

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР**
**КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. С. П. КОРОЛЕВА**

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ
на немецком языке по теме:
„Авиационные двигатели“

Для студентов II курса

В методических указаниях содержатся тексты по авиадвигателям для развития навыков чтения специальной литературы.

Статьи, взятые из немецких изданий, отражают достижения и проблемы в области авиадвигателестроения и представляют для студентов познавательную ценность.

Тексты адаптации не подвергались, а были лишь незначительно сокращены.

Указания снабжены контрольными вопросами к текстам, пояснениями слов, не имеющих в словарях, которым пользуются студенты («Немецко-русский словарь» И. В. Рахманова (20.000 слов) и «Краткий немецко-русский авиационный словарь Т. А. Звягинцевой и др.).

Составитель Б а л а ш е в и ч Э. А.

Das Flugtriebwerk¹

Das Flugtriebwerk ist ein Antriebsmittel für Luftfahrzeuge² und Flugkörper³, das als Reaktion auf die Beschleunigung von Gasmassen⁴ entgegen der Flugrichtung einen Vortrieb erzeugt (Reaktionstriebwerk⁵). Die Gasmasse wird bei Luftschrauben⁶ - und Luftstrahltriebwerken der umgebenden Atmosphäre entnommen. Raketentriebwerke führen die beschleunigte Masse⁷ selbst mit und sind deshalb von der Erdatmosphäre unabhängig. Die Übersicht zeigt die wichtigsten Flugtriebwerke. (см. схема стр. 4)

Wörterklärungen

1. Flugtriebwerk n - двигатель летательных аппаратов
2. Luftfahrzeug n - летательный аппарат тяжелее воздуха
3. Flugkörper n - ракета
4. Gasmasse f - газ; воздух
5. Reaktionstriebwerk n - реактивный двигатель
6. Luftschraubentriebwerk n - винтовой двигатель
7. die beschleunigte Masse - компоненты для создания газа

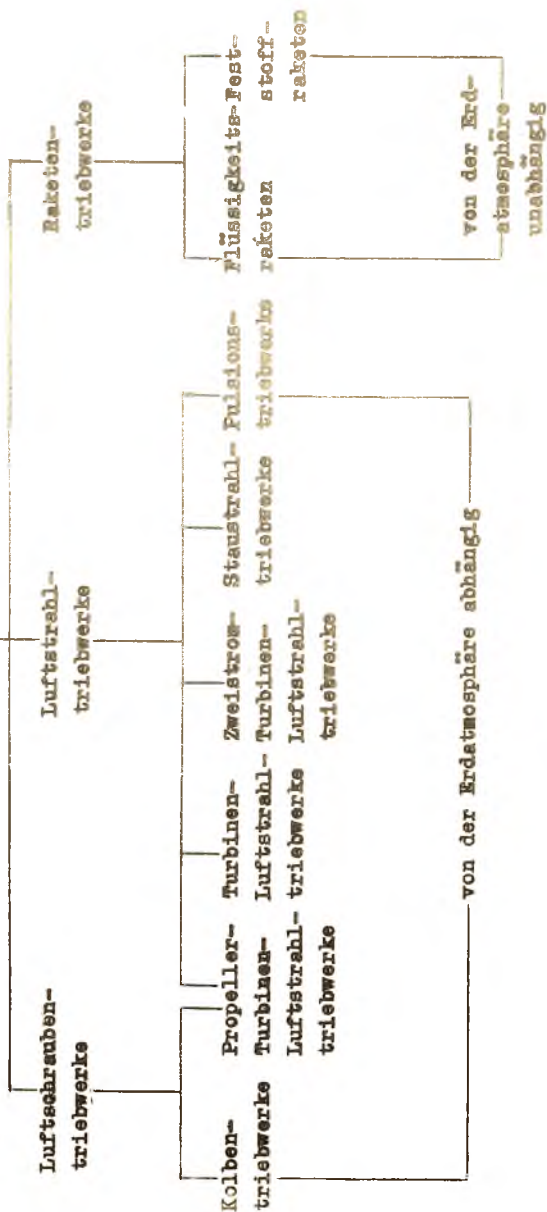
Fragen zum Text

1. Welche Flugtriebwerksarten gibt es?
2. Wo entnehmen die Luftschrauben- und Luftstrahltriebwerke die Gasmasse?
3. Entnehmen die Raketentriebwerke die beschleunigte Masse der Erdatmosphäre?
4. Wovon sind die Luftschrauben- und Luftstrahltriebwerke abhängig?
5. Sind die Raketentriebwerke von der Erdatmosphäre abhängig?

Die Gasturbine in der Luftfahrt

Die Grundlage der modernen Theorie der Schaufelradmaschinen¹, zu denen die Turbinen und Verdichter gehören, bilden die Arbeiten des russischen Gelehrten N.E. Zhukowski zur Wirbeltheorie von Schiffsschrauben und von Axialventilatoren. Eine Turbine wandelt die Energie des sie durchfließenden Arbeitsmittels² mit einem Rotor, der zahlreiche Schaufeln

Die Übersicht der wichtigsten Flugtriebwerke



hat, in mechanische Arbeit um und gibt die Leistung über eine Welle ab. Die Turbine heißt hydraulische Turbine, wenn als Arbeitsmittel eine Flüssigkeit, Dampfturbine, wenn als Arbeitsmittel Dampf, und Gasturbine, wenn darin als Arbeitsmittel Gas verwendet wird.

Wörterklärungen

1. Schaufelradmaschine ρ - лопаточная машина
2. Arbeitsmittel α - рабочее тело

Fragen zum Text

1. Was bildet die Grundlage der modernen Theorie der Schaufelradmaschinen?
2. Wozu dient die Turbine?
3. Welche Turbine heißt Gasturbine?

Funktionschema¹ und Werkstoffprobleme

Die Gasturbine verwandelt einen Teil der potentiellen Energie des Gasstroms zunächst in kinetische Energie und danach in mechanische Arbeit an der Turbinenwelle. In den Düsen² vor der Turbine, die meist als Leitschaufeln³ ausgebildet sind, dehnt sich das Gas aus, und seine Strömungsgeschwindigkeit wächst. Danach gibt es beim Durchströmen der Schaufeln des Arbeitrades einen Teil seiner Energie an den Motor ab, der damit in Drehung gebracht wird und mechanische Arbeit leistet.

In den modernen Flugzeug-Gasturbinen dehnt sich das Gas nicht nur zwischen den Leitschaufeln aus, sondern auch⁴ in den Kanälen zwischen den Arbeitradschaufeln, den sogenannten Laufschaufeln. Solche Turbinen werden als Reaktivturbinen⁵ bezeichnet, zum Unterschied von Aktivturbinen,⁶ in denen sich das Gas nur in den Düsen ausdehnt. In Abhängigkeit von der Richtung des Gasstroms in bezug auf die Turbinenachse werden Turbinen in Axial- und Radialturbinen unterteilt. Bei den Axialturbinen bewegt sich der Gasstrom parallel, bei den Radialturbinen senkrecht zur Turbinenachse.

In der Luftfahrt überwiegen axiale Gasturbinen, denn bei gleicher Leistung verfügen sie über annähernd den gleichen Wir-

Wirkungsgrad wie Radialturbinen, während ihre Masse wesentlich geringer ist. Darum beziehen sich die weiteren Darlegungen in wesentlichen auf axiale Gasturbinen.

Eine einfache axiale Reaktivturbine zeigt Bild. 47. Die Welle ruht in Lagern, von denen eins zu sehen ist. Die Scheibe trägt an ihrem Kranz⁷ die Lauf- oder Arbeitsschaufeln. Die unbeweglichen Leitschaufeln sind im Gehäuse befestigt. Das Gas betritt die Düsen (die Kanäle zwischen den Leitschaufeln), dehnt sich in ihnen von Anfangsdruck p_0 bis zum Druck p_1 aus, der größer ist als der Druck p_2 am Austritt aus der Turbine. Dabei wächst die Gasgeschwindigkeit vom Anfangswert v_0 vor den Düsen bis zu v_1 hinter den Düsen an. Nach Austritt aus den Leitschaufeln gelangt das Gas in die Kanäle zwischen den Arbeitsschaufeln und dehnt sich in ihnen von p_1 bis p_2 aus. Dabei erhöht sich die Gasgeschwindigkeit relativ zu den rotierenden Arbeitsschaufeln, gegenüber den unbeweglichen Elementen der Turbine sinkt sie ab von v_1 hinter den Düsen bis v_2 am Austritt aus den Kanälen zwischen den Arbeitsschaufeln. Die Kanäle zwischen den Arbeitsschaufeln verengen sich in Bewegungsrichtung des Gases. Dadurch steigt die Strömungsgeschwindigkeit, und es sinkt der statische Druck.

Die mechanische Arbeit an der Welle der Reaktivturbine wird nicht nur durch die kinetische Energie des Gases, sondern auch durch die Abnahme des Wärmeinhalts des Gases bei seiner Ausdehnung in den Kanälen zwischen den Arbeitsschaufeln geleistet. Die Differenz zwischen dem Wärmeinhalt des Gases zu Beginn und dem am Ende, dessen Ausdehnung bezeichnet man als Wärmegefälle⁸. Das Wärmegefälle bestimmt die Gasgeschwindigkeit am Austritt aus den Leitschaufeln. Je größer es ist, desto höher ist die Geschwindigkeit. Aber eine zu große Gasgeschwindigkeit am Austritt aus den Leitschaufeln und zwischen den Laufschaufeln der Turbine läßt die hydraulischen Verluste ansteigen und vermindert damit spürbar den Wirkungsgrad der Turbine. Außerdem kann bei einem großen Wärmegefälle die Umfangsgeschwindigkeit des Arbeitsrades unzulässig hoch für

dessen Festigkeit sein. In diesem Fall muß man entweder die Umfangsgeschwindigkeit des Rades vermindern, was ebenfalls ein Absinken des Wirkungsgrades nach sich zieht, oder man geht zu einer zweistufigen oder einer mehrstufigen Turbine über.

Eine Stufe der Turbine besteht aus einer Reihe von Düsen-(Leit-)Schaufeln, die gewöhnlich als Düsen-(Leit-)Apparat bezeichnet wird, und der in Bewegungsrichtung des Gases nachfolgenden Reihe an Lauf- oder Arbeitsschaufeln.

Eine große Bedeutung für den Wirkungsgrad einer Turbine hat das Verhältnis der Umfangsgeschwindigkeit des Arbeitsrades zur Gasgeschwindigkeit v_1 am Düsenaustritt. Der höchste Wirkungsgrad der Turbine oder ihrer Stufe wird erreicht, wenn die Umfangsgeschwindigkeit des Arbeitsrades je nach Auslegung⁹ der Turbine etwa 45 bis 70% der Austrittsgeschwindigkeit des Gases aus den Düsen beträgt.

Nach der Art der Verarbeitung¹⁰ des verfügbaren Druckgefälles (Verhältnis des Gasdrucks vor der Turbine zum Gasdruck dahinter) unterscheidet man Turbinen mit Druck-¹¹ und Turbinen mit Geschwindigkeitsstufen.¹² In einer Turbine mit Druckstufen wird das verfügbare Druckgefälle nacheinander¹³ (von der ersten Stufe bis zur letzten) in allen Stufen verarbeitet¹⁴ und der Druck des Gases nimmt allmählich von der ersten bis zur letzten Turbinenstufe ab. Jede Druckstufe besteht aus einem Kranz von Leitschaufeln und einem Arbeitsrad, in denen jeweils die gleiche Energieumwandlung wie in einer einstufigen Turbine stattfindet. Zweistufen- und Mehrstufengasturbinen mit Druckstufen sind in modernen Gasturbinen-Flugtriebwerken weit verbreitet. Ihr Wirkungsgrad erreicht 0,92 und mehr.

In einer Turbine mit Geschwindigkeitsstufen wird das gesamte verfügbare Druckgefälle in der ersten Stufe verarbeitet, während die kinetische Energie des diese Stufe verlassenden Gases allmählich in den nachfolgenden Stufen verbraucht wird. Eine solche Turbine hat einen kleineren Wirkungsgrad als eine Turbine mit Druckstufen, in der das gleiche Wärmegefälle genutzt wird.

In verschiedenen Zweigen der Technik werden sowohl Einstufenturbinen als auch Mehrstufenturbinen verwendet, die aus mehreren hintereinander angeordneten Stufen bestehen (Bild 48).

Bei den Flugzeug-Gasturbinentriebwerken handelt es sich nur um Reaktivturbinen, da sie wirtschaftlicher sind, also einen geringeren spezifischen Brennstoffverbrauch haben. Die einfacheren Aktivturbinen dienen in Turbokompressoren¹⁵ für die Aufladung¹⁶ von Flugzeugkolbenmotoren. Sie treiben in Flüssigkeits-Raketentriebwerken die Förderpumpen¹⁷ der Brennstoffkomponenten an. In solchen Raketentriebwerken sind sowohl Turbinen mit Geschwindigkeitsstufen als auch Turbinen mit Druckstufen gebräuchlich.

Zum ersten Mal diente in der Luftfahrt die Gasturbine in den schon erwähnten Turbokompressoren für die Aufladung von Kolbenmotoren; das geschah im Jahre 1918. Die Erprobung zeigte¹⁸ jedoch unbefriedigende Ergebnisse.

Etwa 20 Jahre später begann die Serienproduktion von Flugzeug-Turbokompressoren und deren Einsatz in größerer Stückzahl. Diese Verzögerung bei der Einführung des Turbokompressors erklärt sich aus den hohen thermischen und mechanischen Belastungen der Auslaßventile,¹⁹ der Rohrleitungen, die die Abgase²⁰ an die Turbine heranführen, des Arbeitsrades und besonders seiner Schaufeln.

Die Turbinenschaufeln, die in heißen Gasen arbeiten, werden ja stark erwärmt, so daß ihre Festigkeit absinkt. Außerdem wird bei Dauerbeanspruchung durch hohe Temperaturen das Metall plastisch verformt, auch wenn nur relativ geringe Spannungen auftraten, wobei die bleibende²¹ Deformation um so größer ist, je länger die Beanspruchung dauert, je höher die Spannung und die Temperatur des Metalls sind. Diese Erscheinung, als Kriechen²² bezeichnet, kann dazu führen, daß die Turbinenschaufeln nach einigen Laufstunden im heißen Gas sich so weit strecken, daß sie am Triebwerksgehäuse anstoßen.

Die befriedigende Arbeit der Schaufeln bei hohen Temperaturen und Beanspruchungen hängt in erster Linie vom Werkstoff ab, aus dem die Schaufeln bestehen. Anfangs verwendete man

hierfür Chromnickelstähle mit Zusätzen von Wolfram, Molybdän, Vanadium und Titan. Die wesentliche Verlängerung ihrer Betriebszeit erforderte jedoch neue Werkstoffe, die über höhere Festigkeit bei hohen Temperaturen verfügen. Für Turbinenschaufeln von Flugzeug-Gasturbinenriebwerken wählt man heute Legierungen auf Nickelbasis (70 bis 80% Nickel) mit einem starken Chromgehalt und einem geringeren Gehalt an Titan, Wolfram, Molybdän und Aluminium. Eine Kühlung der Turbine erhöht bei gleicher Gastemperatur die Lebensdauer der Turbine oder gestattet bei gleicher Lebensdauer die Erhöhung der Gastemperatur und damit des Wirkungsgrades. Als Kühlmittel²³ dient in den meisten Fällen ein kleiner Teil der im Kompressor verdichteten Luft, der teils am Laufrad, an den Lagern und anderen zu schützenden Teilen entlanggeführt wird, und teils durch Bohrungen²⁴ in den Turbinenschaufeln strömt, diese von innen kühlt und dann in den Gasstrom austritt. Zur Erhöhung der Schaufelfestigkeit wird ihr Profilquerschnitt von der Peripherie bis zum Fuß auf etwa das Drei- bis Fünffache vergrößert.

Die Leistung der Gasturbine ist - wie bei jeder anderen Arbeitsmaschine - die Menge der mechanischen Arbeit in einer bestimmten Zeiteinheit. Sie wird bestimmt erstens vom Gasmasseudurchsatz in der Turbine, d.h., von der Masse des Gases, die in der Zeiteinheit durch die Turbine fließt; zweitens vom adiabatischen²⁵ Wärmegefälle, das in der Turbine verarbeitet wird, oder was dasselbe ist, von der adiabatischen Ausdehnungsarbeit des Gases in der Turbine; drittens vom Wirkungsgrad der Turbine. Die Leistung ist gleich dem Produkt²⁶ aus diesen drei Größen. Z.B. kann eine einstufige Turbine von 0,5 m Durchmesser eine Leistung von 8.800 kW oder mehr liefern. Damit die Turbine diese Leistung erbringen²⁷ kann, muß sie mit komprimierten, heißen Gasen versorgt werden. Das heißt, ein Gasturbinenriebwerk besteht nicht nur aus der eigentlichen Turbine, sondern auch aus Elementen für die Erzeugung dieses heißen, komprimierten Gasstroms.

Wörterklärungen

1. Funktionsschema n - принцип действия
2. Düsen Pl - сопловой аппарат
3. Leitschaufel f - соловая лопатка, лопатка солового аппарата
4. nicht nur..., sondern auch - не только..., но и
5. Reaktivturbine f - реактивная турбина
6. Aktivturbine f - активная турбина
7. Kranz m - венец
8. Wärmegefälle n - теплоперепад
9. Auslegung f - тип
10. Verarbeitung f - срабатывание, использование
11. Druckstufe f - ступень давления
12. Geschwindigkeitsstufe f - ступень скорости
13. nacheinander - последовательно
14. verarbeiten - срабатывать, использовать
15. Turbokompressor m - турбокомпрессор
16. Aufladung f - наддув
17. Förderpumpe f - насос (подачи)
18. zeitigen - показывать (со временем)
19. Auslaßventil n - выхлопной клапан
20. Abgas n - выхлопной газ
21. bleibend - остаточный
22. Kriechen n - ползучесть
23. Kühlmittel n - средство охлаждения
24. Bohrung f - сверление
25. adiabatisch - адиабатный (без потерь тепла наружу)
26. Produkt n - произведение
27. erbringen - выдать

Fragen zum Text

1. Welche Gasturbinenarten gibt es?
2. Welche Turbinen bezeichnet man als Reaktivturbinen?
3. Welche Turbinen bezeichnet man als Aktivturbinen?
4. Welche Turbinen bezeichnet man als Axialturbinen?
5. Welche Turbinen bezeichnet man als Turbinen mit Druckstufen?
6. Welche Turbinen bezeichnet man als Turbinen mit Geschwin-

digkeitsstufen

7. Welche Gasturbinenarten werden in der Luftfahrt verwendet?
8. Welche Erscheinung wird als Kriechen bezeichnet?
9. Auf welche Weise wird eine Turbine gekühlt?
10. Wovon hängt der Wirkungsgrad einer Turbine ab?
11. Wovon wird die Leistung einer Turbine bestimmt?

Die Hauptbaugruppen eines Gasturbinenriebwerks

Die Hauptbaugruppen eines Flugzeug-Gasturbinenriebwerks sind Luftteinlauf¹, Verdichter, Brennkammer, Turbine und Schubdüse (Bild 50).

Die durch den Einlauf eintretende Luft wird zum Teil durch den Flugzeugstaudruck² und zum Teil durch den Verdichter komprimiert. In die Brennkammer wird Brennstoff eingespritzt und dort verbrannt. Die heißen Gase treiben die Turbine an und strömen durch die Schubdüse aus. Die Turbine entzieht dem heißen Gasstrom entweder nur die Energie für den Verdichterantrieb (im Fall der Strahltriebwerke) oder zusätzlich noch die Energie für den Antrieb einer Luftschraube (im Fall der Propellerturbinen). Die andere Energie des heißen Gasstroms liefert beim Austritt aus der Schubdüse nach dem Rückstoßprinzip³ eine Schubkraft.

Der Luftteinlauf, der auch Einlaufdiffusor genannt wird, wird strömungsgünstig⁴ gestaltet, damit der Staudruck möglichst effektiv ausgenutzt werden kann.

Für Überschallflugzeuge, die ja auch zumindest am Anfang und am Ende des Fluges mit Unterschallgeschwindigkeit fliegen, baut man verstellbare Luftteinläufe (und auch Schubdüsen). Ein nichtverstellbarer Überschall-Einlaufdiffusor - so bezeichnet man Luftteinläufe für Überschallflugzeuge - würde in einem nur sehr engen Geschwindigkeitsbereich mit hohem Wirkungsgrad arbeiten. Je weiter man sich von diesem Auslegungspunkt⁵ entfernt, desto weniger effektiv arbeitet der Diffusor. Es entsteht das gefürchtete⁶ Pumpen bzw. das weniger gefährliche Brummen. Das Pumpen des Diffusors ruft Vibrationen hervor, die sowohl die Festigkeit des Diffusors als auch anderer Elemente

der Triebwerksanlage zu gefährden imstande sind. Es vermag sogar die stabile Verbrennung in der Brennkammer zu stören, wodurch in bestimmten Fällen die Flamme darin verlöschen kann und somit das Triebwerk zum Stillstand kommt.⁷ Daraus macht man den Überschall-Einlaufdiffusor regelbar. Das Regeln geschieht entweder durch Änderung seiner kleinsten Querschnittsflächen sowie durch Einlassen zusätzlicher Luft aus der Atmosphäre in den Diffusor oder - umgekehrt - durch Ablassen⁸ überschüssiger Luft aus dem Diffusor in die Atmosphäre. In der modernen Überschall-Luftfahrt verwendet man oft einen Einlaufdiffusor mit zentralem Profilkörper,⁹ der aus dem Diffusorkanal dem ankommenden Luftstrom entgegenragt. Durch Verschieben des Mittelkörpers¹⁰ regelt man den Diffusor bei Betriebszuständen, für die er nicht ausgelegt ist.¹¹ Bei rechteckigen Einläufen kann man auch die Einlaufwände verstellen.

Der Verdichter erzeugt je nach Auslegung des speziellen Triebwerks ein Druckverhältnis von etwa 4 bis 30. Das heißt, der Druck hinter dem Verdichter ist vier- bis dreißigmal so groß wie vor diesem, bezogen auf den Betrieb am Boden und in Stand,¹² also bei der Geschwindigkeit gleich Null.

Die Verdichter können als Radial- oder als Axialverdichter ausgeführt werden.

Bei Radialverdichtern ist die Hauptbewegungsrichtung der Luft von innen nach außen, also in Richtung des Radius des Verdichterroters, Radialverdichter erreichen mit einer Stufe höchstens etwa das Druckverhältnis vier, sie sind teilweise auch zweistufig; sie haben eine größere Stirnfläche¹³ und einen kleineren Wirkungsgrad als Axialverdichter.

In einem Axialverdichter verläuft die Hauptbewegung des zu verdichtenden Luftstroms parallel zur Drehachse des Rotors. Die Luft strömt in die Kanäle zwischen den rotierenden Arbeitschaufeln, die der Luft die Kompressionsenergie¹⁴ vermitteln.

Eine Stufe kann die Luft nicht allzu sehr komprimieren. Darum sind Axialkompressoren mehrstufig; sie haben in modernen Flugzeug-Gasturbinentriebwerken 6 bis 18 Stufen. Für die Verbesserung der Arbeit eines mehrstufigen Axialkompressors in

einem breiten Betriebsbereich¹⁵ werden zwei Kompressoren hintereinander geschaltet, wie das bei den Zweiwellentriebwerken noch erläutert wird. Damit ein einwelliger¹⁶ mehrstufiger Axialkompressor außerhalb seines Auslegungsbereiches¹⁷ effektiv arbeitet, macht man ihn regelbar. Das geschieht am häufigsten dadurch, daß ein oder zwei Verdichterstufen schwenkbare¹⁸ Umlenkschaufeln¹⁹ erhalten.

Konstruktiv einfacher ist jedoch das Ablassen von Luft hinter ein oder zwei Verdichterstufen in die Schubdüse.

Die Brennkammer liegt zwischen Kompressor und Turbine und gehört mit diesen zu dem Teil des Triebwerks, den man den Gasgenerator teil nennen kann. Der Gasgenerator erzeugt ein Gas mit höherem als dem atmosphärischen Druck und höherer Temperatur, das als Arbeitsmittel in dem anderen Teil des Triebwerks - dem Ausdehnungsteil - verwendet wird.

Zur Verbrennung ist Sauerstoff der atmosphärischen Luft erforderlich. Es handelt sich also im Gegensatz zur Rakete um ein sogenanntes "Luftatmendes" Triebwerk. Allerdings ist die Temperatur der Verbrennungsprodukte²⁰ des Brennstoff-Luft-Gemisches, die bei hochqualitativer Verbrennung, d.h. bei schnellem, stabilem und vollständigem Brennen, entsteht, viel zu hoch, als daß jene Produkte ohne Abkühlung in die Gasturbine gelangen könnten.

Deshalb trennt man die aus dem Kompressor in die Brennkammer strömende Luft in zwei Teile. Der eine Teil (die Primärluft) ermöglicht die Verbrennung des Brennstoffes. Der andere Teil (die Sekundärluft) wird den heißen Verbrennungsprodukten zur Kühlung beigemischt.

Das Hauptbauteil der Brennkammer ist das Flammrohr, das im Gehäuse eingeschlossen ist. Im Rohr wird der Brennstoff verbrannt. Man unterscheidet zwei charakteristische Zonen: die Brennzona und die Mischzone. In die Brennzona gelangt nicht die gesamte Luft G_{II} , die vom Kompressor in die Brennkammer strömt, sondern nur die Primärluft G_I . Die Brennstoffpumpe und die Einspritzdüse²¹ geben Brennstoff hinzu, es bildet sich ein heißes Brennstoff-Luft-Gemisch. Die Verbrennungs-

produkte gelangen nun in die Mischzone, in die durch besondere Durchbrüche²² die Sekundärluft G_{II} gelangt. Von hier wird das Gemisch auf die Turbine geleitet.

Eine große Bedeutung für den richtigen Ablauf des Prozesses in der Brennkammer hat die allmähliche (stufenweise) Zufuhr der Primärluft über die gesamte Länge der Brennzzone. Dabei übersteigt die Primärluftmenge gewöhnlich etwas die theoretisch erforderliche Luftmenge, unmittelbar am Anfang der Brennzzone gelangt durch die Fronteinrichtung²³ nicht mehr als die Hälfte dieser theoretisch erforderlichen Luftmenge in die Brennkammer. Zur Stabilisierung der Flammfront und zur Gewährleistung einer ununterbrochenen Verbrennung dient der Flammstabilisator, dessen Funktion in Flugzeug-Gasturbinentriebwerken oft der Verwirbeler²⁴ übernimmt.

Die Brennkammer eines Gasturbinentriebwerkes besteht entweder aus einer Reihe von Einzelbrennkammern²⁵, die über den Triebwerksaufgang²⁶ verteilt sind, oder aus einer Ringbrennkammer, in der eine ringförmige Brennstoffeinspritzung vorgesehen ist. Eine kombinierte Brennkammer, die heute am häufigsten vorhandene Form, ist ein ringförmiger Brennraum mit einzelnen Brennköpfen²⁷. Die Brennkammer ist kürzestlebige²⁸ Baugruppe eines Gasturbinentriebwerkes, sie bestimmt im wesentlichen dessen Einsatzdauer²⁹.

An die Brennstoffe der Gasturbinentriebwerke werden nicht so hohe Anforderungen gestellt wie an Flugbenzine für die Kolbenmotoren (z.B. in bezug auf die Oktanzahl und den Schwefelgehalt). Deshalb verwendet man für solche Triebwerke verschiedene Mittel- und Schwerbenzinsorten, wie Kerosin, Petroleum,³⁰ z.T.³¹ mit etwas Dieselkraftstoffanteil.

Die Schubdüse hat die Aufgabe, die von der Turbine kommenden Brenngase³² mit hoher Geschwindigkeit auszustößen und dabei eine möglichst große Schubkraft zu erzeugen; das erfordert einen hohen Strahlwirkungsgrad oder kleine Strahlverluste. Aus der Form der Schubdüse leitet sich die Beschleunigung des Gasstrahls ab. Darüber hinaus hat die Schubdüse den Strahl unter annehmbaren Bedingungen, vor allem mit ertragbarem Triebwerkslärm, zu erzeugen.

Der Druck des Gases übersteigt am Düseneingang, also hinter der Turbine, erheblich den Außendruck. In der Düse findet die Ausdehnung und die entsprechende Zunahme der Gasgeschwindigkeit statt. Der Schub eines Strahltriebwerks ergibt sich in erster Näherung aus dem Impuls. Der Impuls ist das Produkt aus der Gasmasse, die je Sekunde die Schubdüse verläßt, und aus der Geschwindigkeit. Bei einer Rakete ist die Austrittsgeschwindigkeit aus der Schubdüse maßgebend. Für eine Strahltriebmaschine geht nur die Differenz aus der Austrittsgeschwindigkeit v_2 und der Eintrittsgeschwindigkeit v_1 des Luftstroms in die Berechnung ein.

Es ist klar, daß die Austrittsgeschwindigkeit des Gases aus der Schubdüse einen der wichtigsten Parameter des Strahltriebwerks darstellt. Diese Geschwindigkeit wird im wesentlichen bestimmt durch die Geschwindigkeit und durch die Temperatur der Gase vor der Düse, durch das Verhältnis zwischen dem Gasdruck vor der Düse und dem Gasdruck im Düsenaustritt sowie durch die relative Molekülmasse des Gases.

Je nachdem, ob die Austrittsgeschwindigkeit eine Unterschall- oder eine Überschallgeschwindigkeit ist, unterscheidet man zwischen Unterschall-Strahldüse, die sich in Richtung zum Triebwerksausgang verengt, und der Überschall-Strahldüse, die sich anfangs verengt und dann erweitert. Den kleinsten Querschnitt der Überschalldüse, in dem die Gasgeschwindigkeit der örtlichen Schallgeschwindigkeit entspricht, bezeichnet man als den kritischen Querschnitt.

Der Schub eines Strahltriebwerks ist bei sonst gleichen Bedingungen um so größer, je höher die Geschwindigkeit des Strahles ist, jedoch nimmt mit der Strahlgeschwindigkeit auch der Triebwerkslärm beträchtlich zu. Die Geräusche entstehen vor allem an der Berührungsfläche zwischen dem Triebwerksstrahl und der umgebenden (relativ zum Strahl ruhenden) Luft; sie sind um so stärker, je größer die Geschwindigkeitsdifferenz an der Grenzfläche³³ ist. Auf diesem Effekt beruhen die schalldämpfenden Maßnahmen. Am Ende des Schubdüsenrandes³⁴ werden Leitbleche angebracht. Sie teilen kleine Strahlen ab, denen durch Ansaugöffnungen von außen Frischluft beigemischt wird.

Bei einigen Ausführungen wird auch der gesamte Strahl in eine Reihe kleiner Strahlen aufgeteilt. Dadurch sinkt die Geschwindigkeitsdifferenz an der Berührungsfläche und damit der Triebwerkslärm. Die Lärminderung beträgt etwa 12 dB,³⁵ sie ist aber mit einem Schubverlust von etwa 1,5% und mit einer Zusatzmasse von 30 bis 60 kg je nach Triebwerksgröße verbunden.

Das Risiko einer Landung ist kleiner, wenn die Triebwerke möglichst im Betriebsbereich laufen, also nicht so stark gedrosselt werden, damit man bei einem ungenauen Landeanflug durchstarten³⁶ kann. Wenig gedrosselte Turbinen liefern jedoch einen hohen Schub, außerdem ist die Landegeschwindigkeit moderner Flugzeuge relativ hoch. Beide Faktoren ergeben eine große Landerollstrecke³⁷. Deshalb benutzt man zur Verkürzung der Landerollstrecke neben den Radbremsen und den aerodynamischen Bremsen noch die Schubumkehr. Die Propellerblätter der luftschraubengetriebenen Flugzeuge können schon seit langem im Fluge verstellt werden. Dadurch läßt sich bei jeder Flugeschwindigkeit ein hoher Luftschraubenwirkungsgrad erzielen. Die Propellerblätter können bei der Landung so eingestellt werden, daß sie bremsend wirken. Ähnlich verhält es sich mit der Schubumkehr. Alle diese Einrichtungen (Bild 55) beruhen auf der Umlenkung des Triebwerkstrahles. Ein Beispiel zeigt seitlich angeordnete Schwenkdüsen³⁸ mit Umlaufgittern³⁹, die um 180° drehbar sind. Dadurch kann die Richtung des Umlenkstrahles weitgehend verändert werden. Auch die Einrichtungen zur Schubumkehr verursachen Zusatzmassen und auch im Reiseflug durch die Strömungswiderstände der Einbauten Schubverluste.

Für große Strahltriebwerke-Verkehrsflugzeuge können die Einrichtungen zur Geräuschkämpfung und zur Schubumkehr die Wirtschaftlichkeit jährlich etwa um 100 000 bis 400 000 Mark/Flugzeug vermindern. Ohne diese Maßnahmen wären allerdings die Landerollstrecke länger als die Landebahn vieler interkontinentaler Flughäfen und die Geräuscentwicklung höher als zulässig. Viele Zivilflughäfen haben daher Anflug und Landung dieser Flugzeuge erst nach dem Einbau von Schalldämpfern gestattet.

Wörterklärungen

1. (Luft)einlauf m - входное устройство
2. Flugzeugstandruck m - действие скоростного напора
3. Rückstoßprinzip n - реактивный принцип
4. strömungsgünstig - оптимальной для потока формы
5. Auslegungspunkt m - расчетная точка
6. gefährdet - опасный
7. zum Stillstand kommen - останавливаться
8. Ablassen n - выпуск
9. Profilkörper m - тело
10. Mittelkörper m - центральное тело
11. bei Betriebszuständen, für die er (der Diffusor) nicht ausgelegt ist - при нерасчетных режимах эксплуатации
12. im Stand - на стоянке
13. Stirnfläche f - лобовая поверхность
14. Kompressionsenergie f - энергия сжатия
15. Betriebsbereich m - диапазон режимов эксплуатации
16. einwellig - одновальный (однокаскадный)
17. Auslegungsbereich m - расчетный режим
18. schwenkbar - поворотный
19. Umlenkschaufel f - лопатка направляющего аппарата
20. Verbrennungsprodukt n - продукт сгорания
21. Einspritzdüse f - форсунка
22. Durchbruch m - щель
23. Fronteinrichtung f - дозирующее устройство
24. Verwirbeler m - завихритель
25. Einzelbrennkammer f - индивидуальная камера сгорания
26. Umfang m - окружность
27. Brennkopf m - головка камеры сгорания
28. kurzlebig - наиболее недолговечный
29. Einsatzdauer f - ресурс
30. Petroleum n - нефть
31. z.T. (zum Teil) - частично, отчасти
32. Brenngas n - выхлопной газ
33. Grenzfläche f - граница
34. Schubdüsenrand m - выходная кромка сопла

- 35. dB (Dezibel) - децибел (единица акустической мощности)
- 36. durchstarten - заходить на второй круг
- 37. Landerollstrecke l - длина пробега
- 38. Schwenkdüse f - поворотное сопло
- 39. Umlaufgitter n - вращающаяся решетка

Fragen zum Text

1. Aus welchen Hauptbaugruppen besteht ein Gasturbinen-
triebwerk?
2. Auf welchem Prinzip beruht das Gasturbinen-
triebwerk ?
3. Welche Arten von Lufterläufen gibt es?
4. Auf welche Weise werden Lufterläufe geregelt?
5. Welche Verdichterarten gibt es?
6. Welche Brennkammerarten gibt es?
7. Wodurch wird die Flammfront stabilisiert?
8. Welche Luft wird als Sekundärluft bezeichnet?
9. Welche Baugruppe eines Gasturbinen-
triebwerkes bestimmt dessen Einsatzdauer?
10. Welche Anforderungen werden an die Brennstoffe von Gas-
turbinen-
triebwerken gestellt?
11. Welche Schubdüsenarten gibt es?
12. Wozu dient die Schubumkehr?

Die Ausrüstungsformen¹ der Luftstrahltriebwerke

Als Luftstrahltriebwerke werden - um es zu wiederholen - diejenigen Triebwerke bezeichnet, die für die Verbrennung des Brennstoffes den Sauerstoff aus der Luft der Atmosphäre benutzen und die die Vortriebskraft mit Hilfe des Strahles einer Schubdüse erzeugen. Bei den Luftstrahltriebwerken werden die Strahltriebwerke (auch Turbinen-Luftstrahl-Triebwerke, TL^2 , genannt) und die Staustrahltriebwerke unterschieden. Die Strahltriebwerke haben - wie der Name sagt - eine Turbine, die einen Verdichter antreibt. Bei den Staustrahltriebwerken geschieht die Verdichtung der Luft ausschließlich durch den Flugstaudruck³, sie benötigen also keine Turbine zum Verdichterantrieb und sind somit konstruktiv besonders einfach. Sie funktionieren allerdings nur im Fluge bei hinreichend großer Geschwindigkeit.

keit.

Die Einwellen-Strahltriebwerke ist die einfachste Ausführungsform der Strahltriebwerke (Bild 56). Das Triebwerk hat einen stets mehrstufigen Verdichter und eine auch häufig mehrstufige Turbine.

Bei den ersten Strahltriebwerken betrug das Verdichtungsverhältnis der Luft im Kompressor bei Maximallast des Triebwerks am Boden, d.h. bei Geschwindigkeit Null, etwa drei. Bei modernen Einwellen-Strahltriebwerken liegt es zwischen vier und sechzehn und bei Zweiwellen-Strahltriebwerken zwischen acht und achtundzwanzig, während das Gesamtverdichtungsverhältnis im Einlauf und im Kompressor bei Überschallflug 30 bis 40 und teilweise mehr ausmacht.

In der Brennzone der Brennkammer beträgt die Gastemperatur ungefähr 1600 bis 2000°C, im Austritt aus der Brennkammer 600 bis 1000°C und bis zu 1300°C bei gekühlten Turbinenschaufeln. Mit dieser Temperatur und einem Druck, der annähernd dem Luftdruck hinter dem Kompressor gleichkommt, gelangt das Gas in die Turbine und dann in die Schubdüse.

Bei modernen Turbinen beträgt die Geschwindigkeit des Strahles bei Maximallast des Triebwerks am Boden etwa 500 bis 1000 m/s und mehr. Nimmt die Fluggeschwindigkeit zu, steigen der Luftdurchsatz und die Austrittsgeschwindigkeit des Gasstrahles aus der Düse. Aber die Austrittsgeschwindigkeit wächst langsamer als die Fluggeschwindigkeit. Darum verringert sich bei wachsender Fluggeschwindigkeit die Differenz zwischen der Strahl- und Fluggeschwindigkeit.

Der Schub eines Strahltriebwerks hängt vom Luftdurchsatz ab, woraus man folgende Flugcharakteristik einer Strahltriebwerke ableiten kann: Bei Unterschall-Fluggeschwindigkeiten führt eine Geschwindigkeitssteigerung zunächst zu einer Abnahme, dann zu einer Steigerung der Schubkraft. Diese Zunahme setzt sich auch bei Überschall-Fluggeschwindigkeiten fort, aber nicht grenzenlos, sondern nur bis zu einer bestimmten Geschwindigkeit. Der Wert dieser Geschwindigkeit hängt von einer Reihe Faktoren ab, im einzelnen⁴ von der Flughöhe, vom Verdichtungs-

grad des Kompressors⁵ und von der Gastemperatur vor der Turbine. Eine weitere Zunahme der Fluggeschwindigkeit führt zur Abnahme der Schubkraft. Und endlich wird bei einer hohen Überschallgeschwindigkeit, die gleich der Ausfluggeschwindigkeit des Gases aus der Schubdüse ist, die Schubkraft gleich Null.

Eine der Hauptursachen für die Abnahme der Schubkraft des Luftstrahltriebwerks bei hohen Überschallgeschwindigkeiten ist die Erwärmung der in das Triebwerk strömenden Luft. Je höher die Fluggeschwindigkeit, desto stärker ist die durch Reibung⁶ und Aufstau⁷ bedingte Erwärmung.

Die Energiebilanz⁸ eines Triebwerks kann man grafisch darstellen, so wie das Beispiel für eine Einwellen-Strahltriebmaschine in Bild 56 zeigt.

Schub und Wirkungsgrad einer Strahltriebmaschine steigen mit Anwachsen des Druckverhältnisses, jedoch wird das Teillastverhalten⁹ einer Einwellen-Strahltriebmaschine mit Anwachsen des Druckverhältnisses schlechter.

Eine Zweiwellen-Strahltriebmaschine hat das gleiche Arbeitsprinzip wie eine einwellige Strahltriebmaschine, jedoch ihr Teillastverhalten ist besser. Ein weiterer Vorteil ist, daß beim Anlassen des Triebwerks - das bei allen Versionen¹⁰ der Strahltriebmaschinen mit Anlassen geschieht - nur die Hochdruckstufe¹¹, das ist die auf der Hohlwelle¹² sitzende, innere Verdichter-Turbinen-Einheit, vom Anlasser gedreht werden muß. Wenn sie eine entsprechende Drehzahl erreicht hat, dann kann das Triebwerk gezündet werden, und die Niederdruckstufe¹³ setzt sich mit in Bewegung.

Die Strahltriebmaschine mit Nachbrenner. Als Nachbrenner oder Nachbrennkammer bezeichnet man eine Brennkammer, die für das zusätzliche Verbrennen von Brennstoff hinter der Turbine zur Erzielung einer höheren Schubkraft bestimmt ist. Die Hauptelemente dieser Kammer sind der Diffusor, die Brennkammer und die Schubdüse. Der Diffusor ist ein Kanal, dessen Querschnitt in Strömungsrichtung zunimmt. In ihm wird die hohe Geschwindigkeit des aus der Turbine ausströmenden Gases bis zu einem Wert gesenkt, der eine stabile, vollständige Verbrennung des Brennstoffs gewährleistet. An die Nachbrennkammer schließt

sich die regelbare Schubdüse an. Die Schubdüse muß einen verstellbaren Austrittsquerschnitt haben, damit bei den unterschiedlichen Betriebsbedingungen (ohne Nachbrenner und mit eingeschaltetem Nachbrenner) immer ein möglichst hoher Strahlwirkungsgrad erzeugt wird. In der Nachbrennkammer befinden sich die Vorrichtungen für die Zufuhr und für das Zünden des Brennstoffs, die Stabilisatoren für die Flamme sowie ein Vibrationsschutz zur Vermeidung einer Vibrationsverbrennung des Brennstoffs.

Um eine Überhitzung der Turbinenschaufeln bei Einschalten des Nachbrenners zu vermeiden, muß man die Querschnittsfläche der Schubdüse entsprechend vergrößern. Je höher die Erwärmung ist, desto größer muß die Querschnittserweiterung sein.

Wenn der Nachbrenner nicht nur ein- oder ausgeschaltet, sondern auch in verschiedenen Stufen betrieben werden kann, dann muß die Schubdüse nicht nur bei Zu- und Abschalten der Kammer geregelt werden, sondern auch bei Änderung des Lastzustandes.¹⁴

Der Brennstoff wird in der Nachbrennkammer mit dem überschüssigen Sauerstoff, der aus der Sekundärluft der eigentlichen Brennkammer stammt und der hinter der Turbine in den Brenngasen enthalten ist, verbrannt.

Durch die Nachverbrennung steigen die Gastemperatur vor der Schubdüse und damit die Austrittsgeschwindigkeit des Gases aus der Schubdüse und der Schub. Allerdings erhöht sich auch der spezifische Brennstoffverbrauch um 70 bis 130%. Die Schubsteigerung ist also erheblich geringer als die Erhöhung des Brennstoffverbrauchs, folglich sinkt der Gesamtwirkungsgrad. Die Effektivität der Brennstoffverbrennung in der Nachbrennkammer steigt mit wachsender Fluggeschwindigkeit; bei Überschallfluggeschwindigkeiten kann man den Schub beträchtlich steigern, wobei der spezifische Brennstoffverbrauch relativ wenig ansteigt.

Bei der Zweistrom-Strahlmaschine wird nicht die gesamte in das Triebwerk eintretende Luft als ein einheitlicher Strom durch Verdichter, Brennkammer und Turbine geführt, sondern der Luftstrom teilt sich in einen äußeren und einen inneren

Kreis auf. Zweistrom-Strahltriebwerke sind mindestens zweiwellig, in einigen neueren Bauweisen auch dreiwellig.

Für die Zweistrom-Strahltriebwerke gibt es zahlreiche Versionen, die sich in der Führung der beiden Luftkreise, nicht aber im Arbeitsprinzip unterscheiden. Man hat sie aus den üblichen Strahltriebwerken abgeleitet, um durch die geringere Beschleunigung einer größeren Luftmasse einen höheren Gesamtwirkungsgrad zu erzielen.

Bild 59 zeigt drei der möglichen Bauweisen einer Zweistrom-Strahltriebwerke.

In der ersten Version durchläuft der gesamte Luftstrom den Niederdruckverdichter. Danach geht der innere Strom durch den Hochdruckverdichter in die Brennkammer und treibt über die Hoch- und Niederdruckturbinen die beiden Verdichter an. Der äußere, nur verdichtete, aber nicht durch eine Brennkammer geführte Strom wird ringförmig entlang dem ganzen Triebwerk in die gemeinsame Schubdüse geführt. Diese Vermischung senkt die Strahlgeschwindigkeit. Damit steigt der Gesamtwirkungsgrad und sinkt der Strahlärm.

In der zweiten Version wird der äußere Strom nur durch die ersten Stufen des Niederdruckverdichters geleitet und tritt unmittelbar danach durch eine eigene ringförmige Schubdüse aus. Man spricht in diesem Fall von einer Zweistrom-Strahltriebwerke mit vorderem Gebläse¹⁶. Dabei können die ersten Verdichterstufen einen im Vergleich zum übrigen Triebwerk sehr großen Durchmesser haben.

Die dritte Version zeigt ein hinteres Gebläse, dessen Schaufeln die verlängerten Schaufeln der Niederdruckturbinen sind. Ein kurzes Mittelstück der Schaufeln ist so geformt, daß innerer und äußerer Strom gegeneinander abgedichtet¹⁷ sind.

Auch für Zweistrom-Strahltriebwerke ist die Nachverbrennung möglich. Dabei kann der Nachbrenner entweder im inneren oder im äußeren Strom oder in beiden Strömen vorgesehen werden. Zweistrom-Strahltriebwerke haben bei der Geschwindigkeit Null am Boden im äußeren Strom ein Verdichtungsverhältnis von 2 bis 6 und im inneren Strom von 16 bis 28. Das Verhältnis der beiden Luftströme zueinander liegt zwischen 1:1 und 6:1. Sie erreichen

im Flug Wirkungsgrade von 35%. Zweistrom-Strahltriebwerke werden in Unterschallflugzeuge verschiedener Aufgabenstellung eingebaut, so z.B. in die Verkehrsflugzeuge TU-134, TU-154, IL-62, Jak-40.

Das Staustrahltriebwerk stellt ein kompressorloses Luftstrahltriebwerk mit ununterbrochener Brennstoffverbrennung bei annähernd gleichem Druck dar. Dem Triebwerk wird atmosphärische Luft für die Verbrennung des Brennstoffs zugeführt. Die Verbrennungsprodukte strömen mit einer höheren Geschwindigkeit als der Fluggeschwindigkeit aus dem Triebwerk in die Umgebung, wodurch die Schubkraft erzeugt wird. Die Verdichtung der Luft besorgt der Staudruck des in das Triebwerk eintretenden Luftstroms, wodurch ein Staustrahltriebwerk im Stand¹⁹ also bei der Geschwindigkeit Null, keine Schubkraft liefert und nur bei hohen Fluggeschwindigkeiten effektiv arbeiten kann.

Die Baugruppen eines Staustrahltriebwerkes (Bild 60) sind der Diffusor, in dem die Luft verdichtet wird, die Brennkammer mit den Brennstoffdüsen,²⁰ den Zündvorrichtungen und den Flammstabilisatoren sowie die Schubdüse, aus der die Verbrennungsprodukte in die Umgebung ausströmen.

Ein Staustrahltriebwerk ist in der Lage, bei höheren Geschwindigkeiten und in einer größeren Flughöhe zu arbeiten und einen stärkeren Schub zu liefern als eine Strahltriebwerke, und das bei einer für diese Bedingungen geringen Leistungsmasse.²¹ Das erklärt sich daraus, daß es keinen Kompressor und keine Turbine benötigt, wodurch einerseits die Masse des Triebwerks kleiner ist und andererseits das Gas in der Brennkammer auf eine viel höhere Temperatur erwärmt werden kann, als es in einer Strahltriebwerke wegen der zulässigen Turbineneintrittstemperatur möglich wäre.

Die Nachteile der Staustrahltriebwerke gegenüber den Strahltriebwerken bestehen im Fehlen der Schubkraft bei der Geschwindigkeit Null sowie im niedrigen Gesamtwirkungsgrad bei Unterschall- bzw. bei mäßigen Überschallgeschwindigkeiten. Darum ist es zweckmäßig, für hohe Fluggeschwindigkeiten bestimmte Flugzeuge mit Staustrahltriebwerken und Strahltriebwerken auszustatten. Dann ermöglicht die Strahltriebwerke den Start, die Landung und

den Flug bei Unterschall- und mäßigen Überschallgeschwindigkeiten. Es ist darüberhinaus²² die Verbundbauweise²³ beider Triebwerke denkbar. Solch ein kombiniertes Triebwerk bezeichnet man gewöhnlich als Turbostaustrahltriebwerk. Es ist auch die Verbindung des Staustrahltriebwerks mit einer Rakete in einem einheitlichen Raketen-Staustrahltriebwerk möglich. Das Staustrahltriebwerk hat gegenwärtig noch keine breite Anwendung in der Luftfahrt erfahren.

Es überwiegen noch die Strahltriebwerke.

Mit Annäherung der Fluggeschwindigkeit an den Hyperschallbereich dürfte das Strahltriebwerk seinen Platz in der Luftfahrt an das Staustrahltriebwerk bzw. an das kombinierte Triebwerk abtreten müssen, zum Beispiel an das Turbostaustrahltriebwerk.

Zum Unterschied von einem Unterschall-Staustrahltriebwerk muß ein Hyperschalltriebwerk über einen sich in Bewegungsrichtung der Luft verengenden Diffusor (Lufteintritt)²⁴ und über eine sich in Bewegungsrichtung des Gases ausweitende²⁵ Schubdüse verfügen.

Bereits 1908 arbeitete Lorin in Frankreich das Prinzip des Staustrahltriebwerks aus. Die ersten experimentellen Untersuchungen von Staustrahltriebwerken fanden in der Sowjetunion 1932-1935 unter Leitung von J.A. Pobedonoszew statt.

In den Jahren 1939/40 wurde zum erstenmal ein Staustrahltriebwerk von I.A. Merkulow unter der Tragfläche der von N.W. Polikarpow geschaffenen Flugzeuge I-152 und I-153 angebracht und als Zusatztriebwerk²⁶ verwendet (der Hauptantrieb²⁷ war ein Kolbenmotor), wodurch die Höchstgeschwindigkeit um 10 bis 15% erhöht werden konnte.

Als Turbostaustrahltriebwerk bezeichnet man - wie erwähnt - ein kombiniertes Triebwerk aus Strahltriebwerk und Staustrahltriebwerk. Dafür gibt es mehrere Ausführungsformen.

Man kann eine Zweistrom-Strahltriebwerk mit Frontgebläse²⁸ benutzen und im Flug, wenn die Strahltriebwerk nicht arbeiten soll, die Schaufeln des Gebläses in Strömungsrichtung stellen und den Brennstoff in die äußere und nicht in die innere Brenn-

kammer leiten. Man kann in einer anderen Version die gesamte Strahltriebwerke mit einem ringförmigen Mantel umgeben, in dem Brennstoffzufuhr und Flammenstabilisator für das Staustrahltriebwerk vorgesehen sind. Einlauf- und Schubdüse müssen entsprechend dem jeweiligen Betriebszustand verstellt werden, wenn man einen günstigen Wirkungsgrad erreichen will.

Das Propellerturbinentriebwerk.

Beim Propellerturbinentriebwerk oder - wie es vollständig genannt werden müßte - Propellerturbinen-Luftstrahl-Triebwerk (abgekürzt PTL²⁹ und Propellerturbine) wird die von der Turbine bzw. den Turbinen erzeugte Leistung nicht nur für den Antrieb des Kompressors und der Hilfsaggregate aufgewendet, sondern auch für die Luftschaube - den hauptsächlichsten Schub-erzeuger.

Zum Unterschied von der Strahltriebwerke setzt sich die Vortriebskraft der Propellerturbinen aus dem Schub des Gasstrahls, der aus der Schubdüse strömt, und aus dem Schub der Luftschaube zusammen. Die Schuberzeugung mit einer Luftschaube ist am Boden und bei kleinen Fluggeschwindigkeiten effektiver als die mit dem Gasstrahl, die aber bei mittleren und hohen Geschwindigkeiten zweckmäßiger ist.

Den Vorteil der Propellerturbinen im unteren Geschwindigkeitsbereich haben die Zweistromturbinen mit hohem Nebenstromverhältnis sehr abgebaut. Darum sind die Anwendungsgebiete von Propellerturbine und Strahltriebwerke verschieden, allerdings setzen sich die Strahltriebwerke immer mehr durch.

Die Hauptelemente einer Propellerturbine (Bild 63) sind der Einlauf, der Verdichter, die Brennkammer, die Gasturbine, die Schubdüse, die Luftschaube und das Getriebe³⁰. Da die Drehzahl für den größten Wirkungsgrad der Luftschaube wesentlich niedriger ist als die Turbinendrehzahl, muß das Getriebe die Luftschaubendrehzahl gegenüber der Turbinendrehzahl im Verhältnis eins zu fünf bis eins zu fünfzehn verringern.

Da die Turbine eines PTL-Triebwerks nicht nur den Verdichter, sondern auch - und das mit erheblicher Leistung - den Propeller antreiben muß, hat sie ein beträchtlich höheres Druckgefälle zu verarbeiten³¹ als die Turbine eines Strahl-

binetriebwerks. Infolgedessen ist sie mehrstufig, es gibt 2 bis 6 Turbinenstufen.

Ein PTL-Triebwerk ist sowohl einwellig, und zwar mit einer gemeinsamen Turbine für Verdichter und Luftschaube, als auch zweiwellig mit zwei getrennten kinematisch miteinander nicht verbundenen Turbinen, von denen eine den Verdichter antreibt und die andere die Luftschaube. Bei einigen zweiwelligen Propellerturbinen treibt eine Turbine einen Hochdruckverdichter an, während die andere die Luftschaube und einen Niederdruckverdichter antreibt.

Bild 63 zeigt drei Bauarten, aus denen sich weitere Varianten ableiten lassen. In der dritten Variante wird die Luft seitlich zugeführt und entgegen der Flugrichtung durch den Verdichter geführt. Diese Version hat man bei einigen Baumustern verwirklicht, um den Einlauf aus dem Staubereich³² der Luftschaube zu verlegen. Das bringt jedoch Umlenkverluste³³ im Einlauf und im Triebwerk mit sich.

Eine Propellerturbine hat gewöhnlich einen axialen Verdichter bzw. einen Verdichter mit der letzten Stufe in radialer Bauart.

Diese eine Radialstufe erhöht das Druckverhältnis stärker als eine Axialstufe. Triebwerke geringer Leistung werden sowohl mit Axial- als auch mit Radialverdichter gefertigt.

Das Funktionsprinzip der Propellerturbine entspricht dem der Strahltriebmaschine, mit dem Unterschied, daß die Turbinenarbeit für den Antrieb des Verdichters und der Luftschaube benötigt wird. Aus der Turbine gelangen die Verbrennungsprodukte in die Schubdüse.

Im Gegensatz zum Strahltriebmaschinenantriebwerk ist in der Turbine eines PTL-Triebwerks die Ausdehnung des Gases bis zu einem Druck möglich, der den atmosphärischen etwas überschreitet, dem atmosphärischen gleich ist oder sogar unterhalb des atmosphärischen liegt. Im ersten Fall vollzieht sich die weitere Ausdehnung des Gases in der Schubdüse; im zweiten Fall schließt sie in der Turbine ab, und das Gas dehnt sich in der Düse nicht mehr aus; im Dritten Fall wird das Gas in der Schubdüse bis zu einem Druck verdichtet, der dem atmosphärischen gleichkommt. Je geringer der Gasdruck am Austritt aus der Turbine,

desto größer ist der Teil der Energie, der für den Antrieb der Luftschraube verwendet werden kann.

Propellerturbinentriebwerke waren vor der Entwicklung der Zweitstromturbinen mit hohem Nebenstromverhältnis in Flugzeugen mit Fluggeschwindigkeiten von 700 bis 800 km/h gebräuchlich. Zu solchen Flugzeugen gehören z.B. die Tu-114, die Il-18 und die An-22 "Antäus". PTL-Triebwerke werden heute hauptsächlich in Hubschrauber eingebaut.

Wörterklärungen

1. Ausführungsform f - тип конструкции
2. TL - ТРД
3. Flugstaudruck m - действие скоростного напора
4. im einzelnen - в частности
5. Verdichtungsgrad des Kompressors - степень повышения давления
6. Reibung f - сжатие
7. Aufstau m - увеличение скоростного напора
8. Energiebilanz f - энергетический баланс
9. Teillastverhalten n - характеристика на пониженных режимах (при частичных нагрузках)
10. Version f - модель
11. Hochdruckstufe f - ротор высокого давления (здесь)
12. Hohlwelle f - полый вал
13. Niederdruckstufe f - ротор низкого давления (здесь)
14. Lastzustand m - степень форсажа (здесь)
15. Führung f - выполнение
16. Gebläse n - вентилятор
17. abdichten - изолировать
18. Aufgabenstellung f - назначение
19. im Stand - на стоянке
20. Brennstoffdüse f - форсунка
21. Leistungsmasse f - удельная масса двигателя
22. darüberhinaus - кроме того
23. Verbundbauweise f - комбинированный тип конструкции
24. Lufteintritt m - входное устройство
25. ausweiten - расширяться
26. Zusatztriebwerk n - дополнительный двигатель

27. Hauptantrieb m - основной двигатель
28. Frontgebläse n - передний вентилятор
29. PFL - ТВД
30. Getriebe n - редуктор
31. verarbeiten - срабатывать, использовать
32. Stauberreich m - область скоростного напора
33. Umlenkverluste m - потери при повороте потока

Fragen zum Text

1. Welche Triebwerke werden als Luftstrahltriebwerke bezeichnet?
2. Welche Arten von Luftstrahltriebwerken unterscheidet man?
3. Welche Ausführungsform der Strahltriebwerke ist die einfachste?
4. Worin besteht der Vorteil einer Zweiwellen-Strahltriebmaschine gegenüber einer Einwellen-Strahltriebmaschine?
5. Wozu dient der Nachbrenner?
6. Aus welchen Hauptelementen besteht der Nachbrenner?
7. Worin besteht der Vorteil einer Zweistrom-Strahltriebmaschine gegenüber den üblichen Strahltriebmaschinen?
8. Aus welchen Baugruppen besteht ein Staustrahltriebwerk?
9. Unter welchen Bedingungen kann ein Staustrahltriebwerk arbeiten?
10. Welches Triebwerk bezeichnet man als Turbostrahltriebwerk?
11. Aus welchen Hauptelementen besteht eine Propellerturbine?
12. Woraus setzt sich die Vortriebskraft einer Propellerturbine zusammen?

Vergleich der Triebwerksarten

In den einzelnen Entwicklungsstadien der Luftfahrt gab und gibt es unterschiedliche Triebwerksarten. Einerseits ist man an die verfügbaren Triebwerke und Antriebsprinzipien¹ gebunden, andererseits erschließen neue Antriebsprinzipien neue Einsatzgebiete der Flugzeuge.

Entscheidend für eine Triebwerksart sind die mit ihr erreichbaren Flugleistungen.² Für Forschungsflugzeuge interessieren z.B. vor allem Fluggeschwindigkeit und Flughöhe, für Militärflugzeuge kommen meist Reichweite und Nutzmasse hinzu. Die-

se Parameter sind auch für Verkehrsflugzeuge maßgebend, die unmittelbar nach ökonomischen Kriterien - Betriebskosten, Gewinn - gemessen werden. Die Triebwerksart und ihr jeweiliger Entwicklungsstand bestimmen die Wirtschaftlichkeit eines Flugzeugs. Als Triebwerksparameter kommen hier der spezifische Brennstoffverbrauch bzw. der Gesamtwirkungsgrad, die Triebwerkeinheitsmasse⁴, die Stirnflächenleistung⁵, die Triebwerkskosten und die Lebensdauer in Betracht.³ Alle diese Parameter beeinflussen sich gegenseitig und hängen vom jeweiligen technischen Stand ab. So kann man z.B. eine Strahltriebmaschine leichter bauen, wenn man einen höheren spezifischen Brennstoffverbrauch zulässt. Davon kann man z.B. Gebrauch machen bei sogenannten Kurzzeit-Leichttriebwerken, die nur bei Start und Landung in Betrieb sind.⁷

Für jede Triebwerksart sinkt bei sonst gleichen Bedingungen die spezifische, also auf die Startleistung bzw. den Startschub bezogene Triebwerksmasse mit steigender Leistung. Große Triebwerkeinheiten⁸ sind also günstiger. Große Propellerturbinen besitzen eine Leistungsmasse⁹ von etwa 0,25 bis 0,4 kW, wogegen leistungsgleiche Kolbentriebwerke eine doppelt so hohe Leistungsmasse aufweisen. Für übliche Reiseflug-Strahltriebmaschinen müssen etwa 0,2 bis 0,3 kg/(daN)¹⁰ Startschub als Einheitsmasse angenommen werden.

Kolbentriebwerke haben zwar im Vergleich zu Gasturbinen-triebwerken einen relativ kleinen Brennstoffverbrauch (0,25 bis 0,35 kg/kWh), jedoch können sie die Forderungen des Luftverkehrs nach größeren Leistungen (z.B. mehr als 3000 kW in einem Triebwerk), kleineren Einheitsmassen und höheren Stirnflächenleistungen nicht erfüllen. Propellerturbinen verbrauchen dagegen etwa 0,25 bis 0,3 kg/kWh und ermöglichen Geschwindigkeiten bis zu 800 km/h.

Gegenwärtig werden die Propellerturbinen in bezug auf die Wirtschaftlichkeit von den Zweistromturbinen mit hohem Nebenstromverhältnis¹¹ verdrängt. Kolbentriebwerke werden nur vereinzelt noch unterhalb 300 kW Startleistung für Sport- und kleinere Reiseflugzeuge entwickelt. Propellerturbinen kleinerer und mittlerer Leistung werden vor allem für den Antrieb

von Hubschraubern ihre Bedeutung behalten.

Neue Gasturbinentriebwerke erreichen etwa 1000 Betriebsstunden. Dieser Wert steigt im Laufe der Entwicklung eines Baumusters auf etwa 3000 Stunden und mehr. Damit hat auch in dieser Hinsicht der Kolbenmotor keinen Vorteil mehr.

Insgesamt kann man die Einsatzmöglichkeiten einer Triebwerksart nach dem Verlauf des Gesamtwirkungsgrades über der Fluggeschwindigkeit oder über der Machzahl beurteilen. Kolbenmotoren und Propellerturbinen sind wegen des Luftschraubenwirkungsgrades auf jeden Fall nur im Unterschallbereich einsetzbar. Bei höheren Unterschallgeschwindigkeiten wird ihnen die Zweistromturbine überlegen. Der Wirkungsgrad der Strahl-turbine steigt wegen des steigenden Aufstaus,¹² also der höheren Verdichtung, und der steigenden Strahlwirkungsgrad mit steigender Machzahl an, bis bei etwa $M=3$ ein Maximum erreicht wird. Danach fällt der Wirkungsgrad wegen der starken Stauaufheizung¹³ der verdichteten Luft wieder ab. Etwa von dieser Geschwindigkeit an sind Staustrahltriebwerke überlegen, die ihren maximalen Wirkungsgrad etwa bei fünffacher Schallgeschwindigkeit haben.

Wörterklärungen

1. Antriebsprinzip n - тип двигателя
2. Flugleistung f - параметр полета
3. in Betracht kommen - учитываться, приниматься во внимание
4. Triebwerkseinheitsmasse f - удельная масса двигателя
5. Stirnflächenleistung f - удельная лобовая тяга, удельная лобовая мощность
6. von D. Gebrauch machen - использовать что-л.
7. in Betrieb sein - эксплуатироваться
8. Triebwerkseinheit f - установка, двигатель
9. Leistungsmasse f - удельная масса
10. daN - даН (единица тяги)
11. Nebenstromverhältnis n - степень двухконтурности
12. Aufstau n - увеличение скоростного напора
13. Stauaufheizung f - нагрев скоростным напором

Fragen zum Text

1. In welchem Geschwindigkeitsbereich sind Propellerturbinen am günstigsten einsetzbar?
2. In welchem Geschwindigkeitsbereich sind Strahltriebwerke am günstigsten einsetzbar?
3. In welchem Geschwindigkeitsbereich sind Staustrahltriebwerke am günstigsten einsetzbar?

DIE ENTWICKLUNG VON FLUGTRIEBWERKEN

Triebwerke zum Antrieb von Flugmodellen, Flugzeugen, Hubschraubern und Luftschiffen existieren gegenwärtig in dem Leistungsbereich von 0,1 bis 100 000 kW (1 kW = 1,36 PS). Es handelt sich ausschließlich um Wärmekraftmaschinen, die zur Verbrennung des Brennstoffs den Sauerstoff der Luft verwenden; es sind also sogenannte "luftatmende Triebwerke".

Es gibt 3 große Gruppen:

- die Kolbentriebwerke bis etwa 2 500 kW,
- die Turbintriebwerke als Wellenleistungstriebwerke¹ von 200 bis 10 000 kW und als Strahltriebwerke von 1 000 bis 100 000 kW und
- die Staustrahltriebwerke bis ebenfalls etwa 100 000 kW.

Die Triebwerke aller drei Gruppen weisen im Vergleich mit anderen, im Verkehrswesen verwendeten Antriebsmaschinen einen außerordentlich hohen Entwicklungsstand auf.

Zu den gegenwärtig wichtigsten Gruppen gehören die Kolbentriebwerke bis 1500 kW, die PTL-Triebwerke von 1 000 bis 3 000 kW und die Turbinenluftstrahltriebwerke mit einer inneren Leistung (die vom Triebwerk erzeugte Leistung) bei Startbetrieb von 10 000 bis 50 000 kW. Große Kolbentriebwerke, große PTL-Triebwerke und TL-Triebwerke über 50 000 kW sowie Staustrahltriebwerke spielen jetzt im Weltluftverkehr nur eine untergeordnete Rolle.

Kolbentriebwerke

Die rasche technische Entwicklung um die Jahrhundertwende ermöglichte es, die Drehzahlen² und Arbeitsdrücke³ bei Verbrennungsmotoren zu steigern. Dadurch konnte das Masse-Leistungs-

Verhältnis⁴ bei Ottomotoren von bis dahin etwa 100 kg/kW (1880) auf etwa 10 kg/kW (1903) gesenkt werden.

Gemeinsam mit neuen Erkenntnissen⁵ in der Aerodynamik/Flugmechanik, insbesondere durch die systematischen Experimente Otto Lillenthals, waren damit gegen Ende des 19. Jh. die wesentlichen Voraussetzungen für den Motorflug geschaffen. Alle vorausgegangenen Versuche, mit Dampfmaschinen oder Elektromotoren den Motorflug zu verwirklichen, scheiterten an der seinerzeit zu hohen spezifischen Masse der Antriebsmaschine.

Die ersten Kolbenriebwerke waren Eigenbauten technisch und handwerklich talentierter Enthusiasten. Sie waren bis etwa zum Jahr 1910 in 4-Zylinder-Bauweise ausgeführt und hatten Leistungen bis 30 kW, Drehzahlen von etwa 1500 U/min und ein Hubvolumen von etwa 1 dm³ je Zylinder. Ihre spezifische Masse betrug etwa 5 kg/kW.

Zur Vorbereitung des ersten Weltkriegs, als die Militärs immer dringender noch leichtere und noch leistungsfähigere Motoren insbesondere für U-Boote, Luftschiffe und Flugzeuge forderten, waren es vor allen die französischen und deutschen Rüstungskonzerne, die diesen Forderungen nachkamen. So entstanden bis 1914 Flugmotoren mit Leistungen bis zu 100 kW. Sie waren überwiegend in 6-Zylinder-Bauweise als 4-Takt-Ottomotoren mit Wasserkühlung ausgeführt. 4 Jahre später wiesen die Flugmotoren bereits doppelt so hohe Leistungen auf. Sie hatten sich für die Rüstungskonzerne als eine ergiebige Profitquelle erwiesen und wurden in großer Stückzahl produziert, so z.B. das Triebwerk "Mercedes-D III" und seine Varianten in mehr als 12 000 Exemplaren.

Das Triebwerk "BMW IIIa" erreichte 1918 eine Startleistung am Boden von 190 kW. Seine spezifische Masse betrug nur noch 1,5 kg/kW und das Gesamthubvolumen 19,1 dm³. Für eine Drehzahl von 1410 U/min ergab sich damit bereits ein effektiver mittlerer Arbeitsdruck von 8,5 daN/cm² (1 daN = 1,02 kp). Wegen der relativ niedrigen Drehzahlen und des Fehlens von Ladern hatten diese Triebwerke mit etwa 260g/kWh einen sehr niedrigen spezifischen Brennstoffverbrauch.

Von Mitte der zwanziger bis Mitte der dreißiger Jahre wurden dann im Luftverkehr Kolbentriebwerke mit Leistungen bis 500 kW angewendet. Die Zylinderanordnung war reihen-, V- oder sternförmig. Die Zylinderzahl schwankte zwischen 6 und 12. Die spezifische Masse lag teilweise bereits unter 1 kg/kW. Die Verringerung des Masse-Leistungs-Verhältnisses kam durch eine weitere Drehzahlsteigerung und durch die Aufladung zustande. Während 1914 die Masse von Triebwerk und Luftschraube noch etwa 25% der Startmasse bei Reisegeschwindigkeiten zwischen 100 und 150 km/h betrug, konnte dieser Wert - trotz Vergrößerung der Reisegeschwindigkeit um etwa 100 km/h bis 1935 auf etwa 15% herabgesetzt werden.

Ein weitverbreitetes Triebwerk dieser Zeit war das 9-Zylinder-Sterntriebwerk "Hornet" von Pratt & Whitney mit $27,7 \text{ dm}^3$ Hubvolumen, einer Leistung von 480 kW bei 2 000 U/min und einer Masse von 442 kg. Es war bereits mit einem Luftschaubengetriebe und mit einem von der Kurbelwelle angetriebenen Lader ausgerüstet. Dadurch konnte ein mittlerer effektiver Arbeitsdruck von $10,35 \text{ daN/cm}^2$ erzielt werden. Die auf die Stirnfläche des Triebwerks bezogene Leistung lag mit 320 kW/m^2 für die damalige Zeit sehr hoch. Die anwendbaren Ladedrücke überstiegen mit Rücksicht auf die Klopfestigkeit des Brennstoffs nicht 1 000 Torr.

Als der Faschismus den zweiten Weltkrieg vorbereitete, wurde insbesondere in Deutschland, aber auch in Großbritannien und in den USA die Weiterentwicklung der Flugtriebwerke auf Kosten vieler anderer Bereiche von Wissenschaft, Kultur und Kunst erheblich forciert. Sehr häufig wurden ohne Rücksicht auf Laufzeit und Zuverlässigkeit die Drehzahlen und Ladedrücke der verschiedenen Triebwerksmuster drastisch erhöht, um Leistung und spezifische Leistung zu steigern. Dieser Umstand kostete später nicht wenigen Flugzeugführern, insbesondere von einmotorigen Flugzeugen, das Leben.

Ein bekanntes Triebwerk aus dem zweiten Weltkrieg war der "Merlin" von Rolls-Royce. Er ist ein flüssigkeitsgekühltes 12-Zylinder-V-Triebwerk mit einem Hubvolumen von 27 dm^3 , einer

Startleistung von 1 490 kW bei 3 000 U/min und einer Masse von 790 kg. Auf Grund der hohen Drehzahl und eines Ladedrucks von mehr als 2 000 Torr konnten ein mittlerer effektiver Arbeitsdruck von 22 daN/cm^2 und eine spezifische Masse von $0,53 \text{ kg/kW}$ erreicht werden. Die Stirnflächenleistung⁶ betrug fast $2 000 \text{ kW/m}^2$. Diese Kennwerte ließen sich nur durch extremen Leichtbau, durch die Brennstoffeinspritzung und durch einen zweistufigen Lader mit Zwischenkühlung und zwei Geschwindigkeitsstufen erreichen. Bei einem Zylindervolumen von $2,25 \text{ dm}^3$ und einer mittleren Kolbengeschwindigkeit von $15,24 \text{ m/s}$ konnte durch den extrem hohen Ladedruck eine spezifische Leistung von über 55 kW je dm^3 Hubvolumen erzielt werden.

Bis Mitte der fünfziger Jahre wurden überwiegend militärische Kolbenriebwerke für den zivilen Bedarf weiterentwickelt. Im zivilen und militärischen Bereich kamen Kolbenriebwerke mit Leistungen bis zu 2 600 kW bei einer Zylinderzahl von 28 und einem Gesamthubvolumen von mehr als 70 dm^3 zur Anwendung.

Zu den bewährtesten Triebwerken dieser Kategorie gehört das sowjetische ASch-82 F, das auch in der DDR in Lizenz gefertigt worden ist. Es handelt sich um einen 14-Zylinder-Doppelsternmotor⁷ mit einer Startleistung von 1 400 kW bei einem Hubvolumen von $41,2 \text{ dm}^3$ und einer Masse von 1 020 kg.

Die gegenwärtig und in Zukunft wichtigsten Kolbenriebwerke gehören der Leistungsklasse 80 bis 200 kW für Schul- und Sportflugzeuge und der Leistungsklasse 300 bis 400 kW für Arbeitsflugzeuge, insbesondere Agrarflugzeuge, an.

Die Entwicklung von Triebwerken des Leistungsbereichs 300 bis 400 kW ist in den vorangegangenen 40 Jahren stark vernachlässigt worden, da jene für Schul- und Sportflugzeuge zu groß und für Militär- und Verkehrsflugzeuge zu klein waren. Für diese Triebwerkskategorie besteht gegenwärtig ein großer Nachfragebedarf.

Kolbenriebwerke des Leistungsbereichs 80 bis 400 kW haben 4 bis 9 Zylinder, und zwar in Reihen-, Boxer⁸ und Einfachsternanordnung. Die Triebwerke werden ausschließlich als luftgekühlte 4-Takt-Ottomotoren sowohl mit Vergaser als auch mit

Brennstoffeinspritzung ausgeführt. Die Luftschrauben werden entweder direkt von der Kurbelwelle oder über ein Untersetzungsgetriebe angetrieben. Die Triebwerke weisen keine Aufladung oder eine mechanische Aufladung für geringe Ladedrücke (bis 1 000 Torr) auf. Die Startdrehzahlen liegen zwischen 2 000 und 3 000 U/min, das Zylindervolumen beträgt 1 bis 2 dm³.

Ein ausgereiftes, typisches Triebwerk der Klasse 80 bis 200 kW ist das tschechoslowakische Triebwerk M-137 A mit 132 kW Startleistung, mit dem u.a. auch das Flugzeug ZLIN-42 ausgerüstet ist. Es handelt sich um einen 6-Zylinder-Reihenmotor mit Brennstoffeinspritzung, ohne Aufladung und mit direktem Luftschraubenantrieb. Das Zylindervolumen beträgt 0,995 dm³, die Masse des Triebwerks 137 kg und die Höchstleistungsdrehzahl 2 750 U/min.

PTL-Triebwerke

PTL-Triebwerke unterscheiden sich von Kolbentriebwerken dadurch, daß die Leistung zum Antrieb der Luftschraube nicht von einem Kolbenmotor, sondern von einer Gasturbine erzeugt wird. Während bei Kolbentriebwerken der zusätzliche Schub des Abgasstrahls im Vergleich zum Luftschraubenschub vernachlässigbar klein ist, liegt er bei PTL-Triebwerken auf Grund des wesentlich höheren Luftdurchsatzes bei etwa 10% des Luftschraubenschubes. PTL-Triebwerke erlauben eine um etwa 3- bis 4mal größere Leistung als die stärksten Kolbentriebwerke. Sie haben auch eine auf die Stirnfläche bezogene höhere Leistung und ein wesentlich geringeres Masse-Leistungs-Verhältnis.

Die Einführung der PTL-Triebwerke in den Langstreckenluftverkehr in den fünfziger Jahren ließ die Reisefluggeschwindigkeit um etwa 100 km/h auf etwa 600 km/h unter Beibehaltung der Startmasse von 50 bis 70 t steigen. Die Masse der Antriebsanlage konnte - trotz Erhöhung der Fluggeschwindigkeit - von etwa 12% der Startmasse bei Langstreckenflugzeugen mit Kolbentriebwerken auf etwa 8% bei denen mit PTL-Antrieb herabgesetzt werden. PTL-Triebwerke verarbeiten⁹ billigere und weniger feuergefährliche Brennstoffe als Kolbentriebwerke. Sie zeichnen sich durch eine höhere Zuverlässigkeit und eine längere

Laufzeit aus. Der Gesamtwirkungsgrad kleiner (bis 1 000 kW) und mittlerer (1 000 bis 3 000 kW) PTL-Triebwerke liegt mit 20 bis 30% im Bereich guter Kolben-triebwerke. Damit wird ein Brennstoffverbrauch von 40 bis 50 g/km und Sitzplatz¹⁰ erreicht. Insgesamt verbesserte sich mit Einführung der PTL-Triebwerke die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs wesentlich.

PTL-Triebwerke existieren gegenwärtig im Leistungsbereich von 200 bis 10 000 kW. Neuentwicklungen großer PTL-Triebwerke sind seit spätestens 1965 nicht mehr bekannt geworden, da bereits zu diesem Zeitpunkt die Überlegenheit des Zweistromtriebwerks erwiesen war. Deshalb wird auch das sowjetische PTL-Triebwerk NK-12 MV der An-22 mit einer äquivalenten Leistung von 11 000 kW voraussichtlich für alle Zeit das mit Abstand größte PTL-Triebwerk der Welt bleiben.

Der Schwerpunkt für die Anwendung von PTL-Triebwerken verlagert sich gegenwärtig aus dem Lang- und Mittelstreckenbereich in den Bereich der Kurzstrecken-, Zubringer¹¹ und Reise-
flugzeuge sowie der Hubschrauber. Während Hubschrauberturbinen Leistungen von 300 bis 5 000 kW und eine spezifische Masse von 0,5 bis 0,3 kg/kW (ohne Getriebe, Kraftübertragung¹² und Rotor) haben, werden für Starrflügler gegenwärtig PTL-Triebwerke mit Leistungen von 200 bis 1 000 kW entwickelt. Diese Triebwerke erreichen (einschließlich Untersetzungsgetriebe) eine spezifische Masse von etwa 0,3 kg/kW. Bei Zweifachanordnung¹³ verleihen sie Kleinverkehrsflugzeugen mit einer Flugmasse von 4 bis 6 t und 8 bis 15 Passagieren Reisegeschwindigkeiten zwischen 350 und 450 km/h.

Ein modernes Triebwerk dieser Kategorie ist das französische Triebwerk "Astazou" XII mit 540 kW bei einer Drehzahl von 43500 U/min, einem Luftdurchsatz von 2,5 kg/s und einer Eigenmasse¹⁴ von nur 163 kg.

Zu den großen und bewährten PTL-Triebwerken gehört das sowjetische Al-20, das sich noch in großer Stückzahl (z.B. IL-18) im Einsatz befindet. Es hat eine äquivalente Startleistung von 3 130 kW (bei einer Drehzahl von 12 300 U/min) und eine Eigenmasse von 1 040 kg. Der Luftdurchsatz beträgt 21 kg/s,

und die Zuverlässigkeit wird mit 20 000 Betriebsstunden je unplanmäßige Stilllegung angegeben.

Zuverlässigkeit und Betriebszeit bis zur Grundüberholung sind bei PTL-Triebwerken etwa 10mal so groß wie bei guten Kolben-triebwerken, die spezifische Masse dagegen beträgt nur etwa 50% der spezifischen Masse großer Kolben-triebwerke.

TL-Triebwerke

Bei Turbinenluftstrahltriebwerken werden zwei Arten unterschieden: Einstromtriebwerke (ETL) und Zweistromtriebwerke (ZTL).

Die Entwicklung der TL-Triebwerke begann Mitte der dreißiger Jahre. Ihr lag rein militärisches Interesse zugrunde. Das faschistische Deutschland betrieb sie besonders intensiv. So kam es, daß 1939 in Rostock-Marienehe der erste rein strahlgetriebene Flug stattfand.

Die innere Leistung des in die Me-262 "Schwalbe" eingebauten Triebwerks JUMO 004 betrug bei einem Schub von 900 daN während des Starts etwa 1 900 kW. Bei einer Gesamtmasse der Antriebsanlage des Flugzeugs von nur 1500 kg wurde bei etwa 800 km/h in Bodennähe eine äußere Leistung (Produkt aus Schub und Fluggeschwindigkeit) von 3 500 kW erzeugt. Wollte man mit Kolben-triebwerken die gleiche Leistung erzielen, hätte die Antriebsanlage mindestens eine Masse von 4 000 kg gehabt. Dann wäre jedoch das Flugzeug mit einer Startmasse von 6 300 kg nicht zu realisieren gewesen. Der Vorteil des Strahlantriebs lag also zunächst in seiner vergleichsweise außerordentlich geringen Masse und seiner hohen äußeren Leistung bei hohen Geschwindigkeiten; seine Nachteile in dem im Vergleich zur inneren Leistung niedrigen Startschub (0,475 daN/kW; bei Kolben-triebwerken etwa 1,5 daN/kW) und dem schlechten Gesamtwirkungsgrad, nämlich unter 10%.

Die Weiterentwicklung der Einstromtriebwerke nach 1945 sollte insbesondere höhere Leistungen erbringen. Der erste planmäßige Linienflug eines Verkehrsflugzeugs, Comet-1, fand am 2. Mai 1952 statt. Die Triebwerke, vier "Ghost 2" von De Havilland mit je 2 230 daN Startschub, stammten aus dem

militärischen Bereich. Dieses Flugzeug mußte allerdings nach einer Serie von Katastrophen, deren Ursachen jedoch nicht die Antriebsanlagen waren, vorübergehend gesperrt werden.

Das erste strahlgetriebene Passagierflugzeug, das sich ohne Unterbrechung im Liniendienst bewährte, ist die sowjetische Tu-104. Sie war anfangs mit 2 Einstromtriebwerken von je 6 600 daN Schub ausgerüstet. Später wurden stärkere Triebwerke mit 9 300 daN Schub verwendet.

Die Reisegeschwindigkeit von Strahlverkehrsflugzeugen der ersten Generation war mit etwa 750 km/h um etwa 150 km/h höher als die der PTL-Flugzeuge. Sie zeichneten sich durch große Zuverlässigkeit und Robustheit der Antriebsanlagen aus. Ein schwerwiegender Nachteil war der höhere Brennstoffverbrauch als bei PTL-Flugzeugen. Dadurch waren Reichweite, Zuladung und Wirtschaftlichkeit relativ gering. Der Gesamtwirkungsgrad der Antriebsanlagen lag bei 15%. Dem entspricht ein Verbrauch von 65 bis 75 g/km und Sitzplatz.

Ein Triebwerk der TU-104 A erzeugt bei 9 450 daN Schub im Start. Der Brennstoffverbrauch beträgt während dieser Phase 8 800 kg/h; die Masse des Triebwerks ist 3 100 kg.

Erhebliche Fortschritte in der Metallurgie, der Herstellung von hochwärmefesten Materialien für die Turbinenbeschaukelung und der Konstruktion führten Anfang der sechziger Jahre zu einer beträchtlichen Steigerung der Turbineneintrittstemperaturen ohne Verringerung der bis dahin erreichten Laufzeiten. Dadurch wurde der Übergang vom HTL zum ZTL möglich und notwendig.

Die Zweistrombauweise zeichnet sich einerseits dadurch aus, daß infolge Anordnung weiterer Turbinenstufen hinter den für den Verdichter erforderlichen Turbinenstufen die Düsenaustrittsgeschwindigkeit herabgesetzt wird, und andererseits dadurch, daß ein für hohe Geschwindigkeiten ausgelegter Bläser (Vorverdichter) den Luftmassendurchsatz vergrößert. Auf diese Weise kann bei gleichzeitiger Verbesserung des äußeren Wirkungsgrads der Schub vergrößert werden.

Die erste Generation dieser Triebwerke gelangte - wie

erwähnt - Anfang der sechziger Jahre in den Liniendienst. Es waren Triebwerke mit einem Schub bis zu etwa 10 000 daN und einem By-pass-Verhältnis¹⁵ von 0,3 bis 1,5. Sie verbesserten den Gesamtwirkungsgrad auf etwa 25%. Dem entspricht bei Langstreckenflugzeugen ein Verbrauch von etwa 40 bis 60 g/km und Sitzplatz bei Reisegeschwindigkeiten um 900 km/h.

Somit erreichte das Zweistromtriebwerk der ersten Generation bei höherer Leistung, größerer Zuverlässigkeit und geringerer spezifischer Masse etwa die gleiche Brennstoffwirtschaftlichkeit wie das PTL-Triebwerk. Die Fluggeschwindigkeit dagegen war um nahezu 300 km/h größer als die der PTL-Flugzeuge; gleichzeitig vergrößerte sich das Sitzplatzangebot um etwa 50%.

Ein bewährtes Triebwerk dieser Kategorie ist JT3D-1 von Pratt & Whitney mit 7 550 daN Startschub. Es hat eine Eigenmasse von 1 880 kg und einen Brennstoffverbrauch im Startstandbetrieb von 3 950 kg/h. Die Turbineneintrittstemperaturen liegen trotz vergrößerter Laufzeit mit etwa 1 100°C um 200 bis 300 grd höher als bei den Einstromtriebwerken der fünfziger Jahre. Bereits Mitte der sechziger Jahre zeichnete sich eine neue Größenordnung¹⁶ bei den ZTL-Triebwerken ab.

Durch eine weitere Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur und infolge erheblicher Fortschritte in Metallurgie und Technologie gelang es, Triebwerke mit einem Startschub von rund 20 000 daN, bei einem By-pass-Verhältnis von 4 bis 7, zu bauen. Die großen Leistungen und die hohe Zuverlässigkeit dieser Triebwerke ermöglichten nun eine Reduzierung der Triebwerkzahl von 4 auf 3 bzw. sogar auf 2 Stück bei einer Startmasse von mehr als 200 bzw. 130 t. Mit 4 Triebwerken ausgerüstete Flugzeuge können eine Startmasse von mehr als 350 t haben. Derartige Triebwerke, die eine notwendige Voraussetzung für Großraumflugzeuge mit mehr als 400 Plätzen in der Langstreckenvariante sind, bilden gleichzeitig die Grundlage dafür, daß die Anzahl der Flugbewegungen verringert werden kann, obwohl der Passagierstrom zunimmt. Das führt zu der dringend notwendig gewordenen Entlastung des Luftraums. Wegen des

höheren By-pass-Verhältnisses und größeren Druckverhältnisses sowie wegen weiter erhöhter Turbineneintrittstemperaturen stieg der Gesamtwirkungsgrad dieser Antriebsanlagen auf mehr als 30%. Dem entspricht bei den Langstreckenflugzeugen ein Verbrauch von 30 bis 40 g/km und Sitzplatz und bei den Mittelstreckenflugzeugen von 20 bis 30 g/km und Sitzplatz. Die Reisegeschwindigkeiten liegen bei 900 km/h.

Damit ist das große Zweistromtriebwerk gegenwärtig das leistungsfähigste und wirtschaftlichste Triebwerk im Luftverkehr und im Verkehrswesen überhaupt, das in großer Zahl im Einsatz ist.

Ein bewährtes Triebwerk dieser Kategorie ist CF6-500 von General Electric mit 22 200 daN Startschub, einer Eigenmasse von 3 731 kg und einem Brennstoffverbrauch im Startstandbetrieb von 8 900 kg/h. Die innere Leistung im Startstandbetrieb beträgt etwa 40 000 kW und im Reiseflug bis etwa 20 000 kW. Diese Werte werden nur noch von den Triebwerken der Überschall-Verkehrsflugzeuge überboten, die im Startstandbetrieb eine Leistung von etwa 85 000 kW und im Reiseflug mit Mach 2,1 etwa 45 000 kW bei einem Gesamtwirkungsgrad von mehr als 40% erzeugen.

Vergleich eines großen ZTL-Triebwerks mit einem

Pkw¹⁷ - Motor

Während in einem mittleren Personenkraftwagen eine Leistung von etwa 10 kW/Sitzplatz installiert ist und für 100 km/h etwa 4 kW/Sitzplatz benötigt werden, betragen die entsprechenden Werte bei einem Langstrecken-Großraumflugzeug etwa 400 kW/Sitzplatz und für 900 km/h rund 160 kW/Sitzplatz.

Da die erforderliche Leistung mit der 3. Potenz¹⁸ der Geschwindigkeit anwächst, wäre bei einer 9fachen Erhöhung der Geschwindigkeit eine Leistungssteigerung auf das 729fache zu erwarten, also auf 2 916 kW/Sitzplatz.

Ein mittlerer Pkw verbraucht bei 100 km/h etwa 15 g/km und Sitzplatz, ein Langstrecken-Großraumflugzeug bei 900 km/h in-

des etwa 35 g/km und Sitzplatz. Das ist rund der 2,5fache Wert gegenüber dem Pkw, obwohl auf Grund der 40fachen Leistung zunächst der 40fache Wert zu erwarten gewesen wäre. Die im Vergleich mit einem Pkw auf Grund einer Vervielfachung der Geschwindigkeit unerwartet niedrigen Leistungen und Brennstoffverbrauchswerte bei einem Langstreckenflugzeug resultieren aus der wesentlich günstigeren aerodynamischen Formgebung und den wesentlich höheren Triebwerkwirkungsgraden.

Große Zweitstromtriebwerke sind technisch und technologisch sehr hochentwickelte Wärmekraftmaschinen, deren Material- und Fertigungskosten, vor allem aber deren Entwicklungskosten außerordentlich hoch sind. Der spezifische Preis beträgt rund 1 000 M/kg gegenüber etwa 20 M/kg für die Antriebsanlage eines Personenkraftwagens. Während die Antriebsanlage eines mittleren Pkw bis zur Grundüberholung 2 000 bis 2 500 h arbeitet und dabei etwa 350 bis 400 kWh je kg Konstruktionsmasse erzeugt, beträgt die Laufzeit großer ZTL-Triebwerke 4 000 bis 5 000 h und die spezifische Energiemenge etwa 20 000kWh/kg. Die in der Betriebszeit zurückgelegten Strecken betragen beim Pkw 100 000 bis 150 000 km und beim Langstreckenflugzeug 3 000 000 bis 4 000 000 km.

Während also der spezifische Preis des ZTL-Triebwerks das 40- bis 50fache des Pkw-Motors ausmacht, sind Laufzeit, spezifische Arbeit und zurückgelegter Weg um das 2- bis 40fache größer. Darüber hinaus sind Zuverlässigkeit und Wirkungsgrad des ZTL-Triebwerks wesentlich besser als die des Pkw-Motors. Die anderen im Verkehrswesen (Güterkraftverkehr, Eisenbahnverkehr, Seeverkehr) verwendeten Antriebsmaschinen weisen zwar günstigere Kennwerte auf als der überwiegend für den Individualverkehr konzipierte Pkw-Motor; sie sind aber in der Regel deutlich schlechter als die großen ZTL-Triebwerke.

Zusammenfassung

Das Anfangsstadium des Wärmekraftmaschinenbaus in der zweiten Hälfte des 18. Jh. war durch einen Wirkungsgrad der Energieumwandlung von etwa 2% und einer spezifischen Masse von etwa 400 kg/kW gekennzeichnet.

Bereits zu Beginn des 20. Jh. war die Entwicklung des Verbrennungsmotors so weit vorangeschritten, daß die spezifische Masse etwa 10 kg/kW und der Wirkungsgrad etwa 15% betragen und damit die wichtigsten Voraussetzungen für den Motorflug erfüllt waren.

In den vergangenen 70 Jahren erlebten die Flugtriebwerke eine außerordentlich rasche Entwicklung, die mit Ausnahme der Elektronik und Datenverarbeitung von keinem anderen Zweig des Geräte- und Maschinenbaus bisher erreicht wird.

Leistungsfähige und leichte Triebwerke waren vor 70 Jahren die Voraussetzung für den Motorflug überhaupt.

Leistungsfähige, leichte, zuverlässige und ökonomische Triebwerke sind heute die Grundlage für die Entwicklung des Luftverkehrs zu einem Verkehrszweig, der allen Anforderungen, die die sozialistische Volkswirtschaft und Gesellschaft an ihn stellt, gerecht wird.

Wörterklärungen

1. Wellenleistungstriebwerk n - турбовальный двигатель
2. Drehzahl f - частота вращения
3. Arbeitsdruck m - (рабочее) давление
4. Masse-Leistungs-Verhältnis n - удельная масса
5. Erkenntnis f - сведения
6. Stirnflächenleistung f - удельная лобовая мощность
7. Doppelsternmotor m - двухрядный звездообразный двигатель
8. Boxeranordnung f - оппозитионное расположение
9. verarbeiten - срабатывать, использовать
10. Sitzplatz m - место (на I место)
11. Zubringerflugzeug n - связной самолет
12. Kraftübertragung f - передаточный механизм (привод)
13. Zweifachanordnung f - сдвоенное расположение
14. Eigenmasse f - масса двигателя
15. By-pass-Verhältnis n - степень двухконтурности
16. Größenordnung f - значение параметров
17. Pkw (Personenkraftwagen) m - легковой автомобиль
18. Potenz f - степень;
Die Leistung wächst mit der 3. Potenz der Geschwindigkeit an.
- Мощность пропорциональна 3-ей степени скорости.