

空气喷气发动机原理

[苏] C.M.斯辽赫钦科 主编

王振华 陆亚钧 等译

国防工业出版社

空气喷气发动机原理

〔苏〕 C.M. 斯辽赫钦科 主编

王振华 陆亚钧等 译

国防工业出版社

内 容 简 介

本书讲述了各种类型的航空空气喷气发动机的基本工作原理。分析了在飞行器上获得广泛应用的单轴、双轴涡轮喷气发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮风扇发动机、冲压发动机以及未来高速飞行用的发动机。

书中分析了各种热力循环的特点、最佳参数选择原则，研究了在各种调节规律下的高度-速度和节流特性，以及与其工作过程密切有关的航空发动机的某些使用特点。

本书可作为航空高等院校的教材，并可供其它交通运输专业的大学教师和学生，以及喷气和燃气涡轮发动机方面的工程技术和科学研究人员参考。

全书编入3张表格，537幅插图和57本参考文献。

ТЕОРИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Под редакцией д-ра техн. наук С. М. Шляхтенко

Москва «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1975

*

空气喷气发动机原理

〔苏〕С. М. 斯辽赫钦科 主编

王振华 陆亚钧等 译

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₁₆ 印张 29 674 千字

1982年2月第一版 1982年2月第一次印刷 印数：10,001—1,500册

统一书号：15034·2263 定价：2.95元

译者说明

《空气喷气发动机原理》一书是苏联七十年代中期编写的航空高等院校发动机设计专业教材。它比较全面地、系统地介绍了各类航空发动机及其主要部件的基本工作原理，最佳参数选择，调节规律和工作特性，起动加速特性以及与现代发动机有关的某些问题，例如噪音等。书中并对未来可能实现的新型高速飞行用的航空发动机，也作了适当的介绍和性能分析。

本书对目前广泛使用的航空发动机，特别是在过去教材中叙述很少的涡轮风扇发动机作了较为详细的分析。书中某些设计计算方法：例如热力计算，共同工作线的确定，各种特性计算等是比较完整的。某些图表对发动机热力气动设计也颇有参考价值。

本书原文中一些明显错误和印刷字误已作了更正，译者只在必要处注明而不全部加注。书中插图较多，虽然有些图表实用意义不大，为了不破坏本书的完整性，仍予以保留。但绪论过于冗长，译者作了必要的删节。

本书的翻译工作由北京航空学院发动机原理教研室以下同志完成：绪论、第五、七、十四、十五章由王振华译；第一、三章由陆亚钧译；第二章由魏佑海译；第四章由王洪铭译；第六章由蒋浩康译；第八、九、十章由崔济亚译；第十一、十二章由张津译；第十三章由陈顺守译。全部译稿由王振华和陆亚钧校对。

限于译者水平，译文中难免有错误和不妥之处，请读者指正。

前 言

多年来，航空发动机制造专业的大学生所用空气喷气发动机原理的主要教科书，还是H. B. 伊诺仁姆采夫早在喷气航空创建初期写的教科书和B. C. 斯捷金主编的基本教科书。但是航空发动机的迅猛发展，要求在空气喷气发动机原理课中加进一系列新的章节，并且对原有的章节也要求彻底修改。作者们正是考虑到这方面的要求，编写了本书。

本教科书的取材，符合供空气喷气发动机专业大学生用的空气喷气发动机原理课教学大纲。作者们还期望本书对作毕业设计的大学生，甚至对空气喷气发动机方面的研究生都能适用；有些章节可能对从事燃气涡轮发动机研究的非航空专业大学生和研究生，也有参考价值。本书对在航空工业部门工作的工程师可能也有所裨益。

作者们是以在莫斯科航空学院给航空发动机系大学生和进修系学员讲课的有关章节，作为本教科书的基础来编写的。

莫斯科航空学院Г. H. 阿勃拉莫维奇教授领导的教研室全体同事都参加了本书手稿的讨论，作者们对此表示感谢。

目 录

主要符号	1
绪论	4

第一篇 空气喷气发动机原理的一般问题及其主要部件的特性

第一章 空气喷气发动机原理的一般问题	10
§1 空气喷气发动机基本类型, 作用原理, 表示空气喷气发动机性能的单位参数	10
§2 把空气喷气发动机看作为热机	15
§3 把空气喷气发动机看作推进器时的功	33
§4 空气喷气发动机各种效率之间的相互联系	40
第二章 空气喷气发动机进气装置	45
§1 一般问题	45
§2 亚音速和低超音速飞行速度用的进气道	48
§3 超音速飞行速度用的进气道 ($M_\infty > 1.5$)	53
第三章 压气机和涡轮特性	71
§1 基本方程	71
§2 压气机的特性和调节	73
§3 涡轮的特性和调节	82
第四章 空气喷气发动机的燃烧室	87
§1 燃烧室概论	87
§2 气流中的燃烧	95
§3 空气喷气发动机燃烧室中各部件的气体流动及总压损失	104
§4 燃料雾化, 混气形成及混气点燃过程	117
§5 燃气轮机燃烧室的工作过程, 特性及流体计算	122
§6 冲压发动机燃烧室及加力燃烧室的工作过程和特性	132
§7 空气喷气发动机燃料	134
第五章 空气喷气发动机的排气装置	138
§1 一般问题	138
§2 飞行速度为亚音速和低超音速的排气装置	148
§3 飞行速度为超音速的排气装置	156
§4 利用喷射气流造成反推力	163

第二篇 燃气涡轮发动机的计算、参数选择及特性

第六章 涡轮喷气发动机和加力涡喷发动机的热力计算以及单位推力和单位燃料消耗率与工作过程参数的关系	166
§1 涡轮喷气发动机和加力涡喷发动机的计算程序	166
§2 利用气动函数表计算涡喷发动机和加力涡喷发动机	174
§3 涡喷发动机和加力涡喷发动机工作过程的基本参数对单位推力和单位燃料消耗率的影响	179

§ 4 发动机参数的初步选择 (按主要飞行状态)	189
§ 5 热力学计算方程的线性化和确定参数小偏差对发动机主要性能的影响	192
§ 6 涡喷发动机和加力涡喷发动机在设计工作状态下主要部件参数的初步匹配	199
第七章 涡喷发动机和加力涡喷发动机的特性和调节方法	202
§ 1 航空发动机特性的概念以及与调节的关系	202
§ 2 流程截面积不可调节的单轴涡喷发动机在压气机特性图上的压气机和涡轮的 共同工作线	205
§ 3 用不同调节规律时, 单轴涡喷发动机压气机特性图上的共同工作线	209
§ 4 飞行速度和高度变化范围很大时, 工作状态线的变化特点	224
§ 5 双轴涡轮喷气发动机内压气机和涡轮共同工作的情况及其调节	229
§ 6 加力涡轮喷气发动机在加力状态下的调节	244
§ 7 涡喷发动机和加力涡喷发动机的高度-速度特性计算	249
§ 8 涡喷发动机和加力涡喷发动机的高度-速度特性	252
§ 9 涡喷发动机和加力涡喷发动机的节流特性	265
§ 10 考虑飞行器的战术技术要求时发动机调节规律的选择	279
第八章 涡扇发动机	282
§ 1 引言, 发动机原理方案	282
§ 2 表示涡扇发动机工作有效性的参数	284
§ 3 涡扇发动机参数计算	285
§ 4 不带加力燃烧室的涡扇发动机中自由能量的最佳分配	289
§ 5 工作过程参数给定时涡扇发动机中流量的最佳分配	295
§ 6 求涡扇发动机 c_{yA} 绝对最小值	295
§ 7 工作过程的主要参数对涡扇发动机单位推力和单位燃料消耗率的影响	297
§ 8 工作过程参数对不加力涡扇发动机比重的影响	299
§ 9 工作过程参数对涡扇发动机最大截面的影响	302
§ 10 涡扇发动机双涵气流混合对其单位参数的影响	302
§ 11 涡扇发动机高度、速度及节流特性计算	303
§ 12 涡扇发动机高度和速度特性	307
§ 13 涡扇发动机节流特性	311
§ 14 用于亚音速飞行的涡扇发动机的参数选择	312
§ 15 外涵带加力燃烧室或共用加力燃烧室的涡扇发动机工作过程参数对单位推力和单位 燃料消耗率的影响	312
§ 16 加力涡扇发动机工作过程参数对比重的影响	318
§ 17 加力涡扇发动机的节流、高度及速度特性	318
§ 18 关于加力涡扇发动机参数选择的某些考虑	320
第九章 涡轮螺旋桨发动机 (涡桨发动机)、直升机用的涡轮轴发动机 (涡轴发动 机) 及辅助小燃气轮发动机	322
§ 1 涡桨发动机及涡轴发动机概述	322
§ 2 涡桨发动机工作有效性的代表参数和涡桨发动机参数计算的某些特点	323
§ 3 涡桨和涡轴发动机工作过程参数对单位功率、单位燃料消耗率及比重的影响	326
§ 4 带回热的涡桨和涡轴发动机的某些特点	328
§ 5 涡桨及涡轴发动机节流特性	330
§ 6 涡桨及涡轴发动机的高度特性、速度特性和它们的调节规律	332

§ 7 辅助航空燃气轮发动机及其主要特点	335
§ 8 涡桨发动机及其他燃气轮发动机中喷液加力	337
第十章 垂直起落飞机的发动机	339
§ 1 对垂直起落机动力装置的要求和发动机可能的类型	339
§ 2 升力涡喷发动机	341
§ 3 升力-推进发动机	345
§ 4 升力涡轮风扇	347
§ 5 比较垂直起飞飞机的各种不同动力装置	349

第三篇 燃气涡轮发动机的不稳定工作状态和某些使用特性

第十一章 航空燃气涡轮发动机的不稳定工作状态	353
§ 1 单轴涡喷发动机在不稳定工作状态下参数的计算	353
§ 2 单轴涡喷发动机的加速性和改进加速性的方法	360
§ 3 双轴涡喷发动机过渡工作状态的特点	366
§ 4 涡轮螺旋桨发动机的加速性	368
§ 5 在起飞条件下燃气涡轮发动机的起动	369
§ 6 燃气涡轮发动机的空中起动	373
第十二章 空气喷气发动机的噪音	376
§ 1 基本概念和允许的噪音级标准	376
§ 2 空气喷气发动机中的噪音源	379
§ 3 降低空气喷气发动机噪音的方法	382

第四篇 高超音速飞行用的发动机和核空气喷气发动机

第十三章 冲压空气喷气发动机	389
§ 1 冲压发动机主要类型的特点	390
§ 2 冲压发动机的循环效率	392
§ 3 冲压发动机工作过程的参数计算方法	397
§ 4 冲压发动机的单位参数和主要数据	400
§ 5 冲压发动机的特性	409
§ 6 高超音速冲压发动机	414
第十四章 组合喷气发动机	427
§ 1 组合喷气发动机的基本方案和参数计算原则	427
§ 2 涡轮冲压发动机	430
§ 3 火箭-涡轮发动机	432
§ 4 利用冷冻燃料的冷源和高工作性能的空气喷气发动机	440
§ 5 火箭-冲压发动机	441
第十五章 带原子反应堆的空气喷气发动机	446
§ 1 概述和原理方案	446
§ 2 航空原子反应堆和防辐射的一些特点	447
§ 3 关于核燃气轮发动机的特性和参数选择	448
§ 4 核燃气轮发动机的发展前景和可能的应用范围	450
附录 按 (4-7) 和 (4-7 a) 公式计算相对耗油量的数据表	451
参考文献	454

主要符号

- V_{π} ——飞行速度 (米/秒);
 H ——飞行高度 (公里);
 M ——马赫数;
 λ ——折合速度;
 a ——音速 (米/秒);
 $a_{\kappa p}$ ——临界音速 (米/秒);
 c ——燃气或空气流动速度 (米/秒);
 u ——圆周速度 (米/秒);
 p ——压力 (帕);
 T ——温度 (K);
 R ——发动机推力 (牛顿; 拾牛顿);
 N_K ——发动机推进功率 (千瓦);
 N_e ——当量功率 (千瓦);
 N_b ——螺旋桨功率 (千瓦);
 R_{yn} ——发动机的单位推力 (牛顿·秒/公斤; 拾牛顿·秒/公斤);
 N_{eyn} ——单位当量功率 (焦耳/公斤);
 R_F ——发动机迎面推力 (牛顿/米²);
 c_{yn} ——单位燃料消耗率 (简称耗油率) (公斤/牛顿·秒; 公斤/拾牛顿·小时);
 c_e ——单位功率燃料消耗率 (公斤/瓦·秒; 公斤/千焦耳);
 J_{yn} ——燃料比冲 (牛顿·秒/公斤);
 π_v^* ——进气装置增压比;
 π_K^* ——压气机增压比;
 π_T^* ——涡轮降压比;
 $\pi_{c.pacn}^*$ ——喷管中可用降压比;
 π_c^* ——喷管降压比;
 π ——循环增压比;
 θ ——升温比;
 π_B^* ——风扇增压比;
 n ——转速 (1/秒);
 L_i ——理想循环功 (焦耳/公斤);
 L_e ——循环有效功 (焦耳/公斤);
 L_K ——压气机单位功 (焦耳/公斤; 千焦耳/公斤);
 L_T ——涡轮单位功 (焦耳/公斤; 千焦耳/公斤);

- η_t ——循环热效率;
 η_e ——发动机有效效率;
 η_n ——发动机飞行效率;
 η_0 ——发动机总效率;
 η_n ——螺旋桨效率;
 η_s^* ——风扇效率;
 η_m ——机械效率;
 m ——函道比;
 G ——质量流量 (公斤/秒); 重量 (牛顿);
 F ——流通截面面积 (米²);
 ρ ——密度 (公斤/米³);
 q_r ——相对燃料量;
 γ_K ——发动机比重;
 $\gamma_{\text{нвк}}$ ——发动机单位起飞质量 (公斤/牛顿);
 $\gamma_{\text{нвн}}$ ——发动机单位功率质量 (公斤/瓦);
 Q ——加给每 1 公斤工质的热量, 或从每 1 公斤工质得到的热量 (焦耳/公斤; 千焦耳/公斤);
 I ——焓 (焦耳/公斤; 千焦耳/公斤);
 S ——熵 (焦耳/公斤·K);
 R ——通用气体常数 (焦耳/公斤·K);
 k ——绝热指数;
 $m_{\text{кп}}$ ——流量方程系数 (公斤·K/焦耳)^{0.5};
 c_K ——推力系数 (牛顿·秒²/公斤·米或拾牛顿·秒²/公斤·米);
 c_x ——阻力系数 (牛顿·秒²/公斤·米);
 φ ——进气装置流量系数;
 $\sigma_{\text{вх}}$ ——进气装置压力恢复系数;
 $\sigma_{\text{н.с}}$ ——燃烧室压力恢复系数;
 $\sigma_{\text{ф.н}}$ ——加力燃烧室压力恢复系数;
 α ——余气系数;
 φ_c ——喷管速度系数;
 η_r ——燃烧室完全燃烧系数;
 $\eta_{\text{ф}}$ ——加力燃烧室完全燃烧系数;
 Δk_y ——压气机稳定工作系数。

注 脚

- Π ——未扰动流, 周围介质;
 B ——进气装置后压气机入口截面;
 K ——压气机出口截面;

- Γ —— 燃烧室出口 (涡轮前) 截面;
 τ —— 涡轮出口截面;
 ϕ —— 加力燃烧室出口截面;
 κ_p —— 喷管临界截面, 临界参数;
 c —— 喷管, 喷管出口截面;
 $c. a$ —— 涡轮导向器;
 B —— 空气, 螺旋桨;
 i —— 燃气;
 T —— 燃料;
 Πp —— 折合参数;
 0 —— 对应于 $M_n = 0$, $H = 0$ 时的参数;
 $*$ —— 滞止气流参数;
 I —— 涡轮风扇喷气发动机的内函道;
 II —— 涡轮风扇喷气发动机的外函道;
 $BД$ —— 高压转子;
 $HД$ —— 低压转子。

气 动 函 数

$$q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$$

$$\tau(\lambda) = 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2$$

$$\pi(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$f(\lambda) = (1 + \lambda^2) \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$$

$$y(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{\lambda}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}$$

$$r(\lambda) = \frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}{1 + \lambda^2}$$

$$z(\lambda) = \frac{1}{2} \left(\lambda + \frac{1}{\lambda}\right)$$

绪 论

在现代技术中,为了进行可控飞行,目前飞行器采用两种方法从发动机装置得到推力。

按第一种方法工作的发动机装置,称为火箭发动机。给储存在飞行器舱内的工质加入热能,然后这热能转化为从喷管流出的工质的动能。有一种火箭发动机利用的是工质的化学能,并且工质的原始状态是液体,则这种发动机称为液体火箭发动机。在这种发动机中,用高压将液体燃料组元(燃烧剂和氧化剂)输送到专门的燃烧室内,相互起化学反应而放出热量,热量又将反应产物变成高温高压燃气,燃气在喷管中膨胀而获得很高的速度。在这过程中产生的反作用力被利用来推进飞行器。还有一种按同样原理工作的火箭发动机,但是用固体燃料作原始工质,并且固体燃料的成分中同时包含燃烧剂和氧化剂,而整个燃料都装在燃烧室内,这种发动机称为固体火箭发动机。

当能源是核能时,工质就不再改变化学成分,而核能反应堆的热量只是简单地用来加热工质,并使其气化,然后就和液体和固体火箭发动机一样,被加热的高压气体从喷管中喷出。这种发动机总称为核火箭发动机。

火箭发动机工作的特点在于它发出的推力与周围介质无关。在许多情况下,周围介质,即大气,只会产生有害的阻力,为了克服这阻力就要消耗一部分附加的能量。火箭发动机的这一性能决定了在技术发展的现代水平下,它是唯一的一种能使飞行器在宇宙空间中作可控飞行的发动机。

按第二种方法工作的发动机与火箭发动机不同,它是利用大气作为工质的主要组元,并且根据发动机装置将工质加速的程度来评定所发出的推力大小。按这种方法工作的发动机称为空气喷气发动机。

空气在空气喷气发动机中有三个作用:第一,在将热能转变为机械能的热力循环中,它是工质的主要组元;第二,在燃料的化学能转变为热能的过程中,空气中的氧气作为氧化剂;最后,空气在发动机装置中得到加速,而产生推力[●]。

如果参加热力过程的空气离开发发动机的速度大于飞行速度,并且循环的全部有效功只用来加速这部分空气,那么,这种发动机就属于直接喷气发动机,例如,涡轮喷气发动机(以下简称涡喷发动机)和冲压空气喷气发动机(以下简称冲压发动机)都属于这类发动机。如果循环的有效功只是部分地用来加速通过发动机的空气,而其大部分或全部以机械功的形式通过发动机轴传给专门的推进器,例如螺旋桨,然后,由推进器与发动机周围的空气相互发生力的作用产生推力,那么,这种发动机称为非直接喷气发动机。这种发动机的例子有涡轮螺旋桨发动机(以下简称涡桨发动机)和直升机用的涡轮轴发动机。

比起火箭发动机来说,空气喷气发动机中利用空气介质,大大地减少了飞行器舱内的

● 空气喷气发动机和火箭发动机一样,也可以利用核能来加热工质。此时,空气作为氧化剂的第二个作用就不存在了。

工质储量。只有一个燃料组元是储备在舱内的,它所包含的化学能在热力循环中变为热能。而且这个组元在工质总量中占的分量并不大,在广泛使用的发动机型号中,不超过2~6%。

利用周围介质,对减少飞行器所需推力值也是有利的。因为有升力面——机翼,就能用相等于 $1/5 \sim 1/20$ 飞行器重量的推力来飞行。只有当飞机要作猛烈加速或垂直起飞的情况下,推力才和飞行器的重量相当。因此,利用连续介质——大气所制造出的飞行器,其燃料消耗的经济性非常高。照这个指标来衡量,这种飞行器就比用火箭发动机的飞行器优越得多。因此,用空气喷气发动机的飞机,在大气层内的空运中占垄断地位。

从航空事业的创立起到第二次世界大战结束为止,所有类型的飞机(军用的和民用的),实际上只用唯一的一种发动机装置,就是带螺旋桨的活塞发动机。到五十年代初期(1940~1945年),活塞发动机在改进功率和经济性方面,达到了很高的水平,然而,发动机比重却下降。进一步改进并不能显著地改善这些指标。虽然发动机的功率有某些提高,飞机外形的气动性能也得到改进,但飞机的飞行速度却提高不大。飞行速度的新记录与老的相差也不过每小时几十公里。活塞发动机飞机飞行速度的最高记录达到 $750 \sim 800$ 公里/小时。要想再进一步大大提高飞行高度,尤其是飞行速度,“活塞发动机-螺旋桨”式动力装置已无能为力了。

这种发动机装置是典型的非直接喷气发动机,它的能力受到限制的原因是,随着飞行速度的增加,它的功率增加很少,然而,螺旋桨的推力却随之下降。因此,在水平稳定飞行中,等于飞行速度 V 乘螺旋桨推力 R 的有效功率变化不大,而飞行速度为 $800 \sim 850$ 公里/小时,由于螺旋桨的效率变坏,有效功率开始显著下降,飞机的迎面阻力反而迅速增加。

直接喷气发动机的功率随飞行速度的变化具有另一种特点。这类发动机(例如,空气喷气发动机)在飞行速度为 $400 \sim 500$ 公里/小时,推力下降 $5 \sim 10\%$,然后又不断增加到超过起飞推力。因此,直接喷气发动机的有效功率是随着飞行速度的增加而不断提高,这样折合到单位功率的发动机装置重量,就比带螺旋桨的发动机装置小得多。直接喷气发动机的这一特点,使装这种发动机的飞机的飞行速度能达到音速三倍以上。

虽然涡轮螺旋桨发动机也是非直接喷气发动机,但是,由于用燃气涡轮代替了活塞发动机,就使重量指标大大改善,这也就使装这种发动机的飞机的飞行速度提高到 $800 \sim 900$ 公里/小时。然而,要进一步提高这种飞机的飞行速度,就会受到与活塞发动机同样的理由所限制。

目前航空中占统治地位的发动机,是燃气涡轮发动机。用燃气涡轮作热机,又结合运用直接喷气原理,是一种很有成效的技术方案。这种技术方案使航空技术在战后的年代里,进行了一次真正的革命。到目前为止,已研制出大量的各种类型的空气喷气发动机供飞行器使用。

发动机的主要类型的分类表示在图1上。根据上述原则,飞行器的发动机在图上分为两大类——火箭发动机和空气喷气发动机。

在空气喷气发动机中,又可以分出一大类,这类发动机的特点是具有涡轮压气机组件,在热能转换成机械能的循环中,靠它来压缩空气。这些发动机归并在一起统称为燃气涡轮发动机。

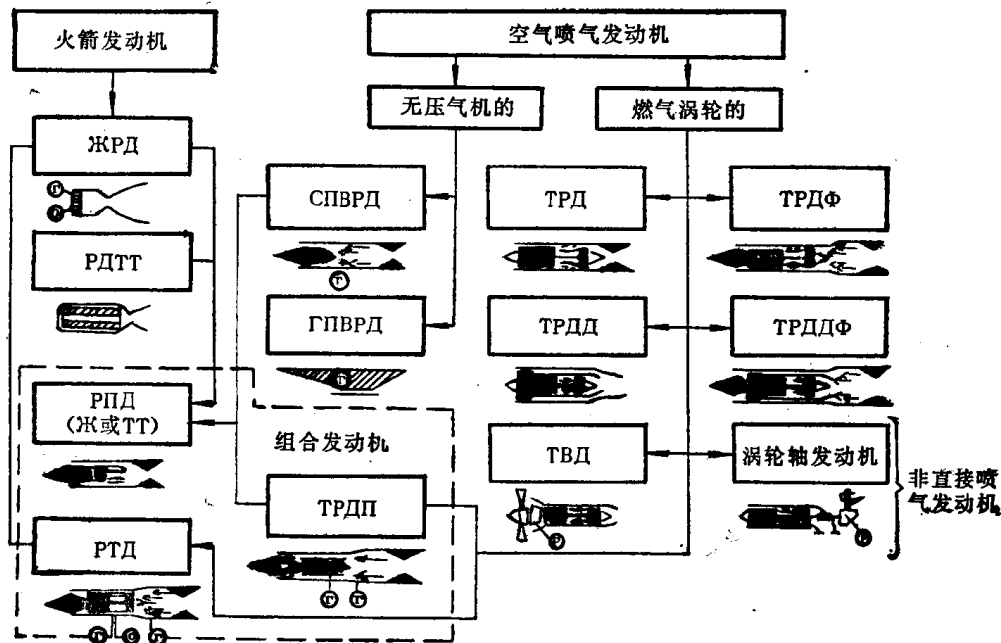


图1 喷气发动机的分类

ЖРД——液体火箭发动机；РДТТ——固体火箭发动机；РТД——火箭涡轮发动机；РПД——火箭冲压发动机；ТРД——涡轮喷气发动机；ТРДД——涡轮风扇喷气发动机；ТВД——涡轮螺旋桨发动机；ТРДФ——加力涡轮喷气发动机；ТРДДФ——加力涡轮风扇喷气发动机；СПВРД——超音速冲压发动机；ГПВРД——高超音速冲压发动机；ТРДП——涡轮冲压发动机；г——燃烧剂；о——氧化剂；ж——液体燃料；т——固体燃料；р——减速器。

当飞行速度很高时，涡轮压气机组件的效率逐渐下降，另一方面，速度头所造成的空气气动压缩，就能保证空气喷气发动机循环中所需的增压比。这类发动机就组成无压气机的冲压喷气发动机。这种冲压喷气发动机既能用于 $M_\infty \geq 2 \sim 3$ 的超音速飞行（超音速冲压喷气发动机），又能用于 $M_\infty > 6 \sim 7$ 的高超音速飞行（高超音速冲压喷气发动机）。

不同类型的空气喷气发动机可以在构造上结合起来，也可以和火箭发动机在构造上结合起来，组成一个整体的发动机装置。这种组合发动机能具有原来简单类型的发动机的优点；例如，在涡轮冲压发动机中，结合了涡轮喷气发动机能独立起飞的优点，和超音速冲压发动机能在较高的超音速飞行中工作的优点。这类组合发动机可以包括大量的方案和形式，图1上列出的是最有代表性的组合发动机类型——涡轮冲压发动机，火箭冲压发动机，火箭涡轮发动机。

大多数空气喷气发动机，以及全部火箭发动机，都属于直接喷气发动机。作为非直接喷气发动机的，目前只有两种很接近的发动机类型——飞机用涡轮螺旋桨发动机和直升机用涡轮轴发动机。

最简单的，因此也是首先在航空中得到应用的燃气涡轮发动机，就是涡轮喷气发动机。这种发动机在发展初期，既有轴流式的，又有离心式的。随着推力、燃气温度和所需增压比不断提高，离心式压气机虽然比较简单和重量轻，但愈来愈失去竞争能力。实际上，所有高增压比的现代涡轮喷气发动机都只用轴流式压气机。

涡轮喷气发动机一般装在最大飞行速度为跨音速的飞机上。但是涡轮前燃气温度提高后,也能用于相当于 $M_n \geq 2$ 的飞行速度。在要求装备推力较大和飞行速度较高 ($M_n = 3.0 \sim 3.5$) 的军用飞机上,采用带加力燃烧室的涡轮喷气发动机。在这种发动机里,从涡轮流出的燃气流中,再加上燃料燃烧而补充一部分热量。虽然在低速飞行时的经济性能很坏,但是,在高速飞行时,带加力燃烧室的涡轮喷气发动机的推重比,要比不带加力燃烧室的高得多,这就是带加力燃烧室的优越性。带加力燃烧室的涡轮喷气发动机也用在 $M = 2 \sim 2.5$ 以上的超音速旅客机上。

在较低的亚音速飞行时,目前经济性最好的还是涡轮螺旋桨发动机,但是,由于存在螺旋桨,螺旋桨和发动机之间的减速器和螺旋桨调节系统,尤其主要是旅客机的飞行速度不断提高,涡轮螺旋桨发动机逐渐被排挤出旅客机之外,只在最大飞行速度不是重要指标的运输机和军用运输机上,还保留一定地位。

最近十多年来,在亚音速的旅客机上,开始特别广泛地采用涡轮风扇喷气发动机。在这个使用领域中,涡扇发动机迅速地排挤掉单函道的涡轮喷气发动机和涡桨发动机,最后给它们只留下了在某些地区性航线的小飞机,行政和农用飞机以及直升机上使用●。

涡扇发动机在高亚音速飞行时经济性很高,在超音速飞行时,比起涡轮喷气发动机来,其经济性也稍高一些,所以,在空军的多用途多工作状态的飞机上,采用加力涡扇发动机也是合适的。因此,涡扇发动机是各种各样飞行器上愈来愈广泛采用的发动机。

评定航空发动机好坏的主要相对量是比重 γ_R 和单位燃料消耗率 $c_{\gamma R}$, 即折合到发出每单位推力的发动机重量和燃料消耗率。直接喷气发动机从开始发展到今天的过程中,这些指标的变化情况示于图2,图上明显地展示出,燃气涡轮发动机出现以来的三十年间,在技术上取得了多么大的进步,以及其进一步发展的趋势。

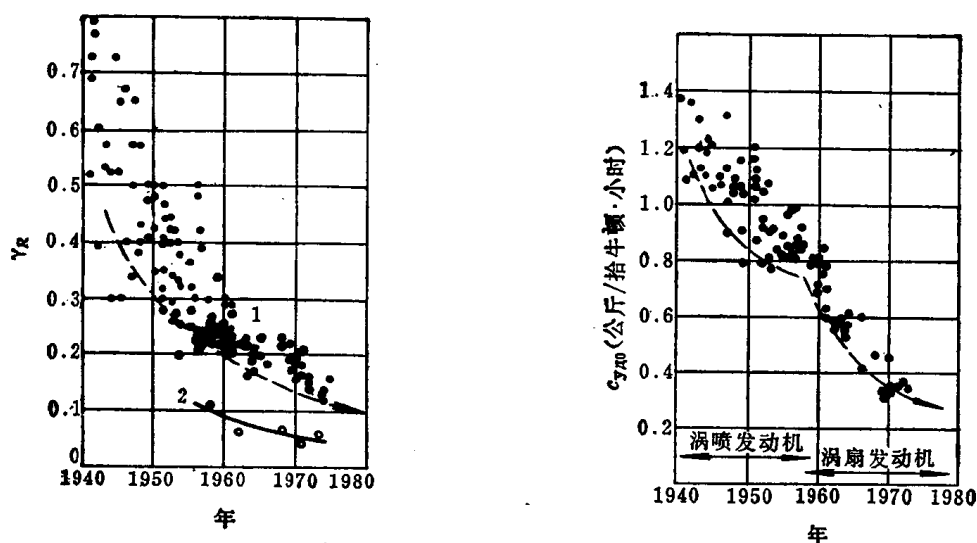


图2 在起飞条件下,涡轮喷气发动机比重和单位燃料消耗率的逐年变化
1—推进发动机, 2—升力发动机。

● 有些这种类型的飞机上,现在仍采用活塞发动机。

一般认为发动机的主要发展方向是：

1. 强化工作过程，进一步提高涡轮前燃气温度，增大增压比，改进发动机主要构件以降低损失。
2. 采用新的高强度轻材料来制造结构零件，即采用钛、铍、非金属材料（如加强塑料）等。
3. 改进发动机的设计和工艺方法，采用新的先进工艺过程。

在提高发动机的主要相对指标的同时，还有一个代表性的指标，就是要不断提高单机的绝对推力。图3绘出燃气涡轮发动机最大推力逐年提高的数据图。认为今后发动机推力不再增大的想法，是毫无根据的。飞机飞行重量的增长，就要求相应地提高发动机装置的推力。与此同时，小飞行器上用的小推力发动机仍保持其使用价值，并且仍然在发展。

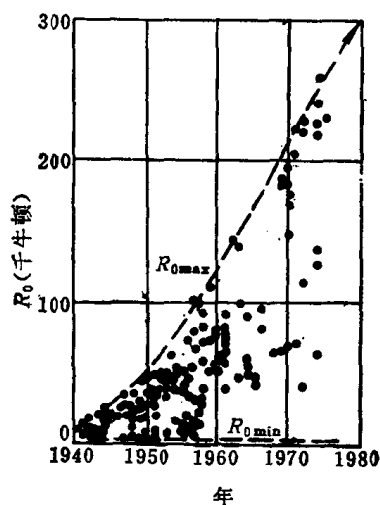


图3 航空涡轮喷气发动机的最大起飞推力逐年发展的情况

最近，由于要求缩短起飞着陆滑跑距离或为了制造垂直起飞着陆的飞机，出现了各种不同方案的升力-推进通用发动机和专门只产生垂直推力的发动机，即升力发动机。这种发动机只在起飞和着陆时工作，应该具有最小的比重和体积。这种发动机的比重，只有普通用来水平飞行的燃气涡轮发动机的 $2/5$ 到 $1/3$ 。

从飞行速度相当于 $M_x = 3.0 \sim 3.5$ 开始，最好采用没有燃气涡轮转子的空气喷气发动机，即冲压发动机。冲压发动机既简单又轻，也就决定了在某些情况下，即使比上述速度低得多时，采用这种发动机也是合适的。当然，随着速度下降，经济性能也变坏。冲压发动机没有用来压缩空气的机械组件，所以当没有速度头时，就无法实现将热能转变为气流动能的热力循环，也就是说这种发动机的静推力等于零。为了使飞机加速，就要有附加的装置。因为冲压发动机的某些部件（进气道，喷管等），也可以被附加的发动机所利用，因此，最好做成各种类型的组合发动机（火箭冲压发动机，涡轮冲压发动机等）。

空气喷气发动机的上述发展方向，并没有包括这种发动机的全部潜力。尤其是由于它比火箭发动机的经济性高得多，因此，提出了利用大气层得到高超音速（音速的 $6 \sim 7$ 倍以上）的任务。值得提出的是，如果能研制成一直能工作到环球速度（即第一宇宙速度）的空气喷气发动机，那就能制造出更轻和更经济的发射系统，用来发射卫星和其他宇宙飞行器。

当飞行速度很高而产生气动加热时，必须不用煤油，而用液态过冷（冷冻状态）燃料（甲烷，液氢），这种燃料在送入燃烧室以前，利用来冷却受热的发动机和飞机零件。

在飞机的所谓沿飞行速度和高度的飞行“走廊”中，各种空气喷气发动机的大致应用范围示于图4。

目前使用的暂时只有燃气涡轮发动机、超音速冲压发动机和几种最简单的组合发动机。其他类型的组合发动机和高超音速冲压发动机，还处于研制阶段。

《空气喷气发动机原理》研究空气喷气发动机可能存在的类型，及其使用的一般范围；空气喷气发动机既作为热机又作为推进器的规律，以及考虑发动机各组件中进行热力过程和气动过程时，发动机组件共同工作的特性。空气喷气发动机原理要用到热力学，气体动力学，叶片机原理的知识。在上空气喷气发动机原理课之前，应学过上述几门课程。

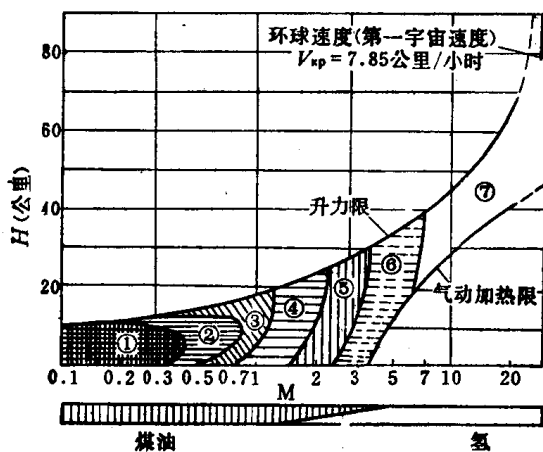


图4 空气喷气发动机的应用范围

1—直升机用燃气涡轮发动机；2—螺旋桨发动机；3—涡扇发动机；4—涡喷发动机；5—加力涡喷发动机，加力涡扇发动机；6—超音速冲压发动机，涡轮冲压发动机和其他组合空气喷气发动机；7—高超音速冲压发动机。