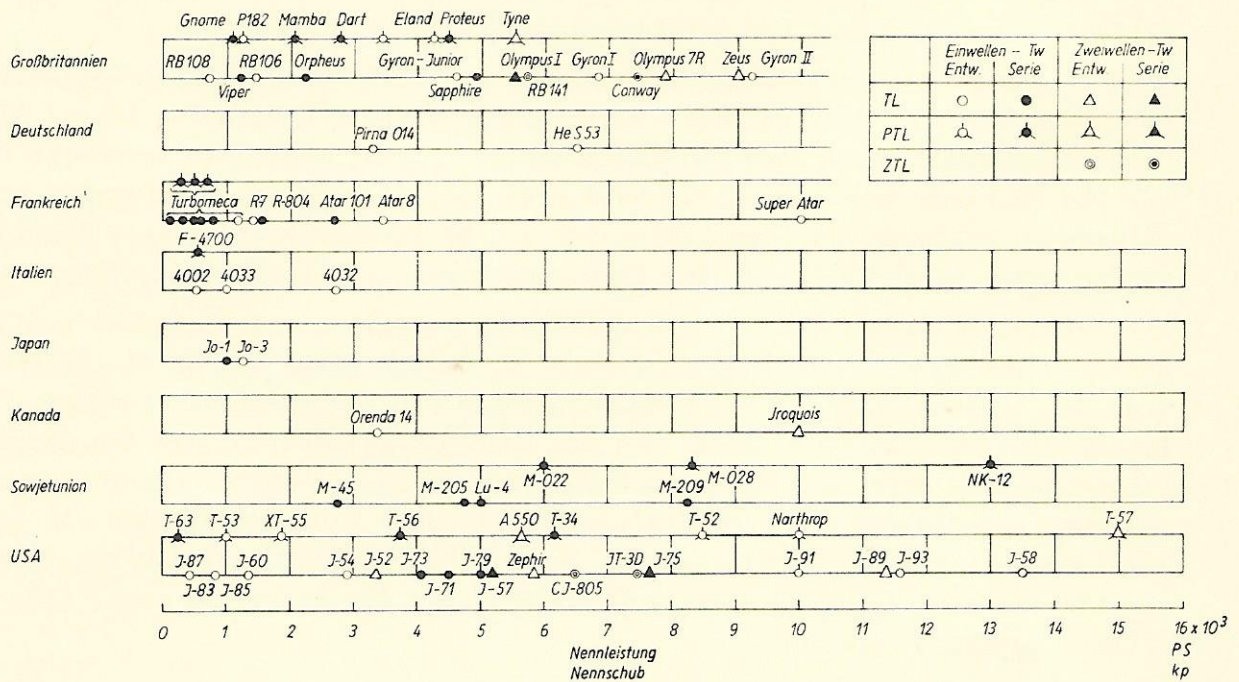


Bild 28 Entwicklungsstand der Flugzeuggasturbinen

der älteren Typen, zwischen 300 und 13 000 PS bei den PTL und zwischen 100 und 9000 kp bei den TL. Die Neuentwicklungen fallen z.T. ebenfalls in diesen Bereich, liegen aber bereits sehr zahlreich in den anschließenden Leistungsklassen. Einige Maschinen zeigen, daß das PTL auch in den bisher dem Kolbenmotor vorbehaltenen Bereich kleinerer Leistung vorgedrungen ist. Das ist eine Folge des inzwischen erreichten günstigen spezifischen Kraftstoffverbrauches in Verbindung mit dem wesentlich einfacheren konstruktiven Aufbau des PTL. Die TL kleiner Leistung dienen in erster Linie dem Einsatz in Strahltrainern.

Welches sind nun die Hauptaufgaben, die bei der Weiterentwicklung der Strahltriebwerke gelöst werden müssen?

Diese Hauptaufgaben liegen teils auf strömungstechnischem, teils auf konstruktivem und teils auf werkstofftechnischem Gebiet. Thermodynamisch sind die einzuschlagenden Wege klar. Eine Hauptaufgabe ist die Verbesserung der Kreiselmotoren, und da ganz besonders die des Verdichters. Der Verdichter muß bei kleineren Abmessungen - insbesondere kleinen Stufenzahlen - höhere Verdichtungsverhältnisse, höhere Durchsatzmengen und bessere Wirkungsgrade haben. Wege hierzu sind:

1. die Entwicklung des Überschallverdichters, bei welchem die Drucksteigerung nicht durch stetige Verzögerung der Strömung im Schaufelgitter, sondern durch einen Verdichtungsstoß mit Übergang von Überschall- auf Unterschallgeschwindigkeit erzeugt wird;
2. die Verringerung des Nebenverhältnisses der ersten Stufen, die ein genaues Studium hochbelasteter Schaufelgitter erfordert;
3. die Zweiteilung des Verdichters in Nieder- und Hochdruckteil.

Der Überschallverdichter gestattet, das Druckverhältnis der Stufe von dem jetzigen Wert (knapp 1,2) auf die Größenordnung von 2 zu steigern. Die kleineren Nebenverhältnisse geben dem ganzen Triebwerk kleinere Abmessungen und tragen somit zur Verringerung des Einheitsgewichtes bei. Die Teilung des Verdichters erleichtert nicht nur die Entwurfsbedingungen für diesen, sondern verbessert auch die Teillastcharakteristik und das Abreißverhalten. Darüber hinaus wird das strömungstechnische Verhalten des Verdichters bei kleinen Drehzahlen, wo die Strömung zur Ablösung von den Schaufeln neigt, günstig beeinflusst. Die sogenannte Abreißdrehzahl des Verdichters wird herabgesetzt, so daß Abblasevorrichtungen und Verstellmechanismen für Verdichterleitkränze entbehrlich werden.

Natürlich zwingt diese Teilung auch zur Teilung der Turbine und führt somit zu konstruktiven Erschwerungen. Immerhin bauen einige Firmen Triebwerke mit hohen Druckverhältnissen in Zweiwellenbauart, z.B. das Strahltriebwerk OLYMPUS (Bild 4).

Beim PTL ist bei hohen Druckverhältnissen die gleiche Zweiwellenanordnung üblich, wobei die Luftschraube über ein Getriebe vom Niederdruckteil angetrieben wird. Bei kleineren Triebwerkeinheiten mit niedrigeren Druckverhältnissen läßt man manchmal den Niederdruckteil des Verdichters fortfallen und verwendet die unabhängige Niederdruckturbine als reine Nutzleistungsturbine zum An-

trieb der Luftschraube. Bei dieser Lösung erhält man besonders gute Drehmomentenverhältnisse. In Bild 29 ist ein PTL in Einwellenbauart einem PTL in Zweiwellenbauart, jedoch ohne geteilten Verdichter, gegenübergestellt.

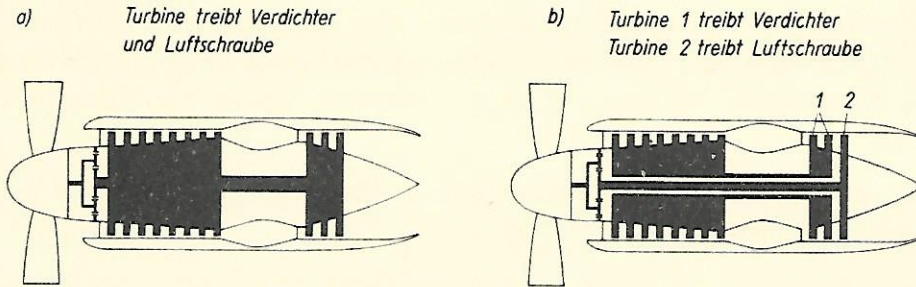


Bild 29 Propeller-Turbinen-Luftstrahltriebwerke

Bei dieser Zweiwellenbauart des PTL besteht vor allem daran Interesse, daß während des Beschleunigens des Triebwerkes der aus Verdichter und vorderer Turbine bestehende Gaserzeugersatz schnell auf Drehzahl kommt und großes Gefälle für die noch langsam drehende Nutzturbine zur Verfügung stellt. Diese läuft also als Losturbine mit sehr großem Drehmoment an. Bei fester Nutzturbine ist wegen des jetzt mit gleicher, d.h. zu niedriger Drehzahl arbeitenden Verdichters zu Anfang der Beschleunigung das Gefälle und dementsprechend das Drehmoment sehr klein. Der unterschiedliche Verlauf dieses Drehmoments ist für die in Bild 29 gegenübergestellten Triebwerksbauarten in Abhängigkeit von

der Nutzturbinendrehzahl, bezogen auf deren Auslegungswert  $n_a$ , in Bild 30 dargestellt.

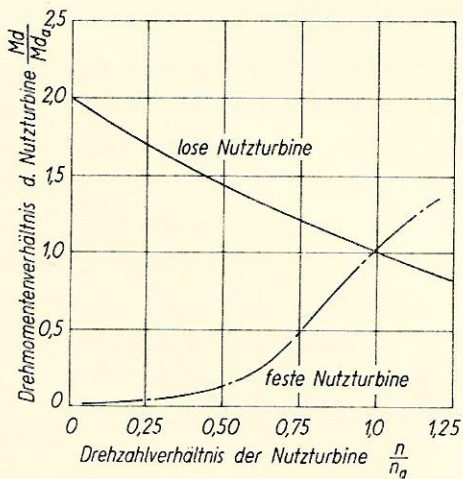


Bild 30 Verlauf der Drehmomente loser und fester Nutzturbinen als Funktion der Nutzturbinendrehzahl

dort eingesetzt werden, wo hohe Festigkeiten verlangt werden, d.h. vor allen Dingen im Verdichterbereich und in der Außenschale des Triebwerkes.

Die Baugruppe Turbine hat bereits eine beträchtliche Reife erlangt. Bei mehrstufigen PTL-Turbinen werden heute schon Wirkungsgrade von 94 Prozent erzielt. Dementsprechend ist die Hauptentwicklungsarbeit bei diesem Triebwerkelement auf Gewichtsverringerung und Anpassung an wesentlich gesteigerte Temperaturen gerichtet. Es wurde schon angedeutet, daß hierbei die Frage der Kühlung besonders interessiert. Daneben hat die Entwicklung hochwarmfester Werkstoffe, insbesondere Sinterwerkstoffe, für die Schaufeln große Bedeutung.

Eine wesentliche Gewichtserleichterung für das Gesamttriebwerk ist durch die Verwendung von Titan zu erzielen. Dieses kann überall

eingesetzt werden, wo hohe Festigkeiten bei nicht zu hohen Temperaturen verlangt werden, d.h. vor allen Dingen im Verdichterbereich und in der Außenschale des Triebwerkes.

Mit diesen Ausführungen wurde ein Überblick über die Bedeutung der Strahltriebwerke für die heutige Luftfahrt, über die thermodynamischen Grundlagen dieser Antriebe, deren Einordnung in die Reihe der übrigen Triebwerke, über die in den Strahltriebwerken noch steckenden Entwicklungsmöglichkeiten und die zu ihrer Verwirklichung notwendigen Arbeiten gegeben. Es wäre erfreulich, wenn damit in einem weiteren Kreise der technischen Intelligenz Interesse für ein Arbeitsgebiet geweckt worden wäre, das für die meisten Techniker abseits ihrer eigenen Tätigkeit liegt, aber von außerordentlicher Aktualität ist.

Quellennachweis der Bilder

- |     |  |                  |
|-----|--|------------------|
| [1] | Vogelsang, C. Walther: Die 2. Etappe.<br>Lahr/Schwarzwald: Astra 1955  | Bild 1, 2, 3, 17 |
| [2] | Foreign Aircraft 1955.<br>The Engineer 201 (1956) Nr. 5215 S. 15   | Bild 12a, 12b    |
| [3] | Events of Note.<br>The Aeroplane 15 (1956) Nr. 2335 S. 479   | Bild 13          |
| [4] | Fioretti, A.P.: Die Entwicklung des Zweistrom-<br>triebwerkes CJ 805-21.<br>Interavia 13 (1958) Nr. 12 S. 1266 | Bild 20, 21      |
| [5] | Dupin, Jacques: Ein Kombinationstriebwerk für<br>Höchstleistungsflugzeuge.<br>Interavia 13 (1958) Nr. 4        | Bild 23          |
| [6] | Powerplant Review, High-performance Hybrid<br>Powerplants.<br>The Aeroplane 17 (1957) Nr. 2376 S. 378          | Bild 24          |
| [7] | Technische Probleme des Überschallfluges.<br>Interavia 12 (1957) Nr. 1 S. 44                                   | Bild 25          |

ZENTRALSTELLE FÜR LITERATUR UND LEHRMITTEL

Vorträge und Abhandlungen

- |                                  |   |             |
|----------------------------------|---|-------------|
| 1. Obering. Strobel:             | Neuzeitliche Konstruktionen und Bauweisen im Flugzeugbau<br>Bestell-Nr. 7001  | DM 1,25     |
| 2. Prof. Dr. phil. Cordes:       | Das Strahltriebwerk als Flugzeugantrieb<br>Bestell-Nr. 7002   | DM 1,30     |
| 3. Prof. Dr.-Ing. Backhaus:      | Einführung in Probleme der aerodynamischen Flugzeuggestaltung<br>Bestell-Nr. 7003   | DM 1,30     |
| 4. Dipl.-Ing. Schmitt:           | Schwingungsprobleme im Flugzeugbau<br>Bestell-Nr. 7006  | DM 1,25     |
| 5. Dr.-Ing. Strauss:             | Windkanäle als Arbeitsmittel für die Flugzeugentwicklung<br>Bestell-Nr. 7007  | DM 1,75     |
| 6. Obering. Griebisch:           | Die Perspektive der Flugzeugfertigung<br>Bestell-Nr. 7008   | DM 1,50     |
| 7. Dipl.-Ing. Günther:           | Festigkeitsprobleme des modernen Flugzeugbaus<br>Bestell-Nr. 7009   | DM 1,50     |
| 8. Dr.-Ing. Lehmann:             | Einige aerodynamische und flugmechanische Probleme des Verkehrsflugzeugbaus<br>Bestell-Nr. 7010                               | DM 1,25     |
| 9. Dr. rer. nat. Grochalski:     | Ausnutzungsmöglichkeiten der Atomenergie für den Antrieb von Flugzeugen<br>Bestell-Nr. 7011                                   | DM 1,50     |
| 10. Dipl.-Ing. Jürgens:          | Diesseits und jenseits der Schallmauer - Aerodynamische Vorgänge bei Unter- und Überschallgeschwindigkeit<br>Bestell-Nr. 7012 | DM 1,00     |
| 11. Ing. Hauthal:                | Die technische Gamma-Durchstrahlung und die Perspektiven ihrer Anwendung in der Luftfahrtindustrie<br>Bestell-Nr. 7013        | DM 1,00     |
| 12. Ing. Paasch:                 | Einführung in das Gebiet Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge<br>Bestell-Nr. 7017  | DM 1,00     |
| 13. Dr.-Ing. Mansfeld:           | Organisation und Technik der Flugsicherung<br>Bestell-Nr. 7019  | DM 1,50     |
| 14. Prof. Dr.-Ing. Claussnitzer: | Flugzeugeräte und elektrische Ausrüstung von Flugzeugen (ein Überblick)<br>Bestell-Nr. 7015                                   | ca. DM 1,50 |

Lehrschriften für die Berufsausbildung und Qualifizierung

- |   |   |         |
|---|---|---------|
| 1. Dipl.-Ing. oec. Hehl,<br>Dipl.-Ing. oec. Wintruff: | Bedeutung des Flugzeugs und Flugzeug-<br>baus in unserer Zeit<br>Bestell-Nr. 7201                             | DM 1,50 |
| 2. Dipl.-Gwl. Günther:                                | Einteilung und vergleichende Übersicht<br>der Flugtriebwerke<br>Bestell-Nr. 7212                              | DM 1,00 |
| 3. Dipl.-Ing. Berthold,<br>Dipl.-Gwl. Günther:        | Physikalische Grundlagen der Flugzeug-<br>antriebe<br>Bestell-Nr. 7219  | DM 1,00 |
| 4. Ing. Römer:  | Korrosion und Korrosionsschutz unter<br>besonderer Berücksichtigung des Flug-<br>zeugbaus<br>Bestell-Nr. 7213 | DM 2,00 |
| 5. Dipl.-Ing. Kleiber:                                | Elektrische Ausrüstung im Flugzeug<br>Bestell-Nr. 7229  | DM 2,50 |
| 6. Dipl.-Ing. Richter:                                | Grundlagen der elektrischen Bordgeräte<br>Bestell-Nr. 7227  | DM 2,25 |
| 7. Ing. Hückel,<br>Dipl.-Gwl. Förster:                | Stahl und Eisen unter besonderer Be-<br>rücksichtigung des Flugzeugbaus<br>Bestell-Nr. 7202                   | DM 2,50 |
| 8. Dipl.-Ing. Hoffmann:                               | Aufbau des Tragflügels<br>Bestell-Nr. 7208  | DM 1,50 |
| 9. Lehmann, Joachim:                                  | Normalnieten<br>Bestell-Nr. 7304  | DM 1,00 |

Bestellungen, möglichst Sammelbestellungen, nehmen für die Mitarbeiter der Luftfahrtindustrie die Technischen Kabinette in den Werken oder andere dafür bestimmte Abteilungen entgegen. Alle anderen Interessenten geben ihre Bestellungen bei der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Abteilung Bestell- und Lieferwesen, Dresden N 2, Postfach 40, auf.

Bestell-Nr. 7002

Als Manuskript gedruckt  
1958, 1961

Nachdruck, Reproduktion und Nachbildung – auch auszugsweise –  
nur mit Genehmigung des Verfassers und  
der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel  
im Forschungszentrum der Luftfahrtindustrie  
Dresden N 2 – Postschließfach 40