

前 言

本书系根据航空高等院校发动机课程（非发动机设计专业）教学大纲编写的。本书共分九章。第一章作为预备知识，阐述航空燃气涡轮发动机热力气动基础。第二章介绍航空燃气涡轮发动机的工作原理。第三章阐述发动机各部件知识，包括结构和原理。第四章着重介绍单轴涡轮喷气发动机总体参数和性能，如特性等问题，并简要地介绍双轴和加力涡轮喷气发动机。第五章介绍总体结构特点和发动机各附件系统。第六、七、八章分别概略介绍涡扇、涡轴和涡桨发动机的工作特点和总体性能等问题。第九章介绍航空燃气涡轮发动机改为地面动力装置的实用价值和前景。在编写中，着重阐明基本概念、基本知识和理论，并力求反映当前国内外的实际情况和先进水平。

希望通过对本教材的学习，能使读者掌握作为飞机动力装置的航空燃气涡轮发动机的工作原理、特性和主要性能指标的意义，对整台发动机的工作过程和特性有一个较完整的概念，对各部件的作用原理和结构特点也有一般的了解。

本课程只要求学生具备普通物理的知识即可进行学习。如果已经学过气体动力学和工程热力学，则第一章的内容可以从略。

本教材适用于航空类与动力有关的专业（非发动机设计专业）的学生，如飞行器、发动机自动器、测试、航空维修等专业。也可用作各类航空专业工程技术人员的参考书。

本书由西北工业大学陈辅群教授主审。南京航空航天大学王琴芳和史志达副教授对全书进行了校核并提出了宝贵意见，在此一并致谢。

限于作者的理论水平和实践经验，书中必有不少缺点和错误，欢迎读者批评指正。

作 者

1995年1月于南航

主 要 符 号

A	面积	Q_0	燃油完全燃烧时的放热量
c	比热容; 音速	Q_p	定压加热量
c_p	空气的定压比热容	Q_v	定容加热量
c'_p	燃气的定压比热容	Q_{vf}	燃烧室火焰筒容热强度
c_v	空气的定容比热容	q	动压头
D	直径	$q_1 (q)$	对单位工质的加热量
$\bar{d}$	轮毂比	q_2	单位工质的放热量
F	推力	q_0	一千克燃油完全燃烧时的放热量
F_A	单位迎面推力	q_m	工质或空气的质量流量
F_{eff}	有效推力	q_{mf}	燃油的质量流量
F_{in}	发动机内部的作用力	q_{mg}	燃气的质量流量
F_{out}	发动机短舱外部的作用力	q_p	对单位工质的定压加热量
F_s	单位推力	q_v	对单位工质的定容加热量; 容积流量
F_W	推重比	R	空气的气体常数
f	油气比	R'	燃气的气体常数
H	飞行高度	Re	雷诺数
Hu	燃油的低热值	r	半径
h	单位工质的焓	s	单位工质的熵
i	迎角	sfc	单位燃油消耗率
i_r	减速比	T	温度
K	用气动函数计算流量时的空气常数	u	单位工质的内能; 圆周速度
K'	用气动函数计算流量时的燃气常数	V_f	燃烧室火焰筒容积
l_0	一千克燃油完全燃烧时所需要的理论空气量	v	速度; 比容
M	力矩; 马赫数	W	重量; 单位工质对外所做的功
m	工质质量	W_f	单位工质流动摩擦损失功
n	转速; 多变指数	W_{Te}	单位工质向减速器输出的功
P	功率	W_u	单位工质的轮缘功
P_0	发动机功率	w	相对速度
P_m	功率质量比	X	涡轮风扇喷气发动机涡轮能量分配比
p	压力	x_d	附加阻力
$Q_1 (Q)$	实际放热量	x_f	摩擦阻力
		Y	内外涵道的流量参数, 简称涵

道比

α 余气系数；叶栅中气流绝对速度与额线的夹角；喷雾锥角

β 叶栅中气流相对速度与额线的夹角；功率与推力的当量常数

β_K 叶栅结构角

δ 落后角；径向间隙

Δ 轴向间隙

η 效率

η_b 完全燃烧效率

η_m 机械效率

η_p 推进效率

η_t 热效率

η_o 总效率

γ 空气的比热比

γ' 燃气的比热比

λ 速度系数

μ 离心叶轮的功率系数

φ 进气道流量系数；桨距角

ρ 工质的密度

σ 总压恢复系数

π 增压比或落压比

θ 加温比；叶片的弯折角；角位移；燃烧效率的相似准则数

下 标

a 轴向

ad 等熵

af 复燃加力

b 燃烧室

cor 换算参数

cr 临界参数

d 设计点参数

dx 涡轮导向器

e 喷管

ea 喷管临界截面后

eb 喷管临界截面前

eq 当量参数

f 燃油

g 燃气

H 高压部件

h 叶根

i 进气道

in 内部

K 压气机

L 低压部件

m 平均；测量截面

n 多变过程

p 螺旋桨

R 转子

r 旋翼；回热

S 静子

sk 激波

st 起动

T 涡轮

T' 温度

t 叶尖

u 切向

*

* 总参数角标

I 内涵道

II 外涵道

0 远前方未扰动气流参数；地面台架参数

01 进气道进口

1 压气机进口；叶栅进口；热力过程的初始状态；燃气发生器涡轮

1.1 高压压气机进口

2 压气机出口；叶栅出口；热力过程的终了状态；自由涡轮

3 涡轮进口；静止叶栅出口

3.1 低压涡轮进口

4 涡轮出口

5 混合器进口

6 加力燃烧室进口

7 喷管进口

8 喷管喉道

9 喷管出口

目 录

主要符号

绪论	(1)
第一章 燃气涡轮发动机热力气动基础	(3)
第一节 热力学第一定律	(3)
一、理想气体的状态方程式	(3)
二、比热容和热量	(3)
三、工质的内能	(4)
四、外功	(5)
五、工质的焓	(5)
六、热力学第一定律	(6)
七、热力过程	(6)
第二节 热力学第二定律	(9)
一、气体工质的熵	(9)
二、热力学第二定律	(10)
三、 $T-s$ 图和 $h-s$ 图	(11)
四、循环和循环效率	(13)
第三节 气体动力学的基本方程	(14)
一、连续方程	(15)
二、能量方程	(15)
三、伯努利方程	(16)
四、音速和马赫数	(17)
五、气流的滞止参数和气动函数	(17)
六、动量方程	(19)
七、动量矩方程	(20)
八、膨胀波和激波	(20)
第二章 燃气涡轮发动机的工作原理	(23)
第一节 涡轮喷气发动机热力循环	(23)
一、理想循环	(23)
二、实际循环	(24)
第二节 推力的产生	(26)
一、推进功率和推进效率	(28)
二、总效率	(29)
三、沿流程参数变化	(29)
四、推力在各部件上的分配和传递	(30)

第三节 涡轮喷气发动机的性能指标和基本要求	(30)
一、性能指标	(30)
二、基本要求	(33)
三、发展方向	(35)
四、发动机与飞机一体化设计的概念	(37)
第四节 涡轮喷气发动机的演变	(38)
一、加力式涡轮喷气发动机	(39)
二、冲压式喷气发动机	(39)
三、涡轮风扇喷气发动机	(40)
四、加力式涡轮风扇喷气发动机	(42)
五、涡轮螺旋桨发动机	(43)
六、涡轮轴发动机	(44)
七、可变循环喷气发动机	(44)
第三章 涡轮喷气发动机部件	(47)
第一节 进气道	(47)
一、亚音速进气道	(48)
二、超音速进气道	(50)
第二节 压气机	(53)
一、压气机类型和结构	(53)
二、基本方程式	(59)
三、轴流式压气机	(64)
四、离心式压气机	(71)
五、压气机特性	(73)
第三节 燃烧室	(82)
一、基本性能要求	(82)
二、燃烧室结构形式	(84)
三、燃烧室工作过程和主要零组件	(88)
四、燃烧室特性	(92)
第四节 涡轮	(94)
一、结构形式	(94)
二、工作原理	(97)
三、涡轮特性	(99)
第五节 加力燃烧室	(99)
一、基本性能要求	(100)
二、加力燃烧室工作过程和主要零组件	(101)
第六节 喷管	(102)
一、工作原理	(102)
二、结构形式	(105)
第四章 涡轮喷气发动机	(110)

第一节 各部件的共同工作	(110)
一、共同工作的条件	(110)
二、调节规律的讨论	(113)
三、共同工作线	(115)
第二节 发动机特性	(118)
一、转速特性	(118)
二、速度特性	(120)
三、高度特性	(125)
四、过渡状态特性	(127)
第三节 发动机通用特性和台架性能换算	(130)
一、发动机相似工作条件	(130)
二、发动机的通用特性	(131)
三、台架性能换算	(132)
第四节 双轴涡轮喷气发动机	(133)
一、双轴涡轮喷气发动机的工作特点	(134)
二、双轴涡轮喷气发动机的共同工作	(135)
三、双轴涡轮喷气发动机的调节规律和特性	(137)
第五节 加力涡轮喷气发动机	(139)
一、加力的工作特点	(139)
二、加力涡轮喷气发动机的调节规律和特性	(141)
三、喷液加力	(143)
第五章 涡轮喷气发动机总体结构和附件系统	(145)
第一节 总体结构	(145)
一、转子承力方案	(145)
二、静子承力系统	(146)
第二节 燃油系统	(146)
一、主燃油泵的工作	(148)
二、加力燃油泵的工作	(150)
第三节 起动系统	(152)
一、地面开车	(152)
二、空中起动	(153)
第四节 滑油系统	(153)
第六章 涡轮风扇喷气发动机	(155)
第一节 基本工作原理和性能特点	(155)
一、基本工作原理	(155)
二、主要的过程参数	(156)
三、不加力涡轮风扇喷气发动机的特点	(157)
四、加力涡轮风扇喷气发动机的特点	(158)
第二节 部件特点	(159)

一、风扇·····	(159)
二、压气机·····	(160)
三、燃烧室·····	(160)
四、涡轮·····	(160)
五、混合器·····	(161)
六、加力燃烧室·····	(162)
第三节 各部件的共同工作和调节规律·····	(162)
一、各部件的共同工作方程·····	(162)
二、调节规律·····	(166)
第四节 涡轮风扇喷气发动机特性·····	(167)
一、速度特性·····	(167)
二、高度特性·····	(168)
三、转速特性·····	(168)
第七章 涡轮轴发动机 ·····	(170)
第一节 基本工作原理和主要参数·····	(171)
一、自由涡轮式和定轴式涡轮轴发动机·····	(171)
二、主要参数·····	(172)
第二节 部件特点·····	(173)
一、进气装置·····	(173)
二、压气机·····	(174)
三、燃烧室·····	(174)
四、涡轮·····	(175)
五、排气喷管·····	(175)
六、减速器·····	(175)
第三节 各部件的共同工作和调节规律·····	(176)
一、各部件的共同工作方程·····	(176)
二、调节规律·····	(178)
第四节 涡轮轴发动机特性·····	(180)
一、转速特性·····	(180)
二、高度特性·····	(182)
三、速度特性·····	(182)
第八章 涡轮螺桨发动机 ·····	(185)
第一节 基本工作原理和参数·····	(185)
一、性能参数·····	(186)
二、过程参数·····	(188)
第二节 各部件的共同工作和调节规律·····	(188)
一、各部件的共同工作方程·····	(188)
二、调节规律·····	(190)
第三节 涡轮螺桨发动机特性·····	(190)

一、节流特性·····	(190)
二、速度特性·····	(192)
三、高度特性·····	(193)
第四节 涡轮螺桨发动机发展中的问题·····	(193)
一、当前使用的涡轮螺桨发动机·····	(193)
二、螺桨风扇发动机·····	(194)
三、带回热装置的涡轮螺桨发动机·····	(195)
第九章 非航空用燃气涡轮发动机·····	(197)
第一节 燃气涡轮发动机的应用领域·····	(197)
第二节 工作原理和主要参数·····	(198)
第三节 使用特点·····	(199)
一、对进气装置的要求·····	(199)
二、能使用多种燃料·····	(200)
三、可靠性和维护性·····	(200)
第四节 燃气轮机的派生循环·····	(201)
一、提高热能的利用率·····	(201)
二、应用固体燃料的前景·····	(202)
参考文献·····	(204)

绪 论

自从1903年莱特兄弟第一架飞机问世以来，航空技术经过几十年的发展，取得了巨大的成就。为了满足各个时期提出的不同的军用或民用要求，飞机的性能相应地不断提高。例如，作战飞机在机动性方面，民用飞机在节能和可靠性方面，当前都达到了一个新的水平。在发展中，尽管不同类型的飞机有不同的要求，但航空飞行器作为一个整体，各类飞机的发展是相互促进的，在技术上是相互借鉴和紧密联系的。应当指出，在它们之中，歼击机在许多技术领域处于领先地位，这与对歼击机的作战要求是相适应的。因此，在航空技术的发展中，歼击机是技术更新最快的机种。显然，一架二三十年前设计投产的民航机，虽然性能较差，但今天仍有可能在航线上使用，甚至继续生产；但一架同期设计投产的歼击机，今天再使用它就相形见绌了。

歼击机性能的提高，在很大程度上取决于动力装置的发展。在第二次世界大战之前，飞机上使用的动力装置都是由航空活塞式发动机和螺旋桨组成的。

航空活塞式发动机的工作原理与地面上使用的活塞发动机一样，是人所共知的。发动机产生的功率通过减速器（降低转速和增加扭矩）传输给螺旋桨，使螺旋桨以较低的转速旋转，产生飞机前进所需要的拉力。因此，可认为动力装置是由航空活塞式发动机（作为热机）和螺旋桨（作为推进器）两部分组成的。

第二次世界大战爆发前后，为了满足作战飞机的要求，这种动力装置得到了很大的发展。当时主要是要求飞机能飞得快、飞得高、飞得远。在当时看来，只有飞得快、飞得高才能使自己处于有利的地位，克敌制胜，只有飞得远才能深入对方的战略后方。为此，技术上较先进的各主要交战国，先后研制了一批功率大、重量轻、耗油率低、工作可靠的航空活塞式发动机。例如某些航空活塞式发动机，功率达到1400kW，重量在1000kg左右，巡航飞行时，每kW·h消耗油约为0.27kg。装用航空活塞式发动机的飞机，飞行速度达到750~800km/h。但是，这种动力装置在继续发展中受到了限制，满足不了飞行速度进一步提高的要求。当飞行速度进一步增加，特别是在接近音速时，飞机的阻力急剧增加，而螺旋桨的效率却急剧下降，大功率的发动机又受到重量的限制。另一方面，随着飞行高度的增加，功率迅速下降，例如在5000m高度，有效功率约为地面有效功率的一半，同样，也满足不了飞机在飞行高度上的要求。

第二次世界大战期间，各主要交战国都迫切地希望在航空技术上有所突破，特别希望在航空动力装置方面处于领先地位，因而竞相研制涡轮喷气发动机。在这场竞争中，首先独立研制成功的是德国和英国。第二次世界大战后，美苏两国在自己研制的基础上引进了专利，并从德国获得了战利品，很快就从仿制过渡到了自行研制。

涡轮喷气发动机具有功率大、重量轻的特点，它出现后不久，飞机的速度就突破了“音障”，随后又出现了二倍甚至三倍音速的飞机；在飞行高度上，飞机的静升限达10000m、20000m甚至30000m。当前，在作战飞机的设计中已不再为提高最大飞行速度和最大飞行高度花费过多的精力。

就涡轮喷气发动机的热力循环（布莱顿循环）的原理而言，早在1872年已经被发现和提出，甚至比活塞式发动机定容燃烧循环的提出还早几年。但在实践中，涡轮喷气发动机的出现是在活塞式发动机发展到相当完善的程度之后，其中重要的原因，是技术上的可能性，因为直到30年代末期，才具备发展涡轮喷气发动机的条件。这主要体现在以下三个方面：一是设计与试验技术都有了新的进展或突破，例如航空活塞发动机发展废气涡轮增压器的设计试验，为涡轮喷气发动机的主要部件压气机和涡轮的研制，提供了借鉴；二是出现了耐高温的合金材料；三是制造工艺技术的发展，例如能加工型面精度要求较高的压气机和涡轮的叶片等零组件。其中以耐高温材料的出现最为主要，它使高温高压燃气流经涡轮做功后，尚有剩余可用能量在喷管内膨胀加速使发动机产生反作用推力。

当前，涡轮喷气发动机发展了大半个世纪，是否也到了与当年从活塞到喷气类似的更新换代的时候呢？正如从活塞到喷气，下一步将从喷气到什么呢？

类似的问题，在50年代后期曾经提出过，当时曾有人认为涡轮喷气发动机的发展快到尽头了。究其原因，一是错误地认为原子弹和导弹的迅速发展使飞机在战争中已退居次要的地位，二是认为要满足飞机不断提高飞行速度的要求，应当发展冲压式发动机或火箭发动机。但不久就发现导弹代替不了飞机，而且当时作战飞机对飞行速度的要求，还到不了需用冲压式发动机或火箭发动机作为动力装置的程度。

在随后20多年的发展中，特别是从涡轮喷气发动机演变出并得到了发展的涡轮风扇发动机和带加力的涡轮风扇喷气发动机出现时，飞机的性能提高到了新的水平。

直到今天，我们仍然可以肯定地说，航空燃气涡轮发动机，无论是作战飞机上用的带加力的涡轮风扇喷气发动机，还是民航机或军用运输机上用的涡轮风扇喷气发动机乃至涡轮螺旋桨发动机，或是直升机上用的涡轮轴发动机，在各自的领域里都还有广阔的发展前景。例如为改善作战飞机的性能在提高推力重量比方面，为增加航程、减少能源消耗在降低耗油率方面，都还有很大的发展潜力。又如当今出现的带矢量喷管的发动机，不但能使飞行器的机翼和尾翼上的控制面简化，而且能使飞行器的飞行姿态快速变化，从而大大提高飞行器的机动性。

根据以上分析，我们可以明确地说，今天的航空燃气涡轮发动机虽然已经发展了大半个世纪，但还远远没有到不能进一步发展的地步。有关它们的今天和明天，正是本书内容的一个方面，将在后面的章节中予以介绍。

第一章 燃气涡轮发动机热力气动基础

燃气涡轮发动机（简称燃气轮机）首先是一种热机。既是热机就有许多热机的共性规律，其中主要是热力学第一、二定律。此外，燃气轮机不同于活塞式内燃机，气体工质经过其中各个部件时是连续不断地流动的，因此，有大量的气体动力学问题，特别是一元管流问题。为了较全面地了解和分析燃气轮机的工作原理、性能及其发展状况，有必要对上述内容作概括介绍。

第一节 热力学第一定律

一、理想气体的状态方程式

理想气体的定义是：分子本身只有质量而不占有体积，分子间不存在吸引力的气体。

实际上，理想气体并不存在。但是在燃气轮机中所用的工质，不论是进入的空气或是燃烧后生成的燃气，在当前发动机工作的温度和压力范围内，气体分子本身的体积与工质微团所占有的体积相比，实在很小，以致可以忽略不计；同时由于分子与分子间的距离很大而单个分子的质量又很小，以致可以忽略引力的存在。因此，空气或燃气，在燃气轮机的热力循环中都可以作为理想气体处理，并满足理想气体的状态方程式：

$$pv = RT \quad (1-1)$$

式中： p —— 气体压力， N/m^2 ；

v —— 气体比容，每千克气体的容积， m^3/kg ；

T —— 气体绝对温度， K ；

R —— 气体常数， $\text{J/kg}\cdot\text{K}$ ；对空气取287.1，对燃气，与成分有关，在燃气轮机中一般可取288。

二、比热容和热量

热量是能量交换中的一种形式，没有能量交换或变换，也就没有热量可言。热量的计算可按公式：

$$Q = mc(T_2 - T_1) \quad (1-2)$$

式中： Q —— 热量， J ；

m —— 工质质量， kg ；

T_1, T_2 —— 交换能量前后工质的温度， K ；

c —— 比热容， $\text{J/kg}\cdot\text{K}$ 。

比热容的定义是：使1kg工质温度升高1℃时所吸收的热量。

比热容并非常数，它与工质的成分和温度有关，而且还与工质的工作过程有关。

例如，对一个容积不变的密闭容器中的工质加热，加热量为

$$Q_V = mc_V(T_2 - T_1)$$

又如对一个气球里的工质加热, 假定气球表面没有张力, 气球内外的压力始终保持相等, 加热量为:

$$Q_P = mc_P(T_2 - T_1)$$

上面两例, 工质相同, 温升一样, 而加热量不一样, 前者叫定容加热, 用 c_V 表示定容比热容; 后者叫定压加热, 用 c_P 表示定压比热容。

工质一定, 定容比热容和定压比热容都是温度的函数, 如

$$c_P = a + bT + cT^2 + dT^3 + \dots \quad (1-3)$$

式中: $a, b, c, d \dots$ 为常数。

高次项的系数衰减很快, 按燃气轮机的燃气温度, 一般取温度的三次或五次项以前的各项就足够了。

因为比热容是温度的函数, 所以热量计算公式可表示为:

$$Q = m \int_{T_1}^{T_2} c(T) dT = mc \left|_{T_1}^{T_2} (T_2 - T_1) \right.$$

式中: $c \left|_{T_1}^{T_2} \right.$ ——工质温度在 T_1 到 T_2 范围内的平均比热容, $\text{J/kg} \cdot \text{K}$ 。

在热力学中经常用到的参数是比热容比

$$\gamma = c_P / c_V \quad (1-4)$$

对于空气一般可取1.4, 对于燃气一般可取1.33。

三、工质的内能

工质的内能是工质分子动能和势能的总和。对于理想气体, 分子间没有引力的作用, 因而也没有势能可言。所以, 工质的内能也就是工质分子动能的总和。从分子运动学得知, 分子动能的大小宏观的体现就是气体温度的高低, 因而内能只是温度的单值函数, 即

$$u = u(T) \quad \text{J/kg} \quad (1-5)$$

实践证明, 这一结论适用于接近理想气体的空气和燃气。

类似于上面曾举过的例子, 对容积不变的密闭容器中的1kg气体质量加热, 温度从 T_1 到 T_2 , 加热量为

$$q_v = \int_{T_1}^{T_2} c_V(T) dT = c_V(T_2 - T_1) \quad \text{J/kg}$$

式中: c_V ——平均定容比热容。

在这个加热过程中, 容器的容积不变, 与外界没有其他形式的能量交换, 因此, 加给工质的热量将全部转化为工质的内能, 即内能的增量

$$\Delta u = u_2 - u_1 = q_v = c_V(T_2 - T_1) \quad (1-6)$$

我们知道, 内能是温度的单值函数, 同样, 内能的增量也只与温度的增量 $T_2 - T_1$ 有关。由此可知, 上式 $\Delta u = c_V(T_2 - T_1)$ 虽然是通过引用定容加热的例子得到的关系, 但在其他热力过程中, 无疑也同样是适用的。

在实际应用中, 讨论内能的绝对值往往是没有意义的。我们所关心的只是经过某个热力过程之后, 工质内能的增量 Δu 。从一般书上所能看到的内能数据, 实际上也都是对一些相对数值。例如假定温度为零度时的工质内能 $u_0 = 0$, 而其他任意温度 T 时的内能值则为

$$u_T = \int_1^T c_V(T) dT \quad (1-7)$$

四、外 功

在热力过程中，气体膨胀，推动外界物体而做功，如在气缸内气体膨胀，推动活塞而做功，称为膨胀功。反之气体被压缩时，外界对气体做功称为压缩功。按照一般功的定义，即作用力乘位移，1kg工质容积膨胀 dv ，对外所做的功可表示为

$$dW = p dv \quad (1-8)$$

容积膨胀从 v_1 到 v_2 ，单位工质对外所做功可表示为上式的积分：

$$W = \int_{v_1}^{v_2} p dv \quad (1-9)$$

如压力 p 不变，则得

$$W = p(v_2 - v_1)$$

如容积 v 不变，则得

$$W = 0$$

外功有正负之分，通常取定工质对外界所做功为正，外界对工质所做功为负。

五、工质的焓

焓的定义，可按公式表示为

$$h = u + pv \quad \text{J/kg} \quad (1-10)$$

式中： u ——内能， pv 可看作压力势能。

因为 $u = u(T)$ 和 $pv = RT$ ，代入上式可得

$$h = u(T) + RT = h(T) \quad (1-11)$$

由此可知，理想气体的焓，也是温度 T 的单值函数。

用上面曾举过的另一个例子，对没有张力的气球加热，其中1kg气体温度从 T_1 到 T_2 ，保持压力与外界一致，比容从 v_1 到 v_2 。加热量为

$$q_p = \int_{T_1}^{T_2} c_p(T) dT = c_p(T_2 - T_1) \quad \text{J/kg} \quad (1-12)$$

式中： c_p ——平均定压比热容。

在这个加热过程中，在定压下容积膨胀，对外界做了功。因此，加给工质的热量除了增加气体的内能之外，还对外做了功，公式(1-12)还可表示为

$$\begin{aligned} q_p &= c_V(T_2 - T_1) + p(v_2 - v_1) = c_V(T_2 - T_1) + R(T_2 - T_1) \\ &= (c_V + R)(T_2 - T_1) = \Delta h \end{aligned} \quad (1-13)$$

类似于内能，我们可以知道 $\Delta h = c_p(T_2 - T_1)$ ，焓也是气体的属性，与热力过程无关。

此外，还可以通过公式(1-12)和(1-13)推导得

$$c_p = c_V + R$$

或

$$c_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R \quad (1-14)$$

$$\Delta u = q - \Delta W$$

六、热力学第一定律

热力学第一定律是体系中能量守恒和转换定律在热力学中的应用。具体地说是热量、内能和机械能之间的相互转换和守恒的关系。它是我们研究热机的理论基础。

当1kg气体处于静止状态时，对它加入一微元的热量 dq ，这将转换为气体内能的增加 du 和气体膨胀对外所做的功 $p dv$ 。它们之间的关系表示为

$$dq = du + p dv \quad (1-15)$$

这就是静止气体的热力学第一定律的解析式。由于

$$h = u + p v$$

则得解析式的另一种形式

$$dq = dh - v dp \quad (1-16)$$

积分上式，得

$$q = h_2 - h_1 - \int_{p_1}^{p_2} v dp = c_p (T_2 - T_1) - \int_{p_1}^{p_2} v dp$$

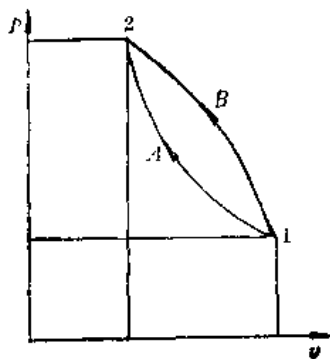


图 1-1 $p-v$ 图上任意过程的表示

上述方程，如果用 $p-v$ 图表示，如图1-1所示。气体工质从状态1到状态2，不论过程的路线如何， Δu 和 Δh 都是一定的。所以，我们把内能 u 、焓 h 和温度 T 、压力 p 、比容 v 一起都称为状态参数。状态参数的特点是：它们的变化仅与过程的始点和终点有关，而与过程的路径无关。与此相对应的是过程参数，其特点是：它们的变化不仅与过程的始点和终点有关，而且还与过程的路径有关。例如功 W 和热量 q 就是过程参数。从图1-1，并结合公式 (1-15) 和 (1-16)，可以看出，沿着路径

A 或 B ，功 $\int_1^2 p dv$ 或 $\int_1^2 v dp$ 是不同的，因而加热量 q 也

是不同的。

七、热力过程

气体从某一状态变化到另一状态，中间经历着状态参数连续变化的过程，叫做热力过程。

1. 定容过程

气体在容积保持不变的条件下所经历的热力过程，叫做定容过程。

过程方程可表示为

$$v = \text{常数}$$

气体状态参数间的关系可表示为

$$p_2/p_1 = T_2/T_1$$

能量转换关系

$$W = 0$$

则

$$q = \Delta u = c_v (T_2 - T_1)$$

在定容加热过程中，加给气体的热量，全部用来增加气体的内能。反之，在定容放热过程中，气体向外放出的热量，恰恰等于气体内能的减少量。

2. 定压过程

气体在压力保持不变的条件下所经历的热力过程，叫做定压过程。

过程方程可表示为

$$p = \text{常数}$$

气体状态参数间的关系可表示为

$$v_2/v_1 = T_2/T_1$$

能量转换关系

$$\Delta u = c_v(T_2 - T_1)$$

$$W = p(v_2 - v_1) = R(T_2 - T_1)$$

$$q = \Delta u + W = c_p(T_2 - T_1)$$

在定压加热过程中，加给气体的热量除了增加气体的内能之外，还对外做了功，且两者有一定的比例。

3. 定温过程

气体在保持温度不变的条件下所经历的热力过程，叫做定温过程。

过程方程可表示为

$$T = \text{常数}$$

气体状态参数间的关系可表示为

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{v_1}{v_2}$$

能量转换关系

$$\Delta u = 0$$

$$q = W$$

$$W = \int_{v_1}^{v_2} p dv = p_1 v_1 \ln \frac{v_2}{v_1}$$

在定温加热过程中，加给气体的热量全部用于对外做功，气体的内能不变。

4. 绝热过程

气体在与外界没有热交换的条件下所经历的热力过程，叫做绝热过程。

过程方程可表示为

$$q = 0$$

即

$$c_v dT + p dv = 0$$

代入状态方程 (1-1) 和 (1-14)，整理后得

$$\frac{dp}{p} + \gamma \frac{dv}{v} = 0$$

积分得气体状态参数间的关系，可表示为

$$pv^\gamma = \text{常数}$$

或

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{v_1}{v_2} \right)^\gamma = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1-17)$$

式中： γ 就是公式(1-4)所表示的比热容比，通常也叫绝热指数。

能量转换关系

$$W = -\Delta u = c_v(T_1 - T_2) = \frac{R}{\gamma - 1} (T_1 - T_2) = \frac{RT_1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (1-18)$$

上面四个过程在 $p-v$ 图上的表示如图1-2所示。如果初始状态1是共同的，压缩或膨胀沿着各自不同的过程将到达不同的终点状态。

5. 过程的不可逆性和多变过程

若有某种热力过程，既可以正向进行，也可以逆向进行，在逆向过程中，不仅气体所经历的全部状态都与正向过程中所经历过的相同，最后能回到起始状态，而且参与这个变化过程的物体也都恢复到最初的状态，没有引起其他任何变化。则这种热力过程叫做可逆过程。否则，就叫做不可逆过程。

可逆过程必须是：在气体工质内部的压力和温度始终保持均匀一致，且没有摩擦，其中包括气体内部的摩擦、气体和机件之间的摩擦，以及机件与机件之间的摩擦。

如果我们实现了某种过程，在这一过程中，始终保持气体工质的压力和温度均匀一致的变化，与外界没有热量交换，摩擦所产生的热加入到气体工质本身。这种过程通常叫做不可逆绝热过程，它的特点是没有外热，但有摩擦所产生的“内热”。与此相反，既没有外热，也不产生“内热”的过程，就叫做可逆绝热过程，也就是上面一节中提到的绝热过程。

不可逆绝热过程是一种多变过程。但有时把多变过程这名称作为所有过程的总称，气体状态参数间的关系可表示为

$$pv^n = \text{常数}$$

或

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{v_1}{v_2} \right)^n = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{n}{n-1}}$$

式中： n 为多变指数。对于上述四个特定的热力过程，多变指数值是：

定压过程 $n = 0$ ，过程方程为 $p = \text{常数}$ ；

定容过程 $n = \infty$ ，过程方程为 $v = \text{常数}$ ；

定温过程 $n = 1$ ，过程方程为 $T = \text{常数}$ ；

绝热过程 $n = \gamma$ ，过程方程为 $pv^\gamma = \text{常数}$ 。

不可逆绝热过程，压缩时 $n > \gamma$ ，膨胀时， $1 < n < \gamma$ 。

多变功的表达式

$$W_n = \frac{R}{n-1} (T_1 - T_2) = \frac{RT_1}{n-1} \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{v_2}{v_1} \right)^{n-1}} \right] = \frac{RT_1}{n-1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] \quad (1-19)$$

从上述的公式中，看不出不可逆性“内热”的特点，所以，从图1-3上反映，从状态1压缩到同样的比容，与可逆绝热过程相比，只增加了面积122'1所表示的压缩功，而膨胀到同样的比容，与可逆绝热过程相比，反而增加了面积13'31所表示的输出功，这似乎是摩擦的存在反而对功的输出是有利的。其实这是误解。这是因为摩擦而消耗的一部分机械功没有在公式或 $p-v$ 图中直接反映出来。实际上在多变压缩过程中，外界对气体所做的功应当是

$$W = W_n + q_{in} \quad (1-20)$$

式中： q_{in} 表示摩擦所消耗的机械能。实际上，在多变膨胀过程中，气体工质向外界输出的功应当是

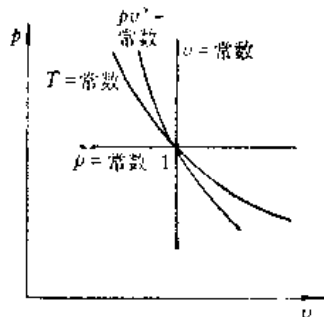


图 1-2 p - v 图上四个过程表示

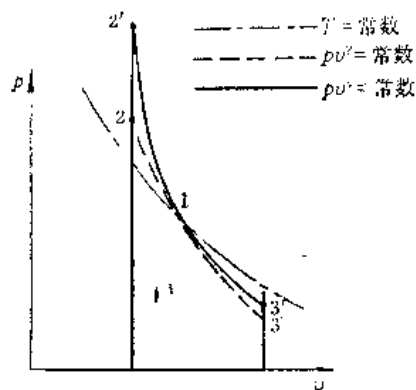


图 1-3 p - v 图上多变过程功的表示

$$W = W_n - q_{in} \quad (1-21)$$

这表示由于摩擦损失，减少了机械能的输出。

第二节 热力学第二定律

一、气体工质的熵

熵是一个很抽象的热力学参数，它的定义可用如下公式表示

$$ds = \frac{dq}{T} \quad \text{J/kg} \cdot \text{K} \quad (1-22)$$

对于可逆过程，因为只有外热， $dq = du + p dv$ ，代入上式，得

$$ds = c_v \frac{dT}{T} + R \frac{dv}{v}$$

从状态 1 到状态 2，积分上式，得熵的增量

$$\left. \begin{aligned} \Delta s &= c_v \ln \frac{T_2}{T_1} + R \ln \frac{v_2}{v_1} \\ &= c_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{p_2}{p_1} \\ &= c_p \ln \frac{v_2}{v_1} + c_v \ln \frac{p_2}{p_1} \end{aligned} \right\} \quad (1-23)$$

从上式得知，熵的增量 Δs 只取决于始点和终点的状态参数，而与过程的路径无关。由此可知，熵也是一个状态参数。可表示为任意两个其他状态参数的函数，如

$$s = s(p, T) \quad (1-24)$$

熵既是一个状态参数，我们就可以按照熵的定义计算可逆过程中与外界交换的热量。

$$dq = T ds \quad \text{J/kg}$$

此式表示， dq 和 ds 同号，加热则熵增加，放热则熵减少。

从状态 1 到状态 2，积分后，可得

$$q = \int_{s_1}^{s_2} T ds \quad (1-25)$$

通过上式可作出温熵 ($T-s$) 图, 如图1-4所示。从状态1到状态2, 经过程线 $T=T(s)$, 这时候 $ds>0$, 所以 q 为正, 积分的面积 $1a22'1'$ 即为加热量; 从状态2到状态1, 经另一过程线 $T=T'(s)$, 这时候 $ds<0$, 所以 q 为负, 积分的面积 $2b11'2'$ 即为放热量。

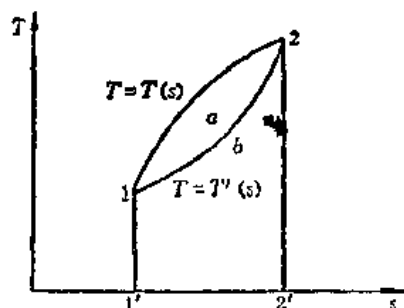


图 1-4 $T-s$ 图上任意循环表示

如果过程是不可逆的, 定义式 (1-22) 中的 dq 应当包括 dq_{in} , 即除了与外界交换的热量之外, 还包括摩擦损耗后仍加给气体的热量。热量的计算仍可按式 (1-25) 进行。但必须指出, 这时候的热量 q 在数值上要大于仅与外界交换的热量。只有当在可逆过程下, 以过程线包围的面积 $1'1a22'1'$ 所代表的热量 q 才表示外热。

二、热力学第二定律

热力学第二定律是人们从实践中总结出来的客观规律。但是, 人们各自观察的对象不同, 看到的现象也不同, 因而对热力学第二定律的说法或表达的形式也不同。必须强调指出, 尽管说法不同, 但并不影响热力学第二定律概念的一致性, 因为不同的说法, 都是等价的, 这就是说由一种说法可以推论出另一种说法。

热力学第二定律的说法之一是: 自然界中凡是有关热现象的自发过程都是不可逆的。

例如一个容器被对分成两个部分, 1kg 质量的气体占有容器的一半容积, 另一半是真空。当抽掉隔板之后, 气体必然会自发地占有整个容器。如果外界不给予任何条件, 气体是不会自发地回到原来的状态, 使自己占有一半容积, 留一半保持真空。这就是自发过程的不可逆性。

从这个例子, 我们发现, 在抽开隔板之后熵是增加的, 增量为

$$\Delta s = c_p \ln \frac{v_2}{v_1} + c_v \ln \frac{p_2}{p_1} = (c_p - c_v) \ln 2$$

因为 $c_p > c_v$, 所以 Δs 为正。

热力学第二定律的说法之二是: 如果不消耗外功, 热不可能从温度较低的物体自发地传到温度较高的物体。

例如两个温度不同的物体彼此接触, 热会从温度较高的物体自发地传给温度较低的物体, 这是一种自发过程。反之, 热决不会从温度较低的物体自发地传到温度较高的物体。

从这个例子中, 我们也发现, 热从高温物体传到低温物体, 整个系统的熵也是增加的。高温物体的熵的增量

$$\Delta s_1 = \int \frac{dq_1}{T_1}$$

因为对高温物体而言是放热, dq_1 为负, 则 Δs_1 为负。低温物体的熵的增量

$$\Delta s_2 = \int \frac{dq_2}{T_2}$$

因为对低温物体而言是吸热, dq_2 为正, 则 Δs_2 为正。又因为 $|dq_1| = |dq_2| = dq$, 则系统熵的变化, 即两个物体的熵变的代数 sum 为

$$\Delta s = \int \left(\frac{1}{T_2} - \frac{1}{T_1} \right) dq$$

而 $T_1 > T_2$, 所以 $\Delta s > 0$ 。

热力学第二定律的说法之一是：要制成第二类永动机是不可能的。所谓第二类永动机是指只有单一热源的发动机。

一种发动机从单一的热源吸取热量，全部变为功输出，这就意味着热源的熵减少，工质的熵不变，则作为孤立系统的熵是减少的。第二类永动机不可能实现，换言之，也就是孤立系统的熵是不可能减少的。

热力学第二定律还有其他不同的说法，仅就上面的几种说法，我们就可以归纳出，自发的热力学过程总是沿着熵增加的方向进行。这也就是热力学第二定律的另一种说法，即孤立系统熵增原理。这一原理被广泛地用于发动机的热力过程和循环，用以说明热力过程不可逆性的本质。

三、 $T-s$ 图和 $h-s$ 图

焓和熵都是气体的状态参数，所以不论是温-熵或焓-熵，只要有两个参数一定，气体的状态就确定了。与 $p-v$ 图一样，同样可作出热力过程变化的 $T-s$ 图或 $h-s$ 图。

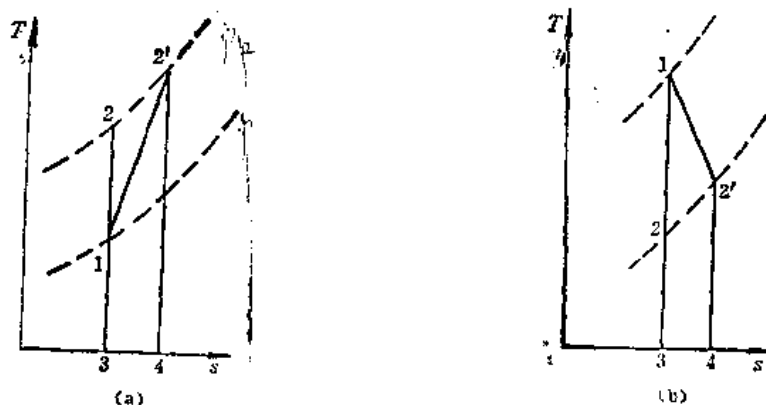


图 1-5 $T-s$ 图上压缩和膨胀过程的表示

如图1-5所示，为 $T-s$ 图。图上的虚线表示定压线。(a)图上表示的从状态1到状态2为可逆的绝热压缩过程，压力从 p_1 到 p_2 ，对于流动的气体工质，假定从状态1到状态2流速不变，外界所消耗的功则增加了气体的焓，为 $c_p(T_2 - T_1)$ 。可逆绝热意味着与外界没有热的交换，同时工质本身在流动中也没有因摩擦而生热，因此熵是不变的，所以也叫等熵压缩过程，这是可逆的，理想的。实际的绝热压缩过程则是不可逆的。气流流速不变，压力同样是从 p_1 到 p_2 ，外界对气体工质所做的功使气体增加了焓，为 $c_p(T_2' - T_1)$ 。与外界没有热的交换，但气体本身在流动中有摩擦生热，因此，熵是增加的。

积分的面积 $312'43$ 为摩擦生热，也就是式(1-20)中所表示的 q_{in} 为“内热”，这在 $p-v$ 图上是无法表示的。

由于“内热”的存在，使理想绝热压缩过程变为多变压缩过程，因而增加了压缩功，而

积122'1所表示的就是与理想压缩功 $c_p(T_2 - T_1)$ 相比新增加的部分。

综合上面两项,在 $T-s$ 图上表示损失的是面积322'43。

通常用压缩效率来表示上述两项损失的情况,对于压气机来说,如果略去平均定压比热 c_p 微小的差别,它的压缩效率可表示为

$$\eta_K = \frac{T_2 - T_1}{T_2' - T_1} \quad (1-26)$$

式中: T_1 ——压缩前的气体温度, K;

T_2 ——等熵压缩后的气体温度, K;

T_2' ——实际压缩后的气体温度, K;

η_K ——压缩效率,为等熵压缩功与实际压缩功之比。

图1-5 (b) 所表示的是膨胀过程。从状态1到状态2为可逆的绝热膨胀过程,假定气流流速不变,压力从 p_1 到 p_2 ,对于流动的气体工质,向外界输出的功为气体焓的减少 $c_p(T_1 - T_2)$ 。同样是没有“外热”和“内热”,熵不变,所以也叫等熵膨胀过程,是可逆的或理想的过程。实际的绝热膨胀过程则是不可逆的。压力同样是从 p_1 到 p_2 ,气体工质对外界做功使气体的焓减少,为 $c_p(T_1 - T_2')$ 。与外界没有热交换,但气体本身在流动中有摩擦生热,因此熵也是增加的。

积分的面积312'43为摩擦生热,也就是式(1-21)中所表示的 q_{in} 为“内热”。同样,在 $p-v$ 图上也无法表示。

由于“内热”的存在,使理想绝热膨胀过程变为多变膨胀过程,在相对应的压力下,温度要高于理想绝热膨胀过程,使膨胀功有所增加。面积12'21所表示的就是因此而增加的部分。

综合上面两项,在 $T-s$ 图上表示损失的面积为322'43。

通常用膨胀效率来表示上述两项损失的情况,对于涡轮来说,如果略去平均定压比热容微小的差别,它的膨胀效率可表示为

$$\eta_P = \frac{T_1 - T_1'}{T_1 - T_2} \quad (1-27)$$

式中: T_1 ——膨胀前气体温度;

T_2 ——等熵膨胀后气体温度;

T_1' ——实际膨胀后气体温度;

η_P ——膨胀效率,为实际膨胀功与等熵膨胀功之比。

通过上述对压缩和膨胀过程的实例的分析,可以看到用 $T-s$ 图比用 $p-v$ 图能较好地说明过程的实质和量的关系。

但在前面已经指出,工质一定,定压比热容 c_p 是温度的单值函数。为方便起见,一般都采用 $h-s$ 图,则能更好地反映能量转换的实质,如图1-6所示。图(a)和(b)分别表示压缩过程和膨胀过程。

线段A——等熵的压缩功或膨胀功;

线段B——压缩过程或膨胀过程的损失;

线段C——实际的压缩功或膨胀功。

则压缩效率 $\eta_K = A/C$, 膨胀效率 $\eta_P = C/A$ 。

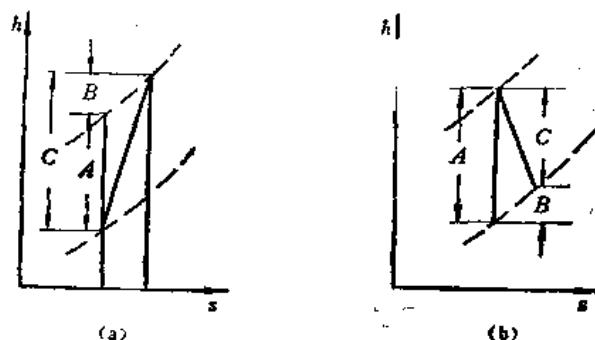


图 1-6 $h-s$ 图上压缩和膨胀功的表示

四、循环和循环效率

热机是一种连续不断地把热能转换为机械能的动力装置。

获得机械能的过程是通过气体膨胀，但是，膨胀是有限度的，只有当气体膨胀到极限之后，又能回到膨胀前的初始状态，才能作再一次的膨胀，获得机械能。这样周而复始，人们才有可能连续不断地获得机械能。如图1-7所示，是一个理想的定温加热循环，被称为卡诺循环。可任意确定一点，例如A为循环的初始点，从A到B，是一个定温加热膨胀过程，而且加入的热量（设加热量为 q_1 ）全部变为功。从B到C，是一个等熵膨胀过程。这两个过程工质都是向外输出功的。从C到D，是一个定温放热压缩过程，外界对气体所做的功都成为热量放出（设放热量为 q_2 ），从D到A，是一个等熵压缩过程，也是外界对气体做功。

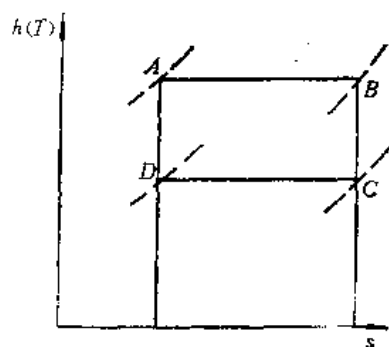


图 1-7 $h-s$ 图上定温加热循环的表示

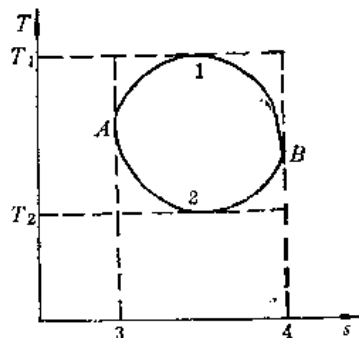


图 1-8 $T-s$ 图上任意理想循环

因为等熵膨胀和等熵压缩，在上述特例中功的大小相等，而符号相反。从循环的角度来计算，则是相互抵消的。实际上，向外输出的功，应当是

$$W = q_1 - q_2$$

如果是 $T-s$ 图，则面积ABCD就表示循环所输出的外功。

从图1-7上，我们可以明白，从C到D的定温放热过程是免不了的。换言之，放热量 q_2 是免不了的。如果没有 q_2 ，就意味着第二类永动机的存在。显然，这是违反热力学第二定律的。

理想定温循环的热效率可表示为

$$\eta_1 = \frac{W}{q_1} = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = 1 - \frac{T_2}{T_1} \quad (1-28)$$

要求定温循环的热效率等于1是不可能的。但提高热效率的途径是存在的,即提高热源温度 T_1 或降低冷源温度 T_2 。

任何热机的理想热力循环都必然要遵循热力学第二定律,都存在有小于1的理想循环的热效率。如图1-8所示,是一个任意的理想热力循环,它的热效率即为两块面积之比

$$\eta_i = \frac{\text{面积} A1B2A}{\text{面积} A1B43A}$$

这里还可指出,在热源温度 T_1 和冷源温度 T_2 与其他任一循环相同的条件下,卡诺循环的热效率是最高的。但实现定温过程,在实践中是有困难的,所以卡诺循环只有理论上的价值,没有实际应用的可能性。

不同类型的热机,如活塞式柴油机、活塞式汽油机、燃气轮机和蒸气轮机等,都有它们由不同过程组成的理想循环,因而也有它们不同的理想循环热效率的表达式。除了燃气轮机的热效率在下一章还要讨论外,其他热机的问题,在此就从略了。

能源的合理利用是一个大问题,一定的热量,人们总希望能更有效地利用它,换言之,即希望获得更多的机械能。

首先是什么样的热机或者说什么样的理想循环能获得高效率。这个问题往往不是我们讨论的中心,因为我们不可能也没有必要漫无边际地去讨论各种不同的热机,何况从理想循环热效率的表达式来看问题,也不是选择热机的唯一准则。例如有的热机虽然效率高,但过于笨重,也不宜于作为航空动力装置;又如不同的燃料也限制了对热机选择的自由度。

其次,一定的热机,都有一定的理想循环,且有它理想循环的热效率的一定表达式(如公式(1-28)所表示的是定温加热循环热效率的表达式)。不论哪种类型的热机,提高理想循环的热效率,总是人们在发展该类热机中努力提高其性能的主要方面。

第三,理想循环是由各个可逆过程组成的。但我们知道,可逆过程是实现不了的,正如前面所讨论的,实际的绝热压缩或膨胀都不是等熵的,这就意味着机械能的损失,这就要减少循环功的输出。所以,为了提高实际循环的热效率,就应该设计好为完成各个过程所必须的各部件,使循环的各个过程尽可能接近理想的可逆过程。这也是人们为提高热机性能而努力的另一个重要方面。

第三节 气体动力学的基本方程

在燃气轮机中,工质气体沿各部件连续地流动。这种发动机不同于活塞式发动机,它在稳定工作情况下,气体流过各部件,可认为是定常的,即在一定的位置上,气流的压力、温度和速度等参数不随时间而变化。

当气体的压力和温度变化时,其密度相应地发生变化,这是气体固有的属性,即可压缩性。工质气体沿各部件连续地流动,气体的密度也是不断地变化着。所以,一般不可忽视压缩性。只有当气体在某些部件中流动的速度比较低,气流速度的变化所引起的气流密度的变化很小时,才可以把气体当作不可压缩流体来处理。而当气体以高速度流动时,压缩性的影响就不可忽视,否则就将导致较大的误差。

对于燃气轮机,气流沿各截面的流动,在总体分析和计算中,往往是假定各截面上的气流参数均匀分布,即沿径向或周向是不变的,把它作为一元管内流动来处理,并以截面参数

的平均值作为该截面的参数。

一、连续方程

连续方程是质量守恒定律在气体流动中的应用。

在定常流中，取一由流线组成的周界封闭流管或一段实际的固体壁面结构的管道，如图1-9所示。可得连续方程式如下：

$$\rho_1 A_1 v_1 = \rho_2 A_2 v_2 = q_m \quad (1-29)$$

式中： A_1, A_2 ——管道的横截面积；

ρ_1, ρ_2 ——管道横截面上的质量密度；

v_1, v_2 ——垂直于管道横截面上的气流速度；

q_m ——单位时间通过该管道任一截面上的质量流量。

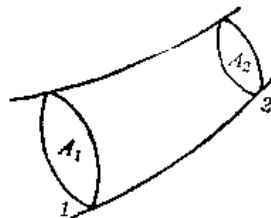


图 1-9 推导连续方程用图

对于不可压流， $\rho_1 = \rho_2$ ，则得

$$A_1 v_1 = A_2 v_2 \quad (1-30)$$

二、能量方程

热力学第一定律，如公式(1-15)所示，是能量守恒和转换定律的表达形式之一，适用于静止气体。下面将写出适合于流动气体的能量守恒和转换定律的表达式。

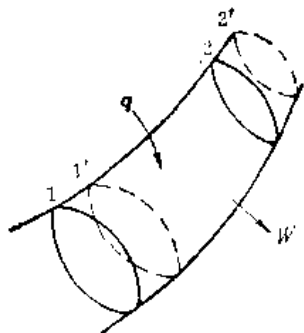


图 1-10 推导能量方程用图

如图1-10所示，取定一段1-2管道中的气体，经时间 dt ，气流从1-2位置移到1'-2'。外界对每千克质量的气体加入热量为 q ，每千克质量的气体对外界输出的功为 W 。在 dt 时间内，加入的热量和输出的功分别可表为

$$q dm \text{ 和 } W dm$$

其中 dm 表示在 dt 时间内通过任一横截面的质量，

$$dm = v A \rho dt$$

在一般情况下，流动气体所含有的能量是动能和内能，经 dt 时间，在进口和出口截面上的变化之差，可分别表示为

$$dm \left(\frac{v_2^2}{2} - \frac{v_1^2}{2} \right) \text{ 和 } dm(u_2 - u_1)$$

这里，还应当注意到，截面1之前的气体对管道中气体做功，而管道中的气体对其后面的气体做功，两者之差为

$$p_2 v_2 A_2 dt - p_1 v_1 A_1 dt$$

对于气体来说，当高度变化不大时，可以略去重力位能的变化，根据能量守恒，对每千克气体，则得

$$q = u_2 - u_1 + \frac{v_2^2}{2} - \frac{v_1^2}{2} + \frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1} + W$$

或

$$q + u_1 + \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{v_1^2}{2} = u_2 + \frac{p_2}{\rho_2} + \frac{v_2^2}{2} + W$$

$$\text{或} \quad q + h_1 + \frac{v_1^2}{2} = h_2 + \frac{v_2^2}{2} + W \quad (1-31)$$

这就是热焓形式的能量方程，简称热焓方程。

若 $q = W = 0$ ，则得

$$h_1 + \frac{v_1^2}{2} = h_2 + \frac{v_2^2}{2}$$

$$\text{或} \quad c_p T + \frac{v^2}{2} = \text{常数} \quad (1-32)$$

上式说明，气体沿管道作绝热流动，且没有功的交换时，气体的焓与动能之和的值是不变的。

但必须指出，公式（1-32）所适合的条件是与外界没有热和功的交换，至于在流动中由摩擦所生的热，不论其存在与否，公式照样适用。因为摩擦损耗的功必完全转变为热，而这部分热仍然留在气流里，并不破坏上述公式的平衡关系。

三、伯努利方程

伯努利方程是用机械能表达的能量方程，它把气体的压力、速度和密度联系在一起，反映了气体在流动中机械能转换的关系。

当管道的两个截面无限接近时，对于公式（1-31）我们还可以改写成

$$dq = dh + \frac{1}{2} dv^2 + dW \quad (1-33)$$

对于截面1-1和2-2之间所划定的一段气体，如果采用与气体一起运动的动坐标系，气体就是相对静止的，因而适用热力学第一定律。即

$$dq + dq_{in} = du + p d\frac{1}{\rho} \quad (1-34)$$

式中： dq ——外界加给气体的热量；

dq_{in} ——摩擦而产生的内热，它与摩擦功的消耗是一致的，即 $dq_{in} = dW_f$ ；

$$\text{又由于} \quad dh = du + d\left(p \frac{1}{\rho}\right) = du + p d\frac{1}{\rho} + \frac{1}{\rho} dp,$$

与公式（1-34）一起代入公式（1-33），得

$$\frac{dp}{\rho} + d\left(\frac{v^2}{2}\right) + dW + dW_f = 0$$

积分可得

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{1}{2}(v_2^2 - v_1^2) + W + W_f = 0 \quad (1-35)$$

式中左边第一项，表示气体工质压力位能的变化，它与过程有关，反映了外热和内热的影响。

在管道中流动，当与外界没有功和热的交换，且为等熵过程，即 $W_f = 0$ ， $p\rho^{-\gamma} = \text{常数}$ 时，可得

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} RT_1 \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} = 0 \quad (1-36)$$

如果气体流动速度较低, 可忽略气体密度的变化, 则有

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} = \frac{p_2}{\rho} - \frac{p_1}{\rho}$$

公式 (1-35) 可表示为

$$\left(\frac{p_2}{\rho} - \frac{p_1}{\rho} \right) + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} + W + W_f = 0$$

如果是等熵的绝热过程, 且 $W = 0$, 则得

$$p_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} = p_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} = \text{常数} \quad (1-37)$$

这就是等熵不可压流的伯努利方程。

必须强调指出, 公式 (1-36) 或 (1-37) 不同于热焓方程 (1-32), 它们只能用于理想的等熵流动。

四、音速和马赫数

声波是一种由交替的压缩波和膨胀波所组成的微弱扰动波, 它在各种介质中传播的速度是不同的。经推导, 声波在气体中的传播速度 c 可用下式表示

$$c = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}$$

c 就叫做音速。由于声波在传播中的微弱压力变化过程非常接近于等熵过程, 即符合公式 $p\rho^{-\gamma} = \text{常数}$, 所以上式可表示为

$$c = \sqrt{\gamma RT}$$

式中: γ ——气体的比热比;

R ——气体常数;

T ——气体的绝对温度。

通常, 人们把气体的流动速度 v 与当地音速 c 的比值称为马赫数或 M 数, 以 M 表示。

$$M = \frac{v}{c}$$

当 $M > 1$ 时, $v > c$, 称为超音速流动;

当 $M < 1$ 时, $v < c$, 称为亚音速流动;

当 M 在 1 附近, 有时也叫跨音速流动。

五、气流的滞止参数和气动函数

从公式 (1-32) 和 (1-37) 可以看出, 气流的速度动能与热焓或气流的压力位能之间是可以转换的。气流速度加大时, 必然引起热焓的降低和气体压力位能的减小。反之, 气流速度减小时, 热焓增大和气体压力位能增加。当气流速度按等熵过程完全滞止到零时, 气流的动能就会全部转变为热焓, 这时的焓, 我们称为滞止焓, 或称为总焓, 表示为

$$h^* = c_p T + \frac{v^2}{2} \quad (1-38)$$

相应的有滞止温度, 或称为总温, 表示为

$$c_p T^* = c_p T + \frac{v^2}{2}$$

即

$$T^* = T + \frac{v^2}{2c_p} \quad (1-39)$$

因为 $c_p = \frac{R\gamma}{\gamma-1}$ 和 $c = \sqrt{\gamma RT}$, 则得

$$\frac{T^*}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{v^2}{c^2}$$

或

$$\frac{T^*}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (1-40)$$

因为滞止过程是一个假想的等熵过程, 所以满足等熵过程的参数关系, 从式 (1-40) 得

$$\frac{p^*}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1-41)$$

$$\frac{\rho^*}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (1-42)$$

式中: p^* ——滞止压力或称为总压;

ρ^* ——滞止密度或称为总密度。

从公式 (1-40), (1-41) 和 (1-42) 得知, 对于一定的气流, 总参数与静参数之比仅是 M 数的函数, 而且当气流沿管道作绝能等熵流动时, 各截面上气流的参数总焓、总温、总压和总密度都是不变化的。

从公式 (1-39) 看出, 速度 v 上升时, 温度 T 下降, 且音速 c 也下降, 当 v 上升到某一数值, 这时候恰好等于当地音速 c , 即 $M^2 = 1$ 。音速 c 随当地温度 T 而变化, 而当 $v = c$ 的时候的音速 c , 具有特殊的意义, 称为临界音速, 表示为 c_{cr} , 该截面被称为临界截面, 在流管中, 它是最小截面, 所以也被称为喉道。

在任意截面上取速度系数 λ , 表示为

$$\lambda = \frac{v}{c_{cr}} \quad (1-43)$$

λ 与 M 数有不同的意义, 但在它们之间有单值的关系,

$$M^2 = \frac{v^2}{c^2} = \frac{v^2}{c_{cr}^2} \cdot \frac{c_{cr}^2}{c^2} = \lambda^2 \frac{c_{cr}^2}{c^2}$$

而 $c^2 = \gamma RT$, $c_{cr}^2 = \frac{2}{\gamma+1} \gamma RT^*$, 整理后得

$$\lambda^2 = \frac{\frac{\gamma+1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \quad (1-44)$$

或

$$M^2 = \frac{\frac{2}{\gamma+1} \lambda^2}{1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2} \quad (1-45)$$

公式 (1-40), (1-41) 和 (1-42), 也可变换成

$$\tau(\lambda) = \frac{T}{T^*} = \left[1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2 \right] \quad (1-46)$$

$$\pi(\lambda) = \frac{p}{p^*} = \left[1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1-47)$$

$$\varepsilon(\lambda) = \frac{\rho}{\rho^*} = \left[1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (1-48)$$

式中: $\tau(\lambda)$, $\pi(\lambda)$ 和 $\varepsilon(\lambda)$ 为三个气动函数。

此外, 我们在分析发动机部件或各部件共同工作时, 经常用到密流函数。

气体的质量流量公式为

$$q_m = \rho v A \quad \text{kg/s}$$

式中:

$$\rho = \rho^* \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$v = \lambda c_{cr} = \lambda \sqrt{\frac{2}{\gamma+1} \gamma R T^*}$$

密流函数的定义可表示为

$$q(\lambda) = \frac{\rho v}{(\rho v)_{cr}} = \frac{A_{cr}}{A} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \lambda \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (1-49)$$

从上式看出, $q(\lambda)$ 为管道任意处 (面积为 A) 的密流与管道临界截面 (也不论是否存在) 处密流之比。也就是管道的喉道截面积与任意处截面积之比。密流函数可由已知的速度系数 λ 直接算出, 或从发动机专业气体动力学书上的气动函数表查出。

应用密流函数, 可推导流量公式的另一形式

$$q_m = K \frac{p^* A q(\lambda)}{\sqrt{T^*}} \quad (1-50)$$

式中: K —— 常数。

$$K = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \left(\frac{\text{kg} \cdot \text{K}}{\text{J}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (1-51)$$

对于空气 K 可取 0.04042, 对于燃气可取 0.03968。

在燃气轮机的设计计算中, 人们喜欢用总参数, 这会带来许多方便, 同样, 流量的计算也常采用式 (1-50)。在达到音速的截面上, 即为临界截面, 这时候 $q(\lambda) = 1$, 则得

$$q_m = K \frac{p^* A_{cr}}{\sqrt{T^*}} \quad (1-52)$$

或者, 在已知流量 q_m 的条件下, 可按式 (1-50) 计算 $q(\lambda)$ 或气流的 M 数。

六、动量方程

在流动气体中应用牛顿力学第二定律, 它表明作用于气体的外力与气体动量的变化量之间的关系。

动量方程是: 物体的动量在某段时间内沿某一方向的变化量等于在同一段时间内作用在

此物体上沿该方向的外力的合力冲量。经适当变换, 对于定常流, 合力的公式可表示为

$$\vec{F} = q_m (\vec{v}_2 - \vec{v}_1) \quad (1-53)$$

对于喷气发动机, 远前方气流的轴向速度为 v_0 , 即为飞行的速度, 气流经过各部件, 喷管出口的轴向速度为 v_2 , 单位时间流经发动机的流量为 q_m , 则产生推力

$$F = q_m (v_2 - v_0) \quad (1-54)$$

这就是喷气发动机在一定条件下产生推力的最基本的公式和原理。

在叶轮机械中, 如图1-11所示, 按公式 (1-53) 写出切向分量的力的平衡式, 可得

$$F_u = q_m (v_{2u} - v_{1u}) \quad (1-55)$$

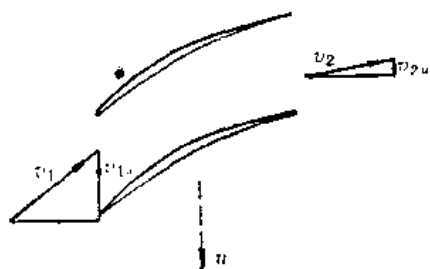


图 1-11 推导动量方程用图

式中: v_{1u} , v_{2u} ——叶片进出口的气流切向分速度;

F_u ——是由于气流经过叶片前后切向分速度的变化, 产生作用在叶片上的切向分力, 如果是动叶片则为克服切向分力以速度 u 运动必须付出功的代价为 $F_u u$, 这就是压气机做功的基本原理。

七、动量矩方程

从理论力学知道, 作用在物体上外力矩的总和, 等于动量矩对时间的变化率, 在柱坐标系中, 可表示为

$$\sum \vec{r} \times \vec{F} = \frac{d}{dt} (\sum \vec{r} \times m \vec{v}) \quad (1-56)$$

式中: $\vec{r}$ ——矢径;
 $\vec{F}$ ——外力矢量;
 m ——体系质量。

如设外力矩为

$$M = \sum \vec{r} \times \vec{F}$$

且

$$\frac{d}{dt} (\sum \vec{r} \times m \vec{v}) = q_m (r_2 v_{2u} - r_1 v_{1u})$$

则得

$$M = q_m (r_2 v_{2u} - r_1 v_{1u})$$

两边乘以角速度 ω , 得外界给予体系的功率为

$$P = \omega M = q_m (u_2 v_{2u} - u_1 v_{1u}) \quad (1-57)$$

从公式 (1-57) 中明显看出在叶轮机械中向气体工质引入功的意义。

八、膨胀波和激波

超音速气流流过向外折转的壁面, 且当下游为低压区时, 都会由于气体膨胀而产生膨胀波。如图1-12所示, 由涡轮叶片型面构成通道, 在通道的最小截面A—A处(被称为喉道)达到音速。而出口的压力比较低, 在喉道之后为超音速区, 气流通过一系列的膨胀波后, 速度

增加，温度降低，压力下降。从图上看，气流的方向发生折转，气流的折转角越大，气体膨胀得越厉害，气流参数的变化量也越大。而气流折转角的大小，则取决于出口的反压，反压越低，则折转角越大。随着反压的提高，膨胀波逐渐消失，直至喉道处也达不到音速。

物体在气流中作相对运动，在物体前方的气体受到压缩，产生无数道微弱的压缩波，以音速向前方传播。当物体相对于气流作超音速运动时，所产生的无数道压缩波就会集中在一起而形成激波，稳定在物体的前方。

如图1-13所示是两个发动机的进气道。所产生的激波与气流的方向相垂直，如图(a)，为正激波；与气流方向的夹角为锐角，如图(b)，为斜激波。激波与来流的夹角 β 的大小取决于波前气流 M 数和气流折转角 θ 。波前气流 M 数减小，或气流折转角增大，一般会引起激波角增大。当 M 数减小到一定程度或气流折转角增大到一定程度时就会出现脱体激波。

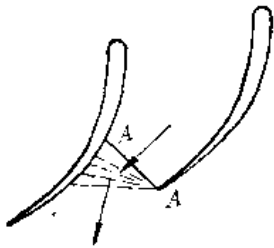


图 1-12 在喉道之后气流的膨胀

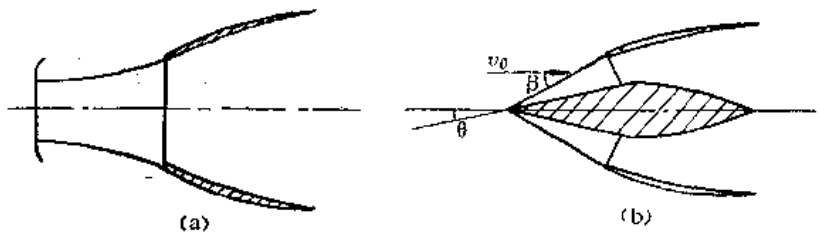


图 1-13 在超音速飞行时发动机前出现的激波

超音速气流通过激波，气流的速度突然减小，压力和密度突然增大，温度突然升高。正激波后气流的速度必定是亚音速，斜激波后气流的速度仍是超音速。激波强度用激波后气体的压力与激波前气体的压力的比值来表示。正激波的强度，只与波前气流的 M 数有关， M 数越大，强度越大，斜激波的强度，则随波前气流 M 数和折转角 θ 而变， M 数和 θ 角越大，强度越大。

超音速气流通过激波是一个非等熵过程，一部分机械能不可逆地转变为热，造成气体总压下降。这就是激波损失，通常用总压恢复系数 σ 来表示激波损失的程度。它与激波强度有关，强度越大，则总压恢复系数越低。

作为预备知识，以上简要地讨论了与后面章节有关的气体力学问题，主要是介绍了一元稳定流动的基本方程。因为本教材主要是分析和介绍航空燃气涡轮发动机的总体性能，不讨论部件的设计计算问题，所以，有关多维流动的问题，在此一概从略。

复 习 题

1. 试述热力学状态参数和过程参数的特点；指明下列热力学参数是状态参数还是过程参数： p , v , T , W , q , u , h , s , c , c_v , c_p 。
2. 试述四个主要热力过程的特点，并写出过程方程、气体状态参数之间的关系以及能量转换的关系。
3. “内热”与过程的不可逆性有什么联系？没有“内热”的过程是否都是可逆的？为什么？
4. 过程的不可逆性与热力学第二定律有什么内在的联系？
5. 等温膨胀过程中加入工质的热量全部做了功，试问这与热力学第二定律有无矛盾之处，为什么？
6. 试述压缩效率和膨胀效率的意义，并用 $h-s$ 图表示功和损失的关系。
7. 理想循环的热效率与热力学第二定律有什么联系？

8. 以热焓形式表示的能量方程 (1-32) 和以机械能形式表示的伯努利方程 (1-37) 在使用上有什么本质的差别?
9. 在与外界没有能量交换的条件下, 气流沿管道流动, 试问总温和总压是否都是不变的参数, 为什么?
10. 试述密流函数 $q(\lambda)$ 的意义, 并推导流量公式 (1-50)。
11. 试用牛顿力学第二定律说明喷气发动机产生推力的基本原理。

第二章 燃气涡轮发动机的工作原理

第一节 涡轮喷气发动机热力循环

航空燃气涡轮发动机有多种类型，将在本章的最后一节中给予介绍。在这里，为了突出重点，也为了便于讨论，以涡轮喷气发动机为代表，介绍它们的热力循环等问题。

一、理想循环

涡轮喷气发动机的理想循环，如图2-1所示，由如下四个过程组成：

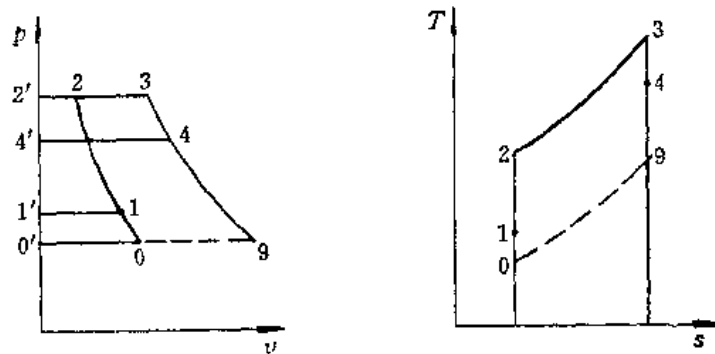


图 2-1 涡轮喷气发动机的理想热力循环

1. 0-2 等熵压缩过程

完成此过程的部件是进气道和压气机。其中0-1为速度冲压。在图中0点表示外界大气条件，我们可把工质具有的动能也当作外功，加入到工质，使其压力提高，到达1点，面积011'0'0表示进气动能。1-2为压气机对工质的压缩，总压从1到2，加功量为面积122'1'1。

2. 2-3 定压加热

完成此过程的部件是燃烧室。理想的情况是把燃油在燃烧室内的燃烧视为在定压条件下向工质加热，且工质的性质不变，总温从 T_1^* 到 T_3^* 。

3. 3-9 等熵膨胀

完成此过程的部件是涡轮和喷管。其中3-4表示工质经过涡轮的等熵膨胀，把热能转化为机械能，向压气机输出，因而面积344'2'3在数量上是等于压气机的加功量面积122'1'1，总压从 p_3^* 到 p_4^* 。4-9表示工质在喷管内的等熵完全膨胀，把热能转化为动能，从喷口排出。与进气道类似，这里也可把排气的动能视为向外输出的功。

4. 9-0 定压放热

用虚线表示，在发动机外部完成。由此构成了一个理想的封闭循环。

通过上述理想循环的介绍，我们知道，一台涡轮喷气发动机至少应当由下列五个部件组

成：进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管。如图2-2所示，图中没有进气道，这是因为进气道往往是飞机整体结构的一个部分，不便于在单独的发动机图上表示。

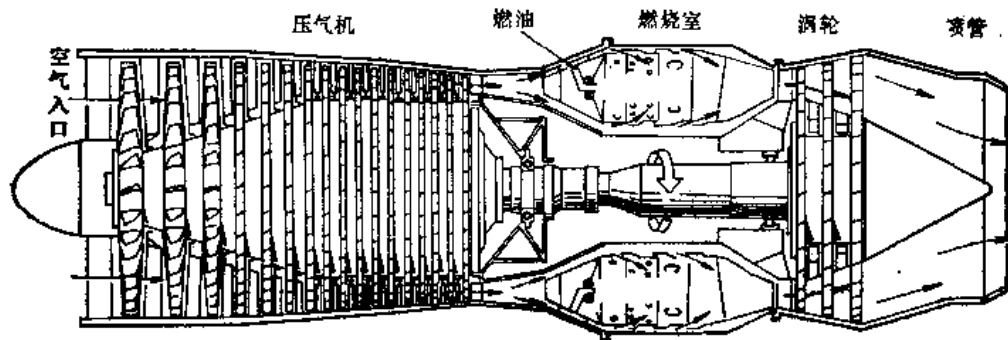


图 2-2 涡轮喷气发动机原理简图

对于1kg工质，循环的加热量

$$q_1 = c_p(T_3^* - T_2^*)$$

循环的放热量

$$q_2 = c_p(T_4 - T_0)$$

循环的功

$$W = q_1 - q_2 \quad (2-1)$$

循环的热效率

$$\eta_t = \frac{W}{q_1} = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (2-2)$$

式中：

$$\pi = p_2^*/p_0$$

如果用机械能的形式表示，则1kg工质的循环功应当是包括进排气的动能在内的总的膨胀功和压缩功之差，即

$$W = W_T + \frac{v_4^2}{2} - W_K - \frac{v_0^2}{2}$$

式中： v_4 ——排气速度；

v_0 ——飞行速度；

W_K 和 W_T ——分别表示压气机的压缩功和涡轮的膨胀功。如两者相等，则得

$$W = \frac{v_4^2 - v_0^2}{2} \quad (2-3)$$

二、实际循环

涡轮喷气发动机的实际循环与理想循环有相当大的差别，主要是在各部件中完成的实际热力过程有各种损失，包括加热过程在内都不是可逆的。此外，在加热的前后工质的成分发生变化。实际循环如图2-3所示。

1. 0-2 压缩过程

无论在进气道内外气流的滞止过程中，还是在压气机中的压缩过程中均有多种流动损

失。因而，压缩过程是多变指数 n 大于 γ 的多变压缩过程。

2. 2-3 加热过程

在燃烧室中因存在流动损失和加热过程的热阻损失，使压力有所下降。喷油燃烧是化学反应，工质的化学成分和流量都会有变化，因而，加热过程也不是定压加热过程。

3. 3-9 膨胀过程

在涡轮和喷管中，燃气膨胀因有多种流动损失，所以也是多变过程。多变指数 n 小于 γ 。必须指出，这时候的 γ 也不同于空气的 γ 。

4. 9-0 定压放热过程

因为是在发动机体外完成的，除了放热本身的热量损失之外，不存在流动损失，所以实际的放热过程与理想循环的放热过程是一致的。

实际循环的工质是变换的，即从发动机排出的燃气不再参加下一个循环做功，所以是一个开口的循环。但这并不影响对发动机循环本质的分析。

循环加热量

$$q_1 = c_p(T_3^* - T_2^*)$$

从图2-3上看出，可用面积2'233'2'表示。

循环放热量

$$q_2 = c_p'(T_9 - T_0)$$

式中： c_p' 表示燃气的比热容。从图上看出，可用面积0'099'0'表示 q_2 。

循环的热效率

$$\eta_t = \frac{q_1 - q_2}{q_1} \quad (2-4)$$

这是实际循环的效率，通常就叫热效率。

实际循环功

$$W = q_1 - q_2 \quad (2-5)$$

从图上可明显地看出，与理想循环不同，在一定的条件下，当 T_3^* 较低时，有可能出现 $q_1 = q_2$ ，即 $\eta_t = 0$ ，循环不做功。

这里应当清楚，在 $T-s$ 图上，循环所包围的面积02390并不表示循环功。

循环功用机械能的形式表示，对于涡轮喷气发动机，与理想循环一样，可得

$$W = \frac{v_3^2 - v_9^2}{2} \quad (2-6)$$

但必须注意到，在同样的总增压比 π 和加热温度 T_3^* 下，实际循环的功要比理想循环的功小得多。

如果暂时不考虑工质在燃烧室中的化学成分的变化和流量的增加，那么实际循环与理想循环在本质上的差别主要就是摩擦和加热所造成的流动损失和热阻损失。在压缩、燃烧和膨胀过程中，除了在燃烧室中的加热引起的热阻损失之外，都是由于摩擦而引起总压的损失，最终使喷管中实际用于膨胀以获得动能的压力下降。所以，提高热效率的一个很重要的方面

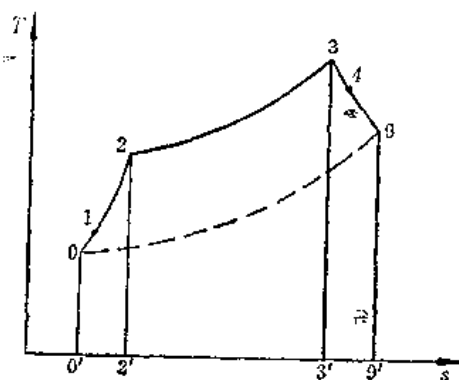


图 2-3 涡轮喷气发动机的实际热力循环

就是要有高效率的部件，这一问题将在下一章中介绍。

第二节 推力的产生

涡轮喷气发动机不同于航空活塞式发动机，它既是热机，又是推进器。作为热机，它把热能转换为机械能，以进出口动能之差表示它的循环功；作为推进器，是因为进出口速度的变化，有动量差，因而产生了推力。当然，产生推力的一般也不只是发动机进出口的动量差。下面让我们全面地观察推力的产生和推导它的计算公式。

严格说，涡轮喷气发动机的推力，应当是发动机提供给飞机，克服飞机前进的阻力或使飞机加速而做功的力，通常把这叫作涡轮喷气发动机的有效推力。例如发动机在机翼下外挂，则发动机的有效推力是扣除短舱阻力之后，通过挂架传给飞机的推力。

如图2-4所示，用虚线围绕，取一控制体。



图 2-4 推导推力公式用图

0-0表示发动机进气道前气流未受扰动处的截面，截面积为 A_0 ，压力为 p_0 ，温度为 T_0 ，即为当地的大气条件。当飞机以飞行速度 v_0 飞行时，也可看作为气流以 v_0 速度流向静止的发动机。01-01为进气道进口截面。从0-0到01-01为一进口的流管。9-9为发动机喷管的出口截面，截面积为 A_9 ，相应的压力和温度为 p_9 和 T_9 ，气流以速度 v_9 排出发动机。从01-01到9-9，虚线表示短舱外壁的气流。

我们把虚线所包围的包括短舱在内的发动机视为一个实体，一股气流从发动机的内部流过，有力的作用，在这同时，外部的气流对发动机短舱也有力的作用。因此，发动机的有效推力 F_{eff} ，应当是这两部分合力在轴向上的投影。推力的符号，取飞行方向为正。于是

$$F_{\text{eff}} = F_{\text{in}} + F_{\text{out}} \quad (2-7)$$

式中： F_{in} 为作用在发动机内表面上各种力的总和在轴线上的投影；

F_{out} 为作用在发动机短舱外表面上的各种力在轴线上的投影之和。

$$F_{\text{out}} = - \int_{\Sigma} p dA - x_f \quad (2-8)$$

式中： $\int_{\Sigma} p dA$ ——作用在发动机短舱01-9上的压力在轴线上的投影；

dA ——发动机短舱表面微元面积在与轴线相垂直的平面上的投影；

x_f ——作用在发动机短舱上的摩擦阻力在轴线上的投影，包括发动机尾部气流稀薄所引起的尾部效应。

因为公式(2-8)中的两项力作用在短舱上与飞行方向相反，为阻力，故取负。

根据动量定理，得

$$q_{m\pi}v_9 - q_mv_0 = p_0A_0 + \int_0^{01} p dA + F_{in} - p_0A_9 \quad (2-9)$$

式中： $q_{m\pi}$ ——发动机出口单位时间内燃气的质量流量；

q_m ——发动机进口单位时间内空气的质量流量；

$\int_0^{01} p dA$ ——在0-01流管上，外部气流对它的作用力在发动机轴线上的投影。

应当注意，这里 F_{in} 是发动机机匣内表面和内部机件作用在气体上的轴向合力，与内部气体作用在发动机上的力在数值上相等，而方向相反。

将式 (2-8) 中的 F_{out} 和式 (2-9) 中的 F_{in} 代入式 (2-7)，得

$$F_{eff} = q_{m\pi}v_9 - q_mv_0 - p_0A_0 - \int_0^{01} p dA + p_0A_0 - \int_{01}^9 p dA - x_f$$

注意到

$$\int_0^9 p_0 dA = p_0A_0 - p_0A_0$$

得

$$F_{eff} = q_{m\pi}v_9 - q_mv_0 + (p_9 - p_0)A_9 - \int_0^{01} (p - p_0) dA - \int_{01}^9 (p - p_0) dA - x_f \quad (2-10)$$

式中： $\int_0^{01} (p - p_0) dA$ ——进气道的附加阻力，由发动机外的“自由”气流变形所引起；

$\int_{01}^9 (p - p_0) dA$ ——发动机短舱的压差阻力。

在等熵流动的条件下，即假设 $x_f = 0$ ，则

$$-\int_0^{01} (p - p_0) dA - \int_{01}^9 (p - p_0) dA = 0$$

从0-0截面到9-9截面压力又恢复到 p_0 ，速度也恢复到 v_0 ，所以没有动量的变化，因而作用力为零。

如图2-5所示的进气道形式，在超音速飞行的条件下，在进气道前出现了不贴口的激波后流管中气流滞止扩压，在流管外即使不考虑流管气流滞止的影响，波后的压力也总是大于大气压力 p_0 ，所以在超音速飞行中激波不贴口时，附加阻力是不可忽视的，它与短舱压差阻力不能相抵消。

在流管与发动机边界之外的部分气流，从0-0截面到9-9截面，静压虽然可恢复到 p_0 ，但速度恢复不到 v_0 ，因为在进气道前曾经经过激波，总压有损失。所以这部分发动机外的气流有动量的变化，因而也就有作用在发动机上的力，这就是外部阻力的一部分。

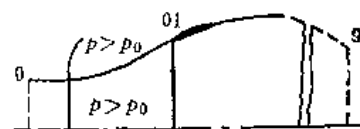


图 2-5 附加阻力说明示意图

公式 (2-10) 中右端的前三项是由流过发动机内部的气流参数所确定的，不包含发动机所受到的外部阻力，通常被称为发动机的推力，可定义为流过发动机的气流的动量和压力变化而产生的力，即

$$F = q_{m\pi}v_9 - q_mv_0 + (p_9 - p_0)A_9 \quad (2-11)$$

区别于有效推力，就是少了后面三项。

发动机短舱的设计一般属于飞机设计方面的工作，如果发动机被安装在机身里，则不存在单独外挂的短舱。这时候，发动机产生多少有效推力，由于发动机和飞机的相互影响，是非常复杂的，从发动机设计的角度很难考虑。此外，对于附加阻力，如前所说，在亚音速飞行时，与短舱压差阻力一起可不予考虑，在超音速飞行时，按激波强度进行计算，或根据飞行速度采用其他经验的计算方法。因此，在发动机的设计和计算中，一般不考虑有效推力，而就用推力。因为它只取决于内流参数，容易通过计算确定，而与飞机设计无关。

在前面对于涡轮喷气发动机的循环分析中，为方便起见，取 $p_9 = p_0$ 。实际上常常是不相等的，当燃气在喷管中不完全膨胀时， $p_9 > p_0$ 。所以，从公式看出，推力是由两部分组成，一部分是动量差 $q_{m9}v_9 - q_m v_0$ ，一部分是喷管出口与外界的压力差 $(p_9 - p_0)A_9$ 。当燃气在喷管出口完全膨胀时， $p_9 = p_0$ ，则

$$F = q_{m9}v_9 - q_m v_0 \quad (2-12)$$

如果忽略流经发动机的燃气和空气质量流量的差别，则

$$F = q_m(v_9 - v_0) \quad (2-13)$$

如果发动机在地面台架上，即 $v_0 = 0$ ，则

$$F = q_m v_9 \quad (2-14)$$

一、推进功率和推进效率

在循环分析中，我们仅讨论了涡轮喷气发动机作为热机的循环功和热效率。而涡轮喷气发动机又是推进器，那么就有推进功率和推进效率的问题。

发动机发出推力，推动飞机前进。当飞机作等速平飞时，则推力等于阻力，也就是发动机推力用以克服飞机前进的阻力而做功。所以推进功率就是推力乘飞行速度 Fv_0 。

而另一方面，发动机从热力循环中所产生的功率以可用动能的形式表述：

$$P = q_m \frac{v_9^2 - v_0^2}{2} \quad W \quad (2-15)$$

应当注意，上式是在假定 $q_{m9} = q_m$ ， $p_9 = p_0$ 的条件下得到的。

可用的动能被用来完成推进功的只是其中的一部分，推进效率就是发动机完成的推进功和可用动能之比：

$$\eta_p = \frac{Fv_0}{q_m \frac{v_9^2 - v_0^2}{2}} = \frac{\text{传给飞行器的推进功率}}{\text{进排气的净机械功率之差}}$$

式中： η_p ——推进效率。

按喷管出口完全膨胀的假定条件， $F = q_m(v_9 - v_0)$ ，则

$$\eta_p = \frac{2}{1 + v_9/v_0} \quad (2-16)$$

由上式得知，推进效率仅取决于发动机的排气速度和飞机的飞行速度的比值。比值越大，推进效率越小。极限的情况是：若 $v_0 = 0$ ，则 $\eta_p = 0$ 。这相当于发动机在地面台架上，飞行速度为零，因而也就没有推进功；若 $v_0 = v_9$ ，则 $\eta_p = 1$ ，但这时的 推力 $F = q_m(v_9 - v_0) = 0$ ，在没有推力的情况下，飞机要达到 v_9 这么大的速度是不现实的。所以， $\eta_p = 1$ 是没有意义的。由

此可知，在飞行中，只要发动机的推力不为零，推进效率总是小于1，也就是总要损失一部分能量。每千克质量流量所损失的能量是可用动能和推进功之差，为

$$\frac{v_g^2 - v_0^2}{2} - (v_g - v_0)v_0 = \frac{(v_g - v_0)^2}{2} \quad (2-17)$$

前进中的飞机，飞行速度为 v_0 ，发动机的排气速度相对于发动机是 v_g 。当我们在地面上观察时，进入发动机前方的大气是静止的，而从发动机排出的气体，则以 $v_g - v_0$ 的速度向着飞机前进的相反方向运动，动能为 $(v_g - v_0)^2/2$ ，这就是遗留在空中的动能损失。若 $v_0 = 0$ ，则全部可用能，以动能 $v_g^2/2$ 的形式损失在空间，不产生任何推进功。

从这里可以看出，排气速度与飞行速度差别越大，动能损失越多。这也就说明，排气速度很高的涡轮喷气发动机，是不能直接用来作为地面交通工具的动力装置的。

二、总效率

涡轮喷气发动机的总效率表示加入燃烧室的燃油完全燃烧时放出的热量，有多少转变为推动飞机前进的推进功。

$$\eta_0 = \frac{F v_0}{\dot{Q}_m q_1} \quad (2-18)$$

式中： q_1 ——向每千克空气所提供的热量。

总效率反映了发动机作为热机和推进器的完善程度，是表示发动机经济性的指标。它和热效率、推进效率的关系是

$$\eta_0 = \eta_t \eta_p \quad (2-19)$$

涡轮喷气发动机的热效率约为0.25~0.40，推进效率约为0.50~0.75，总效率约为0.20~0.30或更高些。

从效率的数字范围，粗略地看出，涡轮喷气发动机在提高经济性方面还有很大的潜力。一方面可从提高热效率入手，改善循环参数，如提高循环总的增压比 π 和涡轮前的燃气温度 T_3^* ，或设计高效率的部件；另一方面可从提高推进效率入手，设法使排气速度和飞行速度之差减小。以上这些，也就是当前涡轮喷气发动机进一步改造和发展的极为重要的方向。在下面一节里我们将进一步对它作必要的分析讨论。

三、沿流程参数变化

图2-6表示沿涡轮喷气发动机流程工质的总压、总温和流速的变化。从标注的数字上，

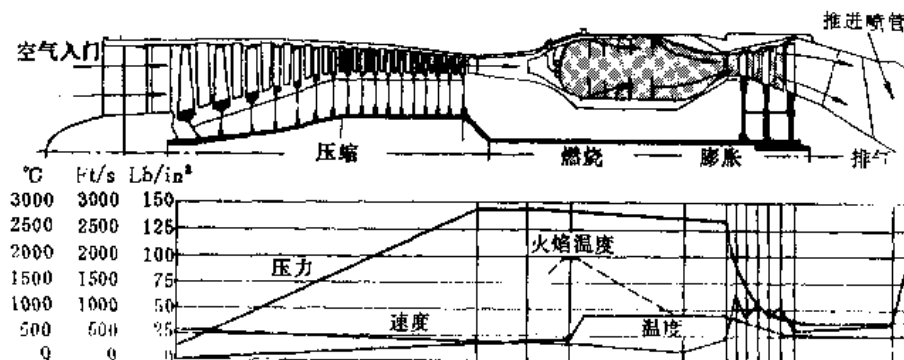


图 2-6 沿发动机流程参数变化示意图

我们能有一个大致的概念，并看出各部件所起的作用。

四、推力在各部件上的分配和传递

图2-7表示各部件所受轴向力的分布情况。从图上看，压气机和燃烧室上的轴向力是向前的，涡轮、喷管上的轴向力是向后的。它们的合力就是发动机的推力。

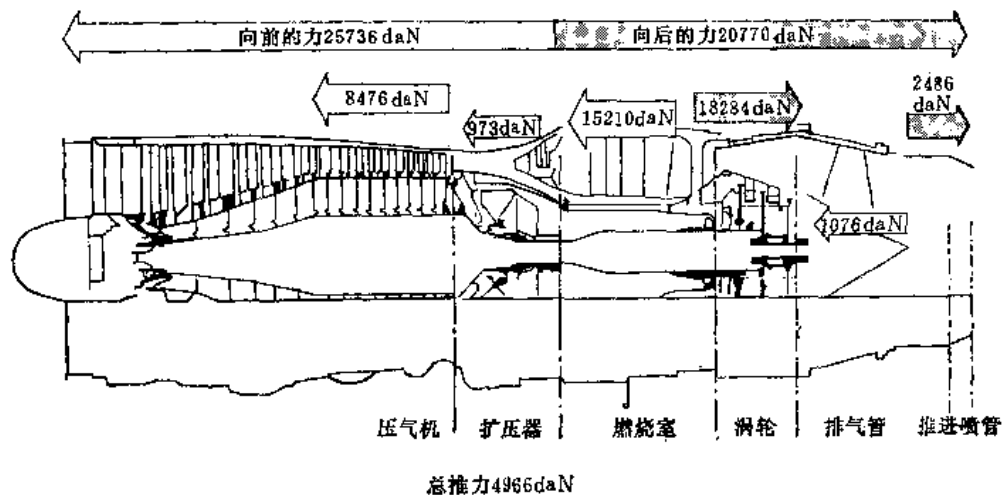


图 2-7 涡轮喷气发动机轴向力分布示意图

但必须指出，同一发动机各部件上轴向力的大小比例随着发动机状态（如转速）的变化而变化。不同的发动机，特别是用于高速飞行的发动机，各部件上轴向力的大小比例更是不同。这时候，进气道（图上未标出）和喷管都可能是正的轴向力，且所占比例甚高，压气机的轴向力将退居次要的地位。这说明，在高速飞行中，发动机进气道和喷管的作用将更为突出。

第三节 涡轮喷气发动机的性能指标和基本要求

一、性能指标

涡轮喷气发动机是飞机的动力装置，它的最终效果就体现在对飞机所起的作用上。因此，我们把下列几个主要的直接与飞机性能有关的参数定为发动机的性能参数，或称为性能指标。

1. 推力 F

推力是涡轮喷气发动机最主要的性能指标。推力的国际单位制单位是牛（牛顿，符号 N ）。十牛（ daN ）与米、千克、秒（ $m \cdot kg \cdot s$ ）制的力的单位千克接近，故有时用十牛来表示推力。现有的涡轮喷气发动机的推力从几百十牛至一万多十牛。

我们知道，一般的发动机，也包括航空活塞式发动机，都是以功率作为它的性能指标，而涡轮喷气发动机为什么要用推力呢？这是因为活塞式发动机发出的是功率，通过螺旋桨转变为拉力，对飞机做推进功，就发动机而言，是发出多少功率；而涡轮喷气发动机是热机和

推进器二位一体，直接产生作用在飞机上的推力，对飞机做推进功，推力随飞行速度的变化较少，而推进功的大小还取决于飞行速度，所以，就涡轮喷气发动机而言，直接说产生多少推力，就更为方便了。

但必须指出，涡轮喷气发动机的推力与它作为热机所产生的功率并没有固定的折算关系。换言之，发动机推力的大小，不能无条件地代表发动机功率的大小。

我们知道，作为热机，涡轮喷气发动机发出的功率按式 (2-15)

$$P = q_m \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} \quad \text{W}$$

作为推进器，它发出的推力按式 (2-13)

$$F = q_m (v_2 - v_1) \quad \text{N}$$

由此可得

$$P = F \frac{v_2 + v_1}{2} \quad (2-20)$$

这就是说，一定推力的发动机相当于多少功率，还与飞行速度和排气速度的平均值有关。如排气速度为600m/s，飞行速度为300m/s，则十牛推力相当于4.5kW的功率。

然而，在地面台架上，不同发动机，如果排气速度基本上相当，那么，用推力来估计发动机功率的大小，显然是完全可以的。

推力，虽然是一个重要的性能指标，但决不能只以它的大小来衡量发动机的好坏，因为它并不表明发动机有多大尺寸，有多少重量，也不知道该消耗多少燃油才产生这么大的推力。因此，还必须引入以下的单位性能参数，才便于比较和估价发动机性能的好坏。

2. 单位推力 F_s

发动机的推力与每秒钟流过发动机的空气质量流量之比，叫做发动机的单位推力。

$$F_s = \frac{F}{q_m} \quad (2-21)$$

它的单位是N·s/kg，或daN·s/kg。

假定喷管出口，气体达到完全膨胀，则

$$F_s = \frac{q_m (v_2 - v_1)}{q_m} = v_2 - v_1 \quad (2-22)$$

如果又在地面台架上，则

$$F_s = v_2 \quad (2-23)$$

由此可知，在上述条件下，排气速度在数量上就表示单位推力，单位也是相当的。

单位推力是涡轮喷气发动机的最重要的性能参数之一，它的意义是每秒一千克空气质量流量能产生多少牛的推力。空气是取之不尽的，但因为流过发动机的空气流量，在一定程度上决定了发动机的尺寸和重量，所以，在给定飞行条件、发动机尺寸和重量的情况下，单位推力越大，发动机的推力也就越大。目前，涡轮喷气发动机在地面最大状态工作时的单位推力约为60~75daN·s/kg。

3. 推重比

发动机的推力和发动机的净重之比，称为推重比。

N
vy

$$F_w = \frac{F}{W} \quad (2-24)$$

式中：\$W\$——发动机的重量，daN。

\$F\$所表示的是地面（飞行速度为零）发动机最大工作状态下的推力。

推重比是一个综合性的性能指标，它不仅体现涡轮喷气发动机在气动热力循环方面的设计水平（如高的单位推力），也体现结构方面的设计水平。目前，涡轮喷气发动机在地面时的推重比为3.5~4，加力式涡轮喷气发动机约为5~6，加力式涡轮风扇喷气发动机已达8以上。在研的新一代歼击机动力，仍然是加力涡扇发动机，推重比将在10左右。

4. 单位迎面推力

发动机推力和发动机最大迎风截面积之比，称为单位迎面推力。

$$F_A = \frac{F}{A} \quad (2-25)$$

式中：\$A\$——发动机最大迎风截面积。

当发动机被安装在单独的发动机短舱里时，迎面面积的大小，在一定的飞行条件下，决定了发动机短舱的外部阻力的大小。这将直接影响发动机的有效推力。此外，对同一类型的发动机，迎面推力增加同样也间接地说明了发动机推重比的提高。它的单位是N/m²或daN/m²。目前涡轮喷气发动机的单位迎面推力约为8000~10000daN/m²。

5. 单位燃油消耗率

产生一牛（或十牛）推力每小时所消耗的燃油量，称为单位燃油消耗率。它是在一定飞行速度下的经济性指标。

$$sfc = \frac{3600q_{mf}}{F} \quad (2-26)$$

式中：\$q_{mf}\$——发动机每秒钟的燃油消耗量，kg/s。

\$sfc\$的单位是kg/h·N或kg/h·daN。

涡轮喷气发动机在地面静止时单位燃油消耗率约为0.8~1.0kg/h·daN左右，涡轮风扇喷气发动机已降到0.5~0.6kg/h·daN，甚至更低。

如果以\$f = q_{mf}/q_m\$表示相对燃油消耗量或油气比，即对每千克质量流量空气所加入的燃油量，则单位燃油消耗率可写成

$$sfc = \frac{3600f}{F_s} \quad (2-27)$$

燃油的低热值为\$Hu\$，J/kg，则有

$$q_{mf}Hu = q_m q_1 \quad (2-28)$$

式中：\$q_1\$——对千克质量流量空气所加入的热量，J/kg。

将上式代入式（2-26）得

$$sfc = \frac{3600q_m q_1}{Hu F_s} = \frac{3600q_1}{Hu F_s}$$

由总效率的定义\$q_1 = F_s v_0 / \eta_0\$，代入上式得

$$sfc = \frac{3600v_0}{Hu \eta_0} = \frac{3600c_0}{Hu} \cdot \frac{M_0}{\eta_0} \quad (2-29)$$

式中： c_0 ——该飞行条件下的当地音速；

M_0 ——飞行马赫数。

由上式可知，在一定的飞行马赫数下，单位燃油消耗率和总效率成反比。由此可见，单位燃油消耗率在一定的飞行速度下，表示了发动机的经济性。只有在同一飞行速度下来比较两个发动机的经济性时，使用单位燃油消耗率才是合适的。因为发动机的总效率不仅与 sfc 有关，而且还决定于飞行速度。

总之，以上五个指标，一是推力，只能衡量能否满足飞机工作某一个方面的要求，另外四个指标是可以用来评价发动机性能好坏的，可据此从动力装置方面判断飞机性能的高低。它们都是单位指标，如果按每十牛推力来说， $1/F_s$ ， $1/F_W$ ， $1/F_A$ 和 sfc 分别表示每产生或发出十牛推力每秒需要消耗多少空气，应具有多大的重量，应具有多大的横截面积，每小时需要消耗多少燃油。

以上五个参数是发动机的主要性能指标，如果要进一步评价发动机的好坏，还应当考虑到发动机的使用性能，如发动机由停车状态起动加速到慢车转速叫起动过程，要求迅速可靠；又如在到达慢车转速之后，快推油门手柄时，发动机转速上升的快慢程度表示为发动机的加速性，要求加速时间要短；此外还要求发动机在各种飞行条件下，都能可靠地工作。

二、基本要求

从以上指标中，我们已大致了解对发动机的一些要求。如果把发动机的生产制造考虑在内，对它的基本要求可概括为主要的六句话：推重比高、迎面积小、耗油率低、工作稳定、可靠性好、使用成本低。

1. 推重比高，单位迎面积小

发动机迎面积大了，发动机重量也会相应地增加，而推重比和单位迎面积对飞机性能的影响又比较一致，所以，就把它合在一起讨论。但必须指出，更主要的还是推重比。

前言中已经提到，在第二次世界大战中，为了追求飞机能飞得快，飞得高，因而出现了涡轮喷气发动机。在它出现之后，仍然为了这一目标，发展了二十多年，继50年代中期过音障的飞机（如F-100、米格19等）正式使用之后，又出现了二倍音速带导弹的飞机（如F-104、米格21），60年代又出现了三倍音速过热障的飞机（米格25、YF-12或SR-71）。但经过国际上几次局部战争之后，人们发现，飞机交战的领域并不在日前飞机所能达到的高空高速，继续追求高空高速在战术上已经没有意义，对飞机性能的要求，最主要的是要具有良好的机动性。首先在机动性上能胜过对方，才有取胜的可能，机动性的内容一般包括飞机的加速性，爬升率和转弯半径。这些方面的性能，主要是决定于发动机的推力和飞机重量，而发动机的重量对飞机的重量又有很大的影响。所以，推重比就成为非常突出的一个发动机的性能指标。例如目前国际上先进的歼击机，也就是具有良好机动性的飞机，飞机的推重比（即发动机推力和飞机重量的比值）一般在1.1以上，要达到这个指标，发动机的推重比必须要在8左右。如果发动机的推重比在5左右，则在同样的作战半径下，飞机的总重量要增加40%~80%，由此可知，推重比的意义是多么重大。推重比为8是国际上现役机种动力装置的水平，下一代推重比为10的动力装置，投入正式使用也就是近几年的事。

发动机的推重比，主要取决于两方面：一是从热力气动原理，它取决于单位推力，同样

$$F = q_m F_s$$

的推力，提高单位推力，则空气流量减少，发动机的尺寸和重量就会随之减小；一是从结构设计，在这方面主要是尽量采用高比强度的材料，和合理的设计技术。

2. 单位燃油消耗率低

sfc低，省油，通常也叫做发动机经济性好。对于作战飞机来说，经济性好，就意味着作战半径大，或者说在离机场一定距离的上空，与敌机交战时，就有更多的时间与对方周旋。例如战斗的关键时刻，如果在持续时间上不如对方，由于油量不够而不得不返航，就会因此而失去获胜的机会或使自己处于被动的地位。所以，关于作战飞机省油的问题，它的价值远不是油的价值所能比拟的，如上所述，它有可能影响到一次战斗的成败。

对于民航飞机或军用运输机，经济性好，同样可以增加航程和续航时间，在航程一定的情况下，则可以增加有效载荷。民航飞机或军用运输机是更强调经济效益的，省油本身就是一件大好事，特别是几年前，燃油价格曾一度上涨，燃油费用占直接使用费用的比例，据统计一般在25%左右，一度油价上涨时曾占到50%以上。而且，对于远程飞机来说，如果能增加有效载荷，它的经济效益还要比省油本身的价值大得多。所以在民用航空上，降低单位燃油消耗率可说是当前发动机发展的一个主要方面。

3. 工作稳定，可靠性好

发动机工作稳定，是可靠性的一个重要方面。但从一般概念来说，工作稳定往往是从热力气动的角度，当发动机离开设计状态之后，例如发动机转速、飞行速度和高度变化，特别是飞机作各种机动飞行时，是否会出现燃烧室熄火、进气道或压气机喘振、热部件过热等问题。此外，起动和加速过程的性能也直接与发动机工作稳定可靠有关。对于现代歼击机，要获得良好的机动性，必须要有在广阔的时空范围内和在急剧变化的飞行姿态时都能保持稳定工作的发动机，这是非常重要的。

可靠性的另一个方面，往往是从结构强度的角度来考虑在使用期中保证结构完整性。

如果发动机的可靠性好，而它的可靠使用的寿命很短，那同样是没有意义的，所以可靠性的含义也应当包括发动机的寿命在内。

发动机的寿命通常是指两次返修间发动机工作的时间，所以，通常也叫返修间隔时限。用于歼击机的发动机，它的寿命比较短，一般在100~400h。过长的寿命，往往会影响到其他方面的性能，例如为延寿而增加发动机重量。实际战争经验表明，对于歼击机的发动机，长寿命（例如400h以上）是没有太大意义的。当然，从和平时期训练的需要，发动机的延寿工作，仍然是一项重要的课题。

用于民航飞机或军用运输机的发动机，它的寿命比较长，一般在几千小时乃至上万小时，发动机的延寿工作始终是这类发动机的重要的研究课题之一。

由于测试技术的发展和发动机内部工作情况的深入了解，目前有些发动机，不是采取确定寿命、到期返修的办法，而是用监控的办法，通过受感部和仪器，录取大量数据，并加以处理，从而作出判断，该发动机可以继续使用或应当即时返修，或甚至指出应当更换哪些零部件。这样做，不仅可以在保证可靠工作的前提下，有利于发挥某一台具体的发动机的效能，而且还可以免去或减少按寿命期时间在台架上进行大量花费人力物力的长期试车。

还必须指出，任何交通工具的可靠性都不是绝对的，航空发动机也不例外，一般说可靠性还包括两个指标，一是事故率，一般按每十万或百万工作小时，因发动机故障而引起飞机事故的次数；二是提前拆换率，不到寿命期而提前返修的发动机台数与所使用的发动机总数

之比。

4. 使用成本低

使用成本，通常包括以下三方面的内容：

(1) 燃油的消耗。这里着重是从燃油消耗的经济价值来考虑。

(2) 购买发动机的费用。一种新发动机的最初购置费用与它的组成的零部件直接有关。为了能以最低的实际的成本生产合适的部件，在最初设计阶段，设计工程师和生产工程师就要进行非常紧密的合作。

(3) 维护费用。主要包括维护的工时和更换零部件费用。当前有不少发动机采用单元体结构，在外场就可以拆换部件，就为此提供了方便。

使用成本，通常还可用单位寿命的成本这样一个指标来评价发动机，它的含义是发动机每工作一小时，使用部门要为购置、维护以及燃油消耗等提供多少经济价值。这是一个重要的综合性的经济指标。

以上四点就是对涡轮喷气发动机的基本要求。但必须明白，这些要求相互间存在着矛盾，在设计中，为照顾一方面，往往会使其他方面的性能有所降低。用于不同用途飞机的发动机，在要求上应当有不同的侧重点，这是设计或选择发动机时必须考虑的。发动机设计工作正是在这种不断地克服矛盾的过程中前进的。

在推重比和单位燃油消耗率方面，有时是一致的，有时也会存在矛盾，例如飞行速度一定时，提高排气速度可以提高推重比，但排气速度的提高会使推进效率，以致总效率下降，因而使单位燃油消耗率上升。

解决这一矛盾的方法，就是根据飞机机种的特点有所侧重地来考虑对发动机的要求，一般说用于歼击机的发动机，更多的是考虑有高的推重比，即单位推力 F_s 要高，然后才是低的单位燃油消耗率 sfc ，因为前者对飞机的性能影响更大些。当然，同样是歼击机，还有不同的用途，如前线歼击机、护航歼击机和截击歼击机等，它们对推重比和单位燃油消耗率方面尽管要求是一致的，但侧重的程度却各有不同。

用于民航飞机或军用运输机的发动机，更多的是考虑低的 sfc ，至于推重比并不是没有要求，而是可以放在次要的地位，在这一点上不同于歼击机。

除上述这些要求之外，从作战飞机的生存力强来要求，隐形性能已成为主要的战术性能之一，而发动机的进气口和尾喷口则是强的雷达散射点和强的红外辐射源；从作战飞机的出勤率来要求，维护性是不可忽视的，而发动机是一个复杂的机件，维护工作量较大。上述这些，在一定条件下，并不亚于对性能要求的重要性。

三、发展方向

从上面的分析得出，在基本要求中最突出的是高的单位推力 F_s 和低的单位燃油消耗率 sfc 。

从公式

$$F_s = v_9 - v_0$$

和

$$W = \frac{v_9^2 - v_0^2}{2}$$

得

$$F_s = \sqrt{2W + v_1^2} - v_0 \quad (2-30)$$

从公式

$$sfc = \frac{3600q_1}{HuF_s}$$

和

$$q_1 = \frac{c'_p}{\eta_b} (T_3^* - T_2^*)$$

得

$$sfc = \frac{3600c'_p(T_3^* - T_2^*)}{\eta_b HuF_s} \quad (2-31)$$

式中： η_b ——燃烧效率。

从公式 (2-30) 和 (2-31) 看出，循环功 W 对单位推力 F_s 的影响是很清楚的，循环功愈大，单位推力也愈大，而循环功 W 对单位燃油消耗率 sfc 的影响则比较复杂。为了便于讨论，我们暂用理想循环来分析过程参数对性能指标的影响。

循环功是膨胀功和压缩功之差，可写为

$$W = c'_p(T_3^* - T_2^*) - c_p(T_2^* - T_0) = c'_p T_3^* \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) - c_p T_0 \left(\pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)$$

设 $e = \pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ ， $\theta = T_3^*/T_0$ ，如果忽略空气和燃气比热的差别，则可得

$$W = c_p T_0 (e - 1) \left(\frac{\theta}{e} - 1\right)$$

而

$$T_3^* - T_2^* = T_0 \left(\frac{T_3^*}{T_0} - \frac{T_2^*}{T_0}\right) = T_0 (\theta - e)$$

代入公式 (2-30) 和 (2-31) 得

$$F_s = \sqrt{2c_p T_0 (e - 1) \left(\frac{\theta}{e} - 1\right) + v_1^2} - v_0 \quad (2-32)$$

$$sfc = \frac{3600c_p T_0}{\eta_b Hu} \frac{\theta - e}{\sqrt{2c_p T_0 (e - 1) \left(\frac{\theta}{e} - 1\right) + v_1^2} - v_0} \quad (2-33)$$

从公式 (2-32) 和 (2-33) 看出，在外界条件一定的情况下，影响 F_s 和 sfc 的过程参数是 θ 和 e 。从图 2-8 看出，在一定 T_3^* 下， F_s 和 sfc 随 π 的变化关系，相对于循环功， F_s 或 sfc 都存在最有利的 π ，而且相对 sfc 最低的 π 要比相对于 F_s 最高的 π 为高，而且还看到当 T_3^* 上升时，最有利的 π 也提高。

当 π 一定时，随着 T_3^* 的上升，单位推力 F_s 上升，而 sfc 也要上升，这主要是推进效率的影响，但如果考虑实际情况，如图 2-9 所示，随着 θ (或 T_3^*) 的上升，流动损失所占的比例下降，要使得热效率上升，这对 sfc 也存在有利的方面。

从上面分析，可得如下结论：在一定的进气温度 T_0 下，

(1) 提高 T_3^* ，可使单位推力上升。

(2) 随着 T_3^* 的提高，为了得到高的单位推力和低的单位燃油消耗率，应当有相应的较高的 π 。

由此可知，提高 T_3^* ，相应地提高 π ，对于提高发动机的推重比和降低单位燃油消耗率都

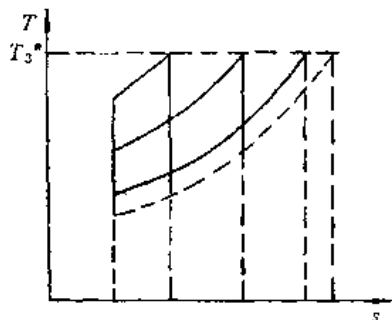


图 2-8 $T_3^* = \text{常数}$, 理想循环功随 π 变化的示意图

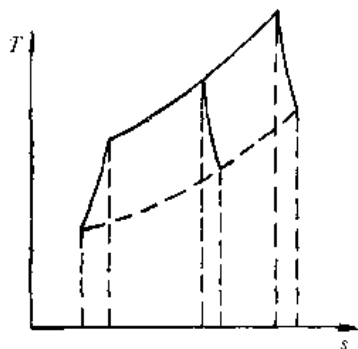


图 2-9 $\pi = \text{常数}$, 实际循环功随 T_3^* 变化的示意图

有好处。

对于涡轮喷气发动机, 包括由涡轮喷气发动机演变出来的其他航空燃气轮机, 在过去近 50 年的发展过程中, 主要是围绕着提高涡轮前燃气温度 T_3^* , 提高压气机增压比 π_k^* ($\pi_k^* = \pi / \pi_i$, π_i 为冲压增压比) 这两个过程参数而发展的。如图 2-10 所示, 表示这两个过程参数发展的大致情况。目前使用的发动机, T_3^* 最高的达 1670K, π_k^* 最高的达 27。

今后怎么样? 在前言中, 曾提到涡轮喷气发动机, 尤其是由它演变出来的其他航空燃气轮机还有广阔的发展前景。问题就在这里, 设计高 T_3^* 、高 π_k^* 的发动机以满足高性能飞机的要求, 不论是军用或民用都是大有可为的。

如果对此还有怀疑, 我们不妨交个“底”, 这个“底”就是 T_3^* , 煤油和空气, 按它们理论上完全燃烧的比例进行燃烧, 可达到 2600 K 以上, 而现代航空燃气轮机的 T_3^* 还没有超过 1700 K。所以可认为在它的发展过程中还有漫长的一段路。至于说更进一步的发展, 航空燃料也不限于煤油, 例如在航空上使用液氢作燃料, 已经是非常有吸引力的课题, 如果仍然是燃气涡轮这种动力装置的形式, 那将会对设计技术提出更高的要求, 也就是叶片能承受更高的燃气温度 T_3^* 和压气机具有更高的设计增压比, 且能在较宽的范围内稳定工作。

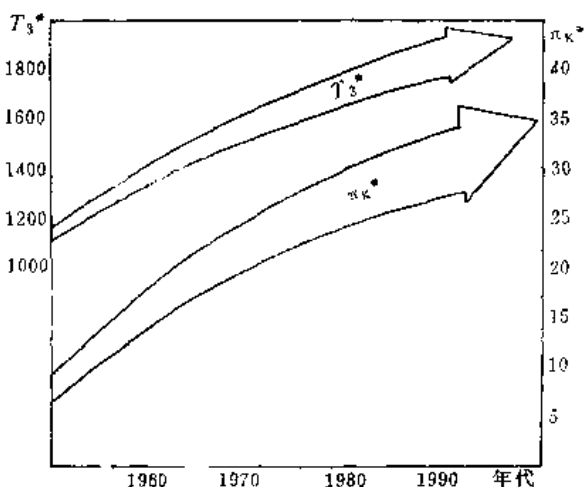


图 2-10 T_3^* 和 π_k^* 随年代不断增长的情况

在此必须强调指出: 先进的高 T_3^* 和高 π_k^* 的发动机, 具有高推重比和低耗油率的特点, 但这种发动机能否研制成功, 或者说具有多高的水平, 取决于以下三方面技术的发展, 即先进的部件和整机的设计和试验技术, 各种能满足不同要求的新型材料以及先进的工艺技术。

四、发动机与飞机一体化设计的概念

就整架飞机而言, 发动机只是一个部件。在一定的条件下飞机的性能有赖于发动机的性能。过去设计发动机往往是根据飞机方面提出的设计点上几个主要的性能指标, 例如推力、

推重比和耗油率等来进行。然后分析计算发动机的特性,提供给飞机,计算飞机的性能,如飞行的升限、最大速度、续航时间(或作战半径)和机动性等等。或者,在飞机设计中,选择认为能较好满足性能要求的现成的发动机。

随着对飞机性能要求的不断提高,且由于计算技术的发展,有必要也有可能,把发动机作为飞机的一个部件,进行一体化设计。具体地说,就是把发动机过程参数的选择与飞机的性能直接联系起来。更进一步可按飞行任务的要求同时进行发动机过程参数和飞机机身设计参数的选择。完成不同飞行任务的飞机在性能方面各有不同的要求,在一体化设计中,人们可以根据优化理论,合理地选择发动机的过程参数。

但必须指出,这是一个非常复杂的问题,不仅要有发动机总体计算和各部件气动设计方面的可靠基础,而且要有结构强度等方面的可靠估算方法,因为对飞机来说,发动机重量是一个非常重要的指标。

此外,选择什么样的进气道和喷管以及如何安排它们在飞机上的部位,对飞机和发动机的性能也都有很大的影响。

所以,一体化设计可归纳为如下的关系:

- 1) 初步选定发动机的循环参数,进气道和喷管的形式及其安排;
- 2) 算得各种飞行条件,发动机工作状态下的推力、燃油流量、发动机的尺寸和重量;
- 3) 计算飞机的性能,例如续航时间、升限、最大速度、机动性以及起飞重量和起飞性能等等;
- 4) 根据对飞机执行任务方面的性能要求,重新选定发动机的循环参数和安排形式;
- 5) 因为发动机在飞机上的安排形式,要影响飞机的气动外形,所以必须进行风洞模型试验或模拟计算,在反复改变模型的计算、试验和调整发动机的参数中,找到满足飞机某些性能方面要求的发动机最佳方案。

发动机对飞机的影响是多方面的,在一体化设计中,就是把需要什么样的发动机和选择什么样的发动机参数与飞机性能的要求直接联系起来。但这只是一个方面在一体化设计中,还必须把飞机对发动机性能的影响考虑进去,例如进气道和发动机的工作将有可能受到飞机机翼尾流、发射导弹后的冲波以及飞机作机动飞行时迎角或侧滑角的影响。

第四节 涡轮喷气发动机的演变

一台仅包括五大部件(即进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管)的发动机,通常被称为纯涡轮喷气发动机,但这个名称不常用,只有当区别于下面所要介绍的其他类型的发动机时才用这一名词。所谓纯涡轮喷气发动机,就是它的涡轮只带动压气机,涡轮后的燃气直接排入大气,产生推力。这就是我们前面着重分析介绍的对象,它是现代航空燃气轮机的基本形式,也是发展其他航空燃气轮机的基础。

前面我们已经讨论过,为了提高涡轮喷气发动机性能,总的发展趋势是高 T_4^* ,高 π_4^* 。但必须明白,在一定时期内, T_4^* 受到材料和冷却技术水平的限制,不可能随意提高。从本质上看,要提高发动机的性能,可从以下三个方面着手:①提高理想循环功;②提高热效率;③提高推进效率。

有关热效率的问题,在前面已经作过分析,对循环热效率影响最大的是总增压比 π ,其次

是涡轮前燃气温度 T_3^* 。提高 π 与提高 T_3^* ，都有可能使热效率提高。但在一定的 π 和 T_3^* 下，提高热效率的途径，只有改善各部件的性能，即提高部件的效率，主要是减少沿流程的各种流动损失。这一问题将在下一章介绍。在这里要讨论的是提高理想循环功和推进效率的问题，也就是围绕着这个问题，演变出多种类型的航空燃气轮机。

一、加力式涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机的理想循环功，取决于循环参数 T_3^* 和 π ，这两个参数一定时，功也就一定。如果要再增加循环功，如图2-11所示，可在涡轮后加热，这样，就增加了附加的循环功面积4794'4。在涡轮前加热受到 T_3^* 的限制，在涡轮后没有转动件，而且还有大量氧气，因而可以再次供油补充燃烧，加到更高的温度，如现在的水平涡轮前燃气温度在1600K左右，涡轮后的加热温度可达2000K左右。这种方法通常叫复燃加力，或叫补燃加力，如图2-12所示的发动机称为带加力的涡轮喷气发动机，它与原涡轮喷气发动机不同的是增加了一个部件——加力燃烧室。它的结构并不复杂，且增加的结构重量也不多，但收益甚大，主要是大大提高了发动机的推重比。因此，从50年代开始，所有用于歼击机的发动机无不采用带加力的涡轮喷气或带加力的涡轮风扇喷气发动机。此外，带加力的涡轮喷气发动机也有被用于超音速民航机的。

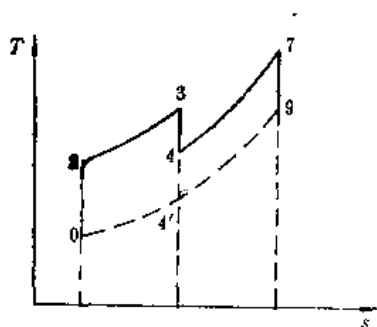


图 2-11 加力式涡轮喷气发动机理想热力循环图

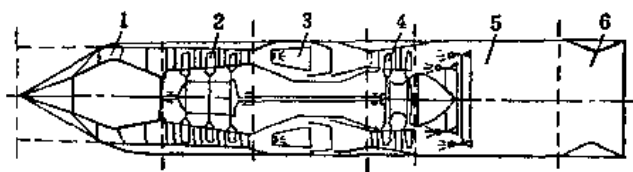


图 2-12 加力式涡轮喷气发动机原理图
1—超音速进气道；2—压气机；3—燃烧室；4—涡轮；
5—加力燃烧室；6—超音速尾喷管。

二、冲压式喷气发动机

当循环的参数 T_3^* ， π 一定时，随着飞行速度的提高，冲压的增压比 π_x 提高，则所设计的发动机的压气机的设计增压比 π_x 应当下降，涡轮的落压比也相应下降，图2-13中的1、4点沿着相应的箭头所指的方向移动，直至分别与2、3点重合。这时候就不需要压气机和涡轮了，加热过程从 T_3^* （实际上也就是 T_3^* ）到 T_3^* 都在加力燃烧室（实际上也就是主燃烧室）里完成。如图2-14所示，这就是冲压式喷气发动机的示意图。它只有进气道、燃烧室和喷管三大部件。它的特点是，结构简单，推重比高。当飞行速度在 $M=3$ 附近时，是非常有利的，但它的缺点也很突出，主要是随着飞行速度的下降，经济性要变坏，即低速性能不好。这是因为冲压的速度动能下降。在更低的飞行速度下，以致无法实现将热能转变为气流动能的热力循环。所以，在地面起飞状态，必须依靠附加装置的能力，使飞行器加速。只有在高速飞行的条件下才能有足够的推力。因此，一般把它用作靶机或导弹的动力装置，可借助于飞机或

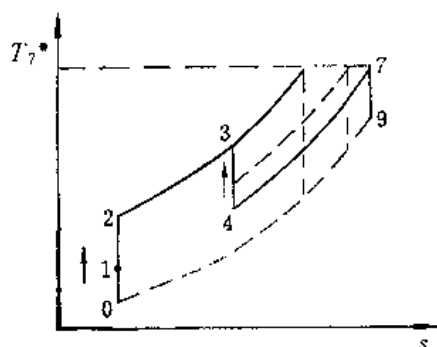


图 2-13 加力式涡轮喷气发动机向冲压式
喷气发动机演变的热力循环示意图

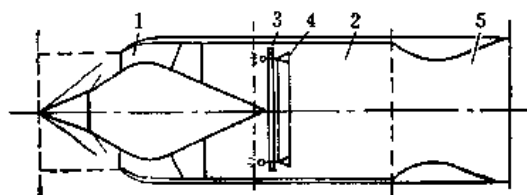


图 2-14 冲压式喷气发动机示意图
1—进气道；2—燃烧室；3—燃油喷嘴；4—火焰稳定器；
5—尾喷管。

固体火箭助飞器带它到一定的飞行速度，然后放飞。

但必须补充指出，冲压式发动机只是在原理上与涡轮喷气发动机有联系，但它已不属于航空燃气轮机的范畴。由于它没有转动部件，结构简单，所以它的出现还在涡轮喷气发动机之前，例如在第二次世界大战中德国使用 V-1 导弹就是采用脉动式冲压式发动机作为动力装置的。

三、涡轮风扇喷气发动机

涡轮喷气发动机作为热机所提供的循环功与作为推进器能输出的推进功有很大的差别，这一差别意味着损失。表明这一损失的推进效率一般只有 0.50~0.75。特别是当飞行速度不高时，为了提高推重比，需要提高排气速度，这将使推进效率更加下降。

为解决这一矛盾，提高推进效率，采用如图 2-15 所示的结构形式的发动机。在带动压气机的涡轮之后，又加一个涡轮，用来带动对内外涵道气体同时进行增压的压气机，通常叫做风扇。这样的发动机，就叫做涡轮风扇喷气发动机。从结构上，通常把原来的压气机、燃烧室和涡轮叫做核心发动机，或叫做燃气发生器。在风扇后，气流被分为两路：第一路（或称为内涵道）气流进入燃气发生器；第二路（或称外涵道）气流从燃气发生器的外围通过。然后，两路气流可以分别从内外喷口排出，或混合后排出。经过第二路气流流量和第一路的气流流量之比，叫做涵道比。这种发动机也有叫双路式涡轮喷气发动机，或叫双涵道涡轮喷气发动机的。

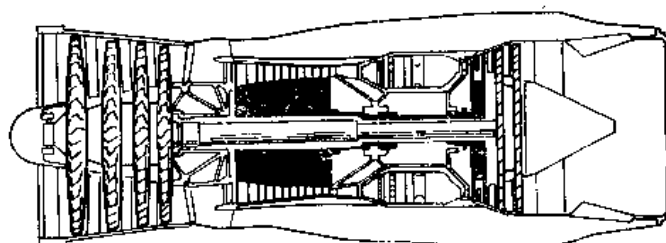


图 2-15 涡轮风扇喷气发动机示意图

1-6

现在让我们比较两台发动机，一台是涡轮喷气发动机，一台是涡轮风扇喷气发动机。它们共同的条件是作为热机，有相同的压气机增压比，单位时间所加入的热量（或燃油）相同，且产生的循环功率相等。下面用注角1表示涡轮喷气发动机，注角2表示涡轮风扇喷气发动机。

因为循环功率相等，在相同的飞行速度下进行比较，则有

$$q_{m1} \frac{v_{g1}^2 - v_1^2}{2} = q_{m2} \frac{v_{g2}^2 - v_1^2}{2} \quad (2-34)$$

因 $q_{m2} > q_{m1}$ ，则

$$\begin{matrix} < \\ v_{g2} > v_{g1} \end{matrix}$$

这两台发动机作为推进器，它们的推力分别为

$$F_1 = q_{m1}(v_{g1} - v_0)$$

$$F_2 = q_{m2}(v_{g2} - v_0)$$

两者之比

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{q_{m2}(v_{g2} - v_0)}{q_{m1}(v_{g1} - v_0)}$$

把式 (2-34) 的关系代入上式，得

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{v_{g1} + v_0}{v_{g2} + v_0} \quad (2-35)$$

由此可知，在循环功率相等的条件下，工质流量愈大，排气速度愈小，而推力则愈大。

从以上的关系，还可以看出，随着飞行速度的降低，推力增加的效果更加明显。当发动机在台架上试车，即 $v_0 = 0$ 时，推力增加的效果最大，这时

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{v_{g1}}{v_{g2}} = \sqrt{\frac{q_{m2}}{q_{m1}}} \quad (2-36)$$

两台发动机的推进效率，各为

$$\eta_{p1} = \frac{2v_0}{v_{g1} + v_0}$$

$$\eta_{p2} = \frac{2v_0}{v_{g2} + v_0}$$

两者之比，可得

$$\frac{\eta_{p2}}{\eta_{p1}} = \frac{v_{g1} + v_0}{v_{g2} + v_0} = \frac{F_2}{F_1} \quad (2-37)$$

很明显，在飞行速度一定的条件下，推进功正比于推力，因而推进效率也正比于推力。

因为单位时间加入的燃油相同，则得单位燃油消耗率的关系

$$\frac{sfc_2}{sfc_1} = \frac{F_1}{F_2} = \frac{v_{g2} + v_0}{v_{g1} + v_0} \quad (2-38)$$

从上面这些公式中，都可以看出，从涡轮喷气发动机发展到涡轮风扇喷气发动机的意义在于提高了推进效率。特别是在飞行速度较低时，推进效率增加的效果更加明显。反之，当飞行速度相当高时，效果就不明显了，甚至因为多了风扇和带动风扇的涡轮，在能量转换过程中有损失，反而不利于总效率的提高，这时候采用涡轮风扇喷气发动机就不合适了。在目

01082328123.

前的条件下, 涡轮风扇喷气发动机适用于高亚音速巡航。所以, 当前大中型的民航机或运输机, 主要是为了改善巡航经济性和起飞推力, 都广泛地采用这类发动机。

推进效率取决于 v_0/v_0 , 只有当涡轮喷气发动机的排气速度 v_0 大于飞行速度 v_0 比较多时候, 提高推进效率才有潜力, 此时采用涡轮风扇喷气发动机才有价值。涡轮喷气发动机的排气速度 v_0 , 主要是决定于涡轮前燃气温度 T_3^* , 所以更确切地说, 在一定的飞行速度下, 要根据 T_3^* 的高低来判定采用涡轮风扇喷气发动机是否有利, 以及外涵道流量和内涵道流量的比值, 即涵道比应当取多大是合适的。对于这一问题将在第五章中继续讨论。

当前的大中型民航机或军用运输机, 从飞机的角度, 认为大约在10000m 高空作高亚音速巡航是比较有利的, 也就是 v_0 基本上是确定的。所以, 随着发动机涡轮前燃气温度 T_3^* 的提高, 涡轮风扇喷气发动机的涵道比也是不断增加的。图2-16就是涵道比较大的涡轮风扇喷气发动机的示意图。

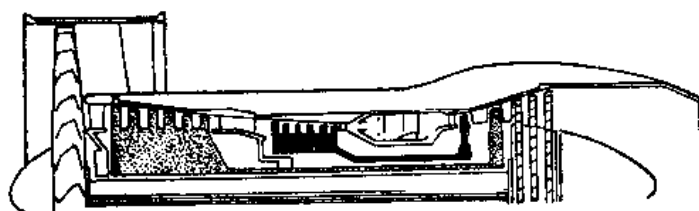


图 2-16 大涵道比的涡轮风扇喷气发动机

四、加力式涡轮风扇喷气发动机

通过上面的介绍, 也许有人会认为, 涡轮风扇喷气发动机不宜于作歼击机的动力装置。但恰恰相反, 不仅可以, 而且在当前飞机所要求的条件下非常合适。这主要是因为采用了带加力的涡轮风扇喷气发动机。加力的方式可以有内涵加力、外涵加力和混合加力三种, 实际上大都采用混合加力。如图2-17所示, 就是混合加力涡轮风扇喷气发动机后面部分的结构原理图。即在结构上, 增加了混合器 (也有的发动机没有混合器) 和加力燃烧室。这类发动机的特点是合理地照顾了两个方, 一方面是巡航的时候不加力, 可改善经济性, 增加飞机的续航时间或作战半径; 另一方面是投入战斗时可加力, 发出大推力, 提高推重比, 改善飞机的机动性。特别是在加力时, 获得高速, 在高速的条件下, 加力的效果更加显著, 但这时必须是小涵道比的加力式涡轮发动机。

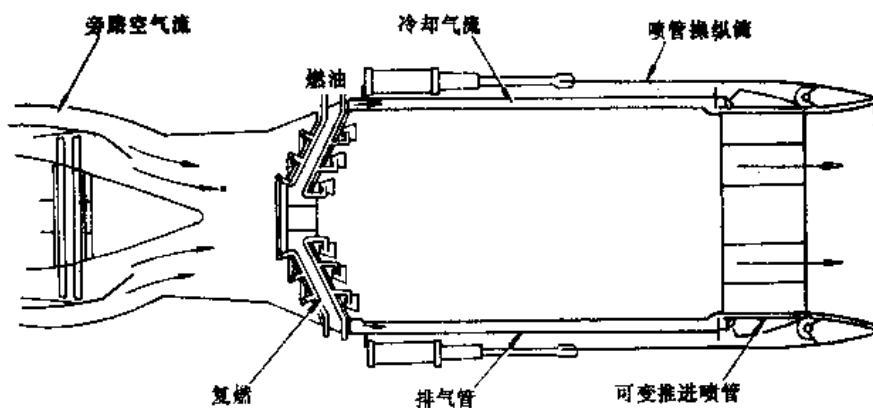


图 2-17 加力式涡轮风扇喷气发动机后面部分的原理图

由于加力式涡轮风扇喷气发动机具有按不同需要在提高推重比和提高推进效率两个方面突出的优点，所以新的一代把飞机的机动性摆在首位的歼击机，大多采用加力式涡轮风扇喷气发动机。

但应当补充指出，如果是用于以格斗为主的歼击机的动力装置，也不能排除继续发展带加力的涡轮喷气发动机。因为这种飞机的巡航状态，所占时间较少，巡航的耗油率对全机性能影响不大。为了提高加力的热效率和缩小迎风面积，仍有采用新一代加力涡轮喷气发动机的可能性。

五、涡轮螺桨发动机

在以上有关涡轮风扇发动机的讨论中，若飞行速度一定（如高亚音速巡航），则提高允许的 T_4^* ，增加风扇发动机的涵道比，有利于提高推进效率。如果在一定的 T_4^* 下，用于飞行速度 v_0 较低的飞机的发动机，例如时速为500km/h，则恰当的涵道比可能很大，要到50以上。现在，我们还很难设想有这样的风扇发动机。事实上，为解决这一问题，早在50年代初期就已经出现了涡轮螺桨发动机，如图2-18所示。在基本原理上，与涵道风扇发动机无异，只是没有外涵壳体，并用螺桨代替了风扇。这种发动机的特点是核心发动机所产生的能量的绝大部分通过涡轮，经减速器输给螺桨，由螺桨作推进功。从喷口排出的燃气所具有的动能甚少，在地面台架上，只占功率的5%左右。所以，这种发动机通常就认为不属于单纯的喷气发动机了，它是一种混合推进装置。这种发动机用于低空低速的军用运输机或民航机，可获得较好的经济效益。

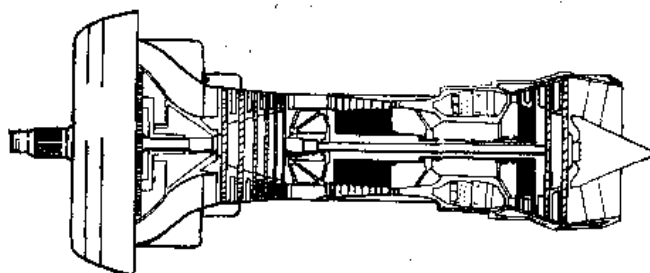


图 2-18 涡轮螺桨发动机原理图

人所共知，螺桨作为推进器，在航空上首先出现时是与活塞式发动机相配合。50年代初出现了涡轮螺桨发动机，这是使用螺桨的第二个时期。当时，曾有人预言，涡轮螺桨发动机是最有发展前途的，在民航和军用运输机上将来可以用于跨音速巡航的飞机。事实说明，当时的这种预言是不正确的。主要是预言者把希望建立在超音速螺桨的研制上，这是不可靠的。后来因为超音速螺桨没有及时研制成功，以致在60年代以后，涡轮螺桨发动机很少有什么新的发展。事实上，这时候人们的注意力已经转向了涡轮风扇喷气发动机的研制。

近几年来，由于涡轮前燃气温度 T_4^* 的不断提高，而且预计还会提得更高，因而所要求的涡轮风扇喷气发动机涵道比也越来越大。为此，人们又设想着不带涵道外壳的风扇，这预示新一代螺桨的出现。这就是使用螺桨的第三个时期了。事实上这已成为现实，日前国外有些单位在研制超音速螺桨方面已取得成果。

50年代的螺旋桨发动机，虽然耗油率比较低，即经济性比较好，但只适于作低速巡航飞机的发动机，一般都在600km/h以下，满足不了今天中程或远程大型运输机的要求。新一代涡轮螺旋桨发动机，可用于巡航速度在800km/h以上，推进效率可达0.8左右。这种螺旋桨的截面很薄，桨叶的前缘后掠，使气流保持在亚音速，同时增加了叶片数目（如6~8片），以缩小直径，减轻重量。从外观看，它介于早期的螺旋桨和高涵道比的风扇之间。所以也有把它作为另一种类型发动机的，叫做螺旋桨风扇发动机。为了减薄叶片，就要有高强度的材料，好在近年来复合材料的研究有了很大的进展，因此有可能制成薄得多的超临界翼型的桨叶。

但必须指出，新一代涡轮螺旋桨发动机的广泛应用仍然还是一项较远期的目标，预计在十年之内还不可能取代涡轮风扇发动机，主要是螺旋桨的效率和噪声的问题还有待进一步改善，此外， T_3 温度在近期内也不可能有大幅度的提高。

六、涡轮轴发动机

涡轮轴发动机是用于直升机的，它与旋翼配合，构成了直升机的动力装置。直升机的飞行速度较低，时速一般在200~300km/h，个别武装直升机也有到400km/h的。特别是悬停的时候，推进器必须产生与直升机本身重量相等的升力，才能保持平衡。所以这时候，可认为 $v_0=0$ 。按照前面风扇发动机中的讨论，从理论上讲，旋翼的直径愈大愈好。同样的核心发动机，产生同样的循环功率，所配合的旋翼直径愈大，则在旋翼上所产生的升力愈大。事实上，由于在能量转换过程中有损失，旋翼也不可能制成无限大，所以，旋翼的直径是有限制的。一般说，通过旋翼的空气流量是通过涡轮轴发动机的空气流量的500~1000倍。

如图2-19所示，涡轮轴发动机的特点是核心发动机所产生的循环功率基本上都通过涡轮（通常叫动力涡轮，如果能与核心发动机的涡轮分开的话，也叫自由涡轮）、减速器（通常有体内减速器和主减速器）输给旋翼和尾桨。涡轮轴发动机本身排出的燃气，一般不产生推力，排气的方向也比较随便，通常是从结构上考虑为多。但必须指出，个别涡轮轴发动机的排气仍有少量的推力可被利用。

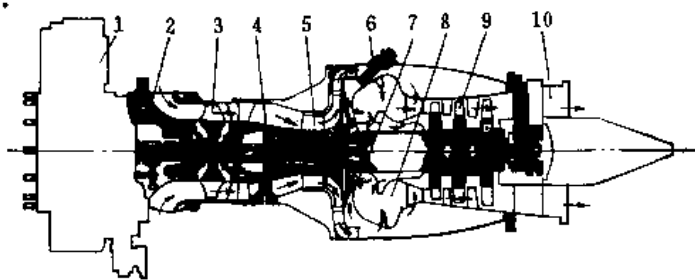


图 2-19 涡轮轴发动机原理图

1—减速器；2—进气道；3—轴流压气机；4—中介机匣；5—离心压气机；6—点火器；7—甩油盘；
8—燃烧室；9—涡轮；10—尾喷管。

七、可变循环喷气发动机

从上面各类发动机的介绍中，不难发现，需要什么样的发动机与飞行速度很有关系。但飞机的飞行速度是变化的，特别是有的飞机，要求在较宽的飞行领域都能有良好的性能，

这就要求有一种发动机，它能根据不同的飞行状态，通过改变发动机内部流路的变化，使发动机热力循环发生变化，这种发动机被叫做可变循环喷气发动机。一种比较少的变化，例如涡轮风扇喷气发动机，可根据飞行速度的大小，主动地调节涵道比和涡轮功的分配，有利于改善经济性。另一种，比较多的变化，如图2-20所示，低速飞行的时候是涡轮喷气发动机，高速飞行的时候就变为冲压式喷气发动机。这不仅解决了冲压喷气发动机的起飞问题，而且也可以在低速飞行时正常使用，具有较高的循环热效率，这种发动机也叫做涡轮冲压组合式发动机。

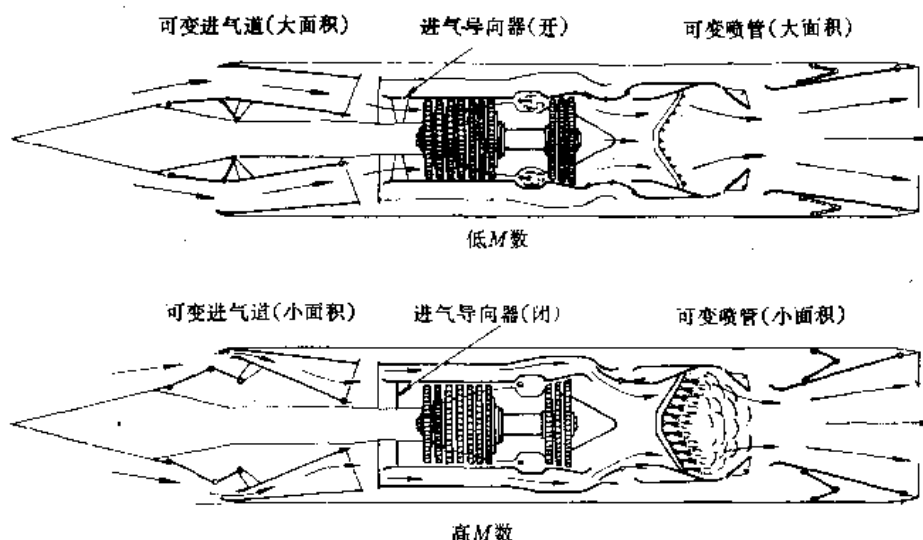


图 2-20 变循环喷气发动机一例

以上比较概略地介绍了七种航空发动机，包括所谓的纯涡轮喷气发动机在内，共计八种。通过这八种航空发动机的介绍，我们初步了解了航空动力装置的去、现在和未来，由此也可以看出，它们不是彼此孤立的，而是紧密联系，相互渗透，共同构成一个航空动力装置的体系。如图2-21所示，有各自所适合的外界工作条件。随着技术的进步，各个时期的要求以及各机种突出的问题都会发生变化，有的发动机虽然是当前重点使用和发展的，但对于其他几种类型的发动机也不能偏废。在一定的条件下，例如本身在技术上有所突破，或客观上能发挥其特有的优点时，它们就有可能得到应用和发展。

此外，作为航空发动机，过去有活塞式发动机（现在还在使用），将来还可能有原子能发动机和激光风扇发动机等，前者继续发展的潜力不大，后者投入使用尚需时日。例如原子能发动机，是一种以原子能作燃料的发动机，因

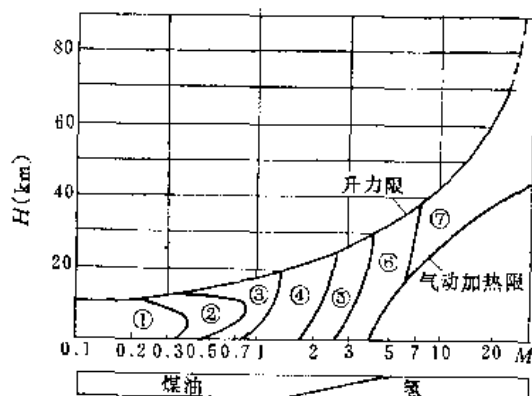


图 2-21 不同类型发动机所适合的飞行速度和高度区域

- ①—直升机用涡轮轴发动机；②—涡轮螺旋桨发动机；
③—涡轮风扇发动机；④—涡轮喷气发动机；⑤—
加力式涡轮喷气发动机和加力式涡轮风扇发动机；
⑥—超音速冲压式喷气发动机和高循环组合式发
动机；⑦—高超音速冲压式喷气发动机。

外对此早已开始研究，但由于这种发动机只能用于起飞重量为450吨级以上的飞机，且技术复杂，防护装置过于笨重，因此现在仍处于探索研究中。上述这些发动机，以及火箭发动机，不属于本书内容，在此不作介绍。

复 习 题

1. 涡轮喷气发动机的理想循环是由哪些过程组成的？理想循环的热效率决定于什么？
2. 涡轮喷气发动机的实际循环与理想循环有哪些差别？图2-3上面积02390是否可表示循环功的大小？为什么？
3. 发动机推力与有效推力存在什么差别？在什么条件下发动机推力可表示为 $F = q_m v_e$ ？
4. 涡轮喷气发动机作为热机和推进器的统一体，在提高总效率方面原则上应从哪些方面入手？
5. 沿流程参数的变化与推力在各部件上的分配有什么内在的联系？
6. 在地面台架上，涡轮喷气发动机推力的大小是否可以无条件地表示它作为热机所产生的功率的大小？即推力大的发动机一定比推力小的发动机功率为大，对不对？为什么？
7. 现代歼击机对发动机的要求，为什么突出发动机推重比这一性能指标？
8. 改善发动机的耗油经济性对作战飞机和民航飞机各有什么意义？
9. 试述提高涡轮前燃气温度和压气机增压比对改善涡轮喷气发动机性能的意义。
10. 试从基本原理上（即提高推重比和推进效率）说明下列从涡轮喷气发动机演变出来的不同类型发动机的特点：加力式涡轮喷气发动机，涡轮风扇喷气发动机，涡轮螺桨发动机和涡轮轴发动机。

第三章 涡轮喷气发动机部件

第一节 进气道

在压气机前,空气要经过一段管道,才能进入压气机。这段管道是必要的。发动机在一定的外界和内部工作条件下,压气机进口的 M 数是一定的,一般情况下它不可能恰好就是飞行的 M 数。现代压气机的进气轴向速度都是亚音速,例如在设计条件下,进口轴向 M 数不超过0.7,而目前的飞机却经常在超音速下飞行。同时,离开设计条件时,压气机进口 M 数和飞行 M 数的变化也是不一致的。这就需要有一段管道,通过它气流减速扩压,然后进入压气机,这段管道就是进气道,它是推进系统的一个组成部分。虽然有时候它还是飞机结构的一部分,但那只是结构上的需要而已。

进气道的工作,对整台发动机的性能有重要的影响。首先是气流经过进气道的总压恢复系数 σ_1 ,由公式

$$p_1^* = \sigma_1 p^* \quad (3-1)$$

看出,它将影响流经发动机的空气流量,因为流经发动机的流量正比于压气机进口总压 p_1^* 。此外,还将影响循环的热效率。计算表明压气机进口的总压损失1%,将使发动机推力损失1.25%甚至更大。此外,进气道总压损失过大,在一定条件下,还会对涡轮前燃气温度带来不利的影响,使其上升。这将在下一章中讨论。

其次,是进气道本身的工作稳定性和出口气流流场是否均匀,即进气道出口流场畸变的情况。前者会直接影响发动机的正常工作,如进气道出现喘振而引起燃烧室熄火,或机件损坏,后者会引起压气机效率下降甚至喘振。

此外,进气道工作对有效推力的影响,还应当提到两点,其一,超音速飞行时,如果激波不贴口,如图2-5所示,会有附加阻力;其二,进气道唇口的存在使外流急剧加速,有可能引起气流分离或形成超音速区。这两种情况分别地都会使得外阻明显增加。

进气道在飞机上的位置安排,有多种方案。如果发动机是外挂在机翼下或被安置在飞机尾部的支座上,进气道是短舱的一部分,它的形式和长度完全可以根据发动机的要求而设计,但这种方案明显地要增加外阻,一般多用于亚音速的飞机。进气道的位置安排形式变化比较多的是歼击机,如图3-1所示,分别表示机头进气,两侧进气和翼根进气。早期的喷气飞机,以采用机头进气为多,后来因为飞机上电子设备多了,机头要安装雷达等电子设备,同时为了缩短进气道和改善驾驶员的视线,大都

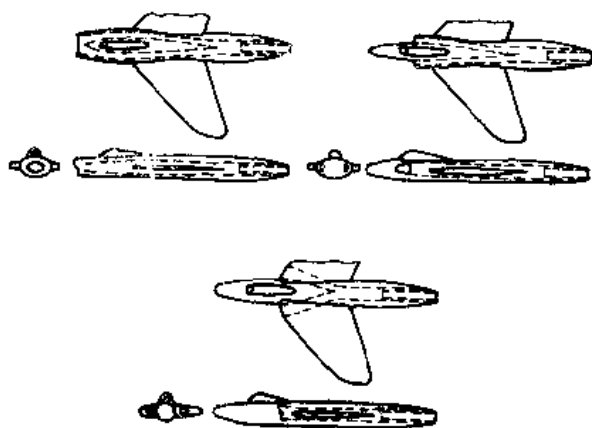


图 3-1 进气道在飞机上的安排部位

采用两侧、翼根或腹部进气。这种方案使气流在进气道中有多次拐弯，可减少雷达波的反射，是隐形飞机的有利选择，所带来的问题是损失增加，或出现局部分离，更主要的还是在飞机作机动飞行时，迎角或侧滑角的影响，增加了进气道本身工作的不稳定性，和压气机进口流场的不均匀性。

进气道的形式，主要取决于飞行速度。例如皮托管式进气道，也称为亚音速进气道，除了适合于飞行 M 数小于1的情况之外，也适合于 M 数小于1.5的超音速飞行。这时候，在进气道前面出现正激波，而它所造成的总压损失虽然较大，但仍然是可接受的，主要是它具有较好的低速性能。在较高的飞行 M 数下，就要用超音速进气道，这种进气道随外界条件的变化性能比较敏感，一般还需要有调节机构。

一、亚音速进气道

1. 流动模型

一定的进气道，它的进口流动模型取决于发动机的工作状态和飞行的 M 数。在设计条件下的流动模型和参数沿流程的变化，如图3-2所示。

0-01 气流从远前方未扰动的截面 A_0 ，可认为经过等熵过程滞止减速，进入进气道进口截面 A_{01} ，减速的程度决定于面积比

$$\varphi = \frac{A_0}{A_{01}} \quad (3-2)$$

φ 称为进气道流量系数。在设计条件下，气流在进入进气道之前先有一段等熵滞止，是可取的。但滞止得太多，即 φ 过小，会使气流流向外壳前缘的角度增大，也就是前面提到的急剧加速，使得外阻增加。

01-1 主要是扩压，然后有一小段收敛，扩压一般在进气道的前面部分，这可使气流速度下降，减少沿进气道内的流动损失。在压气机前有一小段收敛是使气流较均匀地进入压气机。

设 M_0 为飞行的 M 数； M_1 为压气机进口的 M 数，它决定于发动机的转速 n 和进口的总温 T_1^* ； M_{01} 为进气道的进口 M 数，决定于 M_1 ，与 M_0 没有直接的关系。

2. 流动损失和特性

按照流量连续

$$K \frac{p_0^* A_0 q(\lambda_0)}{\sqrt{T_0^*}} = K \frac{p_{01}^* A_{01} q(\lambda_{01})}{\sqrt{T_{01}^*}}$$

且代入等熵条件，得

$$\varphi = \frac{A_0}{A_{01}} = \frac{q(\lambda_{01})}{q(\lambda_0)} \quad (3-3)$$

而 $q(\lambda_{01})$ 或 (M_{01}) 主要是决定于发动机的工作状态。所以，随着飞行 M 数的变化(或 $q(\lambda_0)$ 的变化)， φ 是变化的。

当 M_0 下降时， φ 增加，可大于1，出现如图3-3(b)所示的流动模型。若 $M_0 \rightarrow 0$ ，则 $\varphi \rightarrow \infty$ ，流动模型如图3-3(a)所示，气流从前面各方进入进气道。

当 M_0 增加时, φ 下降, 图3-3(c)表示 $\varphi < 1$ 。当 $M_0 > 1$ 时, 在进气道前出现脱体激波, 如图3-3(d)所示。气流经过正激波, 总压有损失, 静压上升, 激波后气流继续滞止, 直到进气道进口 A_{01} 截面, M 数达到 M_{01} , 相应地恰好是发动机对进气道所要求的 $q(\lambda_{01})$ 。如果飞行 M 数有变化, 则自动调整激波强度和相对位置。

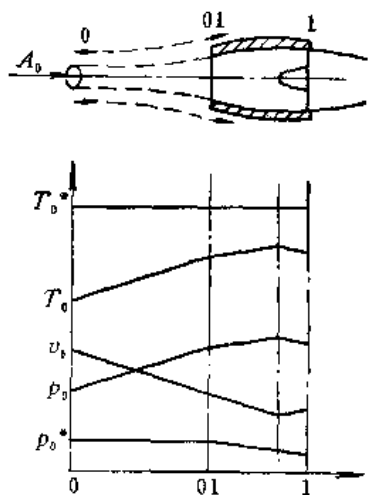


图 3-2 进气道流动模型参数沿流程变化

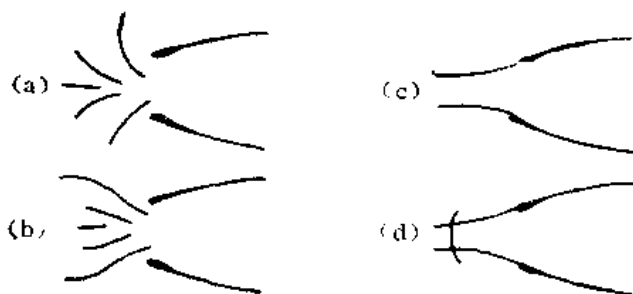


图 3-3 进气道进口流动模型的变化

进气道的总压恢复系数 σ_1 , 取决于激波强度和进气道内流损失。其中内流损失, 主要是包括唇口边缘和通过内部通道的流动损失。因此, σ_1 可表示为 $q(\lambda_{01})$ 和 M_0 的函数, 当 M_0 一定时, φ 取决于 $q(\lambda_{01})$, 所以也可写为

$$\sigma_1 = f(M_0, \varphi) \quad (3-4)$$

如图3-4所示, 即表示进气道总压恢复系数的特性线。图中 M_{0d} 表示设计点的飞行 M 数。

如果在超音速飞行时, $\varphi < 1$, 有附加阻力 x_d

$$x_d = \int_{A_0}^{A_{01}} (p - p_0) dA$$

它将使发动机的有效推力减小, 这是必须考虑的。

通过以上情况的介绍, 还必须强调指出, 飞行 M 数对进气道工作的影响是很大的, 如图3-3所示, 不同的飞行 M 数, 进气道前面的流动模型有很大的差别。能满足设计状态工作的进气道, 例如图3-3(c)所示, 在 $M_0 = 0$ 时, 不见得能满足人们对它的要求。 $M_0 = 0$, 相当于飞机的起飞状态, 要求有尽可能大的推力, 如果这时候总压恢复系数不高或甚至在唇口出现分离, 就要直接影响飞机的正常起飞, 例如用于超音速飞行的亚音速进气道在设计状态的总压恢复系数通常为0.94~0.98, 而在地面起飞时, 若不采取适当的调节措施, σ_1 可能要低于0.9。

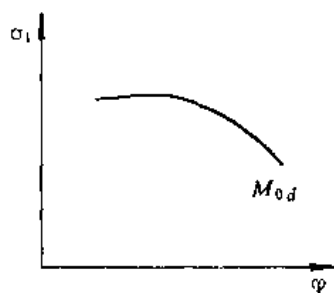


图 3-4 进气道总压恢复特性

二、超音速进气道

1. 工作原理

超音速进气道气流滞止的气动原理可归结为用多波系来代替一道正激波，将超音速气流转变为亚音速气流，减少损失，提高总压恢复系数 σ_1 。图3-5(a)表示的是一种常用的混合式超音速进气道原理图。气流经过两道斜激波后进入进气道，超音速气流在收敛的管道中继续扩压减速，在喉道处达到音速，然后加速，在一道正激波之后气流降为亚音速。

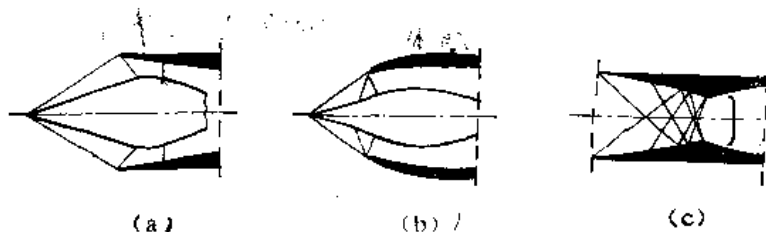


图 3-5 超音速进气道的类型

区别于混合式超音速进气道，如果最后一道正激波贴口，如图3-5(b)所示，超音速气流经激波系降为亚音速之后才进入进气道的，就叫做外压式超音速进气道。如果进气道入口的气流速度就是飞行速度，那么气流速度从超音速转变为亚音速的全部过程都在进气道内完成。理想情况下，在收敛段没有强激波，气流增压，减速，喉道处达到音速，喉道之后为超音速，在通过一道正激波之后，才变为亚音速，如图3-5(c)所示，这叫做内压式超音速进气道。

混合式超音速进气道在性能上相对于后面两种具有明显的优点，所以，它是当前被广泛采用的一种进气道形式。它的优点主要是：

(1) 外形比较平直，可以减少进气道的外阻；

(2) 最后一道正激波，可根据发动机状态和外界条件的变化自动调整位置和强度，所以它的工作比较稳定；

(3) 相对于内压式而言起动比较容易。这主要是由于内压式超音速进气道要达到在设计条件下工作，首先必须要超过设计飞行 M 数的情况，或采用其他方法，例如扩大喉道截面，把口外的脱体正激波消除，然后再退回到设计的飞行 M 数工作或重新收小喉道截面，但这是困难的。

2. 特性

超音速进气道的工作特性比较敏感，它取决于飞行 M 数和发动机的工作状态。当偏离设计点条件后，对于不可调节的超音速进气道，飞行 M 数变化不仅会影响波系角度，如图3-6；而且与发动机工况变化类似，会使进气道出口换算流量 $q(\lambda_1)$ 变化，从而引起进气道工况变化，从临界转为亚临界或超临界。

(1) 波系角度变化，交点不再落在唇口上

例如当飞行 M 数下降时，如图3-6(a)所示，激波交点前移，通常叫做亚临界工作状态， $\varphi < 1$ ，要产生较大的附加阻力。

例如当飞行 M 数增加时，如图3-6(b)所示，通常叫超临界工作状态，这时候 σ_1 要下降，

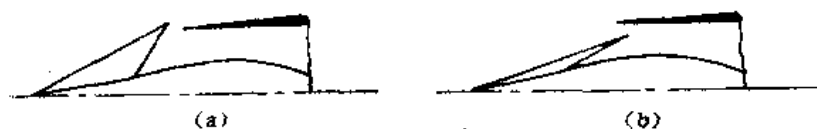


图 3-6 超音速进气道在亚临界和超临界下工作

激波交点进入进气道，有可能影响进气道的稳定工作。

此外，例如轴对称进气道受到气流迎角或侧滑角的影响时，破坏了波系的对称性，在对称的部位上有可能同时出现上述两种不同的情况。

(2) 扩压段的正激波被推出口外

如图3-7所示。出现这一现象的原因是发动机所需要的流量小于进气道所提供的流量，在压气机前反压增加，正激波前移，直至被推出口外。

这种现象出现在发动机转速下降或进口总温 T^* 增加的时候。

出现这一现象，破坏了波系的组织，会使 σ_1 下降， $\varphi < 1$ ，外阻增加，并可能导致喘振。

(3) 喘振

正激波被推出口外之后，由于正激波比较强，与锥面附面层干扰的结果很容易出现分离，在分离之后，损失增加，使喉道的有效流通面积减小，流量受堵，迫使激波更加前移，强度更加加强，激波直往前推，直到锥面的顶部附近，附面层比较薄，波后不再分离了，损失突然减少，喉道通畅了，激波又后移。由此交替进行，产生流量和压力的低频大振幅脉动，这就是进气道喘振。它的危害甚大，不仅使发动机性能下降，而且有可能造成发动机熄火或损坏机件。

国外也有把这一现象称为嗡鸣的。

(4) 嗡鸣

当进气道处于超临界工况时，扩压段中正激波后移，波的强度加强，当其达到一定强度后，会出现强分离造成的高频振动，叫做嗡鸣。造成嗡鸣的原因与上面(2)相反，是转速上升或进气的总温 T^* 下降，发动机需要更多的流量，而流量受到进气道喉道的限制，所以，会使正激波自动地后移，增加激波强度，使 p^* 下降，则使压气机进口的 $q(\lambda_1)$ 上升。当正激波加强到一定的程度时，在扩压段反压的作用下有可能在激波后出现分离，在分离后，总压 p^* 下降，激波前移，分离消失，这时总压 p^* 又不适应发动机需要的密流函数，激波又后移，由此交替进行，造成压力脉动，出现嗡鸣。

嗡鸣的特点是频率高，振幅小，嗡鸣本身会使发动机的推力略有下降，一般来说，危害不大。但超临界工况本身引起的压力恢复下降，带来推力下降的影响是不能忽视的。

国外也有把这一现象称为脉动的。

综上所述，进气道的工作情况，取决于发动机工作状态和飞行的 M 数。

$$\text{按连续方程，也可写成 } \sigma_1 = \frac{A_0 q(\lambda_0)}{A_1 q(\lambda_1)} = \varphi \frac{A_{01}}{A_1} \frac{q(\lambda_0)}{q(\lambda_1)}$$

式中： A_1 ——压气机进口截面积，与 A_{01} 一样对于一定的发动机，都是确定的。

因为 φ 是 $q(\lambda_1)$ 和 M_0 的函数，所以，总压恢复系数 σ_1 可表示为

$$\sigma_i = f[q(\lambda_1), M_0] \quad (3-5)$$

如图3-8所示,即为超音速进气道与发动机共同工作的特性图。

当飞行 M 数一定时,随着发动机转速偏离设计值而使 $q(\lambda_1)$ 下降, σ_i 有所增加,当正激波被推出后,会使 φ 下降,外阻增加,并有可能出现喘振;当转速上升时, $\varphi = 1$,外阻也不会变化,而 σ_i 下降,有可能出现嗡鸣。



图 3-7 正激波被推出口外

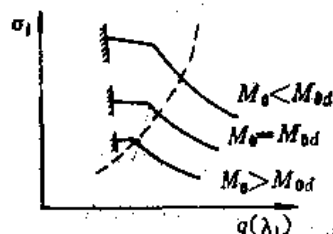


图 3-8 进气道与发动机共同工作特性

当发动机转速一定时,随着飞行 M 数偏离设计值而下降,在进气道的前部,斜激波的交点前移,使 φ 下降,外阻增加,在进气道的后部,总温 T^* 下降, $q(\lambda_1)$ 上升,则发动机需要的流量大于进气道供给的流量,自动地调整正激波后移,并加强。另一方面由于飞行 M 数的下降, σ_i 仍然还是有所上升。当飞行 M 数上升时,在进气道的前部,斜激波的交点要落到进气道内,有可能造成不稳定工作,在进气道的后部,总温 T^* 上升, $q(\lambda_1)$ 下降,则发动机需要的流量小于进气道供给的流量,自动地调整正激波前移,并减弱,这时候有可能把正激波推出口外,甚至出现喘振。另一方面,由于飞行 M 数的增加, σ_i 是下降的。

3. 调节

从前面的介绍中,可以了解进气道的工作性能,与发动机的工作状态和飞行 M 数有密切联系。离开了设计点之后,不仅会降低发动机性能,情况严重时,甚至使发动机不能正常工作。其中主要的问题是发动机所需要的流量和进气道所提供的流量不匹配。

调节方案之一是移动中心体,如图3-9所示。当飞行 M 数下降时,中心体后移,使斜激波仍然相交于唇口,并增大喉道面积,满足发动机的流量要求。图3-10还表示二元进气道调节的方式,同时改变楔形板的角度和喉道的面积,其意义与移动中心体类似。

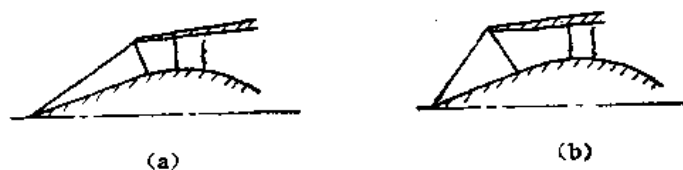


图 3-9 移动中心体示图

调节方案之二是开放旁路门,这对于超音速或亚音速进气道都同样有意义。如图3-10所示,还表示处在起飞和爬高等亚音速飞行时,可以打开旁路门进气,一方面可改善唇口的流动,另一方面可直接增加流量以满足增加推力的要求。相反的情况,当飞行 M 数上升,超音速飞行时,可从另一方向打开旁路门放气,以防止正激波被推出口外。对于亚音速进气道,打开旁路门往往是专门供地面状态使用,以改善起飞性能。但需要注意到噪声的变化。例如

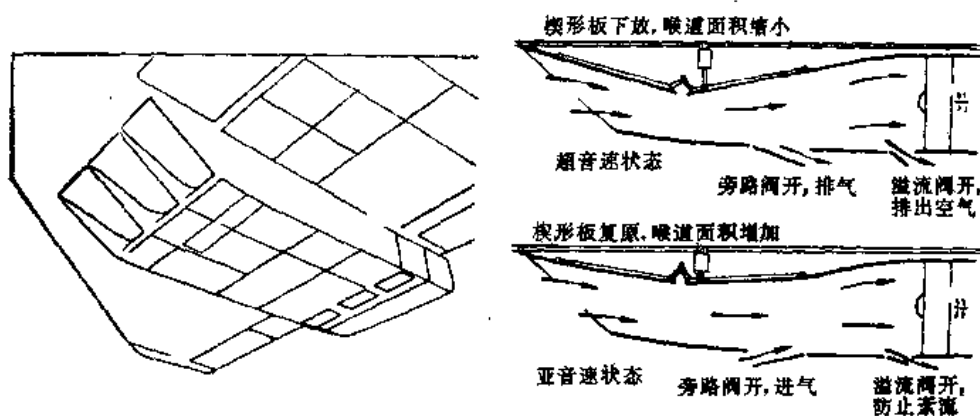


图 3-10 二元进气道调节示意图

早期的波音747采用进气门, 后来取消了, 就是因为起飞时流入风扇的气流不均匀, 导致风扇的噪声增加到不能接受的程度。

此外, 为了避免发生喘振, 首先要消除在进气道进口锥面或楔形面上气流的分离。为此, 在适当的部位采用吸除或吹除附面层的方法。也可采用涡流发生器, 即在锥面上安装一排小叶片, 产生一系列顺流而下的涡流, 在涡流的作用下, 使附面层与中心流进行质量和能量交换, 提高附面层中流动的动能, 用以克服反压, 延缓分离。涡流发生器也可安置在进气道的扩张段, 用来延缓分离或改善进气道出口流场的均匀性。

第二节 压气机

一、压气机类型和结构

从热力循环中可看出压气机是航空燃气涡轮发动机的一个重要的组成部分。它接受涡轮的功对气流进行压缩, 提高压力。

1. 基本形式

压气机有两种形式, 即离心式和轴流式。

离心式压气机

如图3-11所示, 是早期涡轮喷气发动机上的一个离心式压气机。它由进气系统、叶轮、扩压器和集气管四部分组成。压气机轴通过中间联轴节与涡轮轴相接。为了增加进气量, 它采用双面进气的叶轮, 这对于平衡作用在轴承上的轴向力也有好处。

在叶轮的前面一部分叫导风轮, 叶片向着旋转方向前弯, 以迎合来流的相对速度, 一般是与工作轮分别制造的, 但也有与工作轮叶片制成一体的。工作轮叶片之间呈径向辐射状的通道, 气流通过工作轮, 增加压力和速度。

气流从叶轮流出来之后, 进入扩压器。扩压器的叶片与叶轮之间有一段空间, 这段空间也起扩压的作用, 所以有时被称为缝隙扩压器, 也叫无叶扩压器。

从扩压器出来的气流, 通过集气管拐弯后进一步扩压, 进入燃烧室。

离心式压气机，虽然有它的优点，如结构简单可靠，性能比较稳定等，但由于它效率较低，迎风面大，在50年代以后设计的较大推力（例如两千十牛以上）的涡轮喷气发动机中就不再出现了。

但是，离心式压气机在航空上仍有它使用的领域，主要是小型的动力装置，例如巡航导弹、无人驾驶侦察机、靶机或其他小型飞机上使用的动力装置。大量使用离心式压气机的是中小型直升机的动力装置，特别是小型直升机用的涡轮轴发动机，更是广泛地单独使用离心式压气机，或与轴流式压气机配合使用，作为压气机的最后一级。在小型动力装置上使用它，可以充分地发挥其优点，并能促使它原来一些缺点的转化，如效率问题，就不比小型轴流式压气机差。如果与轴流式配合使用，则迎面积大的问题也就不再突出了。因此，离心式压气机这些年来也得到了很大的发展。

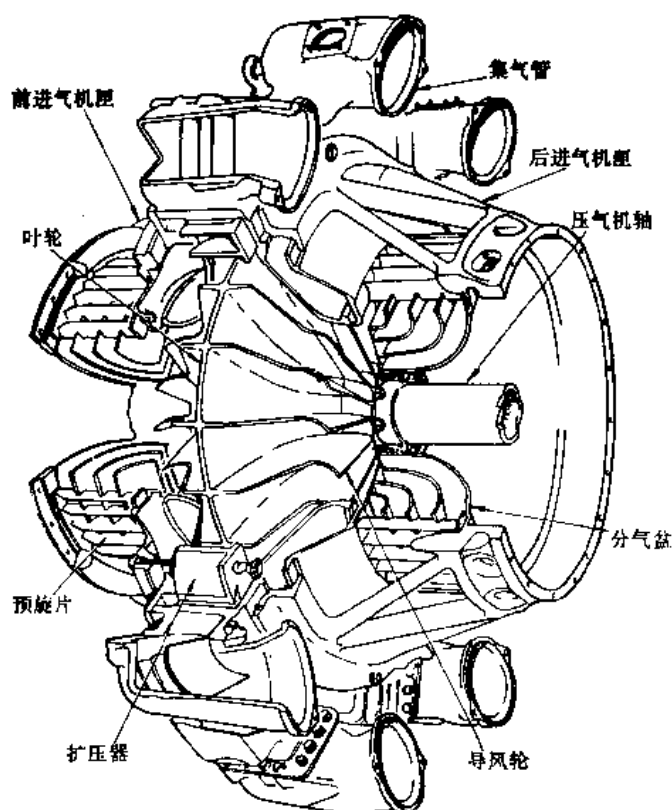


图 3-11 典型的离心式压气机

图3-12所示，一为单面进气的叶轮，一为双面进气的叶轮。研究表明，离心式压气机的单级增压比可达12以上。但已经使用的小型高压比的离心式压气机，仍以采用两级离心式压气机为多，如图3-13所示。这是一台涡轮螺桨发动机。

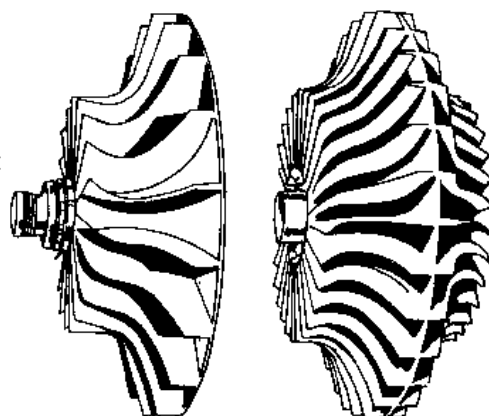


图 3-12 离心叶轮

轴流式压气机

图3-14所示，为两个轴流式压气机，一为单转子，一为双转子。

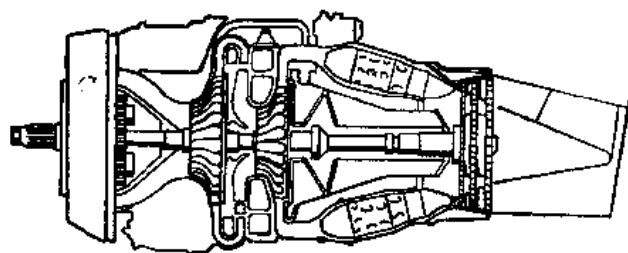
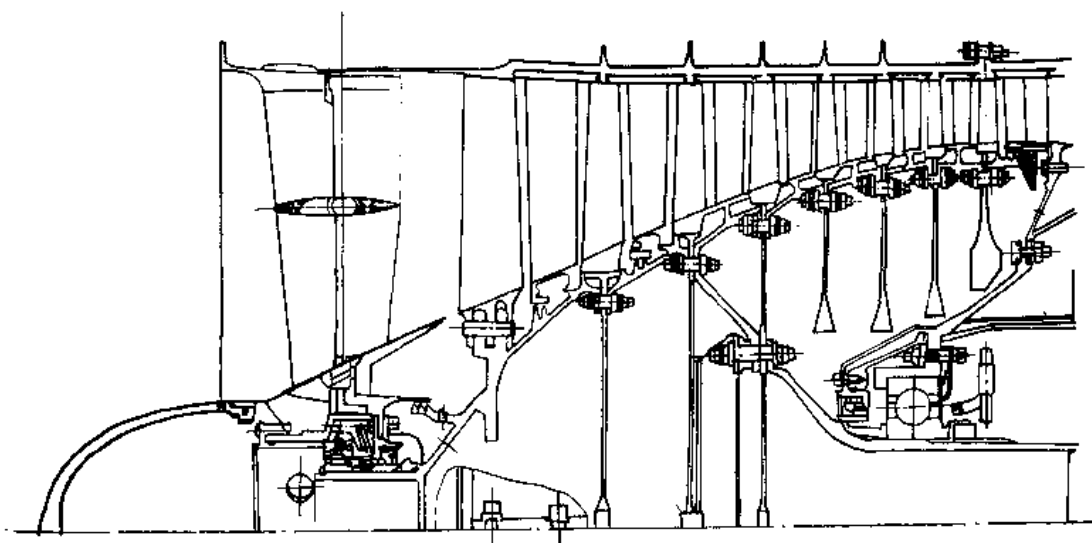


图 3-13 带两级离心式压气机的涡轮螺桨发动机

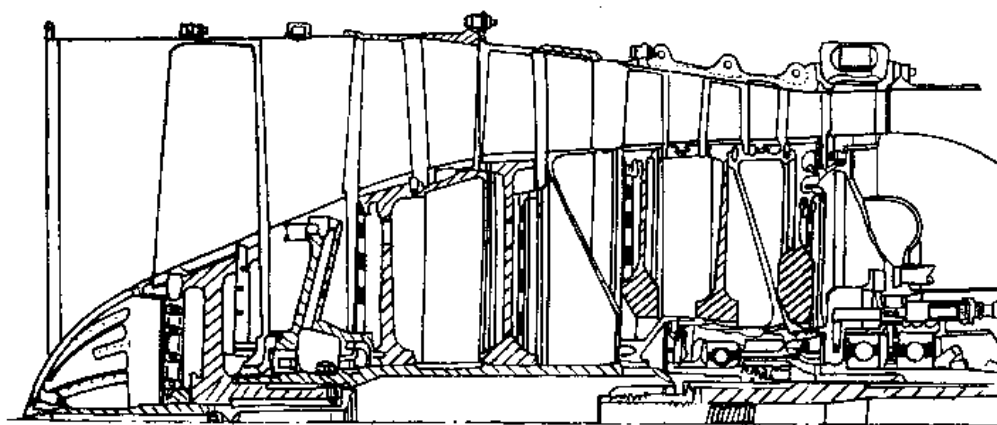
单转子压气机，由一个转动件和静子件组成。转动件包括转子叶片（工作叶片）、轮盘和轴，被支承在前后轴承上，静子件包括静子叶片（导向叶片）和机匣。轴流式压气机的级增压比较小，目前实际使用的一般在1.15~1.35，所以压气机都是由

多级组成，图上的压气机是由8级组成的。

双转子压气机，由两个同心不同轴的压气机组成，前面的叫低压压气机，与低压涡轮一起构成低压转子；后面的叫高压压气机，与高压涡轮一起构成高压转子。在工作中，两个转子没有机械上的固定连接，各自以不同的转速旋转。



(a) J85(WP) 发动机的轴流压气机(单转子)



(b) WP7乙发动机的轴流压气机(双转子)

图 3-14 轴流式压气机结构图

图3-15为涡扇发动机的轴流压气机。

2. 压气机转子

从结构强度而言，压气机转子是一个高速旋转的承力件，要承受弯矩、扭矩以及叶片和转子自身的离心力。除了要求尺寸小、重量轻之外，还必须有良好的定心和足够的刚性。早期的压气机有盘式转子结构，由一根轴和若干个轮盘组成，用轴将各级轮盘连成一体。转子叶片和轮盘的离心力由轮盘承受，转子的抗弯刚性由轴保证。由于抗弯刚性较差，简单的盘式转子已不再使用。目前使用的有鼓式（图 3-16）和鼓盘式（图 3-17）结构。前者在鼓筒形轴的外表面加工有环槽或纵槽，用来安装转子叶片，主要负荷由鼓筒承

受和传递；后者在轮缘处有各种形式的榫槽，用来安装转子叶片。叶片、轮盘和鼓筒的离心力由轮盘和鼓筒共同承受，扭矩经鼓筒逐级传给轮盘和转子叶片，转子的横向刚性由鼓筒和连接件保证。这是当前广泛使用的结构形式。

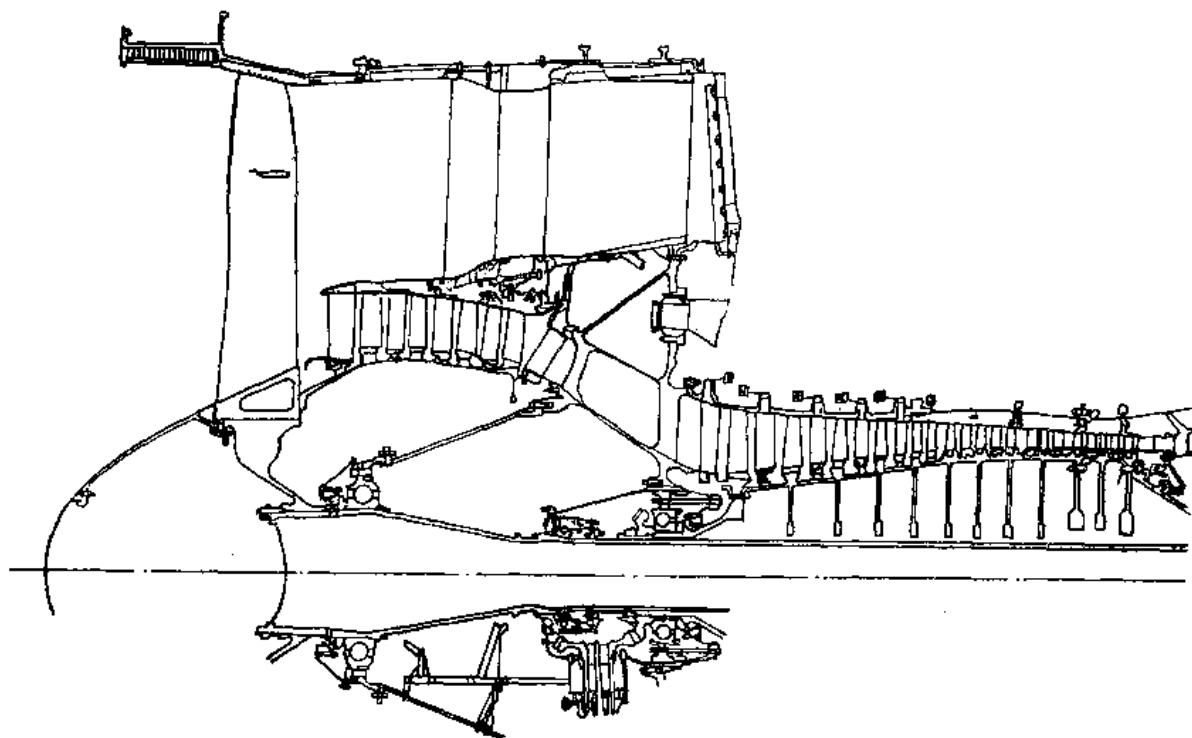


图 3-15 涡扇发动机 (PW2037) 轴流压气机

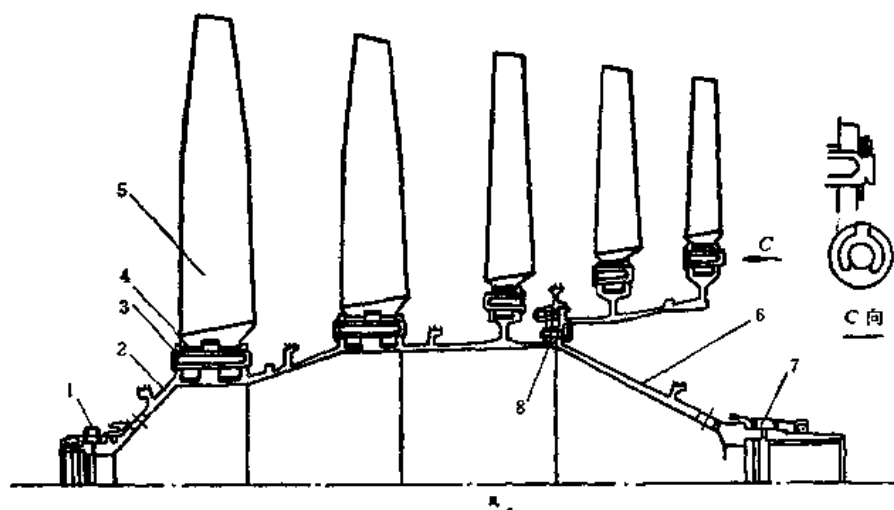


图 3-16 鼓式转子——民用斯贝发动机低压压气机转子

1—前支点；2—鼓筒前段；3—销钉；4—衬套；5—风扇叶片；6—鼓筒后段；
7—转子后轴承内圈；8—连接螺栓。

3. 工作叶片

工作叶片是轴流压气机的重要零件之一。它主要由叶身和榫头组成。如图 3-18 所示。

在叶片上作用着巨大的离心力、气体力和振动负荷。工作叶片由于振动而损坏是轴流压气机常见的故障。此外，榫头连接处也是关键的部位。榫头形式的选择和尺寸的确定，

主要是取决于叶片强度，要求避免存在过大的应力集中。榫头连接有多种形式，有销钉连接，燕尾形和纵树形连接等，但以燕尾形为多，主要是尺寸小，重量轻，能承受较大的负荷，且加工方便，生产率高。

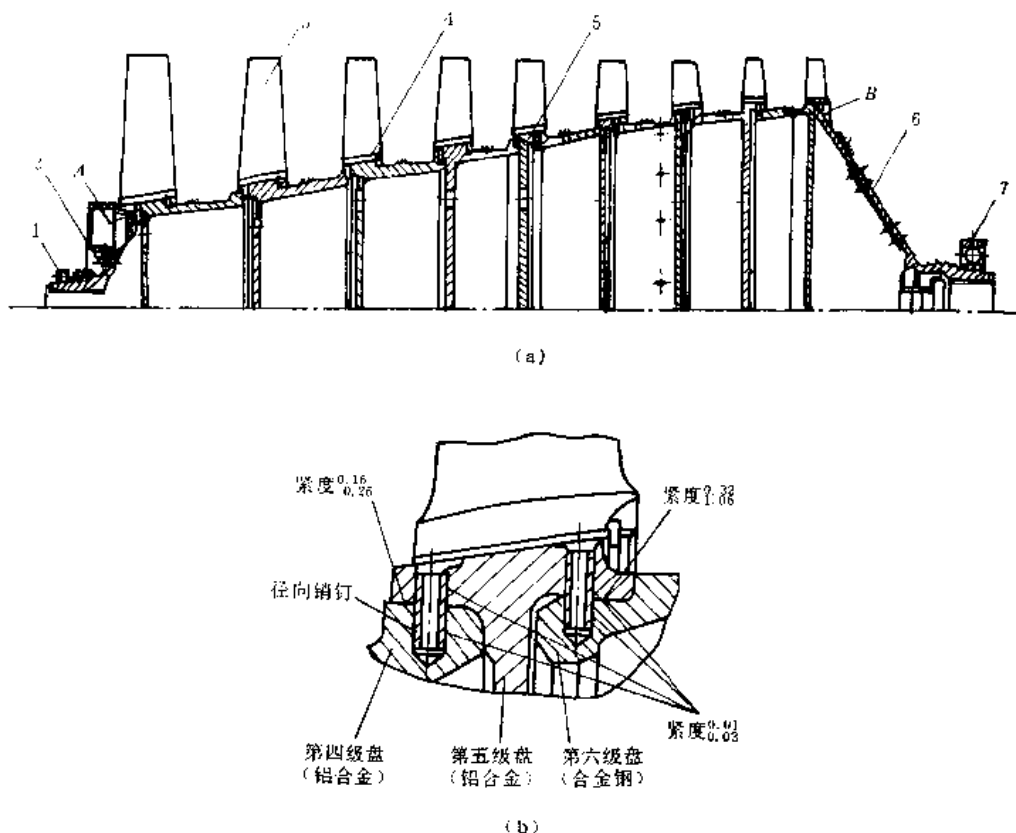


图 3-17 鼓盘式转子——涡喷 6 发动机压气机转子

1—前支点；2—前半轴；3—转子叶片；4—带鼓筒的轮盘；5—单盘（第五线）；6—后半轴；7—后支点；A—安装平衡螺钉处；B—刮削材料处。

为了减小叶片的振动应力，在有些长叶片叶身上还带有减振凸台。一般情况由于凸台的存在，加上叶身与凸台连接处局部加厚，增加了流阻损失，使压气机效率下降。此外，还增加叶片重量和离心负荷以及工艺复杂性。为此，有的风扇叶片改为带冠形式。这样，可解决振动问题，且可减少叶尖漏气损失，但叶片离心负荷更加大了。

4. 压气机静子

压气机静子是压气机中的不旋转部分，由机匣和静子叶片组件所组成。它除了承受静子叶片所受的轴向力、扭矩和振动负荷外，还要传递转子支承所受的各种负荷。此外，静子还是气流通道的一部分，并承受气体的内压力及气体升温所引起的热应力。

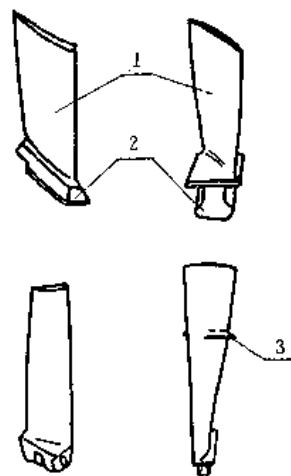


图 3-18 压气机工作叶片

1—叶身；2—榫头；3—减振凸台。

机匣有分半式和整体式两种结构。分半式机匣刚性好，装拆时不需分解转子，因而不破坏转子的平衡，是广泛采用的形式。但重量较重是它的缺点。采用整体式机匣时，一般要求转子可拆，但多次拆装会影响转子平衡。为此，在压气机级数较少的情况下，常采用沿轴向分段的整体式机匣。装拆时往往只要拆下工作叶片而不要求分解转子。

如图3-19所示，混合采用整体分段及分半式机匣，压气机机匣分成前机匣、第三级机匣及第四、五级机匣三段，各段都由钢的锻件毛坯机械加工而成。由于第一级轮盘可以单独拆卸，压气机前支点的径向力要靠第一级静子叶片传出，所以前机匣是整体的。第二、三级轮盘是由径向销钉连接的不可拆卸的结构，因而第二级静子叶片先和内、外环焊成一个组合件，以便于在第二级转子叶片尚未装上时，由前向后套过第二级轮盘的外缘而装入。此组件靠外环的圆柱面定心在前机匣内，再用螺栓与前机匣和第三级机匣连为一体。第三级静子叶片带有内外冠。顶部将外冠点焊在第三级机匣上，内部则焊在内环中。第三级内环又与隔板和封严圈壳体焊成一个整体结构，起到高低压压气机之间的间隔作用。第四、五、六级所组成的高压转子是不可拆卸的销钉连接结构。为了装配，只有将第四、五级机匣作成剖分式的。静子叶片和封气内环也分别焊在两半机匣中。

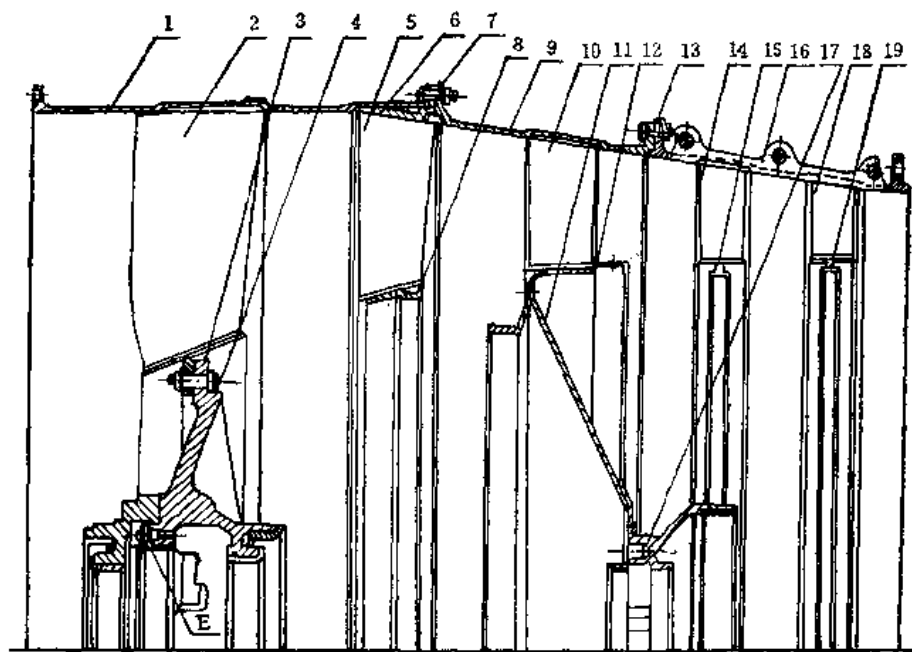


图 3-19 涡喷7发动机压气机静子

1—前机匣；2—第一级静叶；3、7、13—螺栓；4—前支承壳体；5—第二级静叶；6—第二级外环；8—第二级内环；9—第三级机匣；10—第三级静叶；11—隔板；12—第三级内环；14—第四级静叶；15—第四级内环；16—第四、五级机匣；17—封严圈壳体；18—第五级静叶；19—第五级内环。

5. 防冰和卸荷

在压气机的前后还有两个问题需要加以说明，前面要防冰，后面要卸荷。

当发动机在空气湿度较高和温度较低的条件工作时，在压气机进口部分，如整流罩和支板处，就会出现结冰现象。冰层会引起发动机进气面积缩小，减小发动机的进气量，使发

动机性能恶化,严重时还可能引起压气机喘振。此外,由于发动机振动,可能使冰层破裂,冰块被吸入发动机内,打伤叶片,甚至会使整台发动机损坏。

为了防止发生上述情况,最常用的方法是对易结冰的零件表面进行加温。加温的方式一般是从压气机后面级引气。在进气部分有减速装置的涡桨、涡轴发动机,则常常利用冷却减速齿轮后的热滑油对零件表面进行加温。

我们知道,在压气机前后压差的作用下,压气机前面或后面的轴承要承受很大的轴向力,如不采取措施,它将比推力还大得多,这样,就需要有大负荷轴承来承担。为此,要采取必要的卸荷措施,把压气机和燃烧室之间空腔中(不是流道)的气体通过轮盘的孔与前面级相通,或用于防冰,或通过放气孔放到发动机外。

二、基本方程式

压气机和涡轮都是叶轮机械,它们有许多共同之处,为减少篇幅和便于比较,在这一小节中把两者合在一起讨论。

1. 能量方程式

气体流过叶轮,在它的前后,我们可以写出能量平衡方程式,但叶轮是转动的,所以我们可分别写出定坐标系和动坐标系两个不同的能量方程式。

定坐标系

$$\pm q \pm W_u = h_2 - h_1 + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} = h_2^* - h_1^*$$

式中: q ——与外界交换的热量。由于气体在叶轮中通过时,流速高,流量大,按每千克气体计算与外界交换的热量很少,不论压气机或涡轮,都可以忽略不计,则可取 $q = 0$;

W_u ——轮缘功。对压气机来说,叶轮对气体做功,则取正。对于涡轮,气体是对叶轮做功,则取负;

h_1, h_2, h_1^*, h_2^* ——叶轮进出口的静焓和总焓;

v_1, v_2 ——叶轮进出口的气流绝对速度。

简化上式,则得压气机轮缘功

$$W_u = h_2 - h_1 + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} = h_2^* - h_1^* \quad (3-6)$$

$$\text{涡轮轮缘功} \quad W_u = h_1 - h_2 + \frac{v_1^2 - v_2^2}{2} = h_1^* - h_2^* \quad (3-7)$$

上两式说明,对压气机或涡轮,向气体加入或从气体输出的轮缘功等于气体总焓的变化。

动坐标系

在动坐标中观察气流运动,叶片是静止的, $W_u = 0$,但这时离心惯性力所做的功却不为零,则能量方程式可写为

$$-\frac{u_2^2 - u_1^2}{2} = h_2 - h_1 + \frac{w_2^2 - w_1^2}{2} \quad (3-8)$$

式中: u_1, u_2 ——叶轮进出口圆周速度;

w_1, w_2 ——叶轮进出口气流的相对速度。

对于离心式压气机, u_2 和 u_1 差别较大, 主要是通过离心惯性力对气体做功, 这也就是它名称的来由。对于轴流式压气机 (也包括轴流式涡轮) u_2 和 u_1 差别较少, 在叶轮的前后, 有时可假定 $u_2 = u_1$, 则得

$$h_1 + \frac{w_1^2}{2} = h_2 + \frac{w_2^2}{2}$$

$$h_{1w}^* = h_{2w}^* \quad (3-9)$$

式中: h_{1w}^* , h_{2w}^* ——叶轮进出口相对总焓。

上式表明, 当 $u_2 = u_1$ 时, 气体在叶轮进出口保持相对总焓不变。

2. 伯努利方程式

上面的能量方程式表示功、焓和动能之间的关系, 不论是等熵还是绝热, 都与此无关。因为它与有没有流动损失无关。伯努利方程是以机械能形式表示的能量方程式, 在叶轮前后机械能是不守恒的, 它们的关系是外功、对气体的压缩功 (或膨胀功)、动能变化和流动损失之间的平衡。

定坐标系

$$\pm W_w = \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} + W_f \quad (3-10)$$

式中: W_f ——流动过程的机械能损失, 简称流动损失;

$\int_1^2 \frac{dp}{\rho}$ ——多变压缩功或膨胀功

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} = \frac{n}{n-1} R(T_2 - T_1)$$

对于压气机, 多变压缩功为

$$W_{nK} = \frac{n}{n-1} RT_1 \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right] \quad (3-11)$$

如果是等熵压缩, 则等熵压缩功

$$W_{sK} = \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_1 \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (3-12)$$

W_{nK} 和 W_{sK} 在 $p-v$ 图上的表示如图 3-20 (a) 所示。伯努利方程可写为

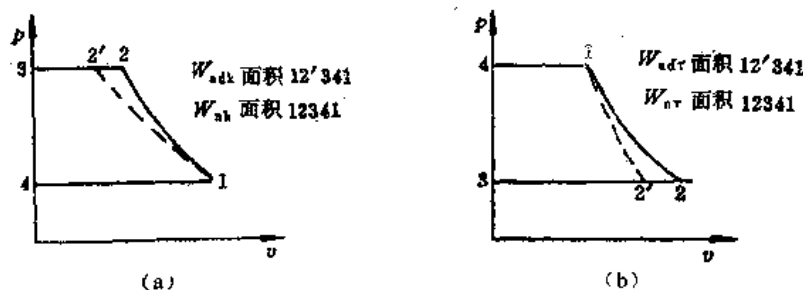


图 3-20
(a) W_{sK} 和 W_{nK} 示意图; (b) W_{sT} 和 W_{nT} 示意图

$$W_u = W_{nK} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} + W_f \quad (3-13)$$

上式表明，压气机加给空气的轮缘功用来完成多变压缩，增加空气的动能以及克服流动损失。

如果是等熵过程，则

$$W_u = W_{adK} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} \quad (3-14)$$

它们之间的差别，不仅是少了 W_f ，而且 W_{adK} 也小于 W_{nK} 。这样，达到同样的增压比，与等熵条件比较，由于流动损失需要增加的轮缘功是 $W_f + (W_{nK} - W_{adK})$ 。

对于涡轮，多变膨胀功为

$$W_{nT} = - \int_1^2 \frac{dp}{\rho} = \frac{n}{n-1} R' T_1 \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{n-1}{n}}} \right) \quad (3-15)$$

如果是等熵膨胀，则等熵膨胀功

$$W_{adT} = \frac{\gamma'}{\gamma'-1} R' T_1 \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \quad (3-16)$$

式中： γ' ， R' ——燃气的比热比和气体常数。

W_{nT} 和 W_{adT} 在 $p-v$ 图上的表示如图3-20 (b) 所示。伯努利方程可写为

$$-W_u = -W_{nT} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} + W_f$$

或

$$W_{nT} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} = W_u + W_f \quad (3-17)$$

上式表明，燃气在涡轮中膨胀时所做的多变膨胀功及燃气动能变化之和是用来产生轮缘功以及克服流动损失的。

如果是等熵过程，则

$$W_{adT} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} = W_u \quad (3-18)$$

它们之间的差别，不仅是少了 W_f ，而且 W_{adT} 也小于 W_{nT} 。但效果不同于压气机，在同样的压降下，与等熵条件比较，由于流动损失所损失的轮缘功是 $W_f + (W_{adT} - W_{nT})$ ，括弧中的值为负，所以损失略少于 W_f 。

动坐标系

因叶轮在动坐标系中相对静止，因此， $W_u = 0$ ，而离心惯性力所做的功为 $(u_2^2 - u_1^2)/2$ ，则机械能形式的能量方程可表示为

$$\frac{u_2^2 - u_1^2}{2} = \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{w_2^2 - w_1^2}{2} + W_f \quad (3-19)$$

如果 $u_2 = u_1$ ，则得

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{w_2^2 - w_1^2}{2} + W_f = 0 \quad (3-20)$$

上式表明了进出口气流压力和相对速度变化的关系，对于压气机，压力提高，则相对速度减小；对于涡轮，压力下降，则相对速度增加。

3. 效率和损失

气体是有粘性的，在叶轮机中流动，会产生各种类型的损失，这些损失主要有两类：

(1) 叶型损失。如图3-21所示。气体在绕过叶片时，在叶片的表面有附面层的摩擦损失(图3-21(a))，在叶片的通道中可能有气流的分离损失(图3-21(b))，在叶片的尾缘有尾迹中的涡流损失(图3-21(c))，此外，在叶片的前缘或叶背某部位可能出现超音速区，这时就有激波损失(图3-21(d))。

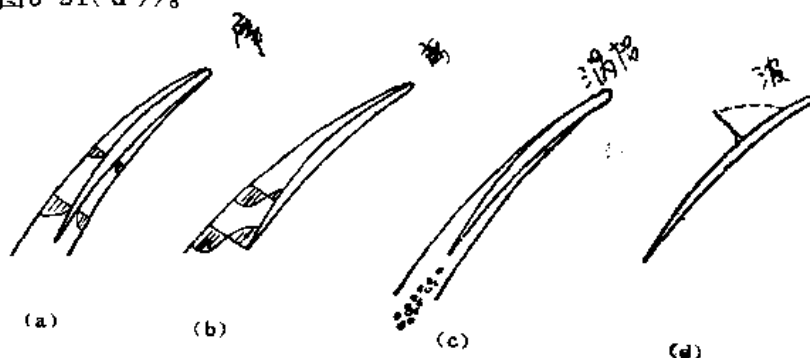


图 3-21 叶型损失示意图

(2) 环面损失。如图3-22所示。在叶片的上下环面上有附面层损失，还有径向间隙的漏气损失、潜流损失等。

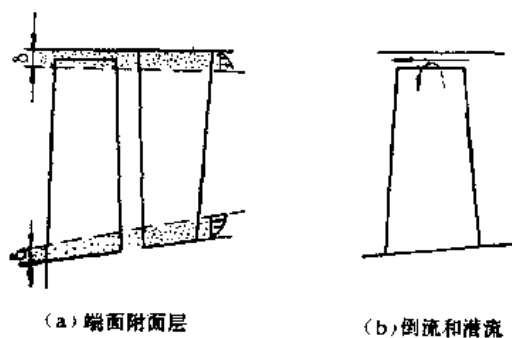


图 3-22 环面流动损失示意图

无疑，在设计中，我们总是希望损失愈小愈好。

这些损失在上述伯努利方程中归结为 W_f 。但更确切地反映机械能利用情况的，通常要用效率来度量部件性能的好坏。

如果我们把伯努利方程应用于整台压气机或涡轮，则得压气机的轮缘功

$$W_K = W_{nK} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} + W_f = c_p(T_2^* - T_1^*)$$

(3-21)

式中的下标 1 和 2 表示压气机的进出口。

等熵条件，则得压气机的等熵轮缘功

$$W_{1dK}^* = W_{nK} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} = c_p(T_{2sd}^* - T_1^*)$$

$$= \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_1^* \left[\left(\frac{p_2^*}{p_1^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (3-22)$$

由此得压气机绝热效率，简称压气机效率

$$\eta_K^* = \frac{W_{*dK}^*}{W_K} = \frac{T_{*d}^* - T_1^*}{T_1^* - T_1^*} \quad (3-23)$$

通常在设计状态, 压气机级的效率约在0.90左右, 整台压气机的效率约在0.83左右。

在已知效率的情况下, 压气机的实际绝热压缩功, 也就是轮缘功, 可表示为

$$W_K = \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_1^* (\pi_K^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) / \eta_K^* \quad (3-24)$$

式中: π_K^* ——压气机出口总压与进口总压之比, 简称增压比。

涡轮的轮缘功

$$W_T = W_{nT} + \frac{v_3^2 - v_4^2}{2} - W_f = c_p (T_3^* - T_4^*) \quad (3-25)$$

式中的下角标 3 和 4 表示涡轮的进出口。

等熵条件, 则得涡轮的等熵轮缘功

$$\begin{aligned} W_{*dT}^* &= W_{dT} + \frac{v_3^2 - v_4^2}{2} = c_p (T_3^* - T_{*d}^*) \\ &= \frac{\gamma'}{\gamma'-1} R' T_3^* \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_3^*}{p_4^*} \right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \end{aligned} \quad (3-26)$$

由此得涡轮的绝热效率

$$\eta_T^* = \frac{W_T}{W_{*dT}^*} = \frac{T_3^* - T_4^*}{T_3^* - T_{*d}^*} \quad (3-27)$$

通常在设计状态, 涡轮级的效率在0.88左右, 多级涡轮(如三级)的效率约在0.92左右。

在已知效率的情况下, 涡轮的轮缘功可表示为

$$W_T = \frac{\gamma'}{\gamma'-1} R' T_3^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \eta_T^* \quad (3-28)$$

式中: π_T^* ——涡轮进出口总压之比, 简称落压比。

4. 动量矩方程

现在我们来考察气流流过工作轮的情况。如图3-23所示, 取一定的流量, 在 t 时刻, 气团位置在1-1和2-2之间, 经 dt 时刻, 气团位置移到1'-1'和2'-2'之间。

在2-2和2'-2'之间, 气团的动量矩为 $dm_2 v_{2u} r_2$ 。在1-1和1'-1'之间, 气团的动量矩为 $dm_1 v_{1u} r_1$ 。其中 v_{1u} 和 v_{2u} 表示在该截面上气流的切向速度。

由于流动是连续的, 所以 $dm_1 = dm_2 = q_m dt$, 其中 q_m 表示流管气流的质量流量, 单位为 kg/s。由此, 在 dt 时间内这股气流的动量矩变化为

$$dm_2 v_{2u} r_2 - dm_1 v_{1u} r_1 = q_m dt (v_{2u} r_2 - v_{1u} r_1)$$

由动量矩定律可知, 动量矩的变化率就是外力矩的总和, 则外力矩

$$M = \frac{q_m dt (v_{2u} r_2 - v_{1u} r_1)}{dt} = q_m (v_{2u} r_2 - v_{1u} r_1) \quad (3-29)$$

这就是适合于叶轮机计算的动量矩方程式。该方程告诉我们, 只要知道工作轮进出口的

切向速度和流量，就可以求出作用在气流上的外力矩。

在这里我们可以把上式与轮缘功联系起来。工作轮的转速为 n ，角速度 $\omega = 2\pi n/60$ ，经过 dt 时间后的角位移为 $d\theta$ ，则得流过工作轮的每千克气体的轮缘功为

$$W_u = \frac{M d\theta}{q_m dt} = \frac{q_m (v_{2u} r_2 - v_{1u} r_1) \cdot \omega dt}{q_m dt} \\ = (v_{2u} r_2 - v_{1u} r_1) \omega = v_{2u} u_2 - v_{1u} u_1 \quad (3-30)$$

当进出口半径相同时，则得

$$W_u = u(v_{2u} - v_{1u}) = u \Delta v_u \quad (3-31)$$

三、轴流式压气机

1. 基元级速度三角形

一台轴流式压气机由多级组成，而其中的每一级，如图3-24所示，都是由一圈转子叶片和一圈静子叶片组成。

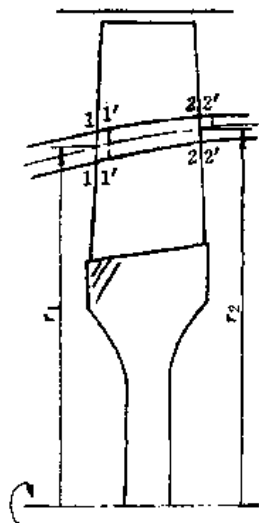


图 3-23 推导动量矩方程用图

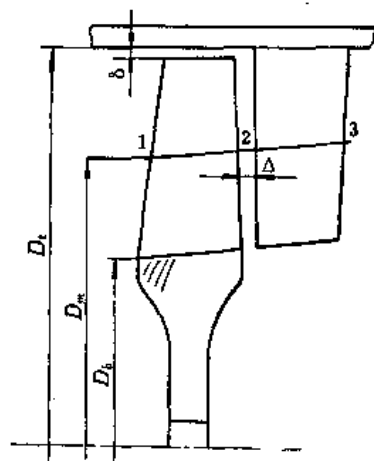


图 3-24 轴流式压气机级

级的主要几何尺寸有：

D_t ——外径；

D_m ——平均半径；

D_h ——轮毂直径，即内径；

$\bar{a} = D_h/D_t$ ——轮毂比；

δ ——径向间隙；

Δ ——轴向间隙。

如果我们用某直径的圆柱面去截取压气机的一个级，并展为平面，即得一个由两排平面叶栅组成的基元级。基元级是构成压气机级的基本元素，而平面叶栅实验则是基元级设计的基础。

如图3-25(a)所示，气流经过动叶栅，在它的前后构成两个速度三角形。图中 v 表示绝对速度， w 表示相对速度， u 表示叶轮的轮缘速度。

对于轴流式压气机，级的增压比较小，且在级的前后流程通道尺寸的径向尺寸逐渐缩

小, 所以可假定在级的进出口的轴向分速不变, 即 $v_{1a} = v_{2a} = v_{3a}$, 如再假定 v_1 和 v_3 的方向一致, 实际上也就是相等。这样, 把叶轮前后的两个速度三角形画在一起, 如图3-25(b)所示, 可以更明白地看出各速度之间的关系。

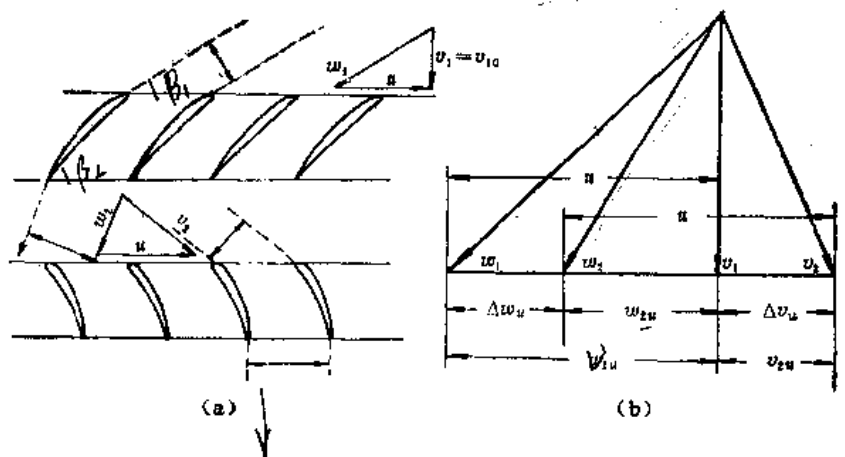


图 3-25 气流在平面叶栅中的流动和速度三角形

从图中可以看到

$$W_u = u(v_{2u} - v_{1u}) = u\Delta v_u = u\Delta w_u = u(w_{1u} - w_{2u}), \quad (3-32)$$

在这里应当补充指出, 沿半径, u 是线性增加的, 而轮缘功 W_u 一般是不变的。这样, 也就是 Δv_u 沿半径是减小的。因此, 如图3-26所示, 叶尖、平均半径、叶根处的速度三角形都不一样, 与其相配合的三个基元级上的叶型也各不相同, 压气机叶片如图3-27所示。这就是为什么叶片是扭转的原因。

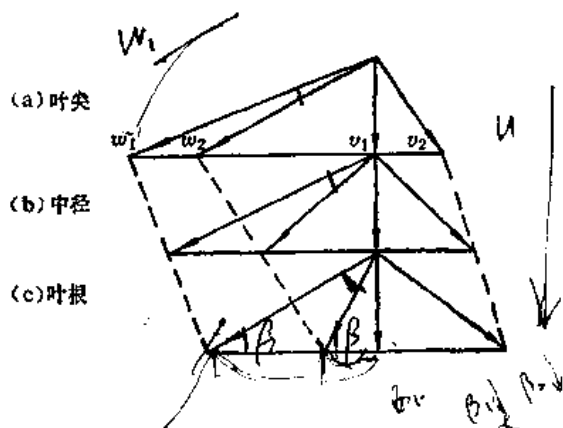


图 3-26 三个半径上速度三角形的对比

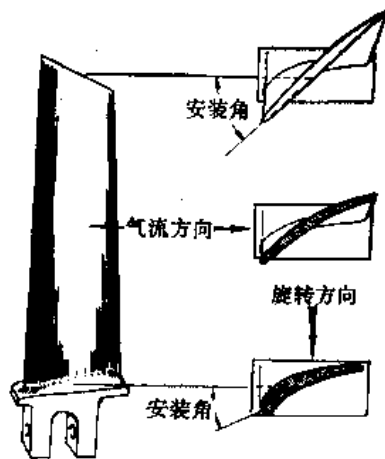


图 3-27 典型的压气机转子叶片

2. 加功增压原理

从速度三角形可看出, 气流经过动叶栅, 相对速度从 w_1 降为 w_2 , 而绝对速度则从 v_1 上升到 v_2 。由公式 (3-10) 和 (3-20), 可写为

$$W_u = \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} + W_{fR} \quad (3-33)$$

和

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{w_2^2 - w_1^2}{2} + W_{fR} = 0 \quad (3-34)$$

式中： W_{fR} ——动叶栅中的流动损失。

两式相减，可得

$$W_u = \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} + \frac{w_1^2 - w_2^2}{2} \Delta \quad (3-35)$$

上式右边的第一项表示气流经过动叶栅所获得的动能，第二项表示气流经过动叶栅有多少相对动能转化为气体静压的提高，当然，其中也包括转化过程的流动损失。

气流经过静叶栅，进一步扩压，绝对速度从 v_2 下降到 v_3 ，因为假定 $v_3 = v_1$ ，所以也就是又回到 v_1 。伯努利方程可表示为

$$\int_2^3 \frac{dp}{\rho} + \frac{v_1^2 - v_2^2}{2} + W_{fS} = 0 \quad (3-36)$$

式中： W_{fS} ——静叶栅中的流动损失。

由此，用式(3-36)代入式(3-33)，得轮缘功的另一表达式

$$W_u = \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \int_2^3 \frac{dp}{\rho} + W_{fR} + W_{fS} = \int_1^3 \frac{dp}{\rho} + W_f \quad (3-37)$$

我们知道，亚音速气流只有在逐渐扩张的通道中才能减速增压，如图3-28所示，气流是在拐弯中逐渐扩压的。目前大多数压气机级，也正是这样安排的。这就是所谓的亚音速压气机级。这种级的特点是效率比较高，性能较稳定。但受到扩压程度的限制，级的增压比比比较低。

在压气机设计中，人们是非常重视级的增压比的。在同样的总增压比下，提高级的增压比，就意味着减少级数，因而就可以减轻重量。从轮缘功的公式 $W_u = u(v_{2u} - v_{1u})$ 看出，要提高增压比，直观地看要从三个方面入手，即提高轮缘速度 u ，减小进口切向速度 v_{1u} ，以及增加出口切向速度 v_{2u} 。

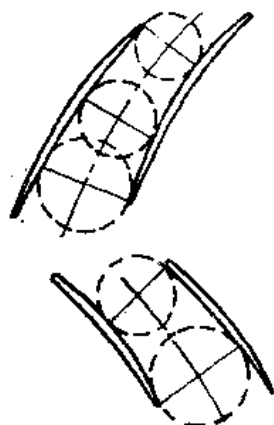


图 3-28 叶栅增压原理图

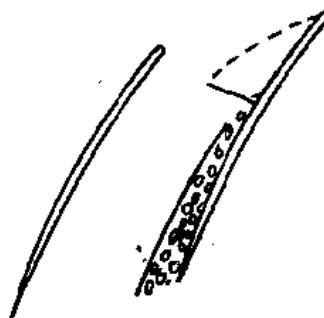


图 3-29 气流从叶背分离示意图

从速度三角形中可看出，这样会带来两个方面的情况，其一是扩大了 w_1 与 w_2 、 v_2 与 v_1 的差别，增加了气流在叶栅扩压通道中拐弯的角度；其二是增加了动叶栅进口的相对速度 w_1 和静叶栅进口的绝对速度 v_2 。其结果是：尽管 w_1 或 v_1 没有达到音速，而在叶背的局部区域出现了超音速区，在气流继续拐弯的过程中，受到过大的反压梯度的作用，很容易引起激波与附

面层的干扰而促使气流从叶片的背面分离,如图3-29所示。这样,不仅要增加流动损失,使效率下降,而且还可能造成压气机不稳定工作。

当我们了解压气机的功用和它的增压原理之后,不难理解:在较宽的范围内(即外界条件有一定变化)保证压气机工作稳定,并具有较高的效率,以此为前提,提高级的增压比,可以说是压气机设计的中心问题。

为了提高级的增压比,人们对亚音速叶栅进行了大量的实验研究,但正如前面所讨论的,根据它的扩压原理,在进一步提高增压比方面所受到的一定的限制也是很明显的。

在压气机的发展中,一方面为了提高增压比而增加了轮缘速度 u ,另一方面为了缩小径向尺寸而增加进口的轴向速度 v_{1a} ,其结果都要使动叶片进口的相对速度 w_1 上升,以致上升到大于当地音速。

如果压气机的一个级,沿叶高 w_1 都是超音速,那就称为超音速级。一般情况是叶片在靠近叶尖的部分。由于轮缘速度 u 比较高, w_1 达到超音速,而靠近叶根的部分则仍然是亚音速,这种情况被称为跨音速级。相当多压气机的第一级就属于跨音速级。如图3-30所示,可以看到不同半径上相对速度的差别。

上面的情况只能说明在工作轮的进口要出现超音速气流,但是,还不了解,这种情况能不能加功增压?效果如何?下面就让我们分析一下超音速叶栅的增压原理。

如图3-31所示,超音速叶栅的作用原理是:进口的超音速气流 w_1 经激波后,降为亚音速 w'_1 ,静压提高,然后气流拐弯扩压。速度继续下降到 w_2 ,而静压继续提高。

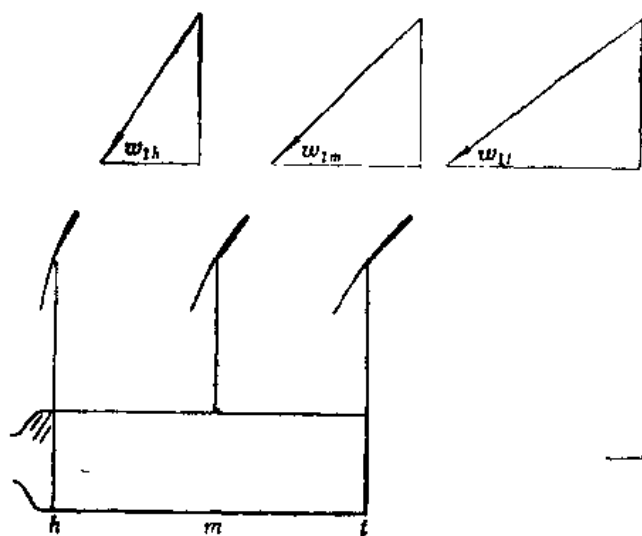


图 3-30 不同半径上相对速度的变化

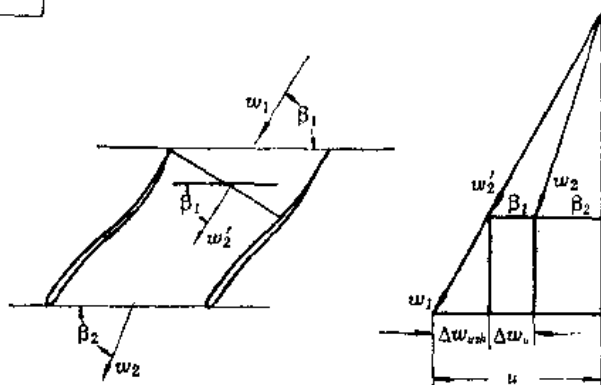


图 3-31 超音速叶栅的工作原理图

这里有必要解释两个问题,一是通过激波增压,损失会不会过大,二是激波后会不会也有如亚音速叶栅一样引起分离的问题。

计算表明,当叶栅进口的相对 M 数在小于1.3~1.5范围内,气流通过一道正激波的增压比可达1.8~2.2,而此时激波后的总压恢复系数为0.97~0.94。这就是说,如果 $M_{w1} \leq 1.3 \sim 1.5$ 时,采用一道正激波来提高压力,损失不大,是可以接受的。

超音速叶栅,通过激波的增压能力很强,在激波后气流的拐弯扩压,不是主要的。一般

情况，在激波后有一段收敛（如图3-31所示）使气流比较平稳地进入扩压通道。有时候仅有收敛段，而不再有扩压通道，这就是说全部的扩压作用都是通过激波来完成的。

从图3-31中可以看到，因为 $\beta_2 > \beta_1$ ，轮缘功为

$$W_u = u(w_{1u} - w_{2u}) = u(\Delta w_{usK} + \Delta w_u) \quad (3-38)$$

式中： Δw_{usK} ——气流经过激波而引起的相对切向速度的增量；

Δw_u ——气流在通道中转弯而引起的相对切向速度的增量。

如果 $\beta_2 = \beta_1$ ，则轮缘功为

$$W_u = u \Delta w_{usK} = u \cos \beta_1 (w_1 - w_2) \quad (3-39)$$

这样，激波后的速度也就是叶栅出口的速度。

3. 迎角和落后角、失速和喘振

设计压气机首先是按照设计状态的条件，满足性能上的要求。每一个级，某一定半径上的基元级，有一定的速度三角形。这个速度三角形是依靠基元级叶片的型面（主要是叶片的弯角 θ ）和相对的安装位置以及一定的转速（或 u ）来保证的。叶栅的几何参数如图3-32所示。

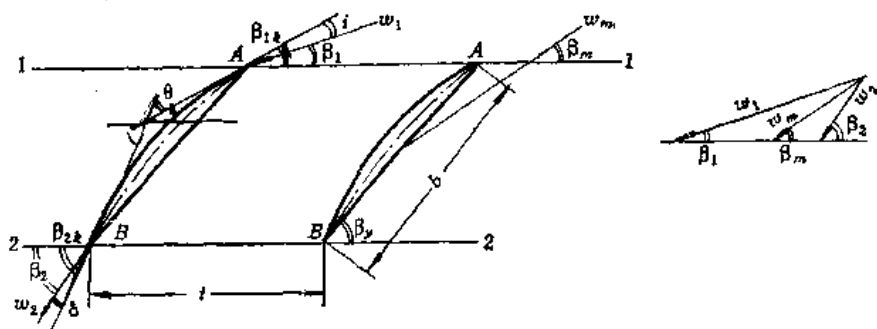


图 3-32 平面叶栅几何参数标注

迎角和落后角

但必须注意到，叶片进口气流的相对速度 w_1 的方向 β_1 ，在设计条件下也不一定与叶片的几何进口角 β_{1K} 一致，它们的差值，称为迎角

$$i = \beta_{1K} - \beta_1 \quad (3-40)$$

此外，叶片出口气流相对速度 w_2 的方向 β_2 ，在设计条件下也不与叶片的几何出口角 β_{2K} 一致，它们的差值，称为落后角

$$\delta = \beta_{2K} - \beta_2 \quad (3-41)$$

落后角的存在是因为气流不可能完全按照叶片结构确定的几何出口角的方向流动。在设计压气机基元级的时候，这是必须考虑的。不然设计好的叶片就不能保证速度三角形的实现。但对于已经设计好的压气机来说，落后角的变化是很小的，随着工作条件的变化，只要不出现分离，它不会对压气机性能的变化起有利或不利的作用。

对压气机性能影响比较大的是迎角，首先是因为它本身变化比较大。从速度三角形得出如下关系

$$i = \beta_{1K} - \arctg \frac{v_{1a}}{u} \quad (3-42)$$

因为 β_{1K} 是一定的，迎角 i 取决于 v_{1a}/u ，若 v_{1a}/u 下降，则 i 增加。随着压气机工作条件的变

化, v_{1a} 或 u 的变化是很大的, 所以 i 的变化也是很大的。

堵塞和失速

例如当压气机的转速一定, 由于某种原因, 使得 v_{1a} 上升时, 迎角 i 下降, 变为负值。到一定的情况, 当负值过大时, 如图3-33(a)所示, 气流从叶盆分离, 叶片的通道变小, 甚至出现喉道, 发生堵塞或出现“风车”状态。出现这种情况, 会使效率下降, 并限制通过压气机的流量, 影响与其他压气机级的协调工作。

如当压气机的转速一定, 由于某种原因, 使得 v_{1a} 下降时, 迎角 i 上升, 到一定情况, 迎角过大, 如图3-33(b)所示, 气流从叶背分离, 这就叫失速, 这时候效率明显下降, 甚至有可能出现不稳定工作。

旋转失速

实践证明, 一个级出现失速, 并不是沿整个环面同时发生, 而是在部分叶片中一定部位上首先发生。实践中还发现, 这种失速区不是固定在一定的叶片上, 在地面上观察, 失速区是以较低的转速 (即低于压气机的转速) 与压气机的转轴作同方向的旋转运动, 所以称为旋转失速。

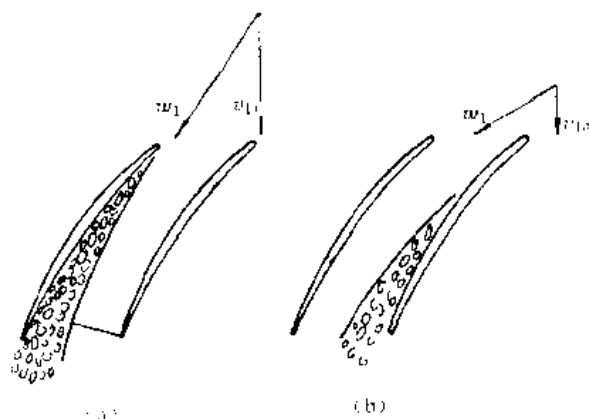


图 3-33 气流通过叶栅时发生分离的情况示意图

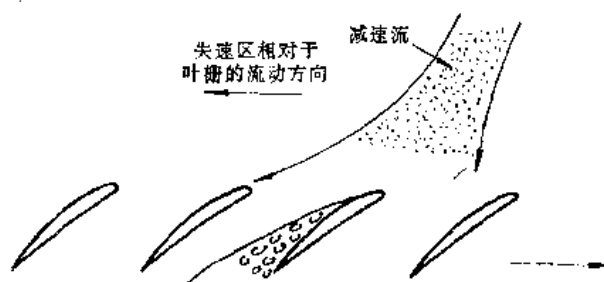


图 3-34 解释旋转失速的流动模型

产生旋转失速的原因, 可作如下解释: 从图3-34中可以看出, 由于失速区把通道堵塞了一部分, 因而使一部分流量被堵塞在通道的前面, 造成一个减速流动区。这个减速区使来流绕过它向两边分流, 使得失速区后面 (左边) 的那个叶片的正迎角变大, 从而在叶片背面发生失速; 同时却使已经失速的那个叶片, 由于迎角的减小, 解除了失速状态。如果站在工作轮上观察, 失速区就朝着与叶片旋转相反的方向旋转。因旋转的速度小于压气机的转速, 所以在地面上观察, 仍然是与压气机的转速同向, 只是较慢而已。

在叶片环面上, 这种失速区可以不止一个。当 v_{1a}/u 下降时, 往往先产生一个, 随着 v_{1a}/u 继续下降, 就会产生两个, 三个以至十多个。实践表明, 在失速区相继出现的过程中, 它们相互排斥, 自动地在环面上作对称的排列。由于失速区的产生、消失、相互干扰, 所以失速区越多流场就越不稳定。

旋转失速还有两种情况: 一种叫做平稳的旋转失速, 其特征是当转速不变随着流量的下降 (即迎角 i 的增加), 压气机级的性能逐渐地但却是连续地下降, 如图3-35(a)所示; 另一种叫做突跃式的旋转失速, 其特征是随着流量下降到一定程度, 压气机性能会出现一个突

然下降,如图3-35(c)所示。平稳的旋转失速往往产生在轮毂比较小的级,如多级压气机前面的一些级。旋转失速往往是在一二个叶片的叶尖先产生,而后向周向、径向发展。由于叶片较长,所以旋转失速不会一下子充满整个环面,因此反映在特性线上还是连续变化的。一般说,压气机在低转速工作时,都要出现的。突跃的旋转失速往往容易产生在轮毂比较大的级,如多级压气机后面的一些级,在那里叶片短,旋转失速一经产生,就可波及整个叶高,在周向伸展也大,所以就会破坏整个叶片环的正常工作,从而使压气机性能突然降低。图3-35(b)表示中间级随着流量下降,首先产生平稳的旋转失速,而后产生突跃的旋转失速。

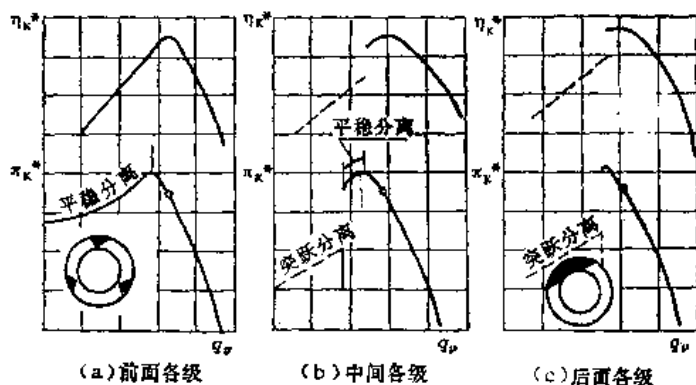


图 3-35 旋转失速的几种类型

旋转失速对压气机正常工作的影响表现在:①使压气机的气动力性能恶化,如图3-35所示,增压比 π_* 和效率 η_* 大大降低,如果是突跃式的旋转失速,就会使压气机无法工作;②使叶片受到一种频率低、强度大的激振力,如果激振频率和叶片的自振频率合拍,那就会引起叶片的共振,从而使叶片在短时间内产生疲劳断裂。

应当指出,只要不出现突跃式的旋转失速,平稳的旋转失速在性能上对压气机的影响,一般仍然是可以接受的,但在结构上对叶片激振的问题,引起疲劳断裂,就不可忽视,这种情况在实践中也是经常发生的。然而,目前要从理论上计算失速区的数目和它的旋转速度,仍然是比较困难,因为影响的因素比较多。同一机种,不同的发动机,情况也不一样。现在较多的是从发动机的使用过程中摸索规律,使发动机正常工作的转速尽量少停留在产生旋转失速的转速下,这样,就可以延长叶片的使用寿命。

喘振

喘振是气流参数沿压气机轴线方向发生的低频率高振幅的一种振荡现象。压气机出口总压脉动很大,流量和速度也出现大幅度的脉动。由此,经常引起发动机熄火。此外,还产生强烈的机械振动,对发动机的安全工作有严重威胁。喘振时,有放炮声,声调低沉。当出现这种情况时,应立即退出喘振区,以免导致事故发生。在使用压气机时,应保证不管发动机在什么状态下工作都要避免在压气机喘振区。

旋转失速可能会导致压气机喘振,特别是突跃式旋转失速。当旋转失速发展到一定的程度时,整个压气机通道受阻,压比突然下降,而后面的高压气体始终有一种回冲的趋势,当气流前进的动能不足以克服气流回冲趋势(或反压作用)时,气流就要倒流。可是一发生倒流随即消除了反压,气流在叶片的推动下,又开始正向流动,流量又嫌少,迎角再增加又会出现失速区,从而使后面的高压气体再次回冲。如此反复,就造成了压气机内空气柱的纵向振荡,这就是所谓喘振。

从实验中发现,在多级压气机中,前面要有好几级发生旋转失速时,整台压气机才可能产生喘振。而后面往往有一级产生旋转失速,甚至也观测不到它发生和发展的过程,就导致压气机产生喘振。事实上,这与旋转失速发展的情况是完全一致的,也就是与级的轮毂比大

小有密切的关系。

四、离心式压气机

不论是离心式还是轴流式，都同样是压气机，因而有许多共性，除了基本方程之外，失速和喘振等问题也同样是存在的，发生的机理也类同。不同之处主要是气流在压气机中流动的流路和它的加功原理。

在结构介绍中，我们知道了离心式压气机的四个主要的组成部分，现在让我们来观察了解气流依次流过各部分的情况。

1. 气流在进气装置中

单面进气的离心式压气机(小型的大都属于这一类)一般情况下没有这一部分装置，在叶轮的进口，应当直接与进气道的出口相接。图3-36所示是一个双面进气的离心式压气机，它的进气装置一般由预旋片和分气盆构成。预旋片的作用在于造成工作轮进口有一定规律的气流切向速度(v_{1u})分布。分气盆的作用则在于将经过预旋片的空气分为数层，以便将空气较均匀地充满工作轮叶片的进口。此外，为了减少流动损失，进气装置中的流道做成略有收敛，使空气经过它后，速度略有增大。

2. 气流在工作轮中

叶轮的直径符号标注如图3-37(a)所示。如果我们用某直径 D 的圆柱面去截取工作轮，并展为平面，即得图3-37(b)所示的图形。

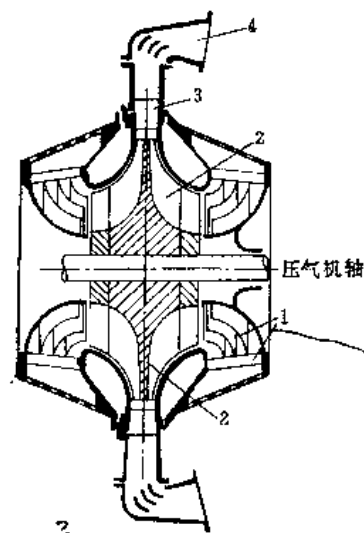


图 3-36 离心式压气机原理图
1—进气装置；2—工作轮；3—扩压器；4—集气管。

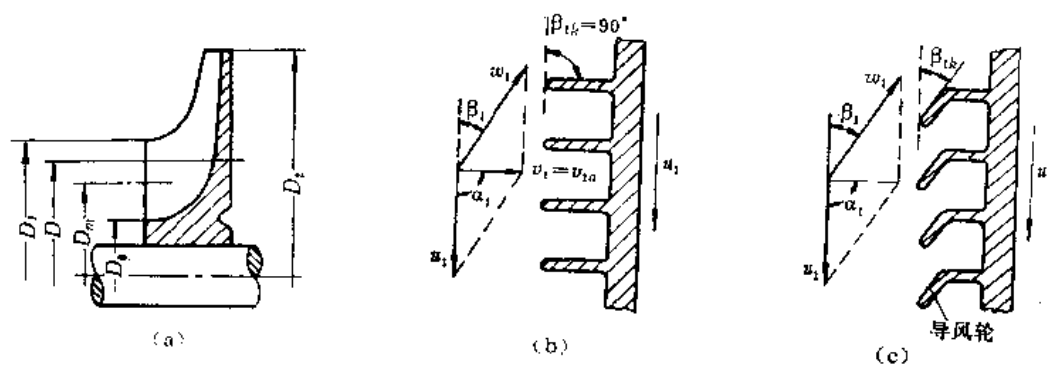


图 3-37 工作轮前的速度三角形和导风轮扭转的作用

图示 $v_{1u} = 0$ ，这时进口截面上的绝对速度 v_1 是均匀的，但是相对速度 w_1 则随着半径的增加而增加。同时，相对速度与轮缘速度 u_1 的夹角 β_1 ，则随半径的增加而减小，它们的关系可表示为

$$w_1 = \sqrt{v_1^2 + u_1^2} = \sqrt{v_1^2 + (r\omega)^2} \quad (3-43)$$

$$\operatorname{tg} \beta_1 = \frac{v_1}{u_1} = \frac{v_1}{r\omega} = \text{常数} \frac{1}{r} \quad (3-44)$$

由此可见,如果工作轮叶片的前缘做成与轮缘速度 u_1 相垂直,则空气微团势必和叶片相撞击因而引起过大的损失或工作不稳定。因此,叶片的前缘要有扭转角 β_{1K} ,它的数值一般比相对速度的进口角 β_1 大 $2^\circ \sim 4^\circ$,也就是迎角 i ,如图3-37(c)所示。由于 β_1 沿半径增大而减小,因此叶片前缘的扭转角也应沿半径增大而减小。为了便于制造和更换,常把前缘扭转部分的叶片与叶轮分开,前者叫导风轮,后者仍叫叶轮。

气流经过导风轮,相对速度从进口的 w_1 转为轴向,进入叶轮后沿径向向外流动,并有一定的扩压作用。进入叶轮之后气流由轴向转为径向,向外流动,以相对速度 w_2 离开叶轮。气流经过叶轮通道,假定为等熵条件,由公式

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} = \frac{w_1^2 - w_2^2}{2} + \frac{u_1^2 - u_2^2}{2}$$

可以看出,在离心式压气机中,静压的提高有两方面的原因,一是离心惯性力的作用,半径愈大,静压愈高;二是相对速度的变化,除了在导风轮中的变化之外,一般情况在叶轮中的变化不大。由此可知,增压的原因主要是轮缘速度 u 的变化,也就是流体是在叶轮旋转所产生的离心力场中向外运动来完成主要的压缩过程的。

当气流在旋转着的通道中流动时,由惯性的作用,通道中的空气沿着与叶轮旋转相反的方向旋转,因此,离开工作轮时,出口的相对速度 w_2 不是沿着叶片的径向流动,而是沿叶轮旋转的方向落后一个角度 δ ,如图3-38所示。

落后角 δ 的存在,使得工作轮出口的绝对速度的切向分速 v_{2u} 小于出口的轮缘速度 u_2 。在离心式压气机中, v_{2u} 与 u_2 的比值 $\mu = v_{2u}/u_2$,称为“功率系数”或称“滑动因子”。根据实验表明, μ 随叶片数目增加而增加。可以想象,当叶片数目趋于无穷多时,功率系数 μ 趋向于1。这时 w_2 变成 $w_{2\infty}$, v_2 成为 $v_{2\infty}$, $v_{2u\infty} = u$,落后角 $\delta = 0$,如图3-38所示。

3. 气流在扩压器中

空气离开工作轮时,相对速度 w_2 并不高,而绝对速度还是很高的,一般为 $M_{v2} = 1.1 \sim 1.2$ 。因此要有扩压器使空气的静压进一步提高。如图3-39所示,离心式压气机的扩压器一般由缝隙扩压器和叶片扩压器两部分组成。

从工作轮出口截面2-2至截面2'-2',为一环形缝隙。如果忽略流动损失,按动量矩定律,

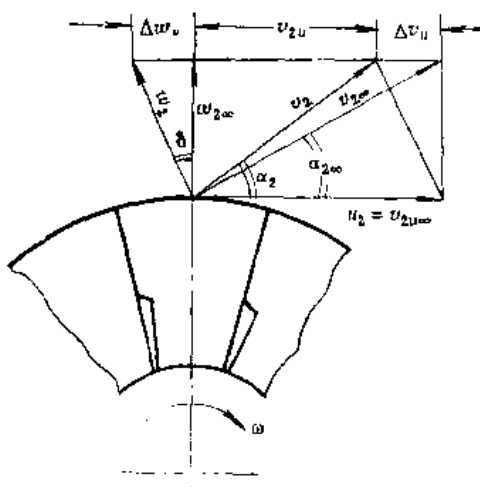


图 3-38 工作轮出口速度三角形

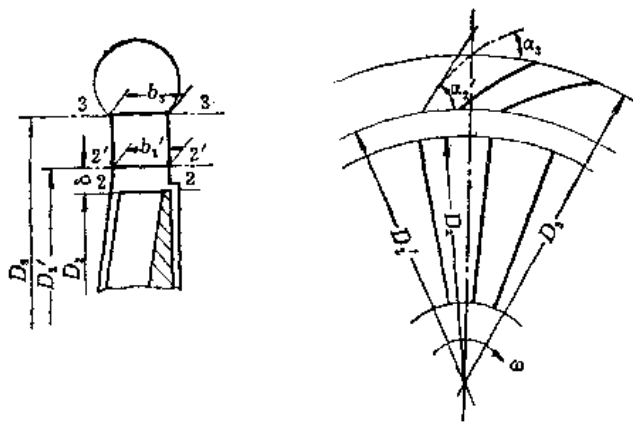


图 3-39 离心式压气机的扩压器

则有

$$v_{2u}r_{2'} = v_{2u}r_2 = u_2r \quad (3-45)$$

可知气流的切向分速 v_u 沿半径减小。至于径向分速的分布可按连续方程得到

$$\begin{aligned} q_m &= 2\pi r_2 b_2 v_{2r} \rho_2 = 2\pi r_2' b_2' v_{2r}' \rho_2' \\ &= 2\pi r b v_r \rho \end{aligned}$$

式中： b ——通道宽度。

假定 $b\rho$ 不变，则得

$$v_{2r}'r_{2'} = v_{2r}r_2 = v_r r \quad (3-46)$$

由此可知流线上每一点的切线与过该点圆上的切线间之夹角沿流线的变化。由图可知

$$\operatorname{tg} \alpha = -\frac{v_r}{v_n} = -\frac{\frac{v_{2r}r_2}{r}}{\frac{v_{2u}r_2}{r}} = -\frac{v_{2r}}{v_{2u}} = \operatorname{tg} \alpha_2 \quad (3-47)$$

因为 α_2 是不变的，所以

$$\alpha_2 = \alpha = \alpha_2'$$

这就是说，流线上每点的切线与过该点的圆的切线之间的夹角为一常数，这流线即为“对数螺旋线”。

更主要的，我们还可以看出，通过环形缝隙，合速度下降了，从而达到了增压的目的。一般情况，超音速的气流，经过环形缝隙后，可降为亚音速，而后进入叶片扩压器。

从2'-2'至3-3截面，为叶片扩压器。叶片型面大多采用圆弧，并沿圆周均匀分布。叶片之间构成了扩压通道，这时候 $\alpha_3 > \alpha_2$ 。这部分的工作原理和轴流式压气机的静止叶片类似，因而气流流经扩压器时，速度降低，压力提高。

4. 气流在集气管中

空气从叶片式扩压器流出之后，即流入图3-36所示的集气管。集气管与燃烧室相连，它的作用除了把空气导入燃烧室之外，还使气流速度继续降低，进一步提高压力。

为了缩小径向尺寸，常把扩压器和集气管统一在一起，气流在拐弯中一边扩压，一边转为轴向。

五、压气机特性

1. 特性的意义

根据压气机在涡轮喷气发动机中的作用和它的工作原理，我们要求压气机在与其他部件相配合工作时，随着转速和外界条件的变化，能在较宽的范围里保持稳定可靠，且能满足一定的性能要求。

压气机在设计状态下，工作稳定，有一定的增压比和较高的效率。但是，由于以下三方面情况的变化，使得压气机不可能总是在某一个特定的条件（即设计条件）下工作：①外界条件，如进气总压 p_1^* 和总温 T_1^* ；②转速 n ；③与其相配的部件，这是人为地可以改变的，它们将限制通过压气机的流量 q_m 。这样，就有必要全面地了解压气机的性能，如果用参数之间的关系来表示，可表示为

$$\pi_{\text{R}}^* = f_1(q_m, n, p_1^*, T_1^*) \quad (3-48)$$

$$\eta_K^* = f_2(q_m, n, p_1^*, T_1^*) \quad (3-49)$$

绘制出上面两式的曲线图，即为压气机的特性线图。

绘制上面的公式所表示的曲线，在工程上有很多计算方法。但由于压气机中的流动现象很复杂，在现有的计算方法中，总是要作这样或那样的假设，从而略去一些认为是次要的因素，因此，所得到的结果，必然有一定的近似性。所以，采用计算方法所得到的特性曲线只能在设计的压气机尚未制造出来或实验之前，作为分析新设计的压气机性能的初步依据。真正使用的压气机的特性线必须在压气机实验台上直接实验才能得到。

2. 压气机实验

压气机实验的项目比较多，包括叶栅实验、单级实验、多级实验和全台压气机实验。不同的实验项目，有不同的目的、要求和适合于它的实验设备。例如叶栅实验，还分有亚音速叶栅、超音速叶栅和环形叶栅等，实验的对象不一样，因而实验的设备不好通用；又如单级或整台压气机实验，由于转速、功率范围不一样，大小相差较大的也不好通用，因为高转速小功率的小压气机和低转速大功率的大压气机，不论在动力和机械上对设备的要求都是很不相同的。

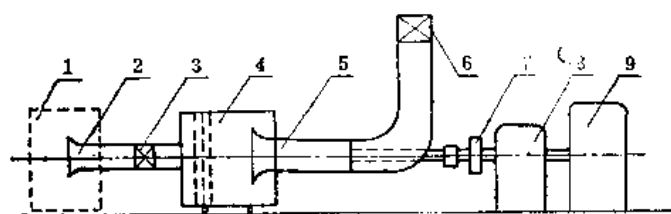


图 3-40 压气机实验设备的示意图

1—空气滤（防尘网）；2—流量测量管；3—进气节流阀；4—稳压箱；5—实验压气机及测量段；6—排气系统及节流阀；7—测扭机构；8—增速器；9—动力源。

图3-40表示一个可进行单级、双级或单转子压气机实验的实验台。从图上标出的各部分的名称中，不难了解它们的功用。应当补充说明的是：为了作出不同转速下的压气机特性曲线，同时也为了尽量扩大能对转速和功率不相同的各种类型的压气机进行实验，要求动力源所发出的功率和转速能够独立的调节。因此，一般不能变频的交流电动机不适宜作为压气机的

动力源。目前动力源选用的情况大体上是：一万千瓦左右的动力源大多采用燃气涡轮，个别的采用蒸气涡轮，这时只要调节燃气涡轮或蒸气涡轮的进口压力和流量就可以控制动力源的功率和转速；对于三千千瓦左右的动力源，可以选用交流变频电动机作为动力，通过改变电机频率来对动力源进行无级调速；小功率的也有采用交直流变机组，它具有调节简单和特性平稳等优点，但尺寸庞大，效率低。

在实验过程中，如果 p_1^* 和 T_1^* 一定，这时候压气机进口的空气质量密度 ρ_1 ，只取决于进口的速度 v_{1a} ，则得质量流量

$$q_m = A_1 v_{1a} \rho_1 = f(q_v)$$

式中： A_1 ——压气机进口截面积；

q_v ——压气机进口的容积流量 m^3/s 。

由此，公式（3-48）和（3-49）可表示为

$$\pi_K^* = f_1(q_v, n) \quad (3-50)$$

$$\eta_K^* = f_2(q_v, n) \quad (3-51)$$

在实验中，按公式要求，可维持某一转速 n 不变，操纵节气门⑥来改变通过压气机的容积流量 q_v 。在每一个容积流量 q_v 下，测量以下几个参数：

(1) 压气机进口总温 T_1^* 和总压 p_1^* ，一般情况进口没有节流，就是大气的温度 T_0 和压力 p_0 ；

(2) 压气机出口总温 T_2^* 和总压 p_2^* ；

(3) 流量测量管圆柱段测量截面处的气流总温 T_m^* ，总压 p_m^* 和静压 p_m ；

(4) 压气机转轴的扭矩 M_K 。

整理以下三个参数：

(1) 容积流量

首先可算得质量流量

$$q_m = 0.04042 A_m \sqrt{\frac{p_m^*}{T_m^*}} q(\lambda_m) \quad \text{kg/s}$$

式中： A_m ——流量管测量截面处的横断面积扣除附面层位移厚度所占的面积；

$q(\lambda_m)$ ——测量截面处的无因次密流气动函数，根据 p_m/p_m^* 查气动函数表。

按流量公式可得压气机进口的密流气动函数

$$q(\lambda_1) = \frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{0.04042 A_1 p_1^*}$$

因为大气的密度也就是 ρ_1^* 是已知的，通过 $q(\lambda_1)$ 查气动函数表，即可得压气机进口的密度 ρ_1 。进而可得压气机进口的容积流量

$$q_v = q_m / \rho_1$$

(2) 压气机增压比

$$\pi_K^* = \frac{p_2^*}{p_1^*}$$

(3) 效率

理想绝热功

$$W_{id}^* = \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_1^* \left[\left(\frac{p_2^*}{p_1^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

压气机对每千克空气实际所做的功

$$W_K = \frac{P_K}{q_m}$$

式中： P_K ——压气机转轴上的功率，W。

$$P_K = M_K \omega = \frac{2\pi}{60} M_K n$$

由此可得压气机效率

$$\eta_K^* = \frac{W_{id}^*}{W_K}$$

有了以上三个参数，并以转速 n 作参变量，即可作出在一定的 p_1^* 和 T_1^* 下的压气机特性线，如图3-41所示。如果把效率也表示在增压比变化的图形上，图上所示的另一组近似椭圆形曲线就是等效率线。

3. 通用特性线

上面的特性线有一个很大的缺陷, 即特性线的使用受进口条件的限制, 在不同的进口总温和总压下, 有不同的特性图线, 这是很不方便的。为此, 应当设法找到用组合参数表示的特性线, 不论进口条件 T_1^* 和 p_1^* 怎样变化, 都可以使用。这种特性线叫做压气机的通用特性线。一台确定的压气机, 只要某些组合参数一定, 我们就可以在通用特性线上找到它的性能参数 π_k^* 和 η_k^* 。

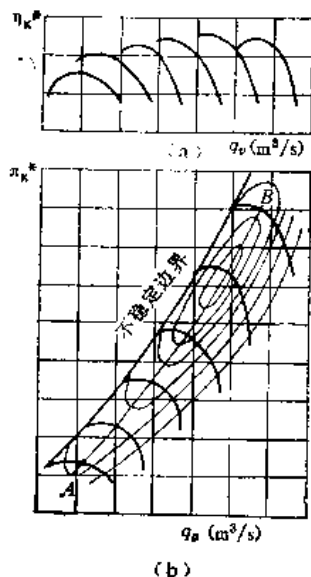


图 3-41 压气机特性线图

那么这些组合参数应当是什么呢? 这就是我们下面要讨论的问题。

建立通用特性线的基础是相似理论。我们要找的组合参数也就是相似准则。

按照相似理论, 在压气机实验中如果状态相似, 它应当满足以下三个方面的条件:

(1) 几何相似。在这里有三种情况

a. 同一台压气机。满足几何相似一般是没有问题的, 只有当使用时间久了才会有所变化;

b. 同类型的不同压气机。由于结构尺寸的差异, 影响到几何相似的准确性, 这就是同类型不同压气机性能

有差别的根本原因;

c. 按比例缩小或放大的模型压气机。只有当尺寸的准确性较高时, 才能较好地保证实验的可靠性。如图3-42所示。

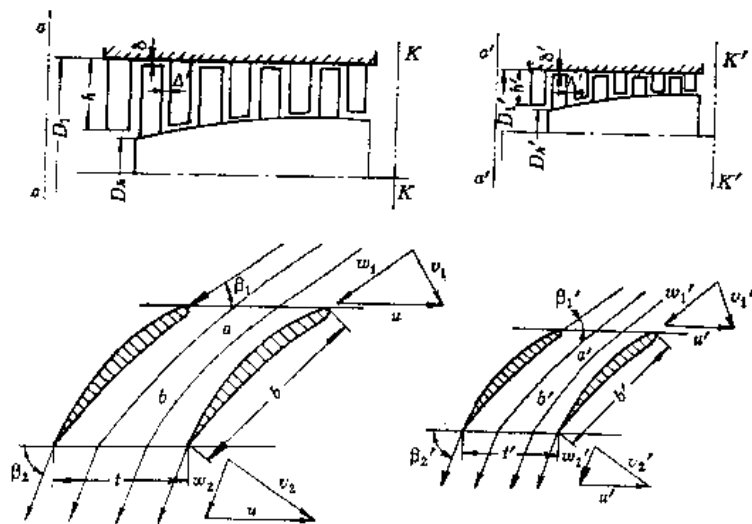


图 3-42 相似关系推导用图

(2) 运动相似。两台压气机中对应点上的速度方向相同, 则大小成比例, 亦即速度三角形相似。

(3) 动力相似。要求各对应点上各种力的关系成一定的比例。这些力有压力、惯性力、粘性力和重力。对于流动气体而言, 重力与其他力相比, 可忽略不计。通过量纲分

析, 我们可得动力相似的条件有

a. M 数相等。因为叶轮机是旋转的, 所以应当分别保证轴向 M 数 M_a 和切向 M 数 M_u 相等;

b. 雷诺数 Re 相等或在自动模化的雷诺数以上。在叶轮机中, 当 $Re > (1.5 \sim 2) \times 10^5$ 时, 就可以不考虑雷诺数的影响。一般说当压气机尺寸小, 且在高空低速条件下工作时, 雷诺数 Re 的影响就应当考虑。

综上所述, 对于一般几何相似的压气机, 只要保证 M_a 和 M_u 一定, 就是状态相似, 对于压气机而言, 就有一定的增压比 π_k^* 和效率 η_k^* 。

因此, 我们可按下面关系整理特性线

$$\pi_k^* = f_1(M_a, M_u) \quad (3-52)$$

$$\eta_k^* = f_2(M_a, M_u) \quad (3-53)$$

按定义, 对于一定的压气机

$$M_u = \frac{u}{c} = \frac{\pi D n}{60 \sqrt{k R T_1}} = c_1 \sqrt{\frac{n}{T_1}}$$

$$M_a = \frac{v_a}{c} = \frac{v_a A_1}{\sqrt{k R T_1} A_1} = \frac{q_v}{\sqrt{k R} A_1 \sqrt{T_1}} = c_2 \sqrt{\frac{q_v}{T_1}}$$

式中: c_1 和 c_2 为常数, 因而可以用 $n/\sqrt{T_1}$ 和 $q_v/\sqrt{T_1}$ 代替 M_u 和 M_a 。

但是, 在设计计算和实验中, 比较方便的是用总参数, 例如在实验中能较准确地知道总温和总压, 为此取下列参数

$$\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*} = K A_1 q(\lambda_1) = f_1(M_a) \quad (3-54)$$

$$\frac{n}{\sqrt{T_1^*}} = \frac{n}{\sqrt{T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right)}} = f_2(M_u, M_a) \quad (3-55)$$

作为相似组合参数来代替 M_a 和 M_u 。式中 $\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*}$ 为相似流量; $n/\sqrt{T_1^*}$ 为相似转速。

由此得压气机通用特性线的函数关系式

$$\pi_k^* = f_1\left(\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*}, \frac{n}{\sqrt{T_1^*}}\right) \quad (3-56)$$

$$\eta_k^* = f_2\left(\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*}, \frac{n}{\sqrt{T_1^*}}\right) \quad (3-57)$$

式中的相似参数 $q_m \sqrt{T_1^*}/p_1^*$ 有时也可用 $q(\lambda_1)$ 表示, 这是有同等意义的。

以这对相似参数作自变量整理实验数据, 得到压气机通用特性线图, 如图3-43所示。此图线的特点首先是它的通用性, 不论外界条件如何变化 (决定于 T_1^* 和 p_1^*), 不论与其他部件如何配合 (决定 q_m), 也不论压气机转速 (n) 如何变化, 都可以在特性图上找到它的工作点; 其次是方便, 因为 T_1^* , p_1^* , q_m 和 n 都是比较容易测得的。

4. 从通用特性线看压气机的工作

通过实验或计算得到的压气机通用特性线图, 在它的上面有三种线:

- (1) 等相似转速 $n/\sqrt{T_1^*}$ 线;
- (2) 等效率线;
- (3) 喘振边界线。

按说, 压气机的工作点在喘振线以下比较宽广的范围里都是可以的, 就效率而言, 应当在范围比较小的高效率区。

实际上一台与发动机其他部件共同工作的压气机, 将受到两个方面的限制, 一是转速, 二是流量。

例如一台压气机, 当外界的 p_1^* 和 T_1^* 不变时, 它的设计点在 P 点, 这时候它的转速为最大值, 效率也较高 (不一定是最高)。但是, 当它受到其他部件的流量限制时, 转速仍然保持不变, 压气机后的总压 p_2^* 上升, 即 π_k^* 提高, 流量下降, 工作点沿等相似转速线向着喘振边界移动; 相反, 如果 p_2^* 下降, 即 π_k^* 减小, 流量上升, 工作点沿等相似转速线远离喘振边界移动。如图3-44所示。

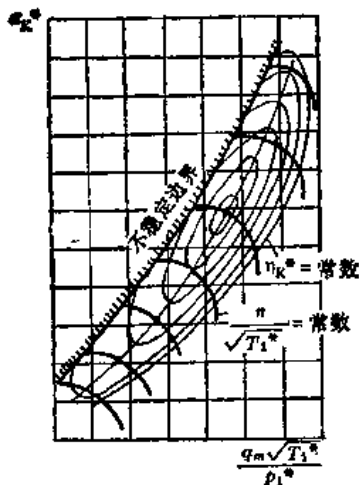


图 3-43 压气机通用特性线图

$$q_m = \frac{k P^* A q_{v0}}{\sqrt{T_1^*}}$$

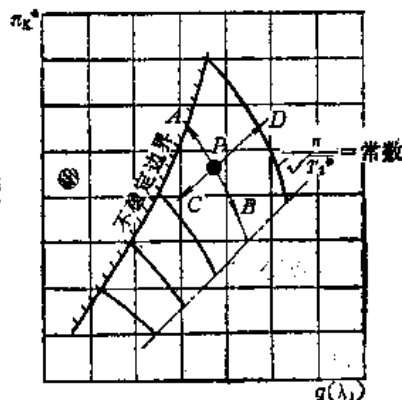


图 3-44 偏离设计点后工作点位置的变化

在设计点工作时, 各级的工作比较协调, 气流流过各级叶轮各半径处的迎角都比较小, 为讨论方便, 不妨假定它们都接近零度。当 π_k^* 上升, 流量下降时, 因为转速不变, 如图3-45 (a) 所示, 各级气流进入叶轮时的迎角都增加。 π_k^* 增加, 则后面级的迎角增加得更快些。当 π_k^* 下降, 流量上升时, 后面级将出现更大的负迎角, 如图3-45 (b) 所示。所以, 一般可以这样认为: 在不变的外界条件 and 设计转速下, 当后面部件尺寸的变化 (在压气机试验台上, 压气机后的节气门关小), 使得增压比增加, 工作点向着如图3-44所示 A 方向移动, 到一定程度时, 压气机会出现失速或喘振, 这种失速或喘振是由后面级旋转失速所引起; 反之, 当后面部件尺寸的变化 (压气机后的节气门开大), 使得增压比减小, 工作点向着 B 方向移动, 到一定程度时, 压气机会出现堵塞, 这种堵塞是由后面级负迎角过大所引起的。

另一种情况, 其他各部件的条件不变, 发动机转速变化, 或者转速不变而进气的温度 T_1^* 变化, 就使得工作点离开设计点 P 。当 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下降 (不论是 n 下降或 T_1^* 上升) 时, 工作点向左下方 C 方向移动, 增压比下降, 相似流量下降, 这种情况有可能走向失速或喘振边界, 引起压气机失速或喘振。这是因为增压比下降后, 前后级工作不协调。如图3-46所示, 前面级出现正迎角, 而后面级出现负迎角, 到一定程度, 在后面级出现堵塞, 限制流量, 前面级

的迎角增加得更多,因而有可能出现失速或喘振。反之,当 $n/\sqrt{T_1^*}$ 上升时,工作点向左上方 D 方向移动,增压比上升,相似流量上升,这种情况也有可能走向喘振边界,引起压气机喘振。情况恰恰相反,在前面级要出现大的负迎角,出现堵塞,在后面级要出现过大的正迎角,可能引起喘振。

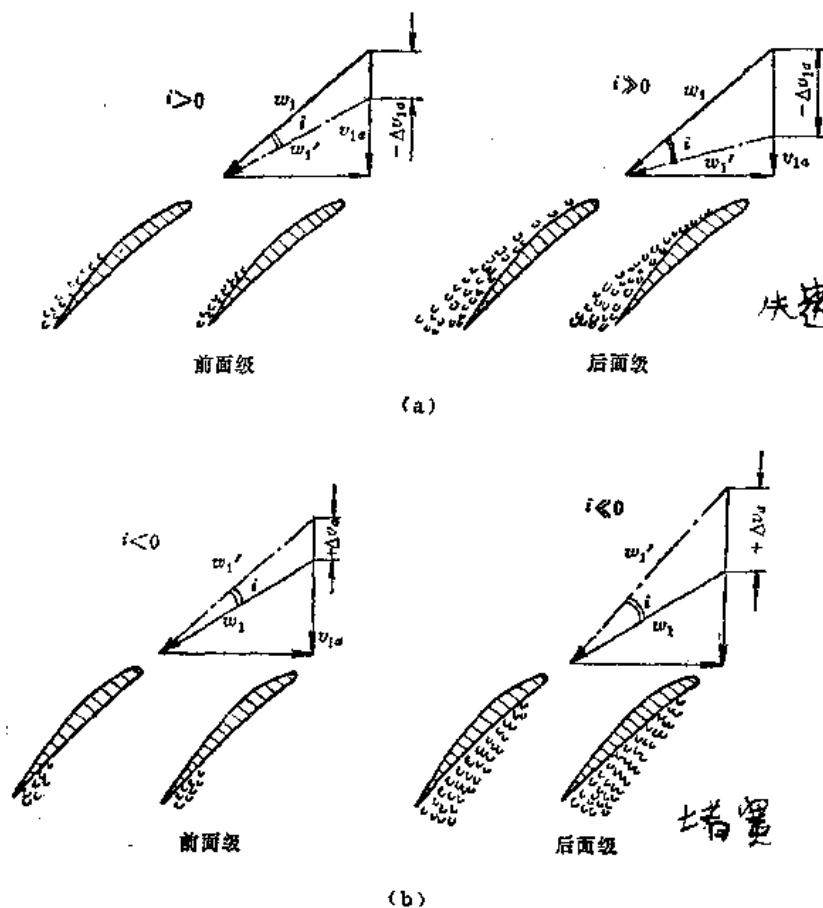


图 3-45 $n/\sqrt{T_1^*}$ 不变, 偏离设计点后前后级迎角变化示意图

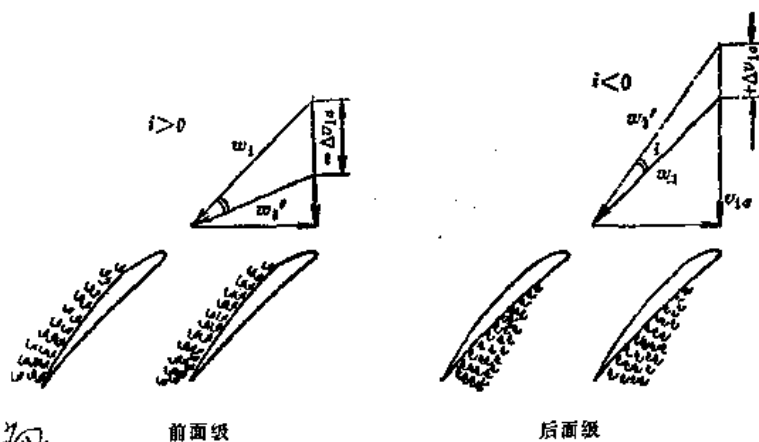


图 3-46 $n/\sqrt{T_1^*}$ 变化, 偏离设计点后前后级迎角变化示意图

从上面的分析，我们可以了解到，同样是失速喘振边界线，如图3-47所示，边界线的上面一段代表着后面级旋转失速而引起的压气机喘振。因为后面级出现的是突跃式的旋转失速，所以等相似转速线比较陡。边界线的下面一段代表着前面级旋转失速而引起的压气机失速喘振。因为前面级出现的是平稳的旋转失速，所以等相似转速线也比较平缓。

5. 喘振裕度和防喘措施

综上所述，一台压气机，当它与其他部件相配合工作时，在设计条件下（即 p_1^* 、 T_1^* 和 n 一定），在通用特性线图上有确定的工作点。这时候工作稳定可靠，效率较高。但当外界条件 T_1^* 或转速 n 变化的时候（归结为 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的变化），工作点会沿着一定的工作线移动。在移动的过程中，要避免进入喘振区，首先要求工作点与喘振边界保持一定的距离。通常用喘振裕度来表示压气机可靠工作的程度，喘振裕度可定义为

$$\left[\frac{\pi_k^*}{\pi_k^*'} \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_1)'} - 1 \right] \times 100\%$$

一般要求喘振裕度的值应在12%以上。如图3-48所示。式中 π_k^* 和 $q(\lambda_1)$ 为工作线所经过的某工作点的参数， π_k^*' 和 $q(\lambda_1)'$ 则表示同一相似转速线上喘振边界点的参数。

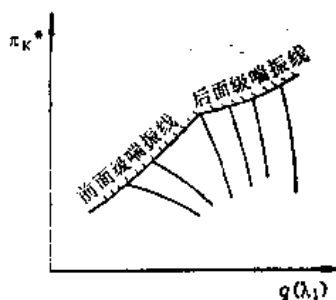


图 3-47 喘振边界线示意图

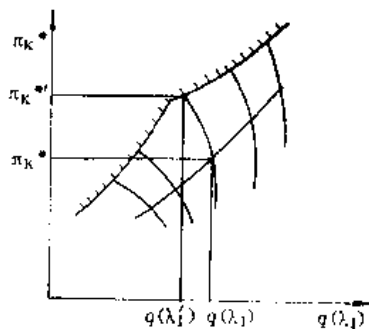


图 3-48 计算喘振裕度的示意图

如果喘振裕度的值小了，就应当考虑采用有效的措施。目前广泛采用的有以下四种：

(1) 压气机中间级放气

从压气机中间级放气有不同的结构形式，有的是在压气机机匣上沿着整个圆周有一排放气孔，用钢质放气带来开启或关闭放气孔，也有采用放气活门。由于在低转速时共同工作线可能进入不稳定边界线，因此在起动时，放气系统一直打开，直到压气机转速已达到不会发生失速喘振的转速为止。在减速的时候，转速到一定的值时，放气系统即自动打开。

它们的防喘原理，如图3-49所示。当打开放气系统时，由于减少了空气流路的阻力，位于放气系统之前的压气机级的空气流量增加了。因而前面级的轴向速度就增大，气流迎角减小，从而避免了发生喘振而保持稳定工作。由图所示的第一级特性可见，由 N 点变到了 M 点。此外，放气系统后面的各级空气流量却由于放气而减少，于是气流迎角增加，使其脱离堵塞状态，由 N 点变到 M 点工作。因此，放气的结果是使前后各级都朝着有利的工作状态变化，使工作协调，保证了发动机安全可靠地工作。但必须指出，放气对发动机其他方面的性能是不利的，如推力减小，单位燃油消耗率增加，涡轮前燃气温度上升等。此外，在低空飞行时由于突然放气，推力骤降，对飞行的安全也有一定的影响。

(2) 可转动的进口导流叶片和静子叶片

放气防喘的方法广泛地应用于增压比在10以下的多级压气机中。当增压比更高时，往往转速稍有偏离，就要放气，这就要严重地影响发动机的性能。所以，在这种情况下，有采用

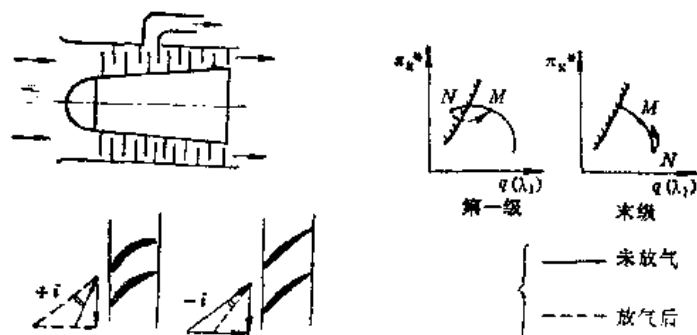


图 3-49 放气防喘原理图

进口可调导流叶片和可调静子叶片的办法。它的防喘原理如图3-50所示。在低转速时，第一级动叶片的气流迎角很大，从而导致压气机喘振。现在将进口导流叶片转动角度 $\Delta\varphi$ ，使进口气流速度 v_1 的方向朝着工作轮旋转的方向偏斜，如图中虚线所示，这就改变了第一级工作轮进口处的速度三角形，使相对气流方向和设计状态下的方向趋于基本一致。由于迎角不再过大，也就脱离了不稳定工作。由图上的特性线所示，不稳定的边界线向左移动，使工作点 A 远离不稳定区而变到 A' 点。由于进口导流叶片转动后，使得该级的迎角减小，于是加功量减少，等转速线向着增压比低和流量小的方向变动。

前面曾提到由于前面级引起喘振，常常不只是第一级，还与第二、三级等有关。所以，为了防喘，不仅在压气机的进口设置可转动的进口导流叶片，而且根据需要还采用第一级乃至更多级的静子可调叶片。

(3) 进气处理机匣

在压气机进气机匣内壁开带环形空腔的窄缝、纵向槽、孔等，可以延迟叶片的失速，扩大压气机的喘振裕度。迄今，其扩稳机理尚未完全弄清楚，因为叶端区的流动极其复杂。

图3-51所示为处理机匣的一种形式。在第一级工作叶片外的机匣上，留出一个环形的径

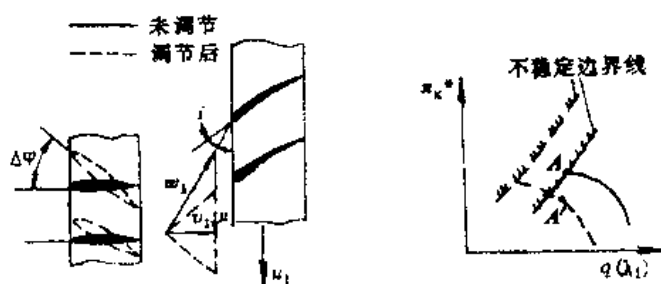


图 3-50 转动进口导流片的防喘原理图

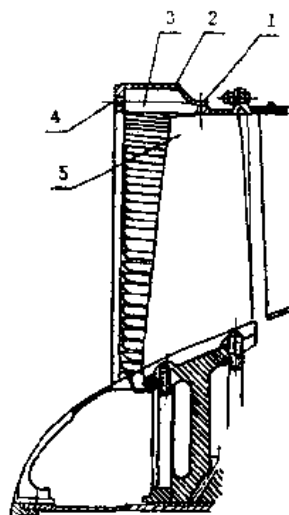


图 3-51 进气处理机匣

1—径向固定销；2—进气处理机匣；3—扰流片；
4—轴向固定销；5—第一级工作叶片。

向空腔，环面进口处有许多斜槽或有数以百计的叶片。有些专家认为，从叶片端壁区上流出的空气通过叶片间形成的狭缝进入环形腔，然后又由这些狭缝排出，形成附加的环流。这股环流可以抑制机匣和叶片端壁区附面层的发展，防止叶端面拐角处低能气流的过分聚集，因为低能气流在叶端区的聚集，往往是诱发压气机中气流分离失速的根源。

(4) 双轴压气机

这种方案的特点是把多级压气机分成两个转速不同的转子，分别由单独的涡轮转子带动。图3-14中已经表示一台双轴压气机的简图。通过两个转子转速的不同，来自自动调节压气机前后各级的工作状况。这是一种改变圆周速度 u 的防喘方法。目前，在高增压比的压气机中这种方案得到了广泛采用。它的防喘原理将在下一章进行分析。

第三节 燃 烧 室

燃烧室是燃油和空气进行混合燃烧把它们所具有的化学能转换为燃气热能的部件。空气来自压气机，燃气被输送到涡轮。因此，燃烧室的工作与涡轮喷气发动机的其他部件的关系也是非常密切的。

一、基本性能要求

1. 点火可靠，燃烧稳定

发动机在地面条件下起动，是比较容易点火的，因为这时候大气压力和温度都较高。发动机在高空条件下熄火之后重新点火，则比较困难。这是因为在高空熄火条件下，发动机处于风车状态，压气机出口气流速度很大，大气压力和温度又都较低，即便是让飞机作俯冲的动作，有时也还有困难。所以，对于发动机来说，点火可靠是针对一定的外界条件而言的。在一定的外界条件（例如一定的飞行高度）下，能否保证可靠点火，就属于燃烧室设计的问题了。这时候，影响点火可靠性的主要是燃油和空气的比例（简称油气比）。点火可靠性比较好的燃烧室应当是在油气比变化比较大的情况下，照样能点着火，反之，则不能。

按定义，油气比

$$f = \frac{q_{mf}}{q_m} \quad (3-58)$$

式中： q_{mf} ——实际供入燃烧室的燃油流量，kg/s；

q_m ——进入燃烧室的实际空气流量，kg/s。

但从油气比的关系不足以明白表示油多油少的问题。习惯上，人们用余气系数 α 这个参数来表示，

$$\alpha = \frac{q_m}{q_{mf} l_0} \quad (3-59)$$

式中： l_0 ——一千克燃油完全燃烧时所需要的理论空气量，千克空气/千克燃油，按照航空煤油碳氢成分的比例和空气所含氧成分的比例，可计算得 l_0 为14.7。

分母 $q_{mf} l_0$ 表示供入的燃油完全燃烧时所需要的理论空气流量。

$\alpha = 1$ ，表示空气中所含的氧恰好能使燃油完全燃烧； $\alpha < 1$ ，表示在燃气中还保留没有燃烧完的燃油，叫做富油； $\alpha > 1$ ，表示在燃气中还存在没有参加燃烧的氧元素，叫做贫油。

在正常工作的条件下，目前涡轮喷气发动机燃烧室里的余气系数 α ，一般在2.5~3.5，随

着涡轮前燃气温度 T_3^* 的上升, α 下降。但是不管怎样, 在燃烧室的中心燃烧区和点火区, α 总是接近 1 的, 因为当 $\alpha = 1$ 的时候, 对燃烧来说是有利的。

随着各种工作条件的变化, 一定的发动机, α 的变化较大, 不仅影响点火的可靠性, 而且会使工作着的发动机熄火。所以, 要求燃烧室必须在规定的全部飞行高度和速度范围内, 以及飞机作各种动作时, 都能保证稳定燃烧不被吹熄。

2. 燃烧完全

燃油燃烧时, 绝大部分的燃油通过燃烧把化学能转变为热能, 提高了燃气的总焓。但也有一部分来不及燃烧而随着燃气流流出燃烧室。为了衡量燃烧完全的程度, 常用燃烧效率 η_b 来表示。它的定义可用下式表示

$$\eta_b = \frac{Q_1}{Q_0} \quad (3-60)$$

式中: Q_1 ——实际放热量, 但忽略通过燃烧室壳体向外部的散热量, 简单地可表示为

$$Q_1 = q_{m\epsilon} h_{3g}^* - q_m h_{2g}^*$$

式中: $q_{m\epsilon}$ ——燃烧室出口的燃气流量, kg/s;

h_{3g}^*, h_{2g}^* ——燃烧室出口和进口截面每千克工质的总焓, kJ/kg;

Q_0 ——燃油完全燃烧时的放热量

$$Q_0 = q_{mf} Hu$$

式中: Hu ——燃油的低热值, 对于煤油 $Hu = 42900 \text{ kJ/kg}$ 燃油。低热值是指燃油的热值扣除了燃气中水蒸气所带走的汽化热。

把 Q_1 和 Q_0 的关系代入上面定义式 (3-60) 得

$$\eta_b = \frac{q_{m\epsilon} h_{3g}^* - q_m h_{2g}^*}{q_{mf} Hu} \quad (3-61)$$

燃烧室在设计状态下工作, η_b 约为 95%~98%。但是, 在高空工作时, 由于气流压力较低, 对燃烧效率有一定的影响, 高度上升, 将使燃烧效率下降。

3. 压力损失小

气体流过燃烧室, 有的直接参加燃烧, 有的参加掺混并被加热。由于粘性和对流动气流的加热, 不可避免地存在着流体阻力和热阻, 从而使气流的总压下降。从热力循环图上可明显地看出, 这将影响发动机的循环功, 也就使得发动机的推力下降和单位燃油消耗率上升。所以, 应当力求减少气流在燃烧室内的总压损失。通常用总压恢复系数 σ_b 来衡量, 可表示为

$$\sigma_b = \frac{p_3^*}{p_2^*} \quad (3-62)$$

式中: p_2^*, p_3^* ——分别表示燃烧室进出口截面上的气流总压。

对于涡轮喷气发动机, 燃烧室的总压恢复系数一般在 0.94 左右。

4. 燃烧室出口温度场应按所要求的规律分布

燃烧室比较短, 流出的燃气温度是不可能均匀的。为了保证涡轮转子叶片能安全可靠地工作, 要求燃气沿半径的周向平均温度按如图 3-52 所示的规律分布。由于叶片产生的离心力都通过叶根传到轮盘上, 叶片根部受力大, 所以要求燃气温度低些。叶尖很薄, 强度刚度较差, 也要求燃气温度低些。在离叶尖约为叶片高度的 $1/3$ 处, 燃气温度可以达到最高值。这样, 可使整个转子叶片接近于等强度。但是, 实际的燃气温度分布不可能和上面曲线所希望

的分布规律完全一致，这要在实验中反复调试实验的燃烧室，使其偏差不超过规定的范围。

此外，周向燃气温度的分布，也有一定的要求，特别是限制燃气最高温度与平均温度之差，因为这将会影响涡轮导向器叶片的可靠工作。

5. 尺寸小，发热量大

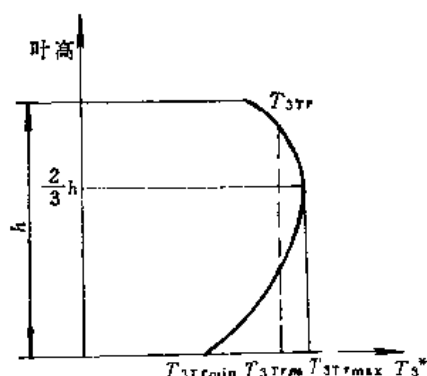


图 3-52 沿叶高理论温度分布

为了提高发动机的推重比，缩短燃烧室长度不仅可以减轻燃烧室的重量，而且还可以缩短压气机和涡轮之间的距离，从而可以减轻机匣和转子的重量。燃烧室的直径，一般受到压气机和涡轮进出口尺寸的限制，从设计燃烧室的角度，主动性比较少。所以主要是缩短燃烧室长度的问题。

燃烧室尺寸小，意味着在单位燃烧室空间里，在单位时间内要烧掉更多的燃油。常用容热强度 Q_{vf} 来衡量燃烧室容积的利用程度。容热强度的定义是每立方米的燃烧室容积里，在

单位压力下每小时实际放出多少热量。即

$$Q_{vf} = \frac{3600 \eta_b q_{mf} H u}{p_1^* V_f} \quad (3-63)$$

式中： V_f ——火焰筒容积。

一般涡轮喷气发动机火焰筒的容热强度 $Q_{vf} = (1.2 \sim 2) \times 10^3 \text{ kJ/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{Pa}$ 。

从上述介绍中可以看出，五点要求相互之间是存在矛盾的，特别是为减轻重量而缩短长度，这将会影响燃烧完全的程度、温度场的分布以及在燃烧室头部的扩压损失。所以，必须全面考虑，统筹兼顾，并根据任务要求，突出主要方面。

此外，除了上面五点性能上的要求之外，还应当考虑减少排气污染和延长寿命的问题，前者主要是减少发烟，限制 CO 、 NO 、 NO_2 等化学成分的生成，后者主要是组织好对燃烧室壁面的冷却，防止受高温燃气的作用而出现裂纹、烧蚀、掉块和变形。

二、燃烧室结构形式

涡轮喷气发动机的燃烧室有三种基本结构形式。如图3-53所示，有单管燃烧室、联管燃烧室和环形燃烧室。这在40年代喷气动力装置刚出现的时候就已经有了。经过近50年的发展，基本形式还是这三种，而且还都有它的使用价值和发展的可能，只是有所侧重，例如当前比较多的是发展环形燃烧室。

1. 单管燃烧室

单管燃烧室由许多（一般是8~16个）单个燃烧室组成。在它们之间有联焰管相联，起传焰和均压的作用。如图3-54所示，每个单个的燃烧室各有自己单独的火焰筒和外套。这种燃烧室因为流过每个单管燃烧室的空气流量较少，用较少的气源就能进行实验，因而调试比较容易。它在早期的涡轮喷气发动机上用得较多，而且都是与离心式压气机配合使用，在结构上比较简单。此外，在使用中，可单独地拆换，因而维护也比较方便。但它的缺点较多，主要是空间的利用率低；在重量上不仅本身比较重，而且因为它不能传递涡轮和压气机壳体上

的扭矩，还要增加其他结构部件（轴承机匣）的重量。

图3-55所示是一个典型的单管燃烧室，在小发动机中使用，有时一台发动机仅有一个这样的单管燃烧室，可避免其他形式燃烧室喷嘴数目过多而每个喷嘴流量过小的问题。

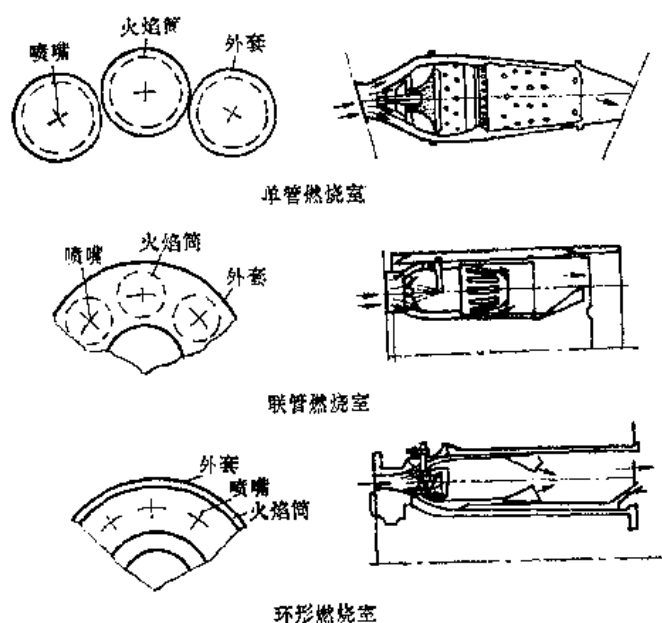


图 3-53 三种基本形式燃烧室的结构示意图

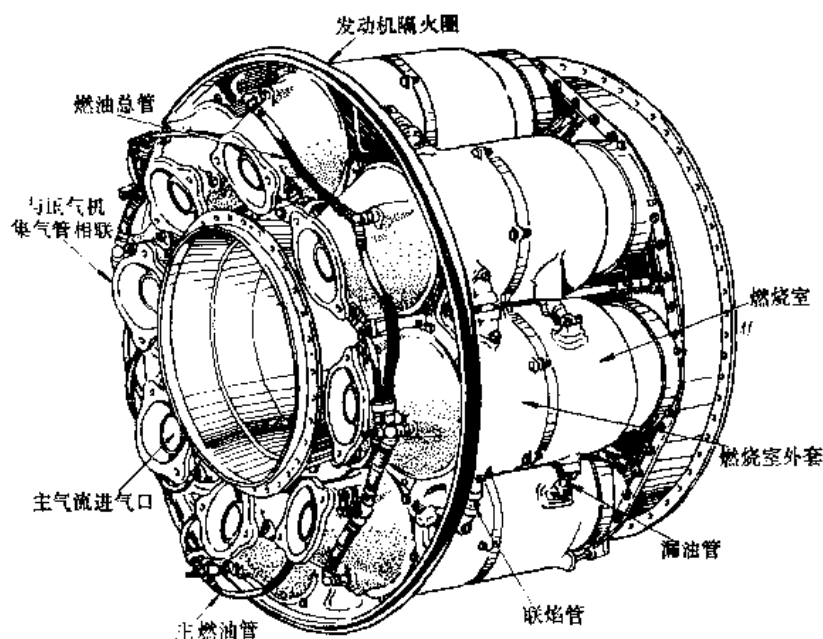


图 3-54 单管燃烧室结构图

2. 联管燃烧室

与单管燃烧室相同的是，联管燃烧室也有单独的火焰筒。但这些火焰筒被包容在一个共同的环形腔道里。联管燃烧室的优点是结构比较紧凑，外壳可传递扭矩，因而有利于减轻发动机的结构重量，但这只是相对于单管燃烧室而言。此外，它的火焰筒仍是单独的，因而对

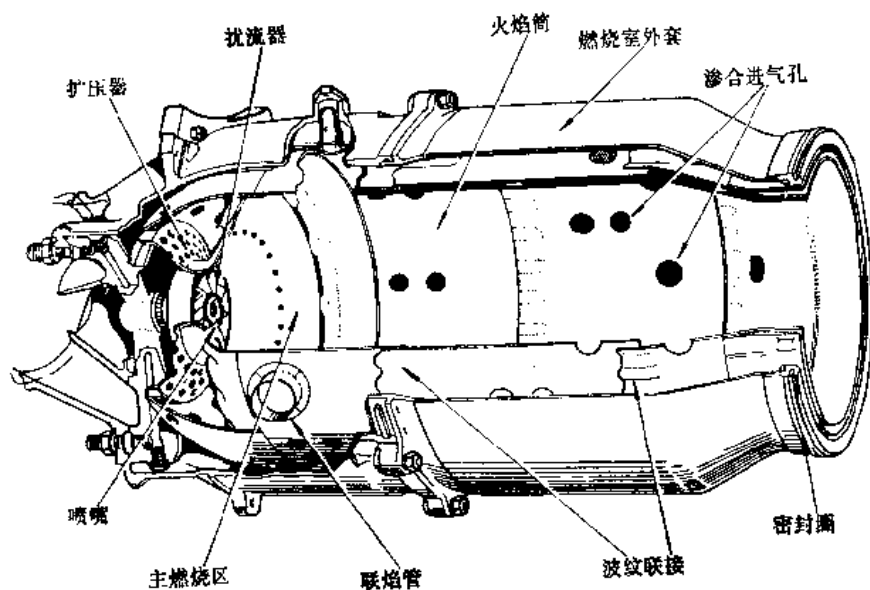


图 3-55 典型的单管燃烧室

调试仍有一定的方便。图3-56所示是目前使用的一种典型的联管燃烧室。

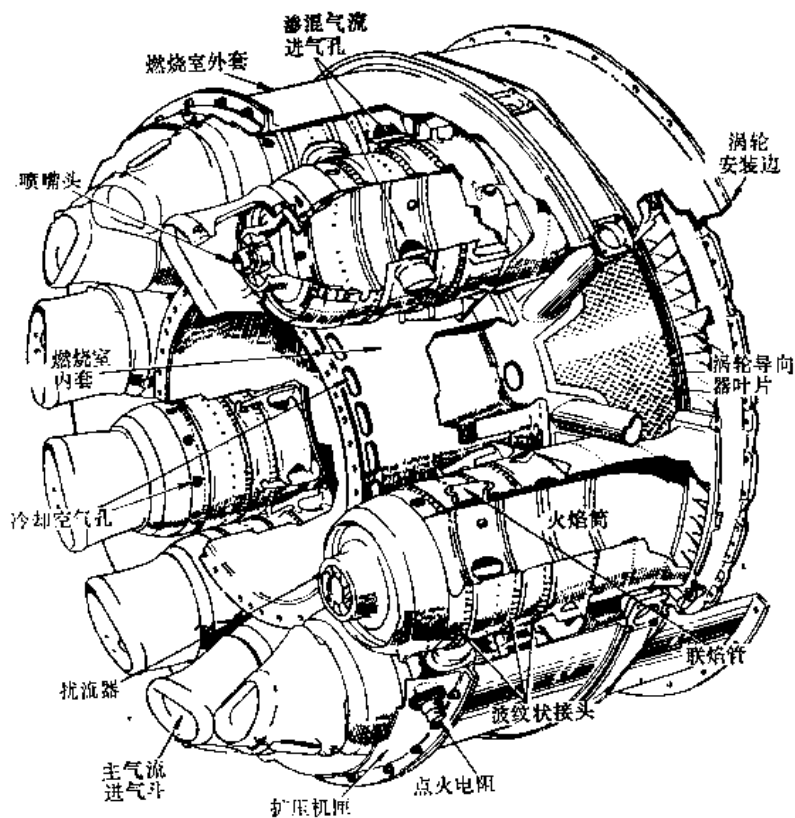


图 3-56 联管燃烧室结构图

3. 环形燃烧室

典型的环形燃烧室如图3-57所示，它由四个同心的圆筒组成。在燃烧室的外机匣和内壳所形成的腔道中，安装着环形的火焰筒。在火焰筒的头部装有一圈燃油喷嘴和火焰稳定装

置。环形燃烧室的气流通道与压气机出口和涡轮进口的环形气流通道可以获得很好的气动配合，因而可减少流动损失，且可得到较均匀的出口周向温度场。此外，环形燃烧室的空间利用率最高，壳体的传力情况有利，而且因为有很好的气动配合可缩短燃烧室头部的扩压段，因而比联管燃烧室更有利于减轻重量。它的上述优点是比较突出的，但是它的缺点也比较明显。首先是沿圆周均匀分布的各个离心喷嘴喷油所形成的燃油分布和环形通道的进气不易配合好。此外，环形燃烧室还存在调试需要有大型气源设备和在使用中装拆维护比较困难等缺点。但是上面这些缺点不是不可克服的。近年来，很多新型发动机上都已广泛采用短环形燃烧室，这正是在克服缺点的过程中使燃烧室设计达到了一个新的水平。

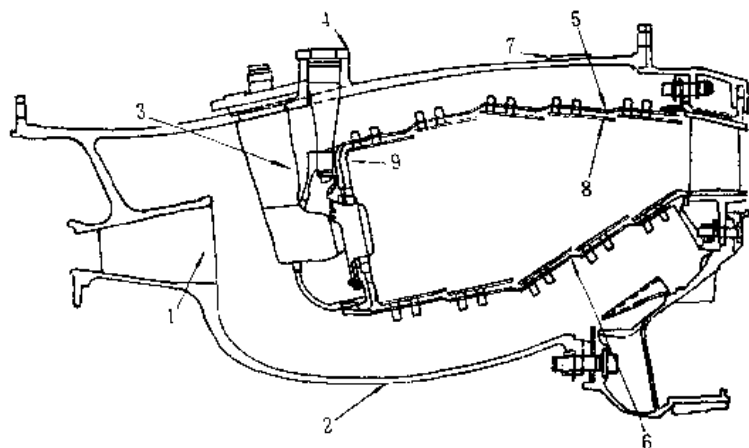


图 3-57 V2500发动机燃烧室

1—二十个支柱叶栅式预扩压器；2—单件铸造扩压机匣；3—二十个空气雾化喷嘴；4—火焰筒定位销；5—火焰筒外壳；6—火焰筒内壳；7—孔探仪口；8—扇形垫片；9—火焰筒头部。

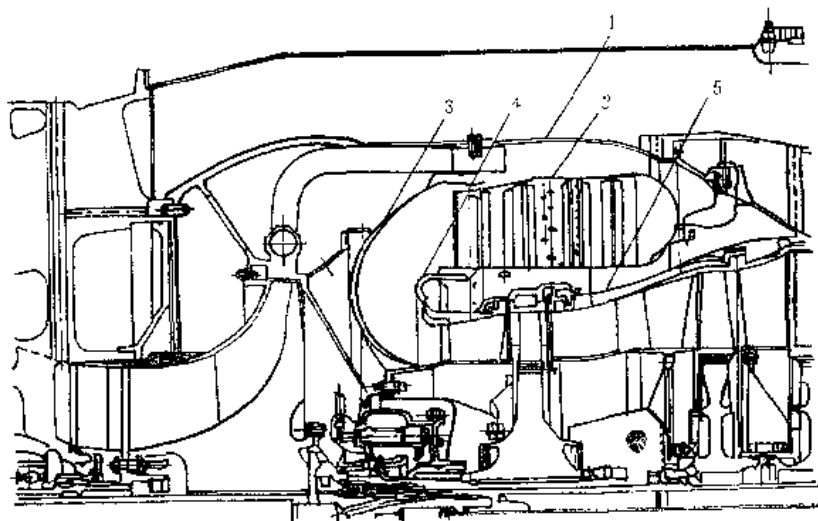


图 3-58 回流式环形燃烧室

1—燃烧室外套；2—火焰筒；3—排气弯管前壁；4—排气弯管后壁；5—低压涡轮静子支承组合件。

图3-58所示为回流式环形燃烧室，由燃烧室外套、火焰筒、排气弯管前后壁及低压涡轮静子支承组合件组成。这种结构使得压气机和涡轮间的轴向长度缩短，一方面大大缩短发动机长度，减轻发动机重量；另一方面对提高压气机和涡轮轴的临界转速有利。此外，回流燃

烧室由于其气流通路较长，油气混合比较均匀，因而降低了发烟度，减少了排气污染。同时对压气机出口速度分布不敏感。

图3-59所示为折流式环形燃烧室。小型的燃气涡轮发动机流量小，转速高，往往采用离心式压气机和燃油从发动机轴内腔经甩油盘离心甩出的供油方式。为了充分利用空间尺寸，缩短转子支点的距离，常采用折流式环形燃烧室。压气机后的空气分成两股进入火焰筒。第

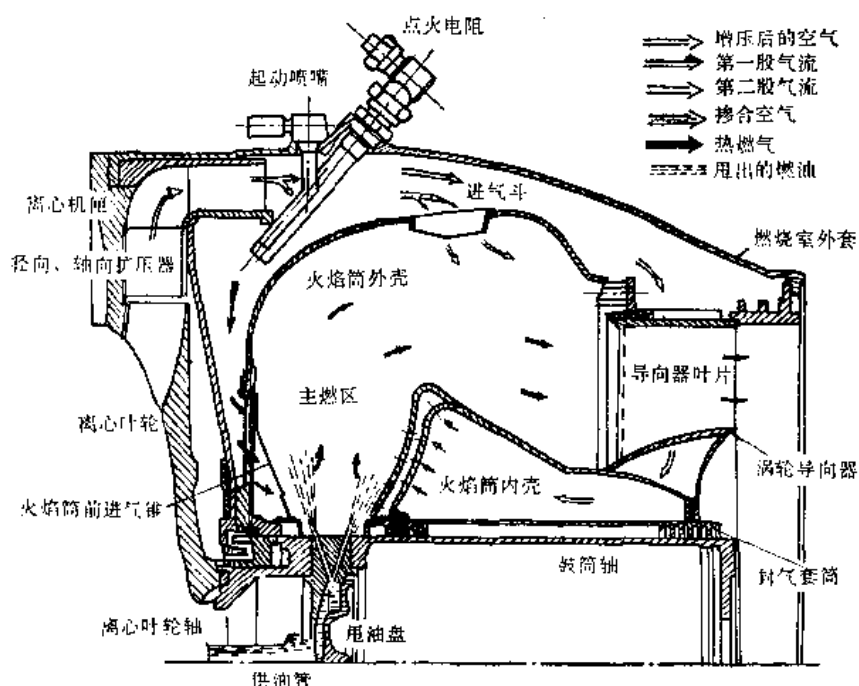


图 3-59 折流式环形燃烧室

一股气流的一部分由轴向扩压器出口，经前进气锥上三圈模板式的进气缝隙进入火焰筒，形成旋流并与甩油盘甩出的燃油相掺和燃烧以形成主燃区；第一股气流的另一部分穿过空心导向叶片的内腔，经内壳前端双层壁上的许多进气孔和甩油盘甩出的燃油相掺和进入主燃区。第二股空气直接由火焰筒外壳上的进气斗进入火焰筒内，以补充燃烧并降低燃气的温度。

三、燃烧室工作过程和主要零组件

1. 点火

涡轮喷气发动机的点火装置如图3-60所示，是利用外电源，使高压火花塞打火，将点火装置中的一部分燃料和空气或氧气的混合物加热到着火温度，使它首先燃烧，然后再依靠这个火焰点燃整个燃烧区。在燃烧区点着之后，点火装置即停止工作。为保险起见，一台发动机的燃烧室一般都有两个点火装置，对于单管或联管燃烧室则通过联焰管传播火焰，点燃各个火焰筒。

2. 气流扩压减速

压气机最后一出口的气流速度约在150m/s左右，为了减少总压损失和可靠燃烧，在进入火焰筒之前，要求气流速度降低至30~45m/s。所以，从压气机出口到火焰筒进口，应当有一扩压段，使空气减速增压。这就是燃烧室进口扩压器。为了减少流动损失，实践证明

扩压角在 $7^\circ \sim 12^\circ$ 之间是比较有利的。当前的发展趋势是,由于压气机压比和出口温度提高, M 数显著下降,如不改变损失的指标,则可增加扩压角,或在经过一小段锥形扩压之后,采取突然扩张的形式,如图3-61所示,以有利于缩短扩压器的长度。

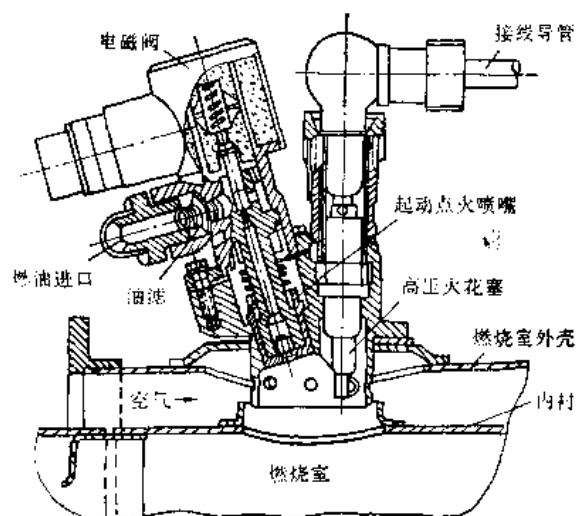


图 3-60 点火装置图

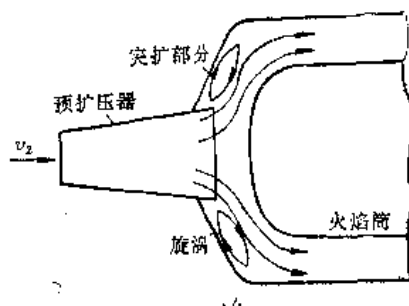


图 3-61 短扩压器

3. 燃油雾化

燃烧室的容热强度很高。换言之,燃油从进入燃烧室到完成燃烧,在燃烧室中的停留时间很短。在涡轮喷气发动机中燃烧室工作的全过程,应包括雾化、蒸发和混合,即混气形成,以及燃烧化学反应和掺和冷却。其中雾化、蒸发是两项非常重要的环节。雾化的作用,就是使燃油分裂成细小的微粒,扩大燃油与周围热燃气的接触表面积,增加吸热量,加快燃油蒸发。

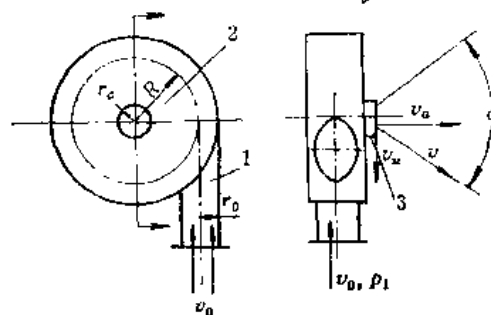


图 3-62 离心式喷嘴工作原理图

1—切向进口；2—漩流室；3—喷口。

在涡轮喷气发动机中,大多采用离心式喷嘴,它的工作原理如图3-62所示。高压燃油以速度 v_0 经切向孔进入漩流室,一边旋转,一边流向喷口。在喷口处燃油以速度 v 流出, $\vec{v} = \vec{v}_a + \vec{v}_x$,在喷口,燃油并不充满整个截面,而是形成很薄的贴壁油膜。燃油进入喷嘴时所具有的压力能,在出口处转变为动能,即出口的流速很大。油膜沿锥形表面喷射出去,它的厚度越变越薄。由于周围空气与燃油相对速度的作用,薄油膜很快破裂、粉碎,形成雾状液滴。

一定的喷嘴,油膜的锥角 α 是一定的。在地面最大状态工作的时候,在较大的供油压力下达到一定的燃油流量,燃油在离开喷口时的流速较高,油膜锥能保持到相当薄的时候才破裂,雾化情况较好。如果在高空低速飞行,需要的供油量则很少,例如只有地面的 $1/10$ 。我们知道燃油的流量是正比于供油压降的平方根,即 $q_{mf} \propto \sqrt{\Delta p}$ 。由此可得地面状态压降应当是高空状态压降的100倍。这样,在地面最大状态能很好工作的简单的离心喷嘴,在高空,燃油离开喷口时的流速太低,油膜锥不能保持到相当薄的时候才破裂,而是在离开喷口不远处即破裂成较大颗粒的液滴,雾化情况很差。为此,目前的涡轮喷气发动机都采用如图3-63

所示的双路式离心喷嘴。它分主、副油路。在小转速或高空工作时，需要油量较少，只打开副油路供油，当需要油量增大时，才打开主油路同时供油。这样，供油量的变化范围仍能达到，但供油压降的变化就大大缩小，因而就可以获得较好的雾化质量。

燃油喷嘴的另一种形式，如图3-64所示，叫蒸发管。燃油由喷油管喷出，和来自压气机的一部分高压空气掺和，并经T型热管壁加热蒸发，进一步与这部分高温空气掺和。实践表明，使用蒸发管的燃烧室的燃烧效率较高，不冒烟，出口温度场较稳定，不随燃油量的变动而变动。不过应当指出，燃油在蒸发管内并不能完全蒸发，有相当大的一部分燃油是靠管内高速空气冲击碎裂的。对于这种燃烧室更多的应注意蒸发管管壁的过热和起动的可靠性等问题。当前，这种蒸发管式供油装置已与环形燃烧室相配合，得到广泛使用。

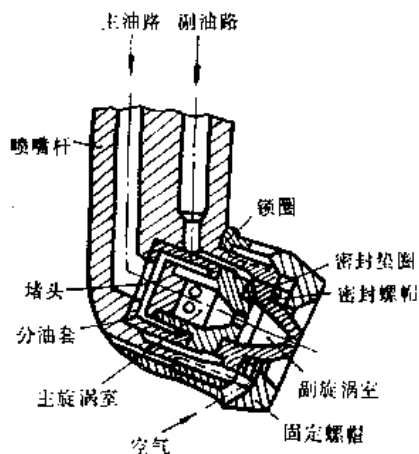


图 3-63 双路式离心喷嘴结构图

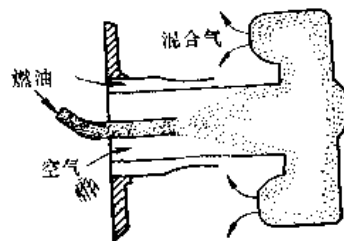


图 3-64 T型蒸发管的工作示意图

近几年又出现一种新型的喷嘴，叫气动雾化喷嘴。它的出现主要是为克服常规的离心式喷嘴存在的以下两项缺点：

首先是喷油量与喷油雾化质量都直接与供油压力相关。尽管是采用主、副油路供油，仍不能满意解决高工况高供油量时供油压力过高对油路系统密封不利和低工况低供油量时雾化质量差、燃烧效率低的问题。

再者是在燃烧室处于高工况高供油量时，雾化质量好，大部分是小直径油珠，但小油珠动量小，都聚集在喷嘴附近的回流区中，而当地温度高又缺氧，燃料发生热裂分解，大量的碳原子聚集在喷嘴附近，容易形成喷嘴和头部积炭，且使排烟浓度增加。此外，还由于碳分子燃烧所形成的亮度很高，导致火焰筒头部壁温增高，从而影响火焰筒寿命。

气动雾化喷嘴的特点是：油量改变是依靠供油压力，而雾化质量则依靠另外的气动因素，使两者分开。这样，就可以保证在各种供油量情况下，雾化质量始终保持最佳状态。

如图3-65所示，燃油受供油压力驱使，从径向孔出来，中心气流经扰流器在离心力的作用下使圆柱管内壁上形成波浪形油膜，向喷嘴出口流动，当油膜流至唇口边缘时，受到内外通道两边气流的冲刷，使油膜脱离唇边即破碎成小油珠。这样，与常规的离心式喷嘴喷出的是完全为小油珠的液态射流不同，从气动雾化喷嘴喷出的是一种有少量空气与细小油珠相混的两相流体，从而解决了上面提到的常规离心式喷嘴固有的缺点。

4. 燃烧回流区的形成和作用

常用的火焰筒的头部装有不同形式的扰流器。如图3-66所示，是一个叶片式扰流器。少

量的空气从扰流器进入火焰筒后，形成一股旋转着的气流，又由于空气粘性的作用，在火焰筒的中心，造成一个低压区。在轴线方向存在着逆主流方向的压力差，在此压差的作用下，下游就有一部分气流逆流补充，结果形成了气体的回流，如图3-67所示。回流区的存在不仅提供高温的点火热源，而且在回流区和顺流区之间的过渡区中，气流紊流度很高，而流速较低，这就有利于创造气流速度等于火焰传播速度的条件，并保证燃油与空气的良好混合，而且还提供了不断流向火焰筒前端的高温燃气，这促使燃油迅速蒸发，并保证新鲜混气不断被点燃。

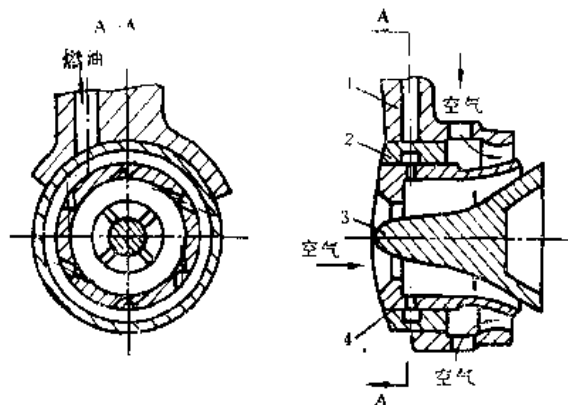


图 3-65 气动喷嘴

1—外壳；2—分油环；3—内锥；4—密封圈。

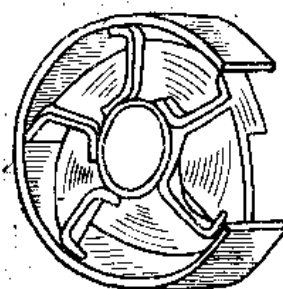


图 3-66 扰流器结构图

5. 燃烧

空气从火焰筒头部进入，燃油从喷嘴喷入后，先由点火器对头部混气点火。混气点燃后，边燃烧边向下游流动，当它达到回流区末端并部分进入回流区时，已基本上燃烧完毕。因此，进入回流区的气体主要是高温燃气。回流的高温燃气逆流到喷嘴附近，将刚刚喷入的油珠加热蒸发形成燃油蒸气。燃油蒸气与从扰流器进入的空气迅速掺混，形成混气。同时也有回流区的高温燃气掺混进来，并对混气进行加热点火。经过一定的感应期以后就着火燃烧。然后，这个火源往四周的混气传播火焰，不断地向外扩展，把火焰传到整个头部，形成如图3-68所示的火焰锋。作为点火源的混气团本身，则由于燃烧和向下游移去，而把它的位置和作用让位于一个来自上游的新混气团。这一过程周而复始，在火焰筒头部就保持着稳定燃烧，这叫做主燃区。还没有燃烧的燃油，则与用于掺混的二股气流混合之后，在补燃区中继续燃烧。

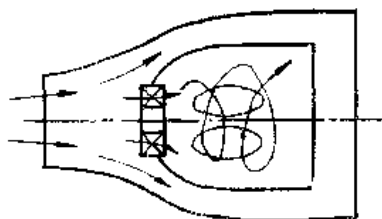


图 3-67 扰流器作用的示意图

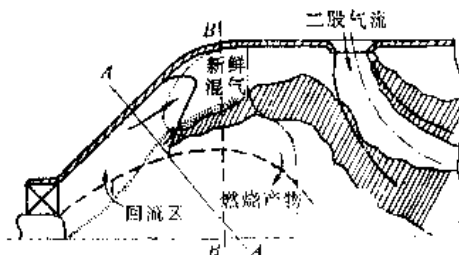


图 3-68 火焰筒头部燃烧过程示意图

6. 掺混冷却

燃油经过火焰筒补燃区之后,大部燃油已被燃烧。火焰筒掺混段的基本任务是将环形气流通道内剩余的二股气流引进火焰筒,并与高温燃烧产物掺混降温,以获得需要的燃烧室出口温度分布。此外,也还有少量的燃油在掺混区里继续燃烧。

我们知道,在火焰筒头部,燃气温度高达2000K以上,为了保证火焰筒的可靠工作,必须注意对壁面的冷却,所以进入火焰筒的二股气流,一路是经大孔射入,可减少进气阻力和加大穿透深度,促进混合,另一路是经壁面小孔或窄缝,并沿壁面形成气膜冷却,而后参加掺混。

掺混冷却后的燃气通过燃气收集器形成环形通道进入涡轮导向器。

四、燃烧室特性

我们在压气机中讨论了相似工作的问题,压气机的相似条件主要是两个 M 数,只要切向和轴向运动两个 M 数相等,性能参数如 $\pi_{\text{总}}$ 和 $\eta_{\text{总}}$ 就一定。但对于燃烧室却不同,它不只是气动上的问题,而且还有化学反应。因此,对它的性能的影响因素比较多,例如在各种飞行条件或发动机转速下燃烧室压力、温度、流速和流量的变化将对燃烧室的性能产生影响。

燃烧室的特性,通常包括以下三个方面的内容。

1. 燃烧效率特性

实验证明,在一定的燃烧室中,影响燃烧效率的主要是以下四个参数:

(1) 余气系数 α

α 处于设计状态时,燃烧效率最高,在其他状态时,均会降低。其原因是: α 减小时,燃烧室头部的燃烧区里会出现空气流量不足的现象,燃烧速度变慢,使火焰区变长,此外,由于供油量相对多了,燃油的轴向速度增加,也会使燃烧区后移,因而造成不完全燃烧甚至被吹熄,这就是富油熄火; α 增大时,燃烧室头部燃烧区的空气量相应增加,虽然有利于燃油和空气的扩散混合,但由于喷油压力下降,雾化质量变坏,油滴增大,会使燃烧区的未燃烧油滴增加,火焰区后移,从而导致效率下降,甚至被吹熄,这就是贫油熄火。

(2) 进气压力 p_2

压力 p_2 增加,使得供油量增加,即在喷口的压降增加,在一定程度上有利于改善雾化质量。此外,压力增加,即空气密度增加,改善了空气和燃油的扩散和混合,加快了化学反应和火焰传播的速度。所以,随着 p_2 上升,可使燃烧效率 η_b 上升,但当 p_2 较高时,对 η_b 的影响就不明显了。

(3) 进气温度 T_2

温度 T_2 的增加,可加速空气和油雾之间的热量交换和质量交换,但在一定的温度 T_2 以上,影响也就不大了,因为使油雾蒸发的主要是回流区的影响。

(4) 进气速度 v_2

随着 v_2 的增加,燃油在燃烧室停留的时间将缩短,使得燃烧完全的程度下降。

综合以上分析,可引入燃烧效率的相似准则参数 θ

$$\theta = \frac{p_2^{1.75} e^{T_2/300}}{q_m} \quad (3-64)$$

对于一定尺寸和结构的燃烧室,通过实验得到

$$\eta_b = f(\theta) \quad (3-65)$$

的关系, 并作出曲线, 如图3-69所示, 该曲线可推广应用到任意 p_2 、 T_2 和 q_m 的飞行状态中去, 所以被称为燃烧效率的通用特性曲线。

2. 燃烧室熄火特性

从上面对燃烧效率的影响因素的分析中得知, 余气系数 α 的过大过小, 都有可能引起熄火。过大的 α 引起的叫贫油熄火, 过小的 α 引起的叫富油熄火, 只有在它们之间, 雾化的油滴才能稳定地着火燃烧。这种余气系数的范围, 就是燃烧稳定工作的范围。

由实验得知, 燃烧室内燃烧稳定工作的范围, 随着燃烧室空气进气速度 v_2 的增加而缩小, 如图3-70所示, 即为燃烧室熄火特性线。

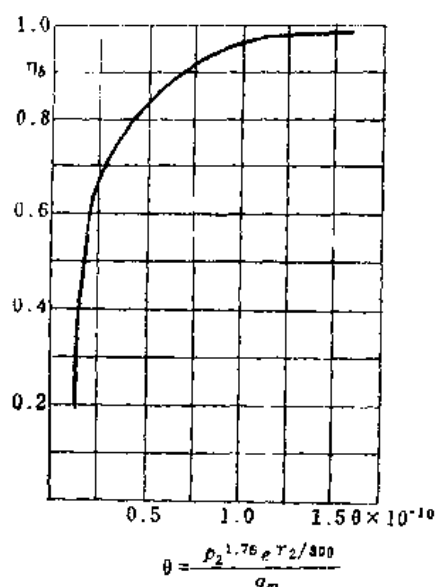


图 3-69 燃烧效率通用特性

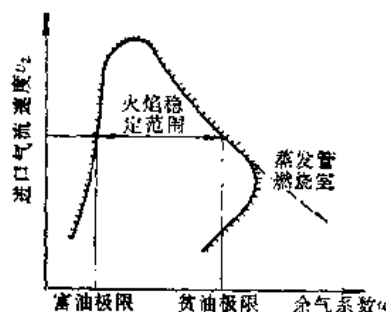


图 3-70 燃烧室熄火特性示意图

为什么 v_2 愈高稳定工作的范围愈小呢? 这是由于空气流速 v_2 愈大, 火焰前锋愈不容易稳定, 甚至无法形成。流速太快时, 火焰传播速度跟不上, 因而被吹熄。所以 v_2 愈高就愈要求火焰中心区的余气系数接近火焰传播速度为最大时的余气系数, 即接近于 1。如图3-70所示, 对于一定的燃烧室, 在 $\alpha = 2.5 \sim 3.5$ 的时候, 可使火焰中心区的余气系数接近于 1, 这时候即对应着能保持稳定燃烧最大的 v_2 。在 v_2 过小的时候, 因为空气流量小, 喷油量, 雾化质量差, 所以也不能保持稳定燃烧。

3. 燃烧室的总压损失

造成燃烧室总压损失的原因主要是以下四方面:

- (1) 气流通过燃烧室头部进口扩压段时的扩压流阻损失;
- (2) 气流进入火焰筒前后, 经过各表面、缝隙和小孔时的摩擦损失;
- (3) 燃烧室中的回流、紊流和冷热空气掺混中, 气流与气流之间相互作用的摩擦损失;
- (4) 对气流加热而引起的热阻损失。

其中以前三项流动损失为主, 热阻损失为辅。流动损失主要与进口气流速度有关, 所以燃烧室的总压损失

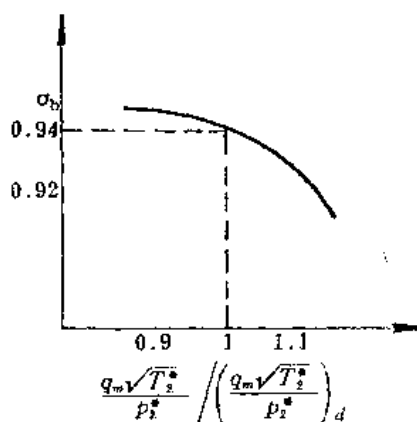


图 3-71 燃烧室总压恢复特性

$\Delta p = p_2^* - p_1^*$, 或总压恢复系数 $\sigma_b = p_2^*/p_1^*$, 主要取决于进口气流速度。当发动机转速一定, 飞行速度等外界条件变化时, 燃烧室进口气流速度的变化是不大的, 一般在0.94左右。只有当发动机转速下降时, 总压恢复系数才会有所提高。如果忽略掉一些次要的因素, 用相似参数表示, 可根据实验整理出

$$\sigma_b = f\left(\frac{q_m \sqrt{T_2^*}}{p_1^*}\right) \quad (3-66)$$

对于一定尺寸和结构的燃烧室可作出如图3-71所示的曲线。

第四节 涡轮

一、结构形式

涡轮喷气发动机的涡轮是驱动压气机和附件的动力源。图3-72所示, 是一个双轴式涡轮, 它由高、低压涡轮组成, 并分别驱动高、低压压气机。每一个涡轮, 都可分为转子和静子两个组件。

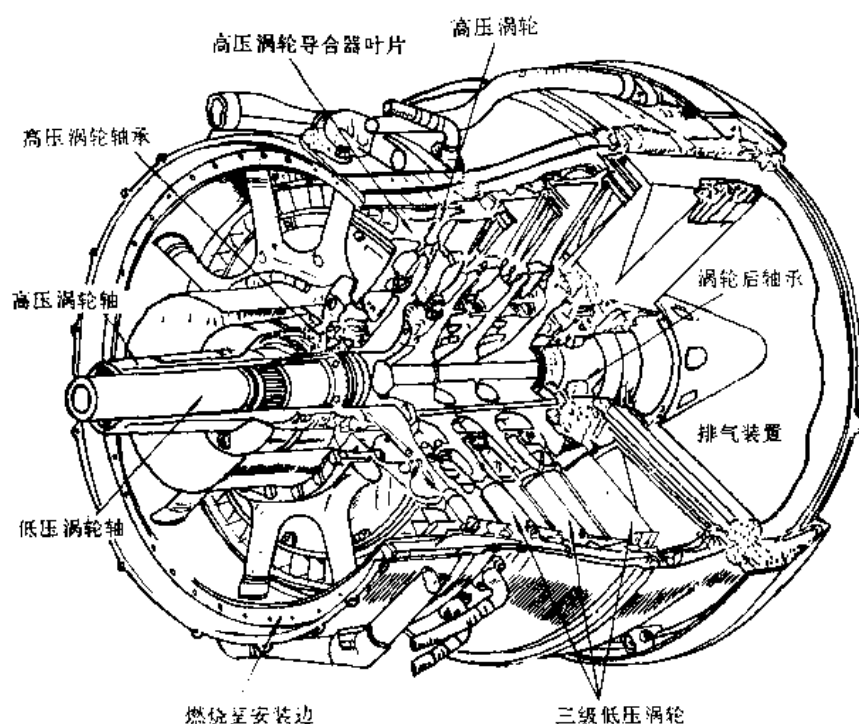


图 3-72 双轴式涡轮结构图

1、转子结构

涡轮转子, 如图3-73所示, 是由工作叶片、轮盘、轴和装在轴上的其他转动零件组成的一个整体。

涡轮转子在高温、高转速下工作, 并要传递大功率, 所以工作条件比较恶劣。

一片0.27kg的普通的涡轮叶片, 如图3-74所示, 在高温下工作, 要受到12 t 以上的离心

力,此外,还受到气动力矩的作用。高温燃气会使叶片材料的强度极限下降,还会使叶片材料产生蠕变和侵蚀。因此,涡轮叶片都由耐热的高强度合金钢制成。

涡轮盘除了要承受本身离心力和热应力之外,还受到涡轮叶片离心力的作用。叶片和盘的连接,目前大多采用如图3-74所示的枞树形叶片榫头,因为它具有强度好,结构紧凑,拆装方便等优点,而且可在榫头和榫槽之间保持一定的间隙,以冷却叶片根部。

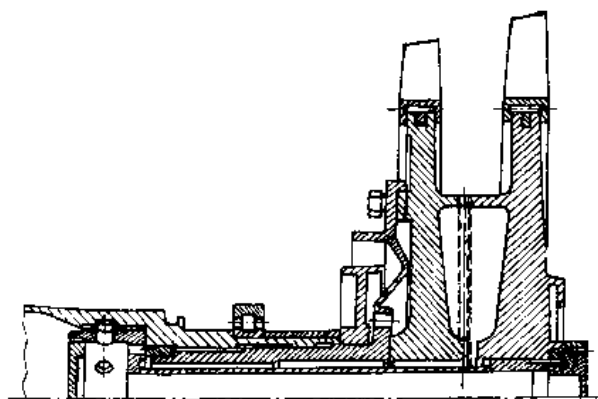


图 3-73 涡轮转子结构图

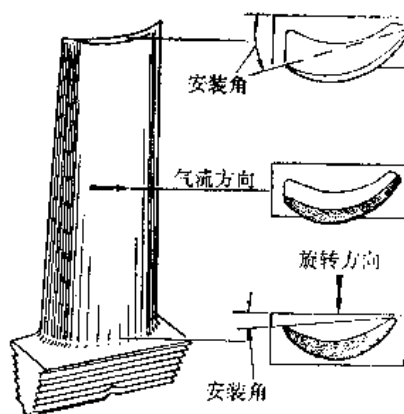


图 3-74 涡轮叶片

涡轮轴主要是传递扭矩,此外还受到飞机作机动飞行时陀螺力矩的作用,因而要有足够的强度。但必须注意到轴和轴承还受到不平衡惯性力交变负荷的作用,轴的临界转速问题也是不可忽视的,因而要有足够的刚性。

2. 静子结构

涡轮静子,通常也叫导向器或喷嘴环,如图3-75所示,是由静子叶片(或叫导向叶片),外环和内环等件组成。有时,在它们之间还通过辐条和拉紧螺钉联系在一起,在内支承上还装有涡轮轴承。作用在轴承上的力和静子叶片上的气动扭矩都通过叶片本身或辐条及拉紧螺栓传到外壳,外壳有时与涡轮外环制成一体。

对涡轮甚至整机性能影响比较大的是涡轮导向器出口的排气面积的大小。我们用符号 A_{ax} 表示,在装配时可通过调整叶片的安装角度,来保证排气截面的大小或出口气流的方向在一定范围内。

3. 涡轮的冷却

涡轮是在高温下工作的,提高涡轮前燃气温度 T_3 是航空燃气轮机发展的需要。为此,必须从材料和冷却两个方面入手。近一二十年来的实践表明, T_3 的不断提高主要是依赖于冷却研究的成果。

图3-76所示是涡轮的冷却流路图。一般情况下冷却空气有三方面的来源①燃烧室的二股气流,②从压气机后直接引气,③从压气机中间级,如第三级引气,冷却多级涡轮的后面级轮盘。

对于第一级导向叶片,因为温度高,通常采用空心气冷叶片,如图3-77所示。对于后面级的导向叶片,根据情况,也有采用空心气冷叶片等措施的。

工作叶片采用空气冷却的过去比较少,但随着 T_3 的不断提高及工艺水平的提高,目前

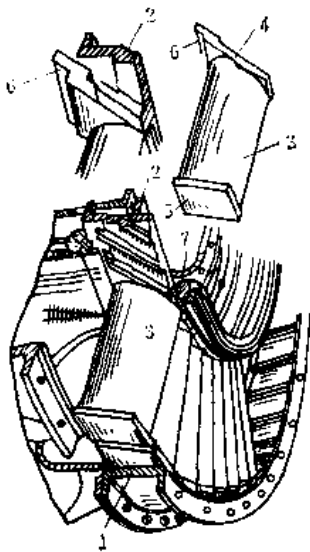


图 3-75 涡轮静子结构图

1—导向器外环；2—导向器内环；3—导向器叶片；4，
5—叶片缘板；6—在径向和轴向方向上固定叶片的锁
扣；7—封严环。

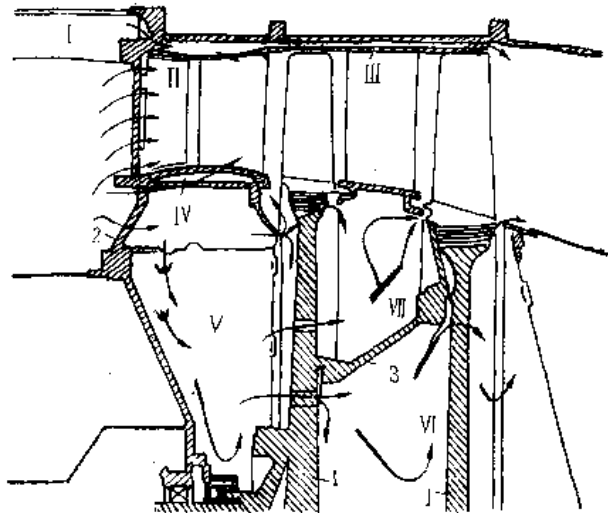


图 3-76 涡轮的冷却系统

1—涡轮盘；2—隔热板；3—承力环；I，II，III，
IV，V，VI，VII—空腔。

对工作轮叶片也进行冷却，如图3-77所示。目前有冲击冷却、对流冷却、气膜冷却和发汗冷却等不同的方式，特别是前面的三种方式已经在新机种中得到广泛使用。

图3-78为涡喷7改型发动机的第一级涡轮工作叶片。为了提高发动机性能，在原型机的基础上将 T_3 温度提高了 100°C 。图中的叶片是采用高温合金M17精铸而成的，顶部带冠，叶身有九个径向小圆孔，下缘板与榫头之间有一段伸根，冷却空气由伸根两侧小孔流入叶身内，进行对流冷却，这可使叶根温度降低 140°C 左右。

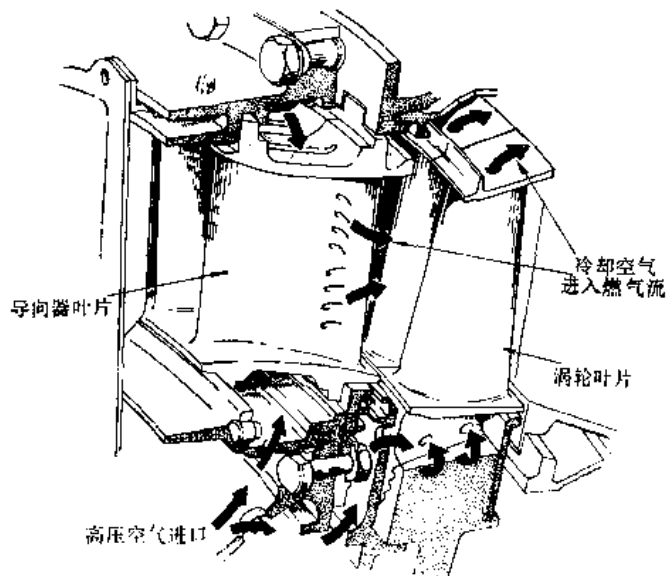


图 3-77 导向器叶片和工作轮叶片的冷却

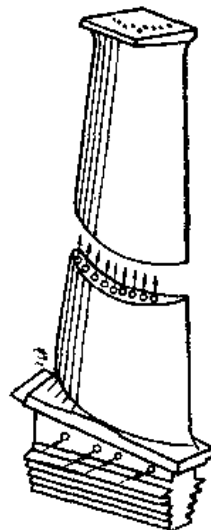


图 3-78 涡喷7乙发动机第一级涡轮转子叶片

图3-79为冲击冷却叶片。在空心叶片中装有导流片，导流片上开有小孔与缝隙，以便对准叶片内表面特别需要冷却的部位喷射冷却空气，加强冷却效果，随后冷却空气顺着叶片内表面进行对流冷却，最后由叶片后缘排入燃气通道。

气膜冷却。冷却空气由叶片端部进入叶片内腔，通过叶片壁面上大量小孔流出，在叶片表面形成一层气膜，将叶片与炽热的燃气隔开，达到冷却叶片的目的。气膜冷却的效果比对流冷却好，一般可达400~600℃。但这种叶片因表面小孔太多，制造工艺复杂，叶片强度受到一定的影响。此外，还必须指出，小孔容易堵塞，影响可靠工作。特别是对于小型动力装置尤为突出。

发散冷却。这种冷却方式主要是利用疏松多孔材料。冷却空气从叶片内腔通过叶片壁面上无数微小孔渗出，就像出汗一样，所以也叫发汗冷却，一方面从壁面上带走热量，另一方面在叶片表面形成一层气膜，将叶片与燃气隔开，达到冷却目的。冷却效果可达500~800℃。但由于制造工艺复杂和高温强度问题未能恰当解决，至今尚处于研究试验阶段。

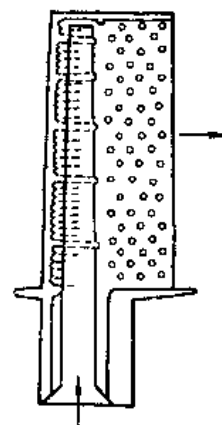


图 3-79 JT9D-7F发动机第一级涡轮转子叶片冷却结构

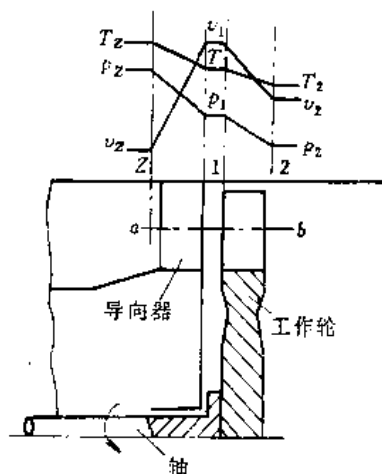


图 3-80 在涡轮中参数的变化

二、工作原理

涡轮和压气机都是叶轮机械，它们虽然有许多相似之处，例如基本方程式，在压气机一节中已经一起列出，只有某些项的正负号不同而已，但是从它的功用和原理上来分析，涡轮与压气机是截然不同的。首先是在能量转换方面，压气机是接受机械能，并把它转化为空气的压力位能和动能，而涡轮则把燃气的内能转化为机械能，并把它向外输出。由此带来两者一系列其他相反的作用和过程。

1. 基元级速度三角形

每个单级涡轮，都由导向器和工作轮组成。气流经过涡轮，参数的变化如图3-80所示。如果我们也参照与压气机一样的方式，取基元级叶栅，则可得图 3-81(a)。把工作轮进出口的两个速度三角形画在一起，则得图3-81(b)。

我们已知，涡轮输出的轮缘功为

$$W_T = u(\Delta v_u) = u(v_{1u} + v_{2u})$$

因为一般情况沿半径轮缘功是不变的，如果假定 $v_{1a} = v_{2a}$ ，则如图3-82 可以画出三个半径不同的速度三角形，由此可知涡轮叶片也是扭转的，如图3-74所示。

涡轮导向器的叶片表面构成了收敛通道，如图3-83所示，燃气经过它，降压加速，叶栅出口的燃气速度在导向器出口 A_{ax} 处一般等于当地音速，而 v_1 稍大于当地音速。这就是超临界工作状态。这时候，涡轮后的参数变化不会直接影响燃烧室出口的参数。

从速度三角形可看出，工作叶片进口的相对速度 w_1 小于 v_1 ，所以一般是亚音速。

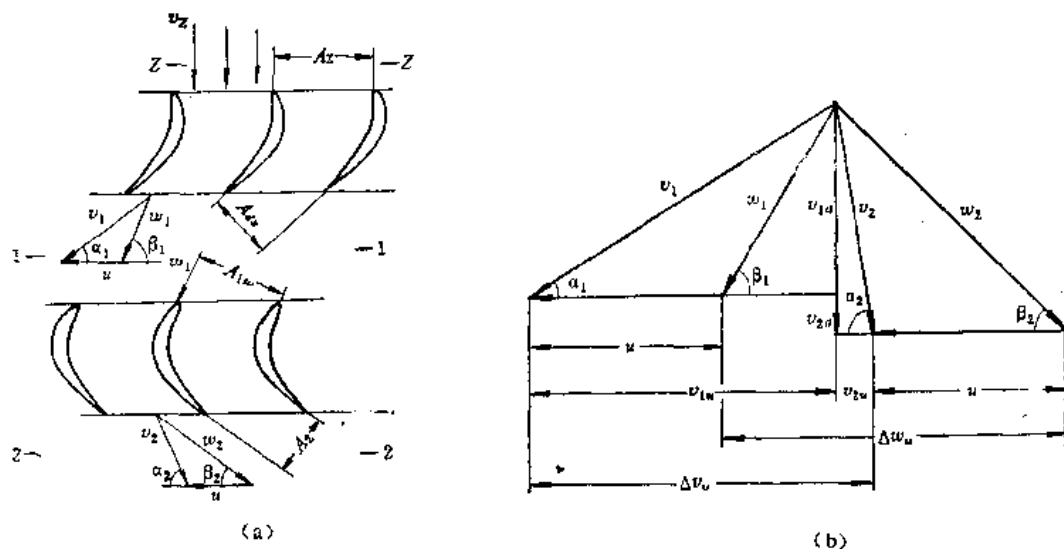


图 3-81 涡轮基元级速度三角形

如图3-83所示，燃气在工作叶片中也是加速流动，相对速度从 w_1 上升到 w_2 ，而绝对速度则从 v_1 下降到 v_2 。

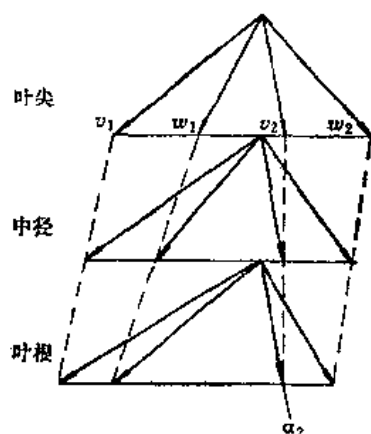


图 3-82 三个半径上的速度三角形

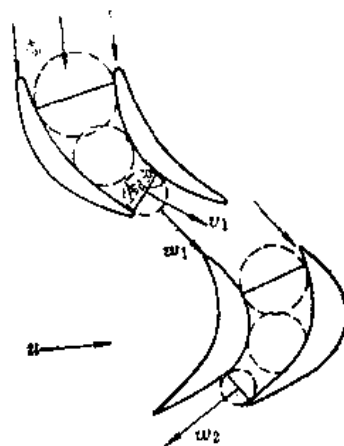


图 3-83 燃气通过叶片通道

从能量方程，可得涡轮的轮缘功

$$W_u = \frac{v_1^2 - v_2^2}{2} + \frac{w_2^2 - w_1^2}{2} \quad (3-67)$$

从图上可看出，燃气在叶栅中的流动都是加速流动的，不容易出现分离，因此气流通过叶栅拐弯的角度比在压气机中要大得多。再者，温度高，同样的 M 数下，速度要高，所以在轮缘速度 u 基本相当的情况下， Δv_u 要大得多，因此一级涡轮的功要比一级压气机的功大得多，一般说一级涡轮可以带动三级、四级或更多级压气机。

2. 功率和效率

燃气流过导向器和工作轮时，都具有类似于压气机中所存在的各项流动损失。不同的是

在涡轮里因为是加速流动，损失要比压气机里少，所以效率要比压气机稍高些。在涡轮的损失中，特别值得注意的是漏气损失。因为涡轮的压降高，容易漏气。在结构上要注意叶尖间隙的控制。

在公式 (3-27) 中已经表示出涡轮效率的定义，由此可得涡轮的功率为

$$P_T = q_{m_g} W_T = q_{m_g} \frac{\gamma'}{\gamma' - 1} R' T_1^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^* \frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} \right) \eta_T^* \quad (3-68)$$

三、涡轮特性

类似于对压气机问题的处理方法，我们可以得到涡轮特性的函数关系，为便于使用，一般可表示为

$$\frac{q_{m_g} \sqrt{T_1^*}}{p_1^*} = f_1(\pi_T^*, n/\sqrt{T_1^*}) \quad (3-69)$$

$$\eta_T^* = f_2(\pi_T^*, n/\sqrt{T_1^*}) \quad (3-70)$$

图3-84表示一个单级涡轮的特性线。

当 $n/\sqrt{T_1^*}$ 不变时，如保持为设计值，随着级的落压比 π_T^* 增大，导向器中的压降也相应增大，则导向器出口的流速增大，即 $q_{m_g} \sqrt{T_1^*}/p_1^*$ 增大。但当导向器出口达到音速之后， $q_{m_g} \sqrt{T_1^*}/p_1^*$ 就不变了。

π_T^* 变化时， η_T^* 的改变主要是由于速度三角形和迎角的变化。当 π_T^* 偏离设计值，降低或升高时，都会影响工作轮叶片进口的迎角，使损失增加，但从曲线可看出，变化比较平缓，这与涡轮的工作特点一般不出现分离有关。

在特性曲线中，还表示了 α_2 的变化。 α_2 是表示燃气离开涡轮时绝对速度的方向，当 $\alpha_2 = 90^\circ$ 时，即流动方向与发动机轴向一致。对于单级涡轮或多级涡轮的最后一级，我们希望 α_2 接近 90° ，这样可减少涡轮后的流动损失。

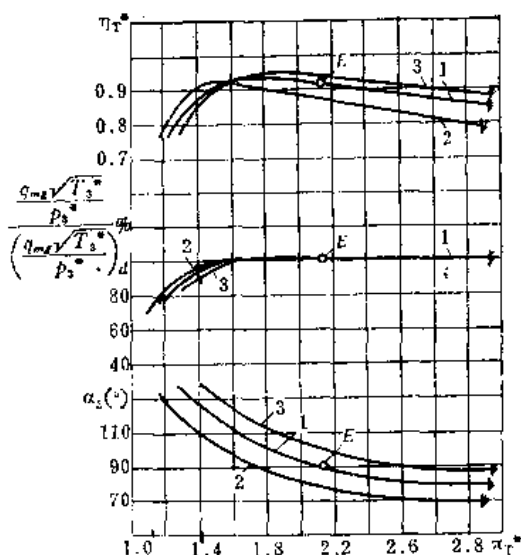


图 3-84 单级涡轮特性

- 1— $n/\sqrt{T_1^*} = (n/\sqrt{T_1^*})_d$
 - 2— $n/\sqrt{T_1^*} < (n/\sqrt{T_1^*})_d$
 - 3— $n/\sqrt{T_1^*} > (n/\sqrt{T_1^*})_d$
- (d 为设计点)

第五节 加力燃烧室

涡轮喷气发动机在达到最大状态之后，继续增加推力，就叫做发动机加力。加力有不同的方式，这里讲的是复燃加力。即在涡轮后再喷油燃烧。为了实现复燃加力，需要在涡轮后设置加力燃烧室。

加力燃烧室的原理如图3-85所示，由扩压器、喷油系统、点火器和火焰稳定器等组合件组成。

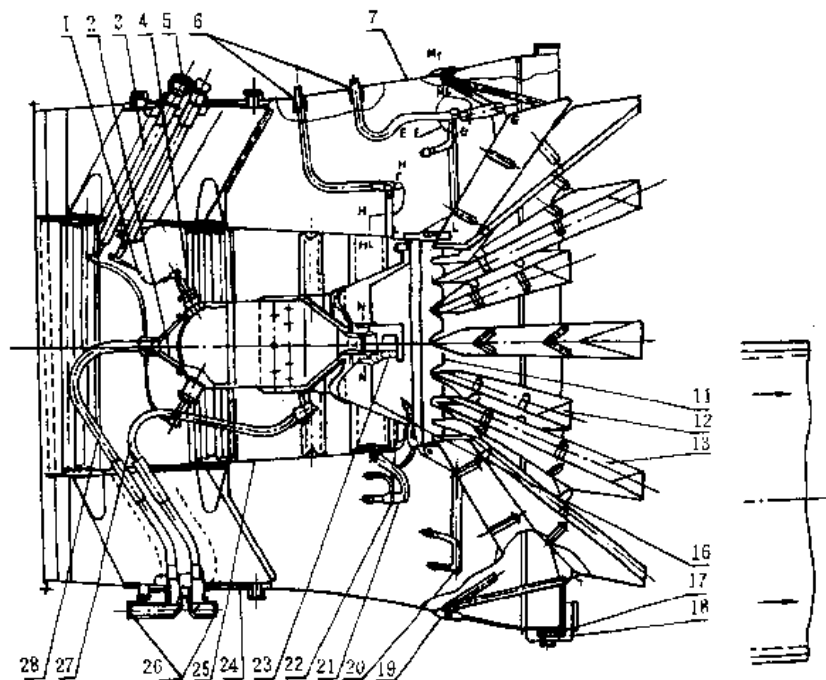


图 3-85 涡喷 7 乙发动机加力燃烧室火焰稳定器

1—导电片；2—点火器；3—导电杆；4—加力电嘴；5—堵盖；6—球形衬套；7—扩压器 外壁；11—稳定器壳体；12—小稳定器；13—大稳定器；16—隔热屏；17—套管结合环；18—燃油收集器；19—耳环；20—外圈总管；21—吊挂；22—内圈总管；23—喷嘴；24—整流支板；25—内壁；26—接管嘴；27—空气进气管；28—混合气进气管。

一、基本性能要求

对于主燃烧室的要求已经作过介绍，类同之处，不作重复，只就加力燃烧室不同特点，强调以下四个方面。

1. 点火可靠

与主燃烧室相比，在加力燃烧室里燃烧存在有利的条件，也存在不利的条件。有利条件是：来流温度高，有利于化学反应的进行；不利的条件是：总压低，气流速度高，来流含氧量低。但相比之下，来流温度高仍起主导作用，因而在一般情况下，加力燃烧室里仍能可靠地点燃。只有在高空条件下，总压相当低，例如小于 1 个大气压，而且供油量少，喷雾情况不好，这时候，会给点火造成一定的困难。

2. 燃烧完全

在加力燃烧室里由于压力低，流速高，供油量大，完全燃烧的程度一般比主燃烧室为低。加力燃烧室的燃烧效率约在 0.85~0.90 范围。特别是在高空条件下，燃烧效率还会显著降低，甚至要在富油下工作，才能保持一定的燃烧温度。

3. 燃烧无振荡

加力燃烧室在工作时，容易产生振荡燃烧，特别是频率约在 50~200Hz 的较低频率的振荡，更值得注意，要设法避免。因为它的压力脉动幅度大，破坏性强，不仅损坏机件，而且可能很快引起熄火。

4. 总压损失小

涡轮排出的燃气流速较大, 虽然经过扩压, 但受到径向尺寸的限制, 在燃烧区的流速仍然是较高的, 因此在加力燃烧室里总压损失较大。特别是在发动机的大多数工作时间内, 加力燃烧室并不工作, 这时它是一个只产生阻力的部件, 而成为发动机的负担。所以, 在保证加力燃烧室稳定燃烧的前提下, 必须尽可能地减少加力燃烧室各部件的流阻损失。在总体设计计算中, 有时与喷管的流动损失一起考虑, 从涡轮后总压 p_t^* 到喷管出口总压 p_t^* , 其中也包括加力燃烧室中的流动损失。

二、加力燃烧室工作过程和主要零组件

1. 扩压

涡轮出口的燃气流速很高, 通常在400m/s左右。为了保证可靠点火和稳定燃烧, 燃气通过扩压器, 如图3-85所示, 降为150m/s左右。扩压器由内外壁和整流支板组成。内外壁组成扩压通道, 整流支板一方面支承内壁, 一方面起整流作用, 可消除涡轮出口气流的扭转。

2. 喷油雾化

加力燃烧室的加温比高, 供油量较大, 喷嘴数目多, 且由于来流的温度高, 对雾化有利, 所以, 除了少数采用离心式喷嘴外, 较多的是采用结构简单的直射式喷嘴。它们都是迎着气流的方向喷油, 增加油与气的相对运动速度, 有利于改善混气形成。

在加力室工作中, 由于加力状态有变化, 例如根据需要从全加力到小加力, 这时候供油量要减少, 此外, 随着外界条件的变化, 如高度变化, 供油量也有变化。总之, 发动机在不同的工作状态和不同的外界条件下, 供油量的差别是很大的, 因而, 同样有主燃烧室里所存在的供油压力变化而影响雾化质量的问题。为此, 通常在加力燃烧室里采用分区供油的办法。分区供油是把喷油系统分成几个区域, 如图3-86所示, 每一区域的下游设有对应的火焰稳定器。在低加力比下, 供油量小, 只用一个供油区供油。与其对应的那部分稳定器投入工作, 燃烧只在小范围内进行。随着加力比增大, 供油量增大, 其余的供油区也陆续投入工作, 燃烧逐渐扩展到整个加力燃烧室。此外, 加力分区供油还为了稳定工作, 否则在接通或断开加力时, 要使压气机喘振裕度下降。

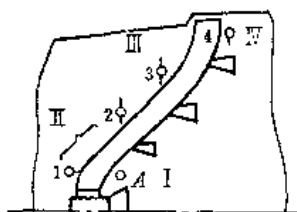


图 3-86 加力燃烧室分区供油示意图

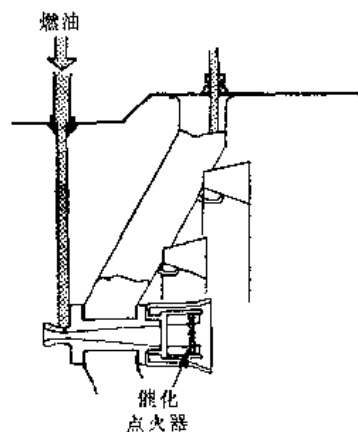


图 3-87 催化点火加力室

3. 点火

加力燃烧室常用火炬点火, 如图3-85所示, 即在涡轮后扩压器的内锥体内设置预燃室。混合气是从发动机主、副油路中引出的燃油与压气机后引出的空气混合而成的。在预燃室中

的混合气用电嘴点燃后，形成火炬，从喷口的三个窗口径向喷出，引燃加力燃烧室的混气。这种点火装置，火源来自电嘴，所以叫电火花点火。

为了简化结构，减轻重量，在加力燃烧室中也有采用催化点火装置的。它的原理是以金属铂铑等作为催化剂，煤油和空气的混气，在一定温度下（如400~500℃）遇到金属铂铑丝就会燃烧。油和气燃烧后，铂铑丝依然存在。如图3-87所示，催化剂是由铂铑丝网做成的。这种点火装置主要的问题是点火能量较小，特别是由于铂铑丝处于高温燃气中工作，容易受到硫磷等有害物质的影响而失去活性，或者被表面积炭沾污而使催化效果降低。此外，在早期的发动机上也有采用热射流点火的，如图3-88所示。

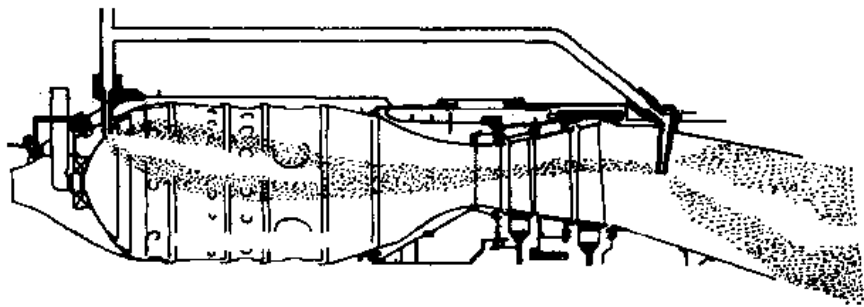


图 3-88 热射流点火装置之一

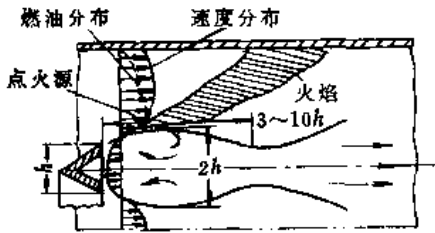


图 3-89 加力燃烧室稳定器附近的流动

4. 火焰稳定

加力燃烧室广泛采用断面为V形的圆环或径向辐射条作为火焰稳定器。如图3-89所示，气流绕过V形槽时，由于尾缘气流分离，在稳定器的下游形成回流区。火焰稳定的原理与主燃烧室相同。为了减少流动损失，常把稳定器分为两排或三排错开排列。

第六节 喷 管

在涡轮喷气发动机上，喷管的主要功能有两个，首先是将从涡轮（或加力燃烧室）流出的燃气膨胀加速，将燃气中的一部分热焓变为动能，以很大的速度从喷管排出，产生反作用推力；其次是通过调节喷管临界截面改变发动机的工作状态。

除此之外，有的喷管还带有反推力装置，可以改变推力方向，以缩短飞机着陆时的滑行距离，有的喷管还带有消音装置，以减少排气的噪声。

一、工作原理

喷管各截面符号标注如图3-90所示。

1. 排气速度

按照热焓方程，如果不加力的话，从涡轮出口到喷管出口总焓不变，则得

$$h_1^* = h_2^* = h_3 + \frac{v_3^2}{2}$$

或



图 3-90 喷管特征截面标注

$$\frac{v_1^2}{2} = c_p'(T_1^* - T_0) \quad (3-70)$$

如果加力，则总焓 h_1^* 用加力后的值代入。

假设在喷管出口达到完全膨胀，即 $p_0 = p_0$ ，即得

$$v_0 = \sqrt{2c_p'T_1^* \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_1^*} \right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \right]} \quad (3-71)$$

考虑到从涡轮出口到喷管出口的流动损失，设总压恢复系数为

$$\sigma_0 = \frac{p_0^*}{p_1^*} \quad (3-72)$$

则得

$$v_0 = \sqrt{2c_p'T_1^* \left[1 - \left(\frac{1}{\sigma_0 \pi_0} \right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \right]} \quad (3-73)$$

式中： $\pi_0 = p_0^*/p_1^*$ ，为喷管内气体的膨胀比。

涡轮喷气发动机的最终目的是要得到反作用推力，而反作用推力来源于排气速度和飞行速度之差 $v_0 - v_0$ 。在上一章曾提到涡轮喷气发动机在喷管出口完全膨胀的条件下忽略进排气流量的差别，在地面台架上的单位推力即为排气速度 v_0 。从式(3-73)看出，若认为 c_p' 和 γ' 是常数（实际上是温度的函数），最终决定单位推力的就是喷管出口的总温 T_1^* （不加力时，也就是 T_1^* ）和总压 p_1^* （当 σ_0 一定时，也可取 p_1^* ）。提高 T_1^* 可增加排气速度，但更主要的还是 p_1^* （或 p_1^* ），只有当涡轮后还有较高的总压时，才有可能膨胀加速。反之，如果涡轮后的总压接近外界的大气压， T_1^* （或 T_1^* ）再高也不可能得到较高的排气速度，只是一种热焓能量的损失而已。由此可知，为了提高发动机性能，合理地选择参数 π_1^* 和 T_1^* 以及减少气流沿各部件的流动损失是多么重要。

2. 收敛喷管用于超音速飞行的推力损失

当前不少涡轮喷气发动机仍然采用结构简单的收敛喷管，如图3-91所示。它的出口截面就是临界截面，截面积大小是可调的，其目的是为了满足不同发动机工作状态改变的需要，例如在加力时，液压作动筒推着调节环后移，调节片在燃气的作用下，自动地放大出口截面。

这种喷管的工作特点是：出口的排气速度最高只能达到当地音速。因而在一般情况下，喷管出口的气流静压没有膨胀到与外界大气压力相等的程度。这就是喷管在不完全膨胀下工作，或超临界状态下工作，从推力公式

$$F = (v_0 - v_0)q_m + A_0(p_0 - p_0)$$

可看出，虽然增加了不完全膨胀而产生的推力增量 $A_0(p_0 - p_0)$ ，但与完全膨胀时所得到的推力相比，仍有损失。损失的百分比可表示为推力系数

$$\varphi = \left[1 - \frac{(v_0 - v_0)q_m + A_0(p_0 - p_0)}{(v_1' - v_0)q_m} \right] \times 100\% \quad (3-74)$$

式中： v_1' ——完全膨胀时所达到的排气速度。

例如在低速飞行时，喷管是在完全膨胀条件下工作的，飞行 M 数提高时，由于速度冲压的结果，压气机进口压力上升，其他各处，也包括涡轮后的压力，相应提高，而外界的大气

压力不变,则在收敛喷管里就不可能达到完全膨胀。当最大飞行 M 数比较低的时候,采用结构简单的收敛喷管是可以的,损失不太大。但当最大的飞行 M 数比较高的时候,如果仍然采用结构简单的收敛喷管,将会造成相当大的损失,例如一定的收敛喷管在发动机上共同工作,当飞行 M 数为零时,喷口恰好达到当地音速,完全膨胀;当飞行 M 数为1时,损失推力仅为4%;当飞行 M 数为2时,损失推力为15%;当飞行 M 数为2.5时,损失推力达23%。

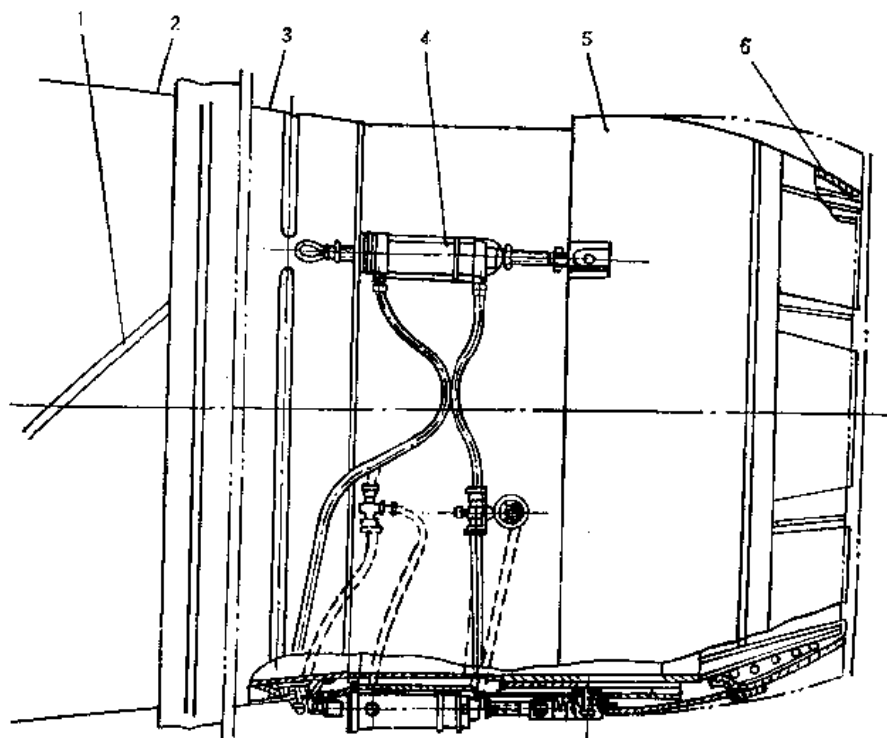


图 3-91 可调收敛喷管结构图

1—螺旋焊缝; 2—加力燃烧室; 3—通风外套; 4—液压作动筒; 5—调节喷口的外环;
6—调节喷口的鱼鳞片。

采用固定的收敛-扩张形喷管,只能满足某一特定状态的需要。例如满足最大飞行 M 数时的要求,在喷管临界截面之后,燃气继续在扩张通道中加速,在喷管出口,气流速度为超音速,静压恰好等于外界大气压力。但是当飞行 M 数较低时,喷管出口的静压就小于外界大气压力,因此, $A_0(p_0 - p_e)$ 为负,虽然这时候的 v_0 有可能要大于 v'_0 ,但推力仍有损失,如果进一步发展,有可能在喷管内出现激波,损失就将更大。这就是过度膨胀损失。

综上所述,随着飞行 M 数的增加,与进气道一样,喷管的作用也愈来愈大。简单的收敛喷管或固定的收敛-扩张喷管,都满足不了高速飞机在不同飞行 M 数下工作的要求。

3. 喷管对发动机工作的调节作用

我们知道,流过涡轮导向器的燃气流量和流过喷管临界截面的燃气流量可认为是相等的,写出连续方程

$$\frac{p_0^* \sigma_{dx} A_{dx} q(\lambda_{dx})}{\sqrt{T_0^*}} = \frac{p_0^* \sigma_{ob} A_0 q(\lambda_0)}{\sqrt{T_0^*}}$$

式中: σ_{ob} ——在喷管临界截面之前的总压恢复系数;

σ_{dx} —— 涡轮导向器中的总压恢复系数；

$q(\lambda_{dx})$ —— 导向器出口的密流函数。

将

$$\frac{p_3^*}{p_4^*} = \pi_T^*$$

和

$$\frac{T_3^*}{T_4^*} = \pi_T^{*\frac{n-1}{n}}$$

$$T_4^* \pi_T^{*\frac{n-1}{n}}$$

代入上面连续方程，得

$$\pi_T^* = \left[\frac{A_8 q(\lambda_8) \sigma_{ob}}{A_{dx} q(\lambda_{dx}) \sigma_{dx}} \sqrt{\frac{T_4^*}{T_3^*}} \right]^{\frac{2n}{n+1}} \cdot \frac{1}{\pi_T^{*\frac{n-1}{n}}} \quad (3-75)$$

式中： n —— 多变过程指数。

导向器一般是在临界状态下工作的，故 $q(\lambda_{dx})$ 可取为1；对于一定的发动机 A_{dx} 是确定的；导向器和喷管中的总压恢复系数 σ_{dx} 和 σ_{ob} ，可认为是定值；只要喷管中的压降在临界以上，喷管临界截面上的密流函数 $q(\lambda_8)=1$ 。

在不加力的条件下， $T_4^* = T_3^*$ 。

从上面的公式可得出重要的结论：减小喷管临界截面积，会使涡轮的压降减小。如果涡轮前的燃气温度不变，则会使涡轮的输出功率下降。由此，引起整机一系列变化，最终平衡在另一个状态下工作。

从上面的公式还可看出，当发动机加力的时候， $T_4^* > T_3^*$ ，也要使涡轮的压降减小。为了不使压降 π_T^* 下降，就必须放大喷管临界截面 A_8 。只有这样，才能保持在加力时涡轮前的工作状态不变。

以上两点，就说明了调节喷管临界截面的必要性，这样做可以根据需要改变发动机的工作状态。

4. 喷管特性

一定的喷管几何尺寸，可通过实验得到如图3-92所示喷管的特性线。当 p_3^*/p_0 达到临界以后， $q_m \sqrt{T_3^*/p_3^*}$ 不会再增加了，这是受到临界截面上音速的限制。总压恢复系数 σ_e 随着 p_3^*/p_0 的上升而下降，对于收敛喷管， p_3^*/p_0 大于临界压比之后， σ_e 不再下降。

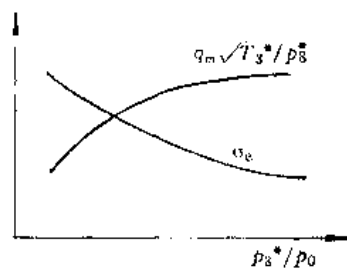


图 3-92 喷管特性示意图

二、结构形式

图3-93列出了六种喷管的结构形式。

1. 固定的收敛喷管

如图3-93(a)所示。结构极为简单，早期的涡轮喷气发动机，不带加力，用于飞行速度较低的飞机，而且压气机的增压比较低，例如 π_{π}^* 在4左右，在与涡轮等部件共同工作时，在低速下也不产生喘振。因而不需要通过调节喷管临界截面积来改变发动机的工作状态，所以可采用固定的收敛喷管。其他类型的航空燃气涡轮发动机上也是广泛采用它的。

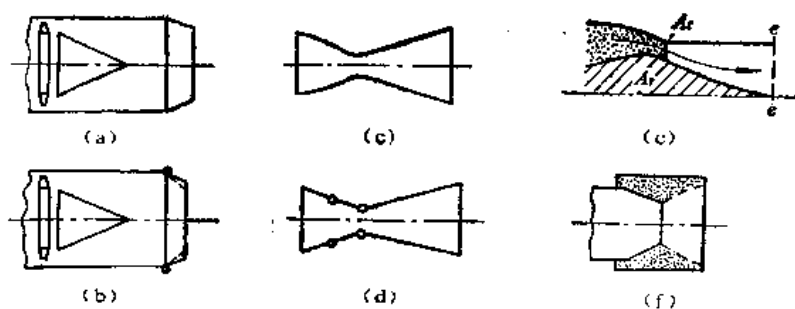


图 3-93 六种喷管形式示意图

2. 可变出口截面的收敛喷管

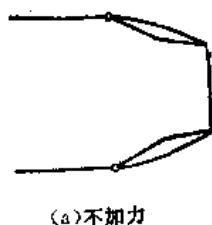
随着压气机增压比的提高, 需要通过调节喷管临界截面积来改变发动机的工作状态, 还由于发动机采用了加力, 在加力时应当放大喷口, 所以, 必须采用可变出口截面的收敛喷管。图3-91所示, 为这类喷管的一个实例。

这种喷管适宜于飞行 M 数小于1.5的情况, 否则由于燃气在喷管中没有完全膨胀 将会带来较大的推力损失。

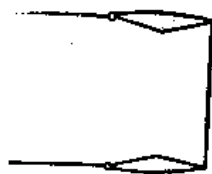
3. 固定的收敛-扩张喷管

如图3-93(c)所示, 它的特点是结构简单, 重量轻。由于它在性能上只能对某特定的状态有利, 偏离这一状态后, 都会造成推力的损失, 特别是临界截面不可调, 带加力的发动机就不能用, 所以在飞机上一般不采用这种结构的喷管。

但有采用如图3-94所示的结构, 不加力的时候是收敛喷管, 加力的时候, 能放大临界截面, 并使其成为固定的收敛-扩张喷管。与飞机飞行的速度联系在一起, 在性能上得到了较好的配合。



(a) 不加力



(b) 加力

图 3-94 具有两固定状态的喷管

4. 可调的收敛-扩张喷管

如图3-93(d)所示。从完成喷管两项主要功能而言, 这种结构形式是很理想的, 目前已有使用。但调节机构比较复杂, 特别是在高温下, 要使两个面积都可调节, 在结构上有一定的难度。如图3-95所示, 称为平衡梁式可调的收敛-扩张喷管。

5. 带中心体的喷管

如图3-93(e)所示, 带中心体的喷管是由中心体和外壳组成的。气流经过外壳和中心体表面组成喉部面积, 绕外壳唇口向外折转, 经过一系列从该点出发的膨胀波, 使气流膨胀加速, 并转向轴向。如图3-96所示, 临界截面后最大的膨胀比是排气的横截面积 A_0 和 临界截面积 A_2 之比。通过移动中心体和外壳唇口上活瓣的收放, 可调节临界截面和排气的横截面积。

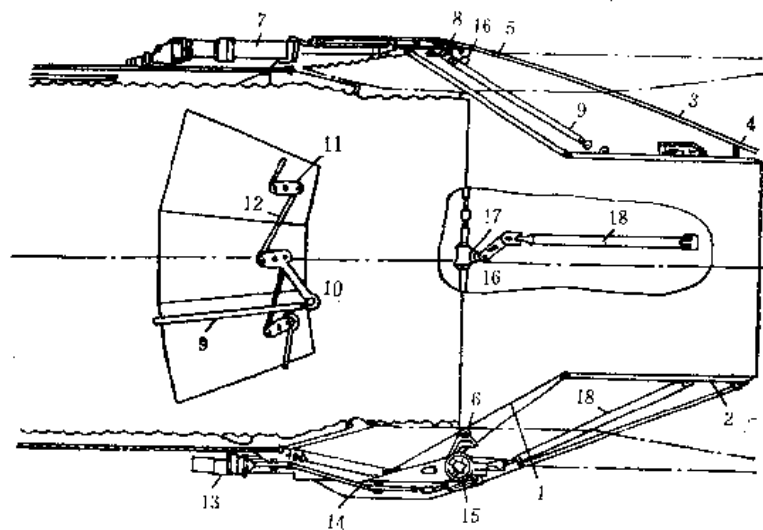


图 3-95 平衡梁式可调收敛-扩张喷管

1, 2, 3—可调鱼鳞板；4, 5—铰链；6—吊挂鱼鳞板的轴；7—冷气作动筒；8—承力环；9, 12, 18—拉杆；10—摇臂；11—耳环；13—气动马达；14, 16—柔性传动装置；15—蜗轮蜗杆；17—扇形传动装置。

即便是并不改变喷口的各个尺寸，当飞行 M 数不同，引起喷管落压比的某些变化时，这种喷管对膨胀比也有一定的自动调节作用，在一定程度上可减少推力损失。

对中心体的型面要求不严，如图3-96所示，采用截锥就可以了。

这种喷管主要的缺点是难于实现可靠的冷却，特别是当加力温度比较高时，尤为突出。此外，喷管外壳虽然缩短了，因为没有扩张段，似乎可减轻重量，但中心锥带冷却，且要承受轴向力，因此，它对发动机总体的结构重量的影响究竟如何，还要看具体的设计。

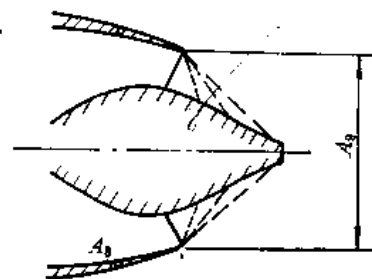


图 3-96 带中心体喷管的工作原理图

6. 引射喷管

引射喷管如图3-93(f)所示，包括一个普通的可调收敛喷管和一个同心地套在它外面的圆筒形或锥形壳体。

从收敛喷管排出的高压燃气，通常达到临界速度。被引射的外界大气或从发动机的压气机或进气道放出的高压气流进入收敛喷管外的环形腔道。

在超临界工作状态下，从收敛喷管出来的主动气体射流，在周围的亚音速气流中膨胀，形成了“流体”壁面的拉瓦尔喷管的扩张段。气流继续加速降压。

如果外壳为圆筒形，主动气流的横截面增大，将引起被动亚音速气流的横截面积缩小，因为是亚音速气流，所以相当于在收敛喷管中流动，气流也是加速降压。

如图3-97所示，在圆筒外壳中的两股气流，同时进行着降压加速，直到喷管出口与外界压力相等。

这种喷管能增加推力的原因是由于作用于收敛喷管外表面上的被动气流压力增大了，因此出现了附加压力的轴向分力，使推力增加。

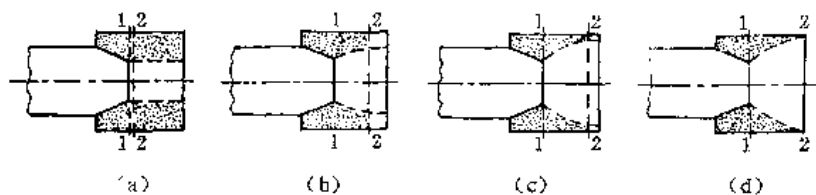


图 3-97 引射喷管的各种状态

当收敛喷管出口的压力与大气压力之比 p_3/p_0 下降时, 流体壁面缩小, 如图上虚线所示。反之则扩大。由此可见, 随着发动机工作状态的改变, 除了收敛喷管部分出口的面积大小可以改变之外, 引射喷管在一定的范围之内有自动调节膨胀比的作用。

对以上六种喷管形式的讨论, 大都针对于高速飞机的发动机而言, 而对于目前的民航飞机或军用运输机, 一般仍采用不可调的收敛喷管。

7. 推力矢量喷管

分析研究、模型喷管试验、飞机格斗模拟和歼击机试验验证都已表明, 在歼击机上应用推力矢量喷管对提高飞机性能具有明显的潜力, 包括改善机动性、增强格斗能力和缩短起飞距离。使用推力矢量喷管, 在俯仰和偏航时可增加超音速巡航歼击机的迎角和横滚速率。例如试验表明, 在飞机进入格斗时, 为保证不失速, 不用推力矢量喷管, 当迎角为 20° 时, 横滚速率为每秒钟 0° , 即不允许有横滚动作, 使用推力矢量喷管之后, 当迎角为 60° 时, 允许达到每秒 90° 的横滚速率。

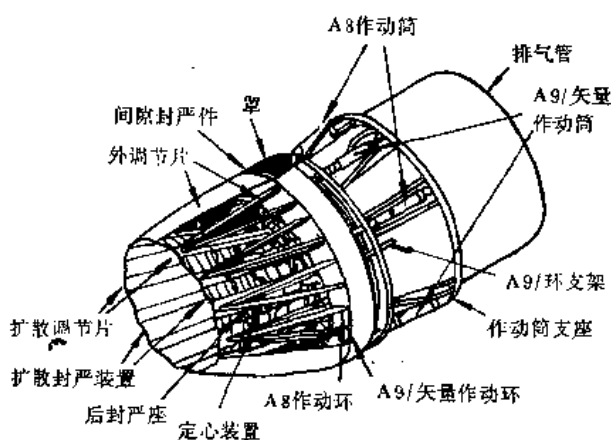


图 3-98 轴对称推力矢量喷管

推力矢量喷管的形式有多种, 但目前在研制的主要是轴对称矢量喷管或多轴俯仰/偏航平衡梁式喷管。如图3-98所示, A_8 为喉道面积, 由作动筒控制, 随着加力状态的要求而变化, 与常规喷管无异。 A_9 为喷管出口面积, 有偏转能力, 由另一组作动筒控制作动环, 通过外调节片连杆与扩散调节片底端相连, 连杆起着支撑外部调节片的支架作用。沿轴线方向, 通过改变作动环位置控制喷口面积和方向。

8. 反推装置

在这里有必要附带介绍一下反推装置, 如图3-99所示。它用于民航机或军用运输机, 在着陆时可改变排气方向, 使慢车状态的推力变为阻力, 以缩短滑跑距离。为实现飞机短距起

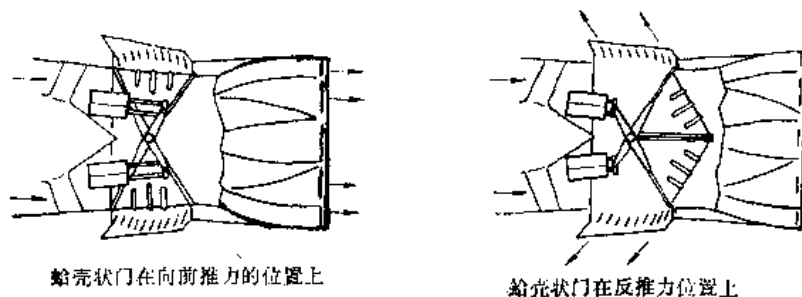


图 3-99 反推装置一例

落，推力换向喷管在作战飞机上也应得到重视和应用。

复 习 题

1. 对进气道有哪些基本的性能要求？
2. 亚音速进气道进口的 M 数 M_0 主要决定于飞行 M 数还是压气机进口的 M 数？进气道口外的流动模型随飞行 M 数和压气机进口 M 数的变化是如何变化的？起飞状态进气道性能的重要性在哪些方面？
3. 混合式超音速进气道是被广泛采用的一种形式，它具有哪些优点？对于轴对称的超音速进气道采用移动中心体或打开旁路门将如何改善进气道在非设计状态下的性能？
4. 试画出轴流式压气机的基元级速度三角形，并阐明其加功增压原理。
5. 提高级的增压比是人们设计压气机的努力方向，试问主要是受到哪些因素的限制？超音速级的增压原理有什么特点？试问一平板环形叶栅，轮缘速度为 u ，迎角 i 为零，当相对速度分别为亚音速和超音速时，能不能加功和增压？为什么？
6. 试述压气机喘振和级的旋转失速是怎样产生的？对整机或压气机工作有什么危害？
7. 试述压气机通用特性线的意义；在压气机试验台上如何使压气机的工作点离开设计点向着 A , B , C , D 四个方向移动？（参阅图3-44）并指出各方向会出现什么现象。
8. 采用压气机中间级放气或可转动的进口导流叶片是如何达到防喘目的的？后一措施会不会把矛盾转到导流叶片本身，使导流叶片工作不稳定？
9. 对燃烧室有哪些基本性能要求，图3-55是一个典型的单管燃烧室，试说明其主要零组件的特点是怎么保证完成燃烧室工作过程的？
10. 涡轮喷气发动机主燃烧室为什么都采用双路式离心式喷嘴结构？
11. 在以下方面试对比涡轮与压气机的不同之点：①在涡轮喷气发动机中的作用；②静子与转子前后的安排；③基元级速度三角形的特点；④相邻叶片间通道的特点；⑤轴向通道径向尺寸的变化规律；⑥单级压气机和涡轮的转换功的能力。
12. 加力燃烧室的工作条件与作用与主燃烧室有哪些不同？图3-85是一个典型的加力燃烧室，试说明其主要零组件在加力燃烧中的作用。
13. 在涡轮喷气发动机上，喷管的主要功用是什么？有哪些主要的形式？它们是如何满足性能上的要求的？有哪些不足之处？

不足处

第四章 涡轮喷气发动机

在第二章中，我们讨论了循环的过程参数，如 π (或 π_2^*) 和 T_2^* ，对性能参数如单位推力和单位燃油消耗率的影响。这都是从设计点的角度来考虑的，目的是定下设计点的性能。确定了过程参数之后，性能参数也就确定了。就发动机的工作状态而言，在设计点工作，就意味着一定的外界条件和飞行状态，即一定的进气总温、总压（在标准大气条件下，决定于飞行的速度和高度）以及一定的发动机转速。当飞行的速度、高度或转速离开设计点的条件时，表示发动机总体性能的参数，如推力和单位燃油消耗率随之变化，分别构成了发动机的速度、高度和转速三个特性。从特性分析中还将表明状态偏离设计条件时，发动机是否能正常工作。此外，还应当指出，上述三个特性都是稳态的，即在某一速度、高度和转速下，发动机有确定的过程参数和性能参数，它们并不随时间而变化。因此，从另一方面说，发动机的工作过程参数和性能参数随时间而变化的过程也应当是特性的另一部分内容，具体地说，就是发动机的起动、加速和减速的特性，即过渡状态的特性，其中以加速特性，简称加速性，尤为重要。

本章讨论的重点是单轴式涡轮喷气发动机，尽管目前很少有用这种原型作为航空动力装置的，但是，它是理论分析的基础。

双轴涡轮喷气发动机和加力涡轮喷气发动机是单轴结构的涡轮喷气发动机的发展，本章将简要地讨论它们的工作特点和性能。

第一节 各部件的共同工作

涡轮喷气发动机是个整体，它是由各部件组成的。同样，涡轮喷气发动机的总体特性，也决定于各部件的特性，而且是各部件相互牵制或共同配合的体现。各部件的特性已在上一章中分析过，在这里，我们把这些部件的特性应用在一起，会更清楚地看到整台发动机各部件共同工作的条件和相互影响的关系。图4-1表示涡轮喷气发动机各特征截面的符号标注。如果喷管是简单的收敛喷管，则图中截面8也就是截面9，即 A_8 就是 A_9 。

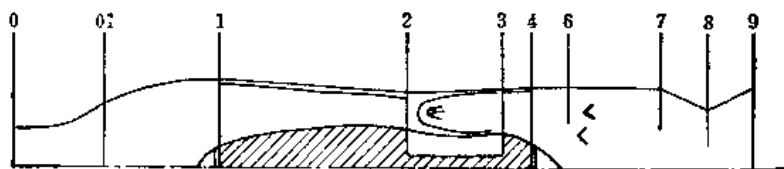


图 4-1 涡轮喷气发动机特征截面符号标注

一、共同工作的条件

应满足下列各方程：

1. 各特征截面上流量连续

为了便于分析讨论, 我们忽略了由于冷却引气、冷却后回气和燃料的流量而引起的各特征截面上流量的变化, 即假定沿流程的工质流量不变。但必须注意, 在实际计算中, 是不能作这样假设的。

以上假设表明, 通过压气机进口, 涡轮导向器出口和喷管临界截面三个截面上的流量相等, 得以下三个流量方程:

(1) 压气机进口

$$\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*} = K q(\lambda_1) A_1 \quad (4-1)$$

(2) 涡轮导向器出口

$$\frac{q_m \sqrt{T_3^*}}{p_3^*} = K' q(\lambda_{dx}) \sigma_{dx} A_{dx} \quad (4-2)$$

(3) 喷管喉道截面, 如果是收敛喷管, 即为出口截面

$$\frac{q_m \sqrt{T_5^*}}{p_5^*} = K' q(\lambda_0) A_0 \quad (4-3)$$

出口截面的速度, 对于收敛喷管, 如果达到临界, 则 $q(\lambda_0) = 1$, 否则与外界大气压力有关

$$q(\lambda_0) = \left(\frac{\gamma' + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma' - 1}} \lambda_0 \left(1 - \frac{\gamma' - 1}{\gamma' + 1} \lambda_0^2 \right)^{\frac{1}{\gamma' - 1}} \quad (4-4)$$

式中:

$$\lambda_0 = \sqrt{\frac{\gamma' + 1}{\gamma' - 1} \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_5^*} \right)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} \right]} \quad (4-5)$$

式中: p_0 ——大气压力。

2. 各特征截面上的能量平衡 (以总温比来表示)

(1) 在压气机进口前为绝热过程, 则

$$T_1^*/T_1^* = 1 \quad (4-6)$$

(2) 压气机出口

$$T_2^*/T_1^* = \left(1 + \frac{\pi_{\pi}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{\pi}} \right) \quad (4-7)$$

(3) 涡轮前, 根据功的平衡

$$T_3^*/T_1^* = \frac{c_p (\pi_{\pi}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{c_p \left(1 - \frac{1}{\pi_{\pi}^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right)} / (\eta_{\pi} \eta_{\pi}^* \eta_m) \quad (4-8)$$

(4) 涡轮后, 根据涡轮中的焓降

$$\frac{T_4^*}{T_1^*} = \frac{T_3^*}{T_1^*} \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{\pi}^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \eta_{\pi}^* \right] \quad (4-9)$$

(5) 喷管出口截面

$$T_5^*/T_1^* = T_4^*/T_1^* \quad (4-10)$$

3. 各特征截面上的压力平衡

(1) 压气机前, 在进气装置中

$$p_1^*/p_0^* = \sigma_i \quad (4-11)$$

(2) 压气机

$$p_2^*/p_1^* = \pi_\pi \quad (4-12)$$

(3) 燃烧室

$$p_3^*/p_2^* = \sigma_b \quad (4-13)$$

(4) 涡轮

$$p_4^*/p_3^* = 1/\pi_\tau \quad (4-14)$$

(5) 喷管

$$p_5^*/p_4^* = \sigma_e \quad (4-15)$$

4. 涡轮和压气机的转速相等时相似转速间的关系

$$n/\sqrt{T_1^*} = \sqrt{\frac{T_2^*}{T_1^*}} \cdot \frac{n}{\sqrt{T_1^*}}$$

上面15个方程, 实际上就是发动机各部件共同工作应当满足的条件。要解上述方程, 还必须借助于各部件的特性曲线, 它们是:

(1) 进气道特性

$$\sigma_i = f_1\left(\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*}, M_0\right)$$

参看图3-8, 图上的参变量是 M_0 , 为飞行 M 数。在已知外界大气条件下, 与 T_1^* 和 p_1^* 有一定关系。

(2) 压气机特性

$$\pi_\pi = f_2\left(\frac{n}{\sqrt{T_1^*}}, \frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*}\right)$$

$$\eta_\pi = f_3\left(\frac{n}{\sqrt{T_1^*}}, \frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*}\right)$$

参看图3-43。

(3) 燃烧室特性

$$\sigma_b = f_4\left(\frac{q_m \sqrt{T_2^*}}{p_2^*}\right)$$

参看图3-71。

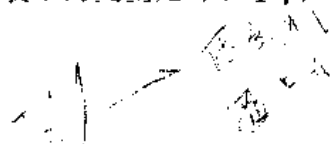
(4) 涡轮特性

$$\pi_\tau = f_5\left(\frac{n}{\sqrt{T_3^*}}, \frac{q_m \sqrt{T_3^*}}{p_3^*}\right)$$

$$\eta_\tau = f_6\left(\frac{n}{\sqrt{T_3^*}}, \frac{q_m \sqrt{T_3^*}}{p_3^*}\right)$$

参看图3-84。但应注意到图中所表示的变量是 $n/\sqrt{T_3^*}$ 和 π_τ 。

(5) 喷管特性



$$\sigma_0 = f_7\left(\frac{q_m \sqrt{T_0^*}}{p_0^*}\right)$$

也可参看图3-92。但应注意到对于收敛喷管下标8和9是具有同等意义的。

在15个方程中, 参数 A_1 , A_{dx} , A_9 , η_m 和 σ_{dx} 可视为常数。式中 c_p , c'_p , K 和 K' 也可视为常数, 在精确计算时, 则为温度的函数。以下讨论都以定比热为条件。

由此可知, 在上述15个方程与7个部件方程一起共计22个方程中, 包括下列26个未知数, 它们是: $q(\lambda_1)$, $q(\lambda_{dx})$, $q(\lambda_9)$, λ_9 , T_0^* , T_1^* , T_2^* , T_3^* , T_4^* , T_5^* , T_6^* , p_0 , p_0^* , p_1^* , p_2^* , p_3^* , p_4^* , p_5^* , p_6^* , σ_1 , π_k^* , η_k^* , σ_b , π_T^* , η_T^* , σ_0 , q_m 和 n 。

这样的方程组不会有确定的解。从理论上说, 当任意四个参数的值确定之后, 其他的值也就确定了。但从发动机的实际情况出发, 受外界条件影响, 可能首先变化的四个参数是 p_0 , p_0^* , T_0^* 和 n 。其中 p_0 , 一方面是通过 p_0^* 对发动机性能的影响, 这已经反映在 p_0^* 中, 另一方面是决定喷管出口的膨胀比, 即影响 $q(\lambda_9)$, 但当 $q(\lambda_9) = 1$ 时, 这一作用就没有了。所以在分析发动机内部参数变化时, 一般不单独考虑 p_0 的变化, 认为独立变量是 p_0^* , T_0^* 和 n 三个参数。

我们知道

$$\left. \begin{aligned} p_0^* &= p_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\ T_0^* &= T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \end{aligned} \right\} \quad (4-16)$$

当转速 n 一定, 飞行 M 数一定时, 在给定的调节规律下, p_0 , p_0^* , T_0^* 随着飞行高度的变化而变化, 从而引起发动机性能的变化, 就是高度特性。

当转速 n 一定, 飞行的高度一定时, 在给定的调节规律下, p_0^* , T_0^* 随着飞行 M 数的变化而变化, 从而引起发动机性能的变化, 就是速度特性。

而当高度和速度都不变时, 在给定的调节规律下, 随着 n 的变化, 即主动改变供油量, 从而引起发动机性能的变化, 这就是转速特性。

对发动机特性分析的依据, 就是上述一系列方程和部件特性。

特性计算就是在一定的外界条件和发动机转速下, 解上述16个方程组成的方程组。在此基础上就不难算出发动机在该状态下的推力、单位燃油消耗率等性能参数。

二、调节规律的讨论

受外界条件影响可能首先变化的三个参数 p_0^* , T_0^* 和 n , 它们对各部件性能和发动机整机性能的影响是各不相同的。

喷管喉道达到临界的条件下, 总压 p_0^* 只会影响发动机沿流程各处的总压和流量。当 n 和 T_0^* 不变时, 流量正比于总压 p_0^* , 如在喷管的出口又达到完全膨胀, 则推力也正比于总压 p_0^* 。但总压并不影响沿流程各截面上的总温和所有的相似参数(如各不同截面上的总压比, 总温比, 各部件的效率和损失系数)以及单位参数(如单位推力和单位燃油消耗率)。

所以, 总压 p_0^* 对发动机性能的影响, 主要是两方面, 一是推力, 与总压成正比的关系; 二是发动机各部件的受力情况, 特别是轴的扭矩, 也是与总压成正比的关系。只有当喷管的喉道在亚临界工作时, 总压 p_0^* 才会对整机性能有比较复杂的影响。

总温 T_0^* , 对发动机性能的影响就不像总压 p_0^* 那么简单。总温 T_0^* 的变化, 不仅引起沿流程各截面上总温的变化, 而且还要引起所有相似参数、单位参数和推力等的变化。

从上面的讨论得知,在一定条件下,影响流程温度、特别是影响 T_3^* 的是 T_3^* ,而与 p_3^* 无关。或者说,在 n , T_3^* 和 T_3^* 三个参数之间,只能有两个独立变量,确定了任意两个,第三个也就一定。当保持转速一定时,随着 T_3^* 的变化,会引起 T_3^* 的变化,或者当保持 T_3^* 一定时,随着 T_3^* 的变化会引起 n 的变化。由此可知,当 T_3^* 变化时,在其他参数不可任意调节的情况下,一般是不可能同时保持 T_3^* 和 n 不变的。

为此,我们也可以主动地选择另一个参数,一般是喷管的临界截面积 A_8 ,作为可调参数,这样就可以同时保持 n 和 T_3^* 不变。有关这个问题,在上一章第6节喷管中已经作了分析,调节喷管临界截面积 A_8 ,可改变发动机的工作状态。

一台发动机在设计状态工作,意味着在一定的进口参数条件下,有一定的转速和涡轮前燃气温度。这是发动机强度所能承受、能确保安全工作条件。现在的问题是:当进口参数,主要是 T_3^* 偏离设计条件时,我们对 n 和 T_3^* 的考虑和安排,是允许哪一个参数变,哪一参数不变,或两个都不变,这就是发动机最大状态的调节规律问题。

合适的调节规律,应当是在保证发动机可靠工作的前提下,能发出最大的推力。当然也要考虑到调节系统本身的复杂性和可靠性。

根据上面的分析,对于单轴涡轮喷气发动机,当外界条件,如飞行 M 数或高度偏离设计值时,就有三种可能的调节规律。

1. $n = n_d$, A_8 不变, 允许 T_3^* 变化

几何不变的发动机,当外界条件变化时,通过供油量的改变,使转速保持一定,允许 T_3^* 有某些变化,即:

$$q_{mf} \longrightarrow n = n_d$$

式中: q_{mf} ——每秒钟向发动机提供的油量,为调节作用量;

n_d ——设计转速,为被调参数。

2. $T_3^* = T_{3d}^*$, A_8 不变, 允许 n 变化

几何不变的发动机,当外界条件变化时,通过供油量的改变,使涡轮前燃气温度 T_3^* 保持一定,允许 n 有变化,即:

$$q_{mf} \longrightarrow T_3^* = T_{3d}^*$$

式中: q_{mf} ——每秒供油量,为调节作用量;

T_{3d}^* ——设计点的 T_3^* ,为被调参数。

3. $n = n_d$, $T_3^* = T_{3d}^*$, A_8 可调

当外界条件变化时,通过供油量的改变,使转速保持一定,当 T_3^* 有变化时,再通过 A_8 的改变,使 T_3^* 也保持一定,即:

$$q_{mf} \longrightarrow n = n_d$$

$$A_8 \longrightarrow T_3^* = T_{3d}^*$$

供油量 q_{mf} 和喷管临界截面积 A_8 都是调节作用量,转速 n 和涡轮前燃气温度 T_3^* 都是被调参数。

以上三种调节方案如图4-2所示。

实际采用的,大都是第一种方案为多,其原因是:①转速是强度和推力的敏感参数。应力随转速的变化是平方的关系,一般是不允许超转的,而推力随转速的变化一般是立方的关系,转速低了将严重影响推力,同样是不希望的,为了获得最大推力,必须精确地保证转速

一定，是必调的参数；②以温度作为被调参数，必须要有能及时、正确感受温度变化且能长期可靠使用的敏感元件，这是比较困难的，更由于温度场的不均匀性，使得第二、三种方案目前很少采用；③在不加力的时候，喷管临界面积采用连续可调，将增加结构上的复杂性。

实际情况表明，对于单轴涡轮喷气发动机，当压气机的增压比在 7 左右，采用第一种方案，当外界条件变化时， T_3^* 的变化是不大的，一般不会影响发动机的工作可靠性。

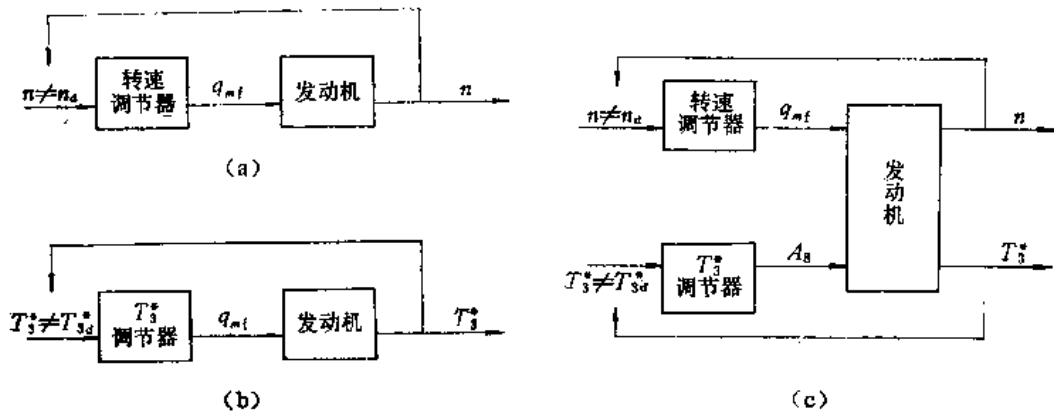


图 4-2 涡轮喷气发动机调节方案示意图

以上着重讨论了最大状态的调节规律，但必须指出，只要调节规律一定，在一定的转速范围内，对其他状态的调节也有同等的意义。例如按第一种方案，操纵杆的极限位置就对应着发动机的最大转速，即设计转速 n_d ，不论外界条件怎样变化， $n = n_d$ 是不变的。操纵杆在不同位置上对应着发动机的不同转速，与外界条件无关。当然，当转速较低时，如果有某种原因，认为继续按这样一种调节规律不宜时，也有在某一转速以下中断这种调节规律的，例如让操纵杆位置对应着一定的燃油流量。这时候，随着外界条件的变化，转速就允许有一定的变化了。但始终在低速范围，所以对安全储备和推力大小都不是严重的问题。

三、共同工作线

在共同工作条件的讨论中，我们知道有三个独立变量，一般说它们是 p_1^* (或 $p_1^* = p_1^* \sigma_1^*$)， T_3^* ($T_3^* = T_3^* \sigma_3^*$) 和 n ，如果用压气机的相似参数，不难看出它们是 $q_m \sqrt{T_1^*} / p_1^*$ 和 $n / \sqrt{T_1^*}$ ，其中 q_m 正比于 p_1^* ，所以决定相似工作状态的仍然是 n 和 T_3^* 。对于几何不变的发动机，首先是喷管临界面积 A_s 不变，按第一种调节规律，保持转速 n 不变，随着进口总温 T_1^* 的变化，引起 $q_m \sqrt{T_1^*} / p_1^*$ 和 $n / \sqrt{T_1^*}$ 的变化，在压气机通用特性图上就得到一条共同工作线。这也就是发动机的共同工作线。

在此，让我们推导一下共同工作方程。按式 (4-1) 和 (4-2) 流量平衡，得

$$\pi_K^* = \frac{p_2^*}{p_1^*} = D q(\lambda_1) \sqrt{\frac{T_3^*}{T_1^*}} \beta \quad (4-17)$$

式中： β ——考虑燃料加入和冷却抽气，压气机进口与通过导向器出口的 q_m 不同；

$$D = (A_1 / A_{dx}) (K / K') q(\lambda_{dx}) \sigma_b \sigma_{dx}$$

当 $\lambda_{dx} = 1$ 时，即导向器出口为临界状态，并设 σ_b 和 σ_{dx} 不变，则 $D = \text{常数}$ 。

按式 (4-8) 功率平衡，设 $\pi_T^* = \text{常数}$ ， η_T^* ， η_m 不变，并设

$$e_K^* = \pi_K^* \frac{\gamma-1}{\gamma}$$

得

$$\frac{T_4^*}{T_1^*} = \frac{B}{\beta} \frac{e_K^* - 1}{\eta_K^*}$$

式中:

$$B = \frac{c_p}{c_p' \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{* \frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) \eta_T^* \eta_m} = \text{常数} \quad (4-18)$$

从以上两式消去 T_4^*/T_1^* , 得

$$\frac{\pi_K^{*2}}{q(\lambda_1)^2} \frac{e_K^* - 1}{\eta_K^*} = c \quad \frac{e_K^* - 1}{\eta_K^*} \cdot \frac{q(\lambda_1)^2}{\pi_K^{*2}} = c \quad (4-19)$$

式中: $c = D^2 B \beta = \text{常数}$ 。

式 (4-19) 即为 $\pi_T^* = \text{常数}$ 条件下的涡轮-压气机的共同工作方程。

1. 共同工作线的普遍意义

共同工作线是用相似参数来表示的, 因而它具有普遍的意义。就一台几何不变的发动机而言, 当喷管临界截面 A_c 处于临界工作状态时, 不论是速度、高度或转速的变化, 发动机的共同工作点总是在同一条工作线上移动。相似工作的唯一的参数是 $n/\sqrt{T_1^*}$, 整台发动机只要 $n/\sqrt{T_1^*}$ 一定, 状态就确定了, 而不论是转速变化或进口总温变化。

从共同工作线得知, 只要 $n/\sqrt{T_1^*}$ 一定, $q_m \sqrt{T_1^*}/p_1^*$ (或 M_1) 是确定值。所以, 随着飞行 M 数的变化, 要求进气道工作都能与此相适应。这也就是在上一章中提到的进气道为什么需要调节的一个主要原因, 即满足压气机进口 M 数的要求。

2. 喷管临界截面积对共同工作线的影响

已知在某一喷管临界面积下, 有一条共同工作线。如在某一工作点, 即转速和进气条件都是确定的, 或者说 $n/\sqrt{T_1^*}$ 一定, 当把喷管临界面积收小时, 将引起发动机参数的如下变化: 首先是涡轮后的反压提高, 从公式 (3-75) 得知, 涡轮的落压比 π_K^* 下降, 引起涡轮功的下降, 这将引起转速下降, 为保持转速不变, 必须自动调节供油量, 增加涡轮前的燃气温度, 随着 T_4^* 的提高, 压气机后的压力 p_4^* 也会随之上升。因为 $n/\sqrt{T_1^*}$ 是一定的, 工作点沿着等 $n/\sqrt{T_1^*}$ 线移动。当喷管临界面积收小时, 其结果是工作点沿着等 $n/\sqrt{T_1^*}$ 线走向压气机的喘振边界, 但这时候, 特别是在高转速下, 流量变化不大, 或稍有下降, 而喷管中的总压 p_4^* 、总温 T_4^* 都上升, 将使推力增加。在不同的 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下, 工作点随喷管临界截面积变化而移动都是同样存在的, 由此可得出如下结论: 在某一喷管临界截面积下, 就有一条共同工作线, 喷管临界面积收小, 则使得涡轮前燃气温度 T_4^* 上升, 推力增加, 但共同工作线靠近喘振边界, 使喘振裕度减小; 反之, 当喷管临界截面积放大时, 则使得涡轮前燃气温度 T_4^* 下降, 推力减小, 但共同工作线则远离喘振边界, 使喘振裕度增加。如图 4-3 所示。

3. 速度冲压 p_0^*/p_0 对共同工作线的影响

在调节规律的讨论中, 曾提到喷管喉道达到临界的条件下, 进口总压并不影响沿流程各截面上的总温和所有相似参数。上面两点也是在这一条件下得出的。但若外界大气压力一定, 由于飞行 M 数和进气道总压恢复系数 σ_1 的变化, 例如使 p_1^* 下降, 这样就很可能不再保持

喷管喉道处于临界工作状态, 这将使涡轮的落压比 π_{π}^* 不能保持常数, 由于 π_{π}^* 的下降, 为保持转速 n 不变, 往往要使涡轮前燃气温度 T_3^* 有所提高。

如图4-4所示, 飞行 M 数较高, 则喷管中气流的总压较高, 随着 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的变化, 喷管喉道一直处于临界工作状态, 共同工作线只有一条, 如沿着 $M_0=0.7$ 的曲线。当飞行 M 数较低时, 随着 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下降到一定程度, 喷管喉道开始处于亚临界工作状态, 共同工作线即离开了 $M_0=0.7$ 的曲线, 如 $M_0=0.5$ 的曲线。飞行 M 数越低, 共同工作线越早离开, 如飞行 M 数等于0时的共同工作线。这说明在离开设计的 $n/\sqrt{T_1^*}$ 之后, 例如当 $(n/\sqrt{T_1^*})/(n/\sqrt{T_1^*})_d=0.95$ 时, 喷管就不再处于临界状态工作了。

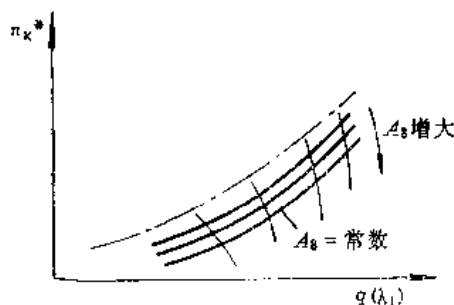


图 4-3 喷管临界面积对共同工作线的影响

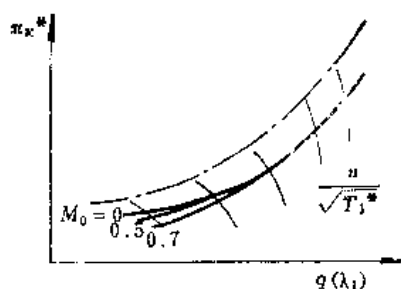


图 4-4 飞行 M 数对共同工作线的影响

顺便指出, 当喷管喉道处于亚临界工作状态时, 在地面试车, 带不带进气道, 情况是不一样的。装有进气道的发动机在地面状态工作会有较大的进气总压损失。总压损失不仅要从空气流量和单位推力两个方面来影响发动机的推力, 而且还会使 π_{π}^* 下降, 在保持转速 n 不变的条件下, 往往会使涡轮前燃气温度 T_3^* 有所升高, 并使工作点向着喘振边界移动。

4. 共同工作线在压气机通用特性图上的表示

作为整台发动机的共同工作线, 本来应当全面地反映发动机的各部件的工作或者在每一部件特性图上都作出共同工作线。要这样做是不难的。但因为压气机对整台发动机影响最大, 特别是对可靠工作和效率变化的影响, 压气机是最为突出的。所以整机的共同工作线往往绘制在压气机通用特性图上。

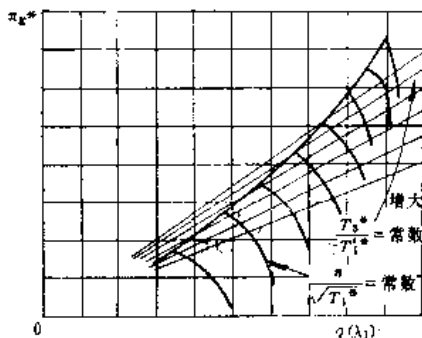


图 4-5 $T_3^*/T_1^* = \text{常数}$ 线在压气机通用特性线上的表示

5. 涡轮前燃气温度 T_3^* 的表示

从发动机可靠工作的角度来说, 涡轮前燃气温度 T_3^* 是不可忽视的。在压气机通用特性图上, 等 T_3^*/T_1^* 线是一族从原点出发的辐射线, 如图4-5细线所示。对于一定的压气机和涡轮, 这族辐射线中任一确定的 T_3^*/T_1^* 射线的斜率主要决定于涡轮导向器的出口面积。

6. 共同工作线的用途

有了部件的特性, 我们可以通过计算得到发动机的共同工作线, 当然也可以直接从试验

中得到。其实，这是相辅相成的，都是不可少的。有了共同工作线，首先可以了解发动机可靠工作的情况，例如喘振裕度，涡轮前温度的变化；其次是可以预测工作点的移动是否落在压气机工作比较有利的区域，如效率较高；如果共同工作线是经过实际发动机实验得到的，则可以用它较准确地计算发动机的三个特性。

7. 与调节规律的关系

最后，还应当着重指出，共同工作线与调节规律有密切关系。不同的调节规律，在同一压气机通用特性图上将有不同的共同工作线。

第二节 发动机特性

航空发动机是飞机的动力装置，发动机设计点的性能对飞机性能的影响，显然有相当重要的意义，但更为重要的还是发动机的特性。因为发动机在飞机上使用时，绝大部分情况是不在设计点工作。如果没有提供发动机特性曲线或数据，那是无法着手设计飞机的。这些特性将决定所设计的飞机能飞多高，能飞多快，能飞多远。也将决定现代作战飞机的各项机动性指标。此外，还将决定飞机的起飞和着陆性能。

发动机的特性可以在地面试车台、高空舱试车台（在地面模拟飞行条件的大型试验设备）、飞行试验台中用试验的方法取得。在发动机的研制过程中，这些方法是可靠的，也是必不可少的。但费用大，特别是所需要的高空舱试车台，功率达几十万千瓦，需要有巨额的投资。

发动机特性，也可以用计算方法确定。这就是上一节中所讨论分析的，利用整机地面试车所得的共同工作线，或直接利用各部件的特性。当前广泛使用电子计算机，计算的方法逐渐完善，误差逐渐减少。这就是用电子计算机来模拟发动机的工作情况，称为发动机性能的电子计算机模拟。

以下的特性，都要求计算出发动机推力和单位燃油消耗率的变化。在此，必须先根据不同特性的参数变化，解出共同工作的方程组，然后，不难根据第三章的公式算出推力和单位燃油消耗率。

一、转速特性

转速特性是：^{H Mao}飞行高度和速度一定，并在一定的调节规律下，发动机的推力和单位燃油消耗率随发动机转速 n 的变化关系。一般情况下，转速变化也就意味着供油量的变化，所以也有叫油门特性或节流特性的。^{F. Sjk}

批生产的涡轮喷气发动机，在出厂前都要进行地面台架试车，录取具有代表性的几个转速的发动机性能，或绘制成转速特性图，以检查发动机性能是否符合设计要求。

1. 几何面积不可调发动机的转速特性

图4-6所示为典型的涡轮喷气发动机的转速特性曲线。可以看出，当发动机转速上升时，发动机的推力随之增加。在高转速范围，转速增加时，发动机推力的增大更为剧烈。发动机的单位燃油消耗率在低转速范围内，随着转速上升而急剧下降，在接近最大转速时，单位燃油消耗率又略有上升。

以上的变化关系，可作如下解释：

推力 当发动机在最大转速，即最大状态工作时，涡轮前燃气温度 T_3^* 和压气机的压比 π_c 为最高，这时候喷管出口的总压、总温、流量都达最高值，因而推力也最大。随着转速下降，上述参数也都下降，因而推力也下降。概略分析指出：在高转速下，流量正比于转速，压气机的功，涡轮前后的燃气温度 T_3^* 和 T_4^* 正比于转速的平方。其结果是推力正比于转速的立方。由此可知，在高转速下，推力变化剧烈的情况是显然的。

单位燃油消耗率 随转速离开最大状态，单位燃油消耗率开始是下降的。这是由于压气机压比 π_c 还较高，涡轮前燃气温度正比于转速的平方而下降，流量和相对 M 数有所下降，改善了压气机的工作状况，使压气机的效率有所提高（设计工作点一般不是压气机效率的最高点），其结果是使单位燃油消耗率有所下降，一般可下降3%~5%。随后，当转速继续下降时，由于偏离设计状态较远，压气机和涡轮的效率都要下降，而且压气机压比也大大下降，单位燃油消耗率随之上升。

涡轮前燃气温度 此外，还应当补充指出涡轮前燃气温度的变化。在高转速或中等转速时，随着转速下降，温度是下降的。而在低转速时，随着转速的下降，温度反而上升。这是由于在低转速下压气机和涡轮的效率大大下降，只有在较高的燃气温度下才能维持发动机连续地运转。

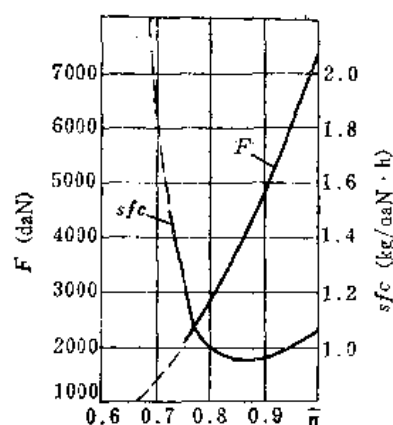


图 4-6 几何面积不可调的涡轮喷气发动机的转速特性

2. 可变喷管临界截面和压气机中间级放气的发动机转速特性

从共同工作的讨论中得知，几何不变的发动机在一定的调节规律下，只能有一条共同工作线，如果这条共同工作线不能满足要求，例如走到喘振边界上了，怎么办？如果不考虑在压气机转子或静子上采取措施，可采用在转速下降的同时放大喷管临界截面或通过压气机中间级放气的办法。特别是后一种办法在讨论压气机部件时也曾提到。如图4-7所示，可以分段地移动共同工作线或同时移动喘振线，增加喘振裕度，从而改善压气机的工作。

这样的发动机，它的转速特性就不同于几何不变的发动机。图4-7中，在转速特性上相应地表示出三个突变：①放大喷管临界面积，工作点从1到2，推力下降，单位燃油消耗率一般也下降，或变化不大。②打开放气带，工作点从3到4，推力下降，而单位燃油消耗率上升。③进一步放大喷管临界面积，工作点从5到6，推力下降，单位燃油消耗率上升。如图4-8所示。

应当指出，这种推力的突变，在飞机正常工作时（如巡航或爬高过程）是不希望有的，这会给编队飞行造成困难。为此，上述改善共同工作线的措施是有一定限制的，或者在放大喷管临界面积或打开放气带时是连续进行的，工作点可在1~2或3~4之间停留，这就不会造成推力的突变。

3. 发动机的基本工作状态

为了合理地使用发动机，人们在发动机从最大状态到最小的允许连续工作的转速之间，规定有几种常用的基本工作状态。各个国家、不同的机种之间规定不完全一致。现将国内广泛采用的、也比较一致的四个状态说明如下：

（1）最大状态 在这一状态下，发动机的转速和涡轮前燃气温度都达最大值，因而推

力也最大。由于在这一状态下发动机各部件承受最大的机械负荷和热负荷，因此要严格地限制连续工作的时间，一般不超过5~10min。

最大状态一般只用于起飞。对于歼击机来说，还用于短时间的爬升和加速。

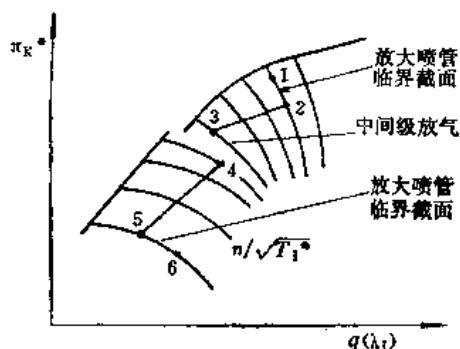


图 4-7 放大喷管临界截面和中间级放气对发动机共同工作的影响

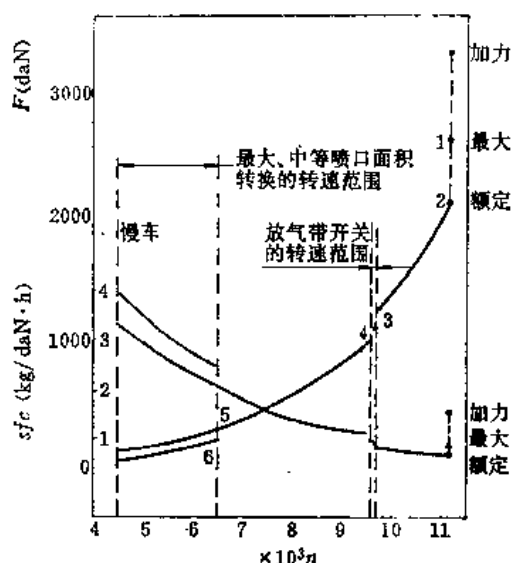


图 4-8 喷气发动机转速特性曲线的实例

(2) 额定状态 通常规定推力为最大推力的85%~90%时，为发动机的额定状态。从最大状态到额定状态，不同的发动机，有采用沿共同工作线转速下降，涡轮前燃气温度下降，也有采用保持转速不变，通过放大喷口临界面积使涡轮前燃气温度下降的，图 4-8 所示的就是这样。有的发动机额定状态可连续使用，但有的发动机仍有时间限制，如连续工作时间不超过30~60min。

额定状态一般用于爬升。对歼击机来说还用于高速平飞。

(3) 巡航状态 通常规定推力为最大推力的65%~75%时，为发动机的巡航状态。在这一状态下，转速、涡轮前燃气温度以及单位燃油消耗率都较低，在寿命期内连续使用时间不限，因此适宜于用作长时间的远距离航行。

(4) 慢车状态 这是发动机能够稳定工作的小转速工作状态。通常规定推力应小于最大推力的3%~5%。慢车状态主要用于飞机的着陆及地面短时间检查发动机工作时使用。慢车推力大了，将增加着陆滑跑距离。慢车状态也有时间限制，一般规定连续工作时间不超过5 min。这是因为慢车状态是属于低转速，在前面转速特性中曾指出，这时候涡轮前燃气温度较高，受热部件的冷却情况反不如高转速。这也是慢车状态的转速不能进一步降低的原因之一，也就是转速降低时，涡轮前燃气温度进一步提高，以致不能保证可靠地连续工作。

二、速度特性

速度特性是：在一定的调节规律下，发动机的转速一定，飞行高度不变，推力和单位燃油消耗率随飞行 M 数（或速度 v_0 ）的变化关系。

图4-9所示为典型的涡轮喷气发动机的速度特性曲线。从中可以看出，随着飞行 M 数的

增大, 发动机的推力开始略有下降或缓慢地有所增加。在超音速范围内则增加较快。当 M 数继续增加时, 推力又转为下降, 直至推力为零。耗油率则是单调的变化, 随着飞行 M 数的增大而不断增加, 且在高 M 数的范围增加更为急剧。

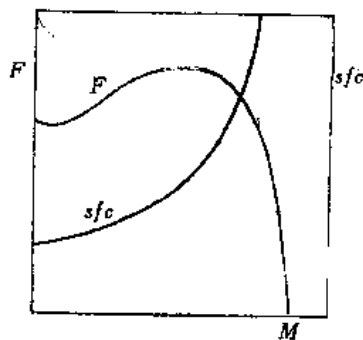


图 4-9 涡轮喷气发动机速度特性示意图

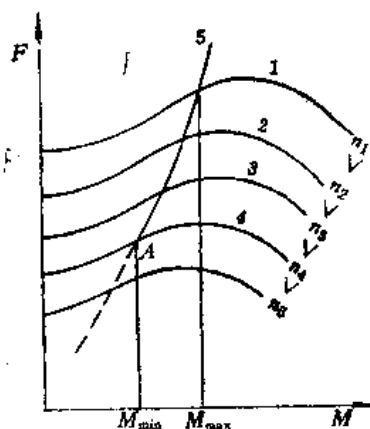


图 4-10 $H = \text{常数}$, 飞机的需用推力和发动机可用推力的关系

必须明白, 速度特性是发动机所固有的, 它并不取决于飞机。至于飞机在一定的高度上平飞速度有多大, 还与飞机的阻力特性有关, 如图4-10所示, 如果曲线1表示在某一高度上发动机为最大转速时的速度特性, 曲线5表示飞机在同一高度上平飞的阻力特性曲线, 它们的交点就表示飞机所需要的推力(用以克服同样大小的阻力)等于发动机所能提供的推力, 也就是飞机与发动机的共同工作点。这时所对应的 M 数, 就是飞机在这一高度下, 最大的平飞 M 数。如果飞机要降低速度, 那就收油门, 降低发动机的转速, 在另一转速下, 就会有另一速度特性, 它与曲线2的交点就是飞机与发动机的另一个共同工作点。继续降低转速, 直至A点。A点是表示飞机在某一高度上最低的飞行 M 数。如果继续降低 M 数, 则升力不够, 不能保持平飞, 或者说是飞行的迎角大到将要失速的状态。这属于飞行力学的问题, 非本课程的内容。

现在, 我们来讨论一下发动机的速度特性。从发动机各部件的共同工作中, 我们知道, 一定的调节规律, 共同工作线一般是确定的。飞行 M 数的变化, 首先是压气机进气的总温 T_1 和总压 p_1 的变化。在喷管喉道达到临界状态时总压的变化, 在前面已经说过, 它将影响

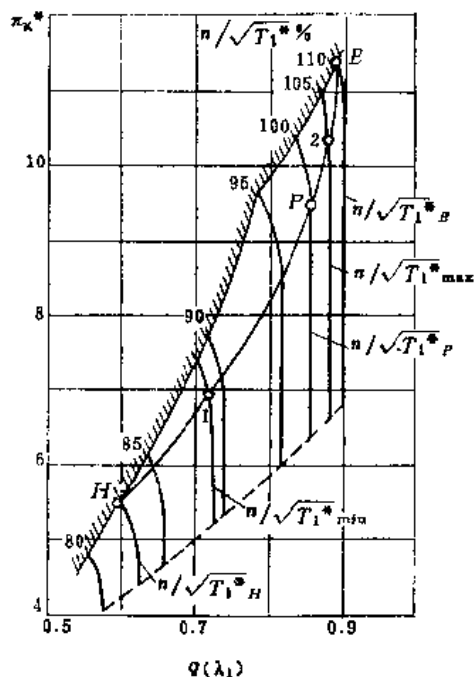


图 4-11 随速度和高度变化共同工作点的移动示意图

总参数如流量和推力，而不影响相似参数或共同工作点的位置。在共同工作线上，工作点的移动，在转速一定的条件下，起决定作用的是总温 T_3^* 。当飞行 M 数增加时，总温 T_3^* 增加，则 $n/\sqrt{T_3^*}$ 下降，如图4-11所示，工作点沿共同工作线向左下方移动；反之，飞行 M 数减小，总温 T_3^* 下降，则 $n/\sqrt{T_3^*}$ 上升，工作点沿共同工作线向右上方移动。

为了便于讨论，假定调节规律是 $n = \text{常数}$ ， $T_3^* = \text{常数}$ ，并假定气流在喷管中完全膨胀，显然，在上述条件下，喷管临界面积和出口面积都是变化的。

图4-12表示地面设计增压比为6，飞行高度为6 km的涡轮喷气发动机的速度特性。图上给出了涡轮前燃气温度为1600K、1400K和1200K三种不同数值时的速度特性。

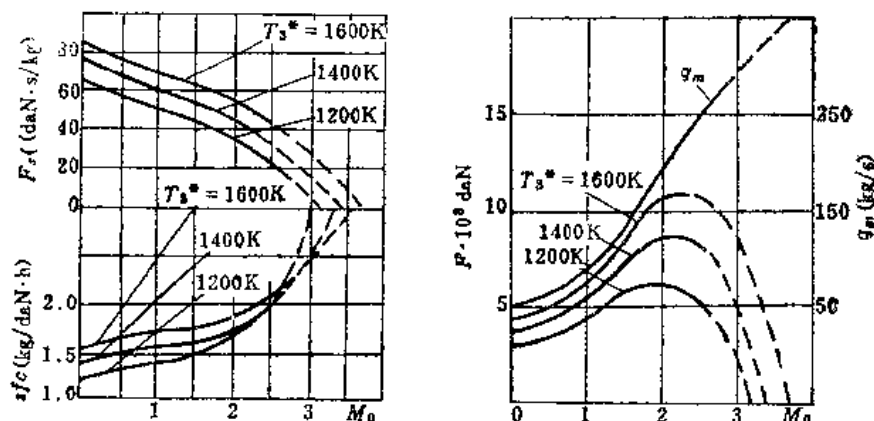


图 4-12 涡轮喷气发动机的速度特性

流量 随着飞行 M 数增加，冲压的增压比增加，而从共同工作线上看出，压气机增压比是下降的。计算表明，两者相乘的结果，总增压比随 M 数的增加而增加。如果不考虑进气道的损失，假设涡轮功不变，它们的关系是：总增压比

$$\pi = \pi_1 \pi_k^* = \left(\pi_k^*, \frac{\gamma-1}{\gamma} + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

式中 π_k^* 为飞行 M 数为零时的压气机设计增压比。总增压比 π 增加，意味着 p_3^* 或 p_4^* 增加，而调节规律是 T_3^* 不变，通常涡轮导向器是在超临界状态下工作的，流量正比于 p_3^* ，其结果是飞行 M 数增加，则流量增加。在超音速飞行时，流量随飞行 M 数而增加的关系尤为显著。

单位推力 随着飞行 M 数的增加，总压比增加，这将引起对单位推力影响的两方面的效果，一方面是增压比增加，循环的热效率提高；另一方面是压气机的出口总温 T_3^* 增加，涡轮前的燃气温度 T_3^* 一定时，加热量减小。计算表明，起主导作用的是后者。因而，随着飞行 M 数的增加，循环功不断地减小。从公式(2-30)

$$F_x = \sqrt{2W + v_1^2} - v_0$$

可见，单位推力也是不断减小的。只是在飞行 M 数较低时，变化较小，而当 M 数较高时，变化很大，直至当加入的热量只是以克服气流在发动机内流动过程中的损失时，单位推力变为零。

以上关系说明，飞行 M 数增大时，喷管出口的总压 p_4^* 上升，排气速度 v_0 增大，但 v_0 增大的程度始终小于飞行速度 v_0 增大的程度，也就是单位推力 $F_x = v_0 - v_0$ 总是减小，直至为零。

推力随飞行 M 数的变化不难从公式

$$F = q_m F_s$$

看出。在飞行 M 数较低时 ($M_0 < 0.4 \sim 0.5$)，速度冲压的作用较小，空气流量增加缓慢而单位推力下降起主要作用，发动机的推力将略有下降；当飞行 M 数继续增大时，空气流量的增加起主要作用，发动机推力增大；当飞行 M 数进一步增大时，推力又因单位推力的急剧下降而减小；当单位推力为零时，推力也就没有了。

单位燃油消耗率 从公式

$$sfc = \frac{3600 c_0}{H \eta_0} \frac{M_0}{\eta_0}$$

看出，单位燃油消耗率取决于飞行 M 数和总效率。 η_0 效率的变化，如图4-13所示。随飞行 M 数的增加，影响的因素有两个：一是总增压比提高，可改善理想热效率；二是加热量减少，而沿流程的压力损失，并没有按比例减少，甚至还会有所增加。从图线看出，热效率随飞行 M 数的变化正是这两个因素作用的结果。

推进效率随飞行 M 数的变化是很明显的，

由公式
$$\eta_p = \frac{2}{1 + v_0/v_1}$$

可见， v_0 与 v_1 越接近，推进效率越高，随飞行 M 数的增加，推进效率总是增加的。在分析了上面两个效率之后，不难从图线上解释总效率随飞行 M 数的变化关系。如果把总效率的变化关系和飞行 M 数对单位燃油消耗率的直接影响考虑在一起，从上面单位燃油消耗率公式中也不难解释它的变化关系曲线。即随飞行 M 数的增加，单位燃油消耗率总是增加的，低速度时上升较慢，高速度时急剧上升，直至在某一速度下，单位推力为零，则单位燃油消耗率趋向无穷。

值得注意的是，单位燃油消耗率随飞行 M 数的增加而增加，并不意味着整个发动机推进系统的经济性变坏了。因为飞行 M 数增加，固然使产生每十牛推力所消耗的油量增加了，但与此同时，每十牛推力所做的功也增加了。所以，在不同的飞行 M 数下，评价整个发动机（作为一个推进系统）的经济性，就要看发动机的总效率的高低。只有在速度不变的情况下用单位燃油消耗率评价经济性才是有意义的。

上面的讨论，并不否定单位燃油消耗率作为速度特性主要内容意义。因为单位燃油消耗率随飞行 M 数的变化曲线对于飞机设计是必不可少的，有了它，才可以计算飞机在各个飞行阶段的耗油情况，从而计算航程或续航时间。

在本世纪中期，涡轮喷气发动机出现并迅速地大量取代活塞式航空发动机，除了因为涡轮喷气发动机具有功率大，重量轻之外，还因为涡轮喷气发动机具有良好的速度特性。当时活塞式航空发动机的特点是速度增加而螺旋桨所能提供的拉力反而下降，所以它不宜作为高速飞机的动力装置。涡轮喷气发动机却不同，从特性分析得知，在一定速度范围内，随着速度的增加，它的推力有所增加，这一点恰恰满足了飞机在高速飞行时需要大推力的要求。

这里我们概略地讨论一下，从发动机的角度看，如何能提供合适的速度特性以满足不同

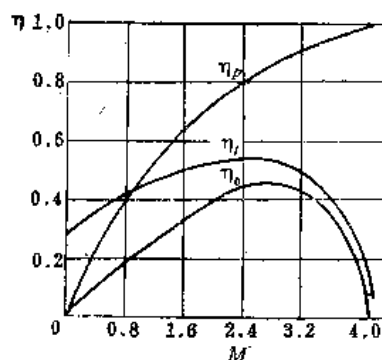


图 4-13 推进效率、热效率和总效率随飞行 M 数的变化关系

机种或不同用途的飞机所提出的要求。

图4-12上给出了压气机设计增压比 $\pi_{\kappa d}$ ($\pi_{\kappa d}=6$) 不变, 不同的涡轮前燃气温度 T_3^* 对速度特性的影响。随着 T_3^* 的提高, 气流从喷管排出的速度加大, 发动机的单位推力增加; 而且, 单位推力要在更大的飞行 M 数下才会变为零。压气机的设计增压比不变, 空气流量随飞行 M 数的变化规律不变, 则在提高 T_3^* 时, 推力也增大了, 对应推力最大的飞行 M 数和推力为零的飞行 M 数也都增大了。 T_3^* 的提高在较大的飞行范围里, 总是使单位燃油消耗率增大的。单位燃油消耗率急剧增大所对应的飞行 M 数也增大了, 在低飞行 M 数时, T_3^* 较高时的涡轮喷气发动机的单位燃油消耗率还可能比 T_3^* 低时的要小。

由此可见, 提高涡轮前燃气温度, 将大大改善发动机在高飞行 M 数下的性能, 扩大超音速飞行的范围。

图4-14给出了涡轮前燃气温度 (1400K) 不变时, 不同的压气机设计增压比对速度特性的影响。

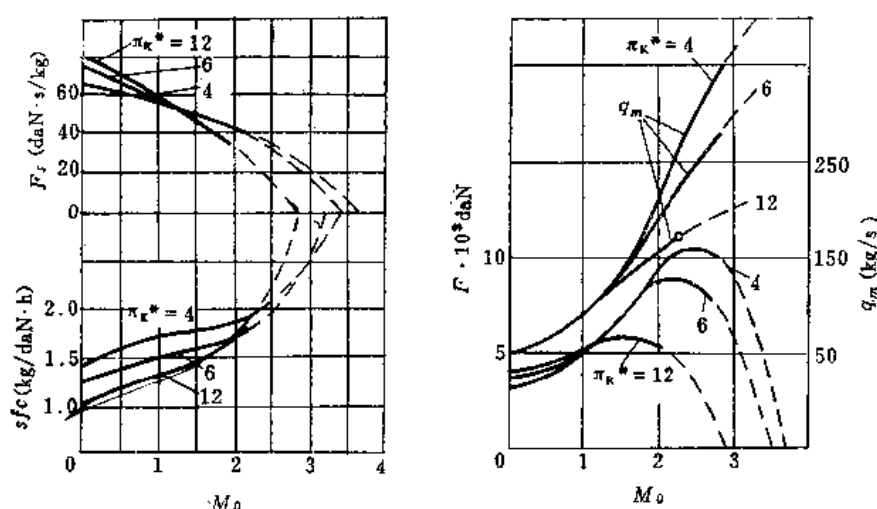


图 4-14 设计增压比对涡轮喷气发动机速度特性的影响

在低飞行 M 数时, 高设计增压比的发动机比低设计增压比的发动机更接近最佳增压比, 所以它的单位推力较大而单位燃油消耗率较低。但是, 由于高设计增压比的发动机中压气机的温升较大, 即 T_3^* 较高, 所以, 随着飞机飞行 M 数的增加, 它的单位推力的下降较快, 在较低的飞行 M 数下, 单位推力就变为零。它的单位燃油消耗率也增大得比较快, 且在较低的飞行 M 数下急剧增大。

此外, 还应当指出, 设计增压比不同的发动机, 在飞行 M 数增大, 或 T_3^* 增大, 或 $n/\sqrt{T_3^*}$ 下降时, 从共同工作线的对比上看, 压气机进口的密流函数 $q(\lambda_1)$ 变化的快慢不同, 高设计增压比的下降较快, 如图4-15所示。因此, 随着飞行 M 数增加时, 它的空气流量增加得比低设计增压比的慢。在低飞行 M 数下, 不同设计增压比的发动机的空气流量基本相同, 而高设计增压比的单位推力大, 所以发动机的推力大。但是, 随着飞行 M 数的进一步增大, 它的空气流量加大得慢而单位推力减小得快, 因而推力增大较慢, 在较低的飞行 M 数下达到最大值和在较低的飞行 M 数下推力为零。

由此可见, 对于低飞行 M 数下的发动机, 采用较高的设计增压比较有利; 反之, 对于高飞行 M 数的发动机, 用较低的设计增压比可以得到较好的推力特性和较低的单位燃油消

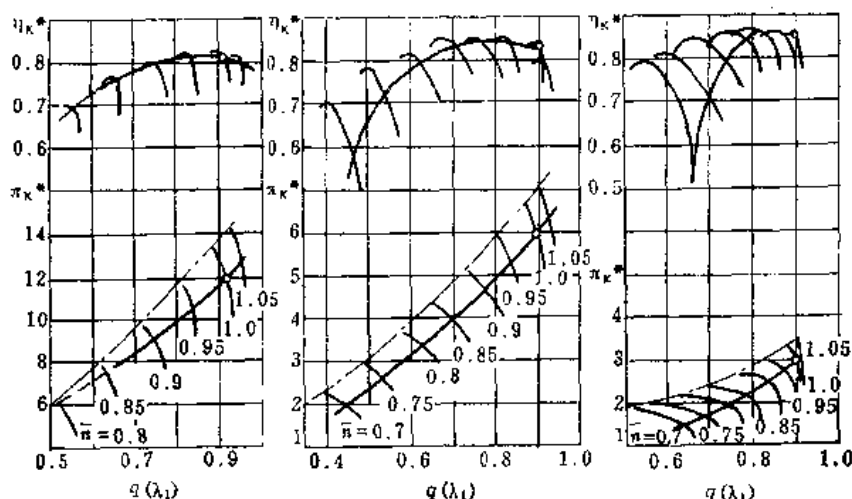


图 4-15 设计增压比不同对共同工作线的影响

耗率。

总之，设计点涡轮前燃气温度 T_3^* 和压气机增压比 π_c^* 是改变速度特性的主要因素。对于已经确定的发动机，设计点的参数是不变的，因而速度特性也是确定的。这也就说明一台已知的发动机要能满足多种飞机的不同要求是困难的。

需补充指出的是，选择恰当的调节规律也是获得良好速度特性的重要措施之一。

三、高度特性

高度特性是：发动机转速一定和飞行 M 数不变，并在一定的调节规律下，推力和单位燃油消耗率随飞行高度的变化关系。

飞行高度改变时，大气压力和温度都随着变化。图 4-16 所示为国际标准大气压力和温度随高度的变化关系。在 11km 以下，高度增加时，大气温度 T_H 、大气压力 p_H 都将下降；在 11km 以上的同温层里，大气温度将不随高度而变化，而大气压力随高度增加继续下降。还可以看出，大气压力在低空条件下的变化是较大的。

图 4-17 是一台地面设计增压比为 6 的涡轮喷气发动机在飞行 M 数为 0.9 时的高度特性。

由图可见，在 $H \leq 11\text{km}$ 时，随着飞行高度增加，单位推力增加，单位燃油消耗率下降，发动机推力下降。在 $H > 11\text{km}$ 时，单位推力和单位燃油消耗率都不变，发动机推力随高度增加继续下降，而且下降得更快一些。

为了便于讨论，和速度特性一样，我们仍假定发动机的调节规律是 $n = \text{常数}$ ， $T_3^* = \text{常数}$ ，气流在喷管中完全膨胀。

随着飞行高度增加，大气温度下降，压气机进口总温 T_1^* 下降， $n/\sqrt{T_1^*}$ 上升。如图 4-11 所示，在同一共同工作线上，工作点向右上方移动，即压气机增压比增加，密流函数上升。所以，总增压比随飞行高度的上升而增加是非常明显的。例如一台发动机压气机设计增压比为 10，飞行 M 数为 0.9，飞行高度从海平面到 11km，总压比可提高 57%。

流量 按 $T_3^* = \text{常数}$ 的规律，流量正比于 p_3^* 。随着飞行高度增加，一方面大气压力下降，使 p_3^* 下降较慢，流量下降也较慢。在 11km 高度以上，温度不变了，间接因素不再起作用，流量与外界大气压力成比例地下降。

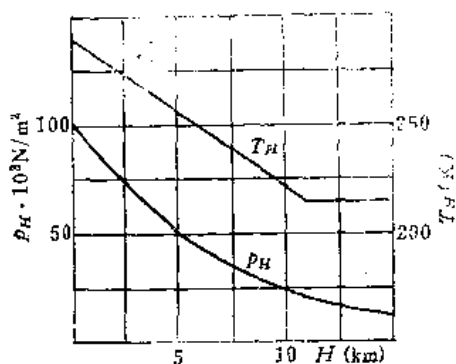


图 4-16 大气压力和温度随高度的变化

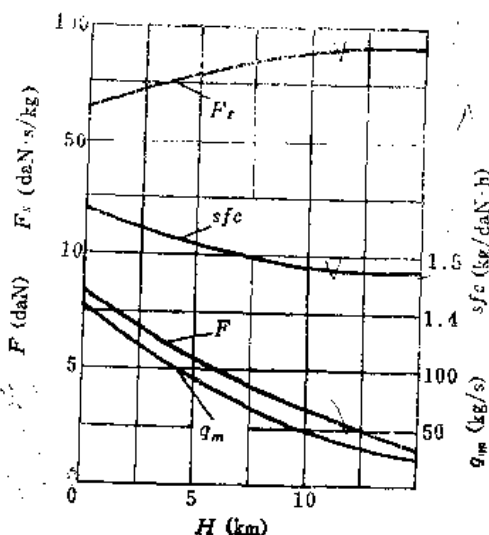


图 4-17 涡轮喷气发动机的高度特性

单位推力 随着飞行高度上升，一方面压气机出口的总温 T_4^* 下降，而 T_4^* 一定，则加给流过发动机的每千克质量流量空气的热量增加；另一方面是总增压比上升，改善了热能利用的程度。这两个因素都将使单位推力随飞行高度上升而增加。概略估算，从海平面到11km高度，单位推力的增加可达约40%~50%。当飞行高度大于11km时，外界大气温度不再变化，单位推力也就保持不变。

推力 推力随飞行高度的增加总是下降的，其决定性的因素是空气的密度随高度的上升而下降。在飞行高度小于11km时，由于总增压比增加的作用，空气流量的下降比大气压力的下降慢，单位推力有明显的增加。所以，推力的减小将比空气流量的下降更少些。上面所举的同一例子，在11km的高度上，大气压力只有海平面的0.223倍，经过发动机的空气流量为海平面的0.35，发动机的推力为海平面的0.52。当飞行高度大于11km时，随着飞行高度的上升，单位推力将不变，推力将和空气流量一样，与大气压力以同样的变化关系而减少。

单位燃油消耗率 在飞行高度小于11km时，随着飞行高度的上升，总增压比增加，热量的利用程度改善，使单位燃油消耗率下降。在飞行高度大于11km时，单位燃油消耗率也就保持不变。

速度特性和高度特性可以表示在同一张特性图上。图4-18是一台地面设计增压比为6，涡轮前燃气温度为1400K的涡轮喷气发动机的高度、速度特性，发动机的调节规律是 $n = \text{常数}$ ， $T_4^* = \text{常数}$ 。设计参数不同，发动机的特性当然不同，调节规律不同，发动机的特性也会不同。

上述特性图，同样是发动机所固有的。飞机在不同的高度上等速平飞，有不同的阻力特性线。图4-19(a)上所示A组曲线为飞机等速平飞的阻力特性，B组曲线为发动机的最大推力状态的速度特性。在同一高度上两曲线的交点所对应的 M 数就是最大平飞 M 数。

如果把所有的A点（表示在一定的飞行高度上飞机最小的平飞 M 数）也连起来，并转换一下坐标就得到如图4-19(b)所示的包括虚线在内的飞行包线。

最大飞行高度 $H_{\max}$ 和最大飞行 M 数 $M_{\max}$ ，通常由发动机所能提供的最大性能或飞机结构强度所允许的值所确定。例如 $H_{\max}$ 点，就表明最大飞行高度是由发动机在这一飞行高

度所能提供的推力正好等于飞机在这一飞行高度以最小飞行 M 数作等速平飞所需要克服的阻力。最大的飞行 M 数是由在这一飞行高度下发动机所能提供的推力和飞机在这一飞行高度等速平飞所需要克服的阻力所确定，或者由飞机结构强度的允许值所确定的。一系列 A 点所表示的在一定高度上最小飞行 M 数，在前面已经讲过，通常由飞机决定。最大动压头是

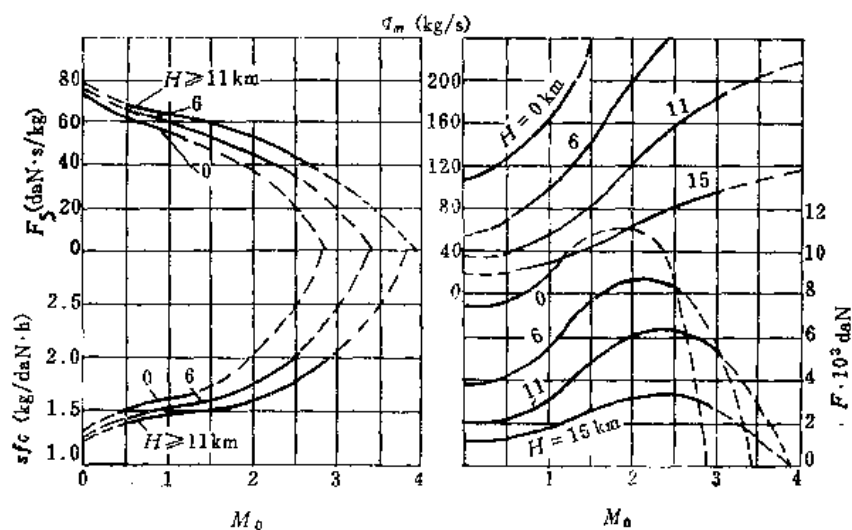


图 4-18 涡轮喷气发动机的高度和速度特性

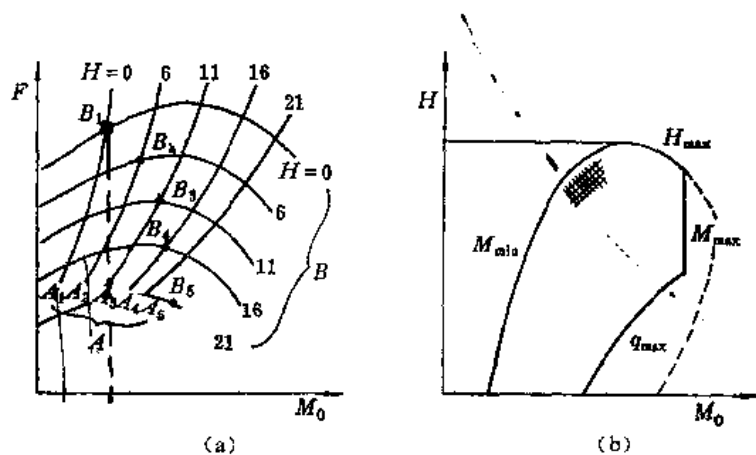


图 4-19 发动机特性与飞行包线的关系

$$q_{\max} = \frac{\rho_H v_H^2}{2} = \frac{\gamma p_H M_H^2}{2}$$

它通常受飞机或发动机的结构强度条件的限制。由于大气压力 p_H 是随飞行高度的增加而下降，所以 $q_{\max}$ 所对应的最大允许 M 数是随飞行高度的增高而增大的。

四、过渡状态特性

在前面几节里，我们所讨论的问题都指的是发动机的平衡工作状态，发动机的转速、工作过程参数和性能参数都不随时间而变化，可称为稳态过程。在这一节里，所讨论的是起动和加速过程，转速和其他参数随时间而变化，是动态过程，它的特性也叫过渡状态特性。

在过渡状态特性中,影响飞机性能最大的是加速性。这将作为本节的重点。

1. 加速过程

发动机的加速性有两种不同的定义。

慢车状态→最大状态 发动机从慢车状态,推油门加速到最大状态所需要的时间,称为加速性。这一加速性对飞机的安全着陆具有非常重要的意义。在飞机着陆时,发动机处在慢车状态工作,当发现情况,需要复飞时,就要求发动机能迅速地达到最大状态,提供最大推力,使飞机脱离险境。发动机迅速反应的程度,是以时间来度量的,这时间就代表发动机的加速性。时间愈短,表示发动机的加速性愈好。现代的涡轮喷气发动机的加速性一般在5~18s之间。

巡航状态→最大状态 发动机从巡航状态,推油门加速到最大状态所需要的时间,也叫加速性。对于作战飞机,这将影响它的机动性之一——飞机的加速性。一架处于巡航状态的飞机,当发现敌情需要及时投入战斗、爬高、追击或摆脱敌机时,这一加速性是起一定的作用。但在数值上不好与飞机的加速性相比,飞机在某飞行高度上从巡航加速到最大速度需要50~80s,而发动机在同一高度上从巡航状态的转速加速到最大状态转速只需3~5s。

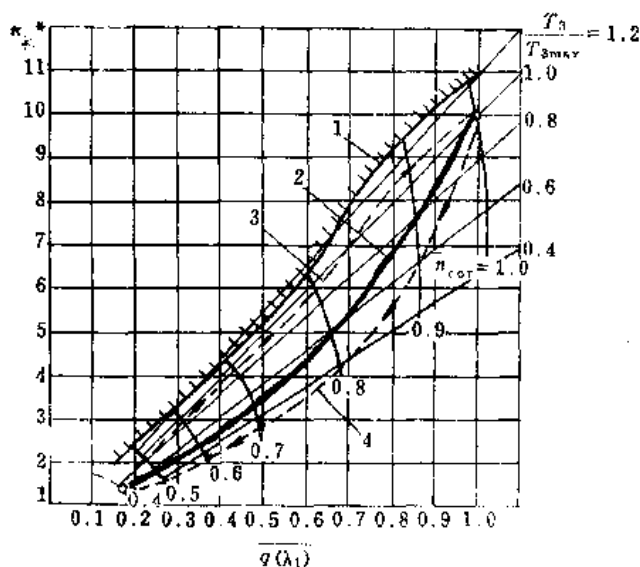


图 4-20 表示在压气机特性图上的加、减速过程

1—喘振边界线; 2—稳态共同工作线; 3—加速时的共同工作线;
4—减速时的共同工作线。

从图4-20可以看到,曲线2表示发动机稳态共同工作线,曲线3表示发动机加速时的共同工作线。在曲线3上任意点的涡轮前燃气温度 T^* 都高于同转速下稳态工作的温度 T^* 。

限制它们之间差别进一步增加的主要原因是如下三方面:

T^* 不能过多地超过最大状态时的 T^*_{da} 这一限制,主要在发动机转速较高的阶段。稳态工作时的 T^* 已经接近 T^*_{da} , T^* 就不能增加太多。考虑到在加速过程中,发动机的转速小于最大转速,叶片的离心力比较小,因此,在短时间内 T^* 可以略高于最大转速下设计点的温度 T^*_{da} ,通常可超过5%~15%,以尽量改善加速性。

不能引起压气机喘振 这一限制,主要在发动机的中等转速阶段。从图4-20可以看到,过高的 T^* 会使曲线3穿过压气机的喘振边界曲线1,这是不允许的。

通过以上的介绍,我们了解了加速性的问题,主要的还是前一种加速性。这对于各种飞机都是有意义的。下面着重讨论的也是前一种加速性。当然,所分析的内容对后者也有同样的意义。

发动机处于稳定工作状态时,涡轮功率等于压气机功率和机械损失功率(包括带动附件的功率消耗)之和。发动机能够加速是因为涡轮能提供的功率大于压气机和机械损失所需要的功率。打破平衡工作的因素是多加油,使涡轮前燃气温度 T^* 高于在同一转速下稳态工作时的 T^* 。两者相差愈大,加速愈快,但不允许任意提高加速过程的 T^* 。

不能引起富油熄火 这一限制，主要在发动机的低转速阶段。在低转速范围内，本来就处于富油情况下工作，加速时加油过急，就有可能造成富油熄火。此外，在飞行高度较高时，也容易在加速时出现富油熄火。

驾驶员在需要加速时，不可能考虑上面那么多问题，推油门是在瞬间完成的。为此，就需要有加速调节器，自动地分阶段地控制供油的规律。在不产生上述问题的前提下，取得最好的加速性，即加速时间最短。

影响加速性的另一些因素是转子的转动惯量和慢车转速。显然，转动惯量愈小，转子的加速时间愈短，它们之间成正比关系。但转动惯量主要取决于发动机的尺寸大小和结构设计，而这些又取决于发动机的主要性能，不应当在考虑加速性时给予改变。提高慢车转速会直接地缩短加速时间，而在转速特性中已经提到，提高慢车转速，会使着陆时的推力升高而增加滑跑距离。所以慢车转速的选择必须综合地考虑这两个方面。

此外，为了改善加速性，可以放大喷管临界截面积，使涡轮获得更大的功率。如图4-7所示，可在共同工作线上看到，两次放大了喷管临界面积。这对于改善加速性都会带来明显的效果。特别是工作点从5到6，放大喷口的目的就是为了改善加速性。

2. 减速过程

如图4-20所示，曲线4是减速时的共同工作线。在减速过程中，供油量的减少即涡轮前燃气温度的下降，也不能过急，这主要是受燃烧室不能过分贫油以致熄火的限制。在高空低 M 数工作时，流过发动机的空气流量本来就少，因此，不能过分贫油的限制将成为主要矛盾。此外，在高 M 数飞行时，发动机急剧减速，有可能引起进气道喘振。

3. 起动过程

发动机的转速从零加速到慢车转速，称为发动机的起动过程。

在转速特性中，我们曾讲过，慢车状态是发动机能够稳定工作的小转速工作状态，而且涡轮前燃气温度 T^* 也还不太高。在此状态以下， T^* 将继续上升，直至某一转速， T^* 达到最大允许值，这就是发动机能独立工作的最低转速。低于这一转速时，涡轮产生的功率不足以带动压气机和附件。所以在起动时，涡轮喷气发动机一定要有其它动力源，才能将转子加速至少加速到发动机能独立工作的最低转速以上。如图4-21所示。

图中， P_T 表示涡轮功率， P_K 表示压气机功率， P_{st} 表示起动机功率。

起动机是用来起动和把转子加速到慢车转速以下某一转速的动力源。对起动机的基本要求是：重量轻，尺寸小，可靠程度高和能够发出起动所必需的功率。起动机的类型很多，目前广泛应用的是电机（它既是电起动机，又是起动后正常工作的发电机）和涡轮起动机（小型的燃气轮机或用压缩空气，火药燃气或煤油燃气带动的涡轮）。起动机的功率从几千瓦到

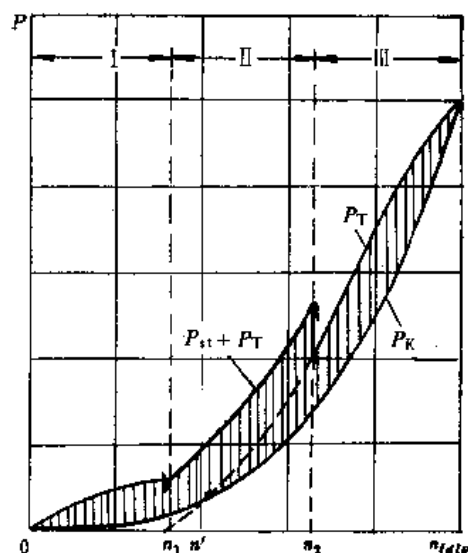


图 4-21 起动过程的功率和转速的关系

几百千瓦。

对于具体的发动机，在起动时间和排气温度上有一定的要求。一般说来，冬季气温低，滑油的粘度大，在起动机最初工作的阶段有一定的困难，但总的来说，由于空气密度高，且因气温低对增压有利，起动仍比较容易；而夏季气温高，起动比较困难，常因为起动时间长，排气温度高，甚至出现轻微的喘振现象而终止起动。在高原地区起动，由于空气稀薄，出现上述现象更为常见，因此有的发动机起动的成功率较低。

涡轮喷气发动机在空中停车后，需要重新起动。空中起动和地面起动不同，不需要起动机来加速发动机转子。因为发动机由惯性作用仍在自转，且迎面吹来的气流有一定的冲压压力，能使发动机达到一定的转速。这时，为了起动发动机，只需要点燃燃烧室中的燃油就可以了。但是，在自转状态（或叫风车状态）时，燃烧室进口的空气温度和压力较低，且随飞行高度的升高而降低，燃烧室中气流以很大的速度流动，有可能吹熄已经点着的点火源。因此，涡轮喷气发动机在高空起动的可靠性要由燃烧室内点火的可靠性来保证；或者降低飞行高度进行空中起动，因为能够起动点火的飞行高度是有一定限制的；或者在下降到一定的飞行高度上进行补氧点火。

第三节 发动机通用特性和台架性能换算

上面一节所讨论的问题是在标准大气条件下获得的性能。例如转速特性，同样在地面台架上，因地点不同或季节不同，当地的大气条件一般不会恰好是国际标准海平面大气条件， $p_0 = 1.01325 \text{ bar}$ ($1 \text{ bar} = 0.1 \text{ MPa}$)， $T_0 = 288 \text{ K}$ 。这样，所测得的推力和单位燃油消耗率就不同，这些数据不能直接作为比较的依据来判定性能是否合格。因为在同样的发动机转速下，大气温度高时，推力小，单位燃油消耗率高，这是正常的规律。如大气温度由 -30°C 增高至 30°C ，推力可能下降40%，单位燃油消耗率可能增高10%。

大气温度影响发动机性能参数的原因，首先是，当温度高时，空气密度小，在同样的发动机转速下，流过发动机的空气流量下降（但不成正比下降），此外，从共同工作线上看出，温度高， $\pi/\sqrt{T_1}$ 下降，工作点向左下方移动，使压气机增压比 π_{c} 下降，单位推力下降。上面两个因素都使发动机推力减小。而 π_{c} 下降，热量利用的程度变坏，效率下降，则单位燃油消耗率上升。

大气压力的高低，也要影响发动机推力，但不影响单位燃油消耗率。关于这个问题，在本章前面调节规律的讨论中已有阐述，因为大气压力增加，将直接影响空气流量，使推力增加，但不影响压气机增压比和其他相似参数，所以也不会影响单位燃油消耗率。

以上情况说明，发动机性能的换算是必要的。最有实用意义的是地面台架性能换算。下面要讨论的是换算的依据和如何换算的问题，并以地面台架性能换算为主。

一、发动机相似工作条件

上一章，我们已经分析了涡轮喷气发动机部件的特性。得知几何相似的压气机或涡轮，如果流过它的气流的绝对运动和相对运动的 M 数相等，则其工作状态是相似的。对于进气道和喷管来说，因为没有转动件，只要几何相似和绝对运动的 M 数相等，就是相似了。在燃烧室中，进行着复杂的物理化学过程，这些过程是由许多准则来确定的，而这些准则在几何相

以和燃烧室进口处 M 数相等的条件下,并不能保持不变,但实验结果表明,燃烧室内工作过程不相似时,对整台发动机工作状态的相似并不发生重要的影响。只要燃烧室的进口 M 数相等和在燃烧室内具有相应的加热量,几何相似的燃烧室出口处的平均参数是根据相似准则进行变化的,由此,也就保证了涡轮进口的 M 数相等。

因此,对于几何不变的发动机,只要发动机中绝对运动和相对运动的气流 M 数相等,发动机的工作状态就相似。这两个相似准则可以换算为飞行 M 数为 M_0 和发动机转速的相似参数 $n/\sqrt{T_0^*}$ 或 $n/\sqrt{T_1^*}$ 。如果着重考虑地面台架上的换算,即飞行 M 数为零,只要一个相似准则 $n/\sqrt{T_0^*}$ 相同,发动机的工作状态就相似。实际上,这一点在共同工作的讨论中也已经清楚了,地面台架上,几何不变的发动机只有一条共同工作线,因而只要 $n/\sqrt{T_0^*}$ 一定,相似状态也就确定了。

严格说,考虑到气流粘度的影响,状态相似还应当包括雷诺数相等,但实践表明,在绝大多数情况下,发动机各部件一般都在自动模化的雷诺数以上,忽略雷诺数的影响,也可以保证有足够的精确度。只有当小发动机又在高空低速飞行的特殊情况下,需要考虑雷诺数的影响。

根据相似理论,发动机状态相似,则各截面对应点上同类物理量的比值和相似参数各为常数,即:

$$\left. \begin{aligned} p_i^*/p_0^* &= \text{常数} \\ T_i^*/T_0^* &= \text{常数} \\ q(\lambda_i) \propto q_m \sqrt{T_i^*}/p_i^* &= \text{常数} \\ n_i/\sqrt{T_i^*} &= \text{常数} \end{aligned} \right\} \quad (4-20)$$

式中: i 表示第 i 截面。

二、发动机的通用特性

从上述分析得知发动机相似工作条件以及式(4-20)所表示的推论。由此可得如下参数所表示的关系:

$$\begin{aligned} \frac{F}{p_0} &= \frac{p_0^*}{p_0} \frac{q_m}{p_0^*} (v_9 - v_0) + \frac{A_9}{p_0} (p_9 - p_0) \\ &= \frac{p_0^*}{p_0} \frac{q_m \sqrt{T_0^*}}{p_0^*} \left(\frac{v_9}{\sqrt{T_9^*}} - \frac{v_0}{\sqrt{T_0^*}} \right) + A_9 \left(\frac{p_9}{p_0} - 1 \right) \\ &= f_1(M_0, n/\sqrt{T_0^*}) \end{aligned} \quad (4-21)$$

$$\begin{aligned} \frac{sfc}{\sqrt{T_0^*}} &= \frac{3600 q_{mf}}{\sqrt{T_0^*} F} = \frac{3600 c_p'}{\eta_b H u} \frac{(T_1^* - T_2^*) q_m}{\sqrt{T_0^*} F} \\ &= \frac{3600 c_p'}{\eta_b H u} \frac{\frac{T_1^*}{T_0^*} - \frac{T_2^*}{T_0^*}}{\frac{F}{p_0} \frac{p_0}{p_0^*}} \frac{q_m \sqrt{T_0^*}}{p_0^*} \\ &= f_2(M_0, n/\sqrt{T_0^*}) \end{aligned} \quad (4-22)$$

用式(4-21)和(4-22)所作出的图线,如图4-22所示,即为发动机的通用特性。它适用于标准状态或非标准状态下,所有飞行高度、飞行速度和转速变化时的性能计算。例如给定飞行高度、飞行 M 数和发动机转速,就可以求得 p_0 、 T_0^* 和 $n/\sqrt{T_0^*}$,从曲线上可查得 F/p_0

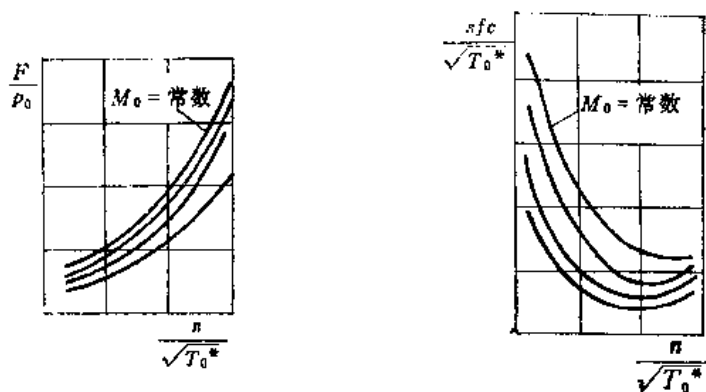


图 4-22 发动机通用特性

和 $sfc/\sqrt{T_0^*}$ ，从而可算得 F 和 sfc 。

三、台架性能换算

换算的目的是把地面台架上测得的数据换算为国际标准海平面大气条件下的数据。

1. 转速

因为相似关系为 $n/\sqrt{T_0} = \text{常数}$ ，所以换算公式为：

$$n_{cor} = n \sqrt{\frac{288}{T_0}} \quad (4-23)$$

式中： n_{cor} ——换算转速，r/min；

n ——物理转速，r/min；

T_0 ——当地大气温度，K。

2. 推力

因为相似关系为 $F/p_0 = \text{常数}$ ，所以换算公式为：

$$F_{cor} = F \frac{1.01325}{p_0} \quad (4-24)$$

式中： F_{cor} ——换算推力，daN；

F ——台架上测得的推力，daN；

p_0 ——当地大气压力，bar。

3. 单位燃油消耗率

因为相似关系为 $sfc/\sqrt{T_0} = \text{常数}$ ，所以换算公式为：

$$sfc_{cor} = sfc \sqrt{\frac{288}{T_0}} \quad (4-25)$$

式中： sfc_{cor} ——换算单位燃油消耗率，kg/daN·h；

sfc ——台架上测得的单位燃油消耗率，kg/daN·h。

按以上换算数据，与标准状态下转速特性相比较，才能判断该发动机是否满足性能的要求。

上面讨论了根据大气温度和压力的变化对发动机试车性能进行必要的换算问题。还应当指出，大气湿度的变化对发动机的性能也有一定的影响。例如，同样一台发动机，按性能要

求, 冬季在我国北方试车是合格的, 而夏季在我国的南方试车, 可能就不合格, 这是因为在大气中的水蒸气的含量 (含湿量: 大气中水蒸气所占的比例) 不同, 影响一系列的气体参数, 如比热容 c_p 、比热容比 γ 、气体常数 R 等。严重的时候对推力的影响要达到4%左右, 对单位燃油消耗率的影响要达到2.5%左右, 这是不可忽视的。否则在潮湿的日子里试车, 将把原来合格的发动机作为不合格处理, 或者等到好天气 (干燥的日子) 试车, 才能取得合格的数据, 这将造成人力和燃油的大量浪费。合理的做法应当像对待大气温度和压力一样, 根据不同的大气含湿量对发动机性能进行换算。

此外, 从以上 (4-23) 和 (4-25) 两式中可发现对温度的换算中也不包含比热比 γ 和气体常数 R 的变化, 尤其是 γ 值是温度的函数, 被忽略了。因而对用常规的温度换算公式之后, 仍存在与上面对湿度类似的修正问题。对此, 我国已分别制订了涡喷和涡扇发动机性能的温度和湿度修正规范的国军标。

第四节 双轴涡轮喷气发动机

在涡轮喷气发动机的发展中, 提高涡轮前燃气温度是非常有利的, 但随之而来的问题是必须有高的压气机增压比与其相匹配, 只有这样, 才能增加发动机的推重比和减小单位燃油消耗率。现实情况也正是这样, 在发动机的发展中, 压气机增压比总是不断地提高。但压气机增压比的提高, 所带来的问题也很突出, 那就是发动机稳定工作的范围急剧缩小。这是必须解决的问题。

如图4-23所示, 从共同工作线上可以看到, 物理转速 n 不变, 进口温度 T_1^* 升高, 则偏离设计点, 沿共同工作线向左下方移动。从物理本质上来解释, 是因为 T_1^* 上升, 气体难于压缩, 因此, 使各级的增压比下降。由于各级增压比下降, 压气机的通道变得不适应了。很明显, 对于后面级, 因增压比下降, 密度下降, 则轴向速度 v_a 必然增大, 越是后面的级, 增大得越多, 直至在后面级发生堵塞。

$$PVA = \dot{Q}_m$$

即使在压气机后面级没有受到堵塞, 流量也要受到涡轮导向器或喷管临界面积的限制, 因为密度下降而减小。这样, 反过来, 就使得压气机前面级的轴向速度 v_a 必然减小。如图3-46所示, 当相似转速 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下降时, 将使压气机前面级在正迎角下工作, 级的负荷加重, 而使压气机后面级在负迎角下工作, 级的负荷减轻。到一定程度, 在前面级中的气流就可能从叶背分离, 以致发生压气机喘振。反之, 当相似转速 $n/\sqrt{T_1^*}$ 上升时, 将使压气机后面级在正迎角下工作, 负荷加重, 有可能引起气流分离和诱发压气机喘振。

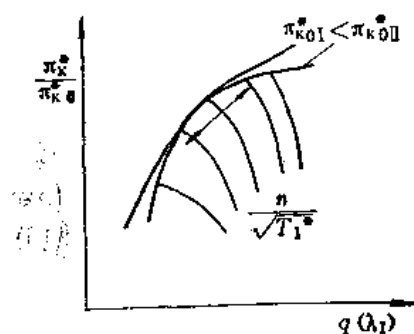


图 4-23 高增压比的发动机共同工作线受喘振边界限制的示意图

随着压气机设计增压比提高到一定程度, 例如单转子增压比达12左右, 从图4-23上的共同工作线可以看出, 只要发动机的共同工作点稍微偏离设计点, 压气机就要发生喘振。即压气机的设计增压比越高, 稳定工作的范围越小。

为解决这一问题，除了在部件讨论中提到的转动叶片和在转速特性中提到的中间级放气的方法之外，比较有效的是采用双轴结构的发动机。如图4-24所示。即把高增压比的压气机分为两个低增压比的压气机，用两根轴把它们分别与各自的涡轮连接起来，组成两个转子，这种装有两个转子的涡轮喷气发动机，就叫做双轴涡轮喷气发动机。这种发动机在50年代已经广泛使用，60年代以后设计的涡轮喷气发动机很少不采用双轴结构。在其他机种中，如涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机也都广泛采用双轴结构（指的是压气机分轴的），甚至三轴结构。

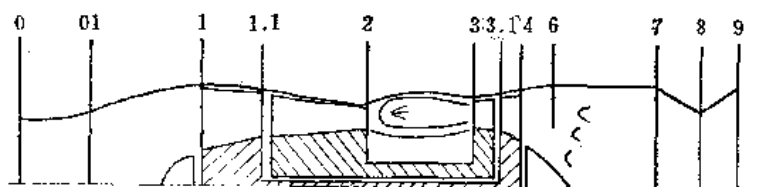


图 4-24 双轴涡轮喷气发动机特征截面符号标注

从图3-14看出，整个压气机分成没有机械联系的前后两个部分，前面的为低压压气机，后面的为高压压气机。整个涡轮也分成没有机械联系的前后两个部分，前面的为高压涡轮，后面的为低压涡轮。低压涡轮带动低压压气机，组成低压转子；高压涡轮带动高压压气机，组成高压转子。由于两个转子之间没有机械的联系，因而它们的转速是不相同的。

一、双轴涡轮喷气发动机的工作特点

1. 压气机的工作特点

通过前面讨论，我们已经清楚，当相似转速 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下降（不论是物理转速下降或飞行速度增加）时，高增压比压气机前几级气流迎角增加，负荷变重，于是它们所消耗的功占压气机的总功的比例增大；而后几级气流的迎角减小，负荷变轻，它们所消耗的功占压气机的总功的比例减小。双轴涡轮喷气发动机中的低压压气机，相当于高增压比单轴压气机的前几级，高压压气机相当于它的后几级。随着 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的下降，低压压气机消耗的功 W_{KL} 所占压气机总功的比例增大，高压压气机消耗的功 W_{KH} 所占压气机总功的比例减小。也就是说，高压压气机功与低压压气机功之比 W_{KH}/W_{KL} 随 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下降而有减小的趋势。

2. 涡轮的工作特点

从公式(3-28)看出，涡轮功决定于涡轮前的燃气温度 T_3^* 和涡轮中的落压比 π_T^* 。而高低压涡轮功的比值

$$\frac{W_{TH}}{W_{TL}} = \frac{T_3^* \left[1 - \frac{1}{\pi_{TH}^{*0.248}} \right] \eta_{TH}^*}{T_{3.1}^* \left[1 - \frac{1}{\pi_{TL}^{*0.248}} \right] \eta_{TL}^*}$$

式中：下角标L表示低压转子，H表示高压转子。其中 $T_{3.1}^*$ 为低压涡轮进口的燃气总温，把下式代入上式：

$$T_{3.1}^* = T_3^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{TH}^{*0.248}} \right) \eta_{TH}^* \right]$$

则可得:

$$\frac{W_{TH}}{W_{TL}} = f(\pi_{TH}^*, \pi_{TL}^*, \eta_{TH}^*, \eta_{TL}^*)$$

在比较宽的范围, 可认为 η_{TH}^* , η_{TL}^* 是不变的。因此, W_{TH}/W_{TL} 就取决于两个落压比。

当涡轮导向器出口和喷管临界面积都处于临界状态时, 两个落压比是不变的, 因而, W_{TH}/W_{TL} 也不变。当 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下降时, 一般情况下, 首先在喷管出现亚临界, 因而最先下降的是低压涡轮的落压比 π_{TL}^* 和功 W_{TL} 。由此可知, 随着 $n/\sqrt{T_1^*}$ 的下降, W_{TH}/W_{TL} 最初是不变的, 然后有上升的趋势。

3. 防喘原理

综合双轴式压气机和涡轮这两个方面工作的特点, 当相似转速 $n/\sqrt{T_1^*}$ 离开设计点下降时, 低压压气机变“重”, 而低压涡轮的做功能力所占总功的比例并没有增加, 或甚至减少, 这样, 就带不动低压压气机, 因而使低压转子转速下降; 同时高压压气机变“轻”, 此时, 高压涡轮带动它还有富裕, 因而使高压转子转速上升。如果是因为转速的变化使 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下降, 则双转子发动机由于上面的原因, 低压转子的转速就下降得更多一些, 而高压转子的转速就下降得少些。

前面说过, $n/\sqrt{T_1^*}$ 下降将引起压气机喘振, 是因为压气机前面级的迎角变大, 而后面级的迎角变小。现在采用了双转子结构, 由于高、低压转子转速的自动调整, 低压转子转速下降使低压压气机级的迎角减小一些, 高压转子转速上升, 使高压压气机级的迎角增加一些, 因而就大大加宽了压气机稳定工作的范围。这就是双轴涡轮喷气发动机的防喘原理。

二、双轴涡轮喷气发动机的共同工作

在上一节中, 列出了单轴涡轮喷气发动机包含15个方程的方程组。在此基础上, 我们只要作如下的补充和修改, 即可得到另一个可解双轴式涡轮喷气发动机特性的方程组。

1. 流量连续

除了式(4-1)、(4-2)、(4-3)、(4-4)、(4-5)之外, 应补充以下两式:

(1) 高压压气机进口

$$\frac{q_m \sqrt{T_{1,1}^*}}{P_{1,1}^*} = K q(\lambda_{1,1}) A_{1,1} \quad (4-26)$$

(2) 低压涡轮导向器出口

$$\frac{q_m \sqrt{T_{2,1}^*}}{P_{2,1}^*} = K' q(\lambda_{dx,L}) \sigma_{dx,L} A_{dx,L} \quad (4-27)$$

2. 能量平衡

除了式(4-6)和(4-10)之外, 可把式(4-7)、(4-8)和(4-9)各分写成两个式子, 即:

(1) 低压压气机

$$\frac{T_{1,1}^*}{T_1^*} = \left(1 + \frac{\pi_{\pi L}^*}{\eta_{\pi L}^*} - 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4-28)$$

(2) 高压压气机

$$\frac{T_{2,1}^*}{T_{1,1}^*} = \left(1 - \frac{\pi_{K,1}^*}{\pi_{K,1}^*} - 1\right) \quad (4-29)$$

(3) 高压涡轮

$$\frac{T_{3,1}^*}{T_{1,1}^*} = \frac{c_p \left(\pi_{K,1}^* \frac{\gamma-1}{\gamma} - 1 \right)}{c_p' \left(1 - \frac{1}{\pi_{T,1}^* \frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \right)} / (\eta_{K,1}^* \eta_{T,1}^* \eta_{m,1}) \quad (4-30)$$

(4) 高压涡轮出口

$$\frac{T_{3,1}^*}{T_{1,1}^*} = 1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{T,1}^* \frac{\gamma'-1}{\gamma'}}\right) \eta_{T,1}^* \quad (4-31)$$

(5) 低压涡轮

$$\frac{T_{3,2}^*}{T_{1,2}^*} = \frac{c_p \left(\pi_{K,2}^* \frac{\gamma-1}{\gamma} - 1 \right)}{c_p' \left(1 - \frac{1}{\pi_{T,2}^* \frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \right)} / (\eta_{K,2}^* \eta_{T,2}^* \eta_{m,2}) \quad (4-32)$$

(6) 低压涡轮出口

$$\frac{T_{3,2}^*}{T_{1,2}^*} = 1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{T,2}^* \frac{\gamma'-1}{\gamma'}}\right) \eta_{T,2}^* \quad (4-33)$$

3. 压力平衡

除了式 (4-11), (4-13) 和 (4-15) 之外, 可把式 (4-12) 和 (4-14) 各分为两个式子, 即:

(1) 低压压气机

$$p_{1,1}^*/p_1^* = \pi_{K,1}^* \quad (4-34)$$

(2) 高压压气机

$$p_2^*/p_{1,1}^* = \pi_{K,1}^* \quad (4-35)$$

(3) 高压涡轮

$$p_{3,1}^*/p_2^* = 1/\pi_{T,1}^* \quad (4-36)$$

(4) 低压涡轮

$$p_4^*/p_{3,1}^* = 1/\pi_{T,2}^* \quad (4-37)$$

4. 转速平衡

可分别写出高、低压转子的相似转速关系

$$\frac{n_H}{\sqrt{T_4^*}} = \sqrt{\frac{T_{1,1}^*}{T_1^*}} \frac{n_H}{\sqrt{T_{1,1}^*}}$$

$$\frac{n_L}{\sqrt{T_{3,1}^*}} = \sqrt{\frac{T_1^*}{T_{1,1}^*}} \frac{n_L}{\sqrt{T_1^*}}$$

综合以上公式, 对于双轴涡轮喷气发动机包含22个方程的方程组, 除了可从部件特性得到的各总压比、总压恢复系数 σ 和效率 η , 以及各截面积 A 和气体常数 c_p 、 K 和 R 之外, 未知

数有: $q(\lambda_1)$, $q(\lambda_{1.1})$, $q(\lambda_{dxH})$, $q(\lambda_{dxL})$, $q(\lambda_0)$, λ_0 , T_0^* , T_1^* , $T_{1.1}^*$, T_2^* , T_3^* , $T_{3.1}^*$, T_4^* , T_5^* , p_0 , p_0^* , p_1^* , $p_{1.1}^*$, p_2^* , p_3^* , $p_{3.1}^*$, p_4^* , p_5^* , q_m , n_L 和 n_H , 共26个参数(注: 为了节省篇幅, 在这里, 并在以下不同的发动机中, 不再重复列出各部件的特性方程及其变量 π 和 σ 等)。

未知数比方程式数多四个, 只要任意确定四个参数值之后, 方程组就有确定的解。类似于单轴涡轮喷气发动机, 作为外界条件的影响, 首先变化的可以认为是 p_0 , p_0^* , T_0^* 和 n (n_L 或 n_H , 但只能是其中的一个)。

三、双轴涡轮喷气发动机的调节规律和特性

在单轴涡轮喷气发动机中, 我们已经讨论过三种调节规律。对于喷管临界面积不可调的发动机, 可能的调节规律有二, 一是 $n = \text{常数}$, 二是 $T_0^* = \text{常数}$ 。一般的发动机都是采用 n 等于常数的调节规律。这样, 驾驶员把操纵杆推在一定位置上, 即相对于发动机某一定的转速。如果发动机在最大转速, 则发出最大推力。尽管外界条件有变化时, 最大推力的大小是变化的, 转速却总保持不变。

对于喷管临界面积不可调的双轴涡轮喷气发动机, 调节作用量只有一个, 即供油量 q_m , 可能的调节规律有三种方案:

1. 保持低压转子转速不变, 即 $n_L = \text{常数}$;
2. 保持高压转子转速不变, 即 $n_H = \text{常数}$;
3. 保持涡轮前燃气温度不变, 即 $T_3^* = \text{常数}$ 。

从对双轴涡轮喷气发动机的讨论中, 我们清楚, 在最大转速状态, T_3^* 上升, 则低压转子变“重”, 转速有下降的趋势, 而高压转子变“轻”, 转速有上升的趋势。采用 $n_L = \text{常数}$ 的调节规律, 则调节器起作用, 主动地多加油, 提高 T_3^* , 以保持 $n_L = \text{常数}$, 而本来就有上升趋势的高压转子转速, 这时候上升得更多了。如果采用 $n_H = \text{常数}$, 则相反, T_3^* 要下降一些, 而 n_L 下降得更多些。如果采用 $T_3^* = \text{常数}$, 则低压转子转速下降, 而高压转子转速上升。

上述情况相当于在速度特性中, 随着飞行 M 数增加, T_3^* 上升, 如图4-25所示。

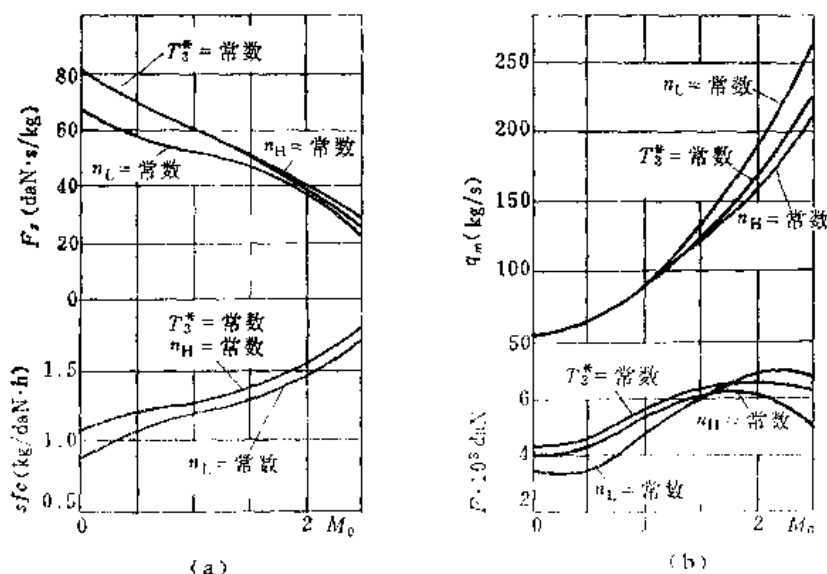


图 4-25 双轴涡轮喷气发动机速度特性

由于采用调节规律不同,推力的变化规律是不同的。显然,采用 $n_L = \text{常数}$ 的规律较为有利。当飞行 M 数上升时,可获得较大的推力。但这要在涡轮叶片强度所允许的条件下才是可行的。

一般的歼击机,为了在高速飞行时获得良好的性能,它们的发动机,大都采用 $n_L = \text{常数}$ 的调节规律。但注意到,随着飞行 M 数的增加, n_H 增加过多,为强度所不允许,为此要对 n_H 加以限制。这就是以采用 $n_L = \text{常数}$ 的调节规律为主,获得大推力,当 n_H 上升到允许的极限时,又转而采用 $n_H = \text{常数}$ 的调节规律或 n_H 限制器,以保证安全可靠地工作。

T_3^* 下降,则低压转子变“轻”,转速有上升的趋势,而高压转子变“重”,转速有下降的趋势。采用 $n_L = \text{常数}$ 的调节规律,则调节器起作用,主动地减油,使 T_3^* 下降,才能保持 $n_L = \text{常数}$,而这时候,本来就有下降趋势的高压转子转速下降得更多了。如果采用 $n_H = \text{常数}$,则相反, T_3^* 要上升,而 n_L 上升得更多一些。如果采用 $T_3^* = \text{常数}$,则低压转子转速上升,而高压转子转速下降。

上述情况相当于在高度特性中,随着飞行高度增加, T_3^* 下降,如图4-26所示,由于采用的调节规律不同,推力的变化规律也是不同的。显然,采用 $n_H = \text{常数}$ 的规律较为有利,随着飞行高度上升,还可获得相对于 $n_L = \text{常数}$ 的调节规律有较大的推力。但这也要在涡轮叶片强度所允许的条件下才是可行的。

一般的民航机和军用运输机,为了改善高度特性,它们的发动机大都采用 $n_H = \text{常数}$ 的调节规律。但注意到,随着飞行高度的增加,使 n_L 的增加过多,为强度所不允许,同样也采用限制 n_L 的装置,即在到达某一 n_L 时,又转为按 $n_L = \text{常数}$ 的调节规律。

至于 $T_3^* = \text{常数}$ 的调节规律,尽管随着 T_3^* 的变化,高、低压转子的转速变化都少一些, T_3^* 又不变,显然,对可靠工作是有利的,但由于直接感受 T_3^* 难以准确地实现等困难,与单转子中一样,一般都不被采用。

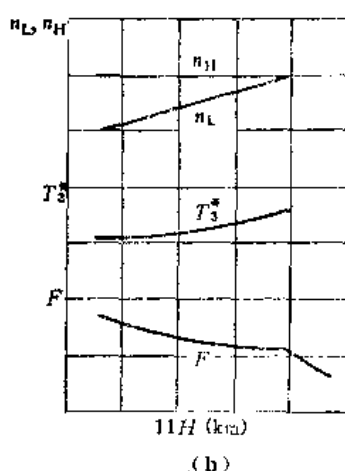
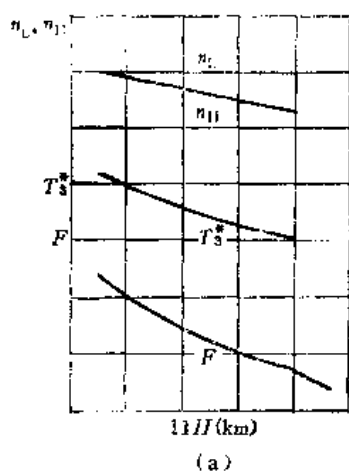
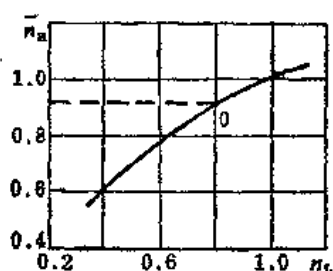


图 4-26 双轴涡轮喷气发动机高度特性

(a) $n_L = \text{常数}$ 时的高度特性; (b) $n_H = \text{常数}$ 时的高度特性

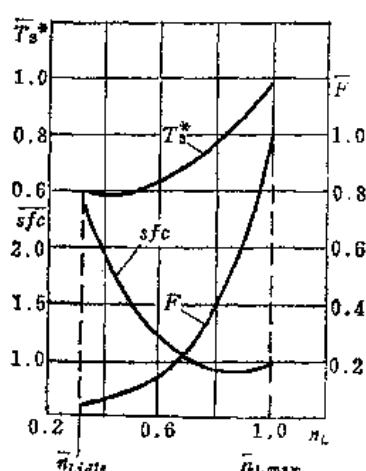


图 4-27 双轴涡轮喷气发动机转速特性

最后补充说明一下双轴涡轮喷气发动机的转速特性。

图4-27所示，为一台双轴涡轮喷气发动机的转速特性。

从图上看，高、低压转子转速的变化是不一致的，高压转子的转速下降较慢。

推力和单位燃油消耗率的变化曲线，与单轴比较没有什么本质的不同。只是当转速偏离设计状态后，由于压气机工作的条件比单轴的要好，即压气机效率较高，因而单位燃油消耗率较低。

第五节 加力涡轮喷气发动机

在第二章中，我们知道，为了提高单位推力，因为受到涡轮前燃气温度 T_3^* 的限制，可在涡轮后继续加温，从而引出带加力的涡轮喷气发动机，或叫复燃加力涡轮喷气发动机。由于它对于提高发动机的推重比的效果显著，所以在涡轮喷气发动机问世不久，就出现了带加力装置的涡轮喷气发动机。在目前的作战飞机中，如歼击机，甚至轰炸机也很少例外，都采用带加力的涡轮喷气发动机。加力状态可用于飞机迅速爬高、加速和增大升限等情况，个别情况也用于起飞或超音速巡航。

一、加力的工作特点

发动机的复燃加力，是在发动机达到最大工作状态后，在涡轮后面，再一次向燃气流中喷入燃油，利用燃气中剩余的氧气，再进行一次燃烧，从而提高发动机的推力。

在加力时，往往放大喷管临界面积，保持涡轮后总压不变，即涡轮中的落压比不变，因而也就保持压气机和涡轮的工作状态不变，燃气温度升高，燃气排出喷管的速度增加。燃气温度愈高，则排气速度愈大。这就是加力的物理本质。

图4-28中再次表示了加力涡轮喷气发动机的理想循环 $T-s$ 图，0-2是进气道和压气机的等熵压缩过程，2-3是主燃烧室中的等压加热过程，3-4是涡轮中的等熵膨胀过程，4-7是加力燃烧室中的等压加热过程，7-9是喷管中的等熵膨胀过程，面积0234790就是加力式涡轮喷气发动机的理想循环的功。

和不加力的涡轮喷气发动机理想循环相比，这种阶梯式的等压加热循环，总是使热效率变坏的。在地面和中等飞行速度下，实际循环的大致情况也是这样，有效功加大，使单位推力加大；而由于热效率降低，单位燃油消耗率也加大。必须指出，随飞行 M 数的增加，发动机的经济性将会得到改善。如图4-28所示，冲压压比增加，使2点变为2'点，得到相应的理想循环功02'3'4'7'9'0比原来的要大，而加热量反而有所减少，所以改善了经济性。

由此可知，在高超音速飞行时，采用加力燃烧室，不仅可以用来作为增加推力的一种方法，而且，也可以是改善发动机经济性，使单位燃油消耗率降低的一种方法。这是因为在高超音速飞行时，速度冲压很大，压气机出口的温度 T_2^* 很高，在 T_2^* 一定时，主燃烧室中能加入的热量急剧减少，部件中的损失相对增大，涡轮喷气发动机的热效率急剧下降，但在这一速度下，加力燃烧室进口的压力增高，热量的利用程度改善，且加力燃烧室的加热量在总的加热中所占的比重加大，加力涡轮喷气发动机的热效率将大于涡轮喷气发动机的热效率。热效率增大，使总效率也增大，单位燃油消耗率因而下降。图4-29所示，就是加力和不加力两种情况下，单位燃油消耗率随飞行 M 数的变化关系。

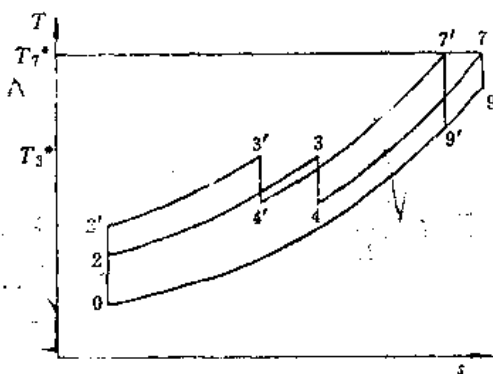


图 4-28 加力涡轮喷气发动机理想循环 $T-s$ 图上循环

环功和效率随飞行 M 数变化的对比示意图

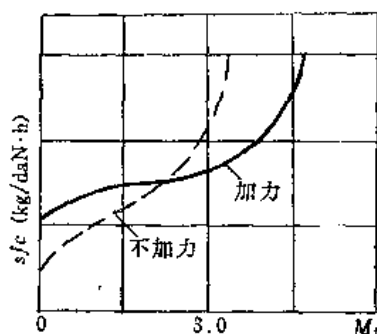


图 4-29 加力和不加力 sfc 随飞行 M 数变化

带加力的涡轮喷气发动机，在高速飞行时，不仅加力的效果大大改善，从图上看，单位燃油消耗率也比同样速度下的涡轮喷气发动机为低。

加力涡轮喷气发动机的加力程度，通常叫加力比 $\bar{F}_{af}$ 。它是当外界条件一定，加力后推力和不加力最大状态推力之比。在地面台架上，一般在50%左右。如果假定喷管为完全膨胀，并忽略涡轮前燃气和空气在质量流量上的差别，则加力前的推力为：

$$F = q_m(v_9 - v_0)$$

加力后的推力为：

$$F_{af} = q_{maf}(v_{9af} - v_0)$$

如果又不考虑在加力过程中从涡轮后加入的燃料质量流量，则加力比为：

$$\bar{F}_{af} = \frac{v_{9af} - v_0}{v_9 - v_0} \quad (4-38)$$

在地面台架上，即 $v_0 = 0$ ，则

$$\bar{F}_{af} = \frac{v_{9af}}{v_9} \quad (4-39)$$

因为在加力前后，喷管中的落压比近似保持不变，排气速度与排气温度的平方根成正比，即：

$$\bar{F}_{af} = \frac{v_{9af}}{v_9} = \sqrt{\frac{T_{9af}^*}{T_9^*}} \quad (4-40)$$

根据流量公式，加力前在喷管临界截面：

$$q_m = K' A_g \sqrt{\frac{P_g^*}{T_g^*}} q(\lambda_g)$$

在喷管出口截面：

$$q_m = K' A_9 \sqrt{\frac{P_9^*}{T_9^*}} q(\lambda_9)$$

加力后在喷管临界截面：

$$q_{maf} = K' A_{gaf} \sqrt{\frac{P_{gaf}^*}{T_{gaf}^*}} q(\lambda_{gaf})$$

$$\frac{A_g}{A_{gaf}} = \sqrt{\frac{T_{gaf}^*}{T_g^*}}$$

$$\frac{A_{gaf}}{A_{gaf}} = \sqrt{\frac{T_{gaf}^*}{T_{gaf}^*}}$$

在喷管出口截面:

$$q_{maf} = K' A_{saf} \frac{p_{0af}^*}{\sqrt{T_{0af}^*}} q(\lambda_{0af})$$

一般情况下, $q(\lambda_0) = q(\lambda_{0af}) = 1$, $p_0^* = p_{0af}^*$, 按照完全膨胀的条件, $p_0 = p_{0af} = p_0$, 则 $q(\lambda_0) = q(\lambda_{0af})$ 。如假定 $q_m = q_{maf}$, 且认为加力前后系数 K' 不变, 则可得:

$$\frac{\bar{F}_{af}}{\bar{F}_0} = \frac{v_{0af}}{v_0} = \sqrt{\frac{T_{0af}^*}{T_0^*}} = \frac{A_{saf}}{A_0} = \frac{A_{saf}}{A_0} \quad (4-41)$$

这就是地面台架上, 加力比与排气速度比, 温度比, 喷管临界面积比和出口面积比之间的简单关系。图4-30所示, 即为加温比和加力比的关系。从图2-7轴向力分布图可看出, 当喷管出口临界面积放大后, 向后的轴向力减小, 即推力增加。

二、加力涡轮喷气发动机的调节规律和特性

加力时, 除了主燃烧室的供油要调节外, 加力燃烧室的供油也要调节。通常在确定加力涡轮喷气发动机调节规律时, 力求不改变不加力时的压气机和涡轮的共同工作状态。

目前加力涡轮喷气发动机最常用的最大加力调节规律是 $n = \text{常数}$, $\pi_T^* = \text{常数}$, 如图4-31所示。采用这种调节规律的发动机, 在接通加力时, 喷管临界面积根据加力温度的要求打开后, 不再改变。飞行条件改变时, 主燃油调节器以供油量 q_{mf} 为调节作用量, 保证 n 为常数, 而加力燃油调节器则以供油量 q_{maf} 为调节作用量, 保证 π_T^* 为常数 (通常可直接感受压气机后和涡轮后的压力)。这种调节规律的机构简单。由于 π_T^* 为常数, 可使发动机在涡轮前各部件不受影响, 能够稳定可靠地工作。但是, 采用这种调节规律, 也与不加力发动机 T_0^* 随 T_1^* 而变化的类似关系一样, T_0^* 和 T_{0af}^* 都会随 T_1^* 而略有变化。

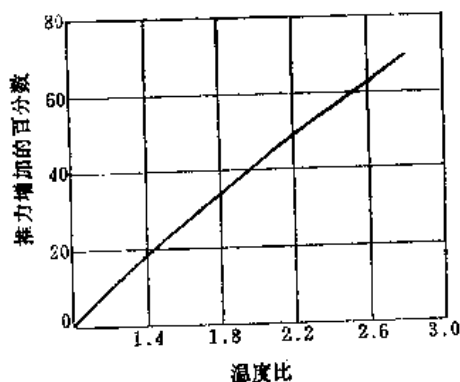


图 4-30 加温比与加力比的关系示意图

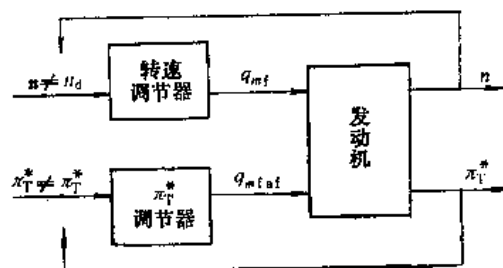


图 4-31 加力式涡轮喷气发动机调节方案示意图

图4-32所示, 是一个调节 π_T^* 一定的加力供油控制系统原理图。虽然在图上表明的是涡扇加力, 其实调节的原理是一样的。

从理论上讲, 加力涡轮喷气发动机也可以采用 $n = \text{常数}$, $T_0^* = \text{常数}$, $T_{0af}^* = \text{常数}$, 最充分地发挥发动机的潜力。但它要求喷管临界面积连续可调, 并且要直接感受 T_0^* 、 T_{0af}^* , 这都是难以实现的。

除最大加力的调节之外, 发动机还应当允许改变加力状态时推力的大小。为此, 通常有两种方式:

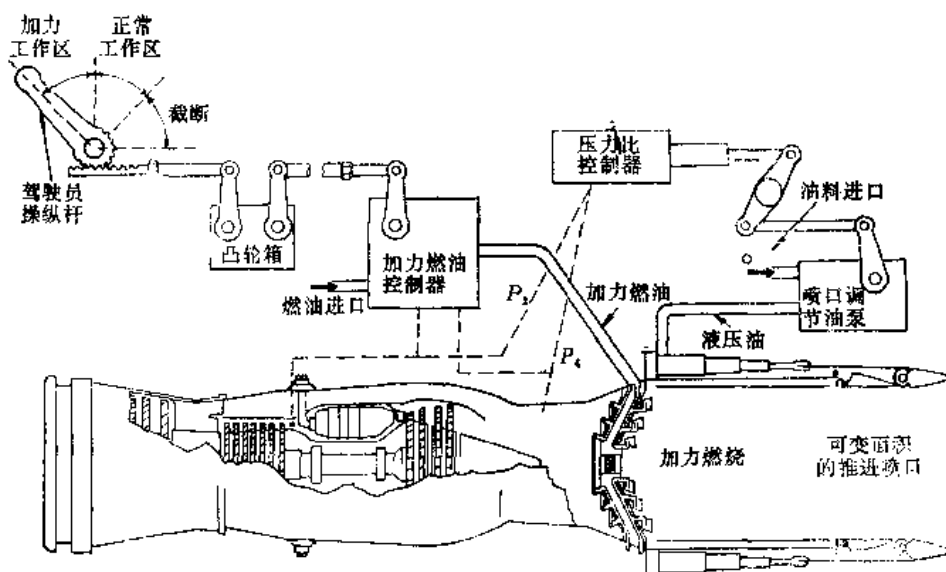


图 4-32 加力式涡轮喷气（或涡轮）发动机的简单控制图

一是改变喷管临界面积。喷管临界面积收小时，使 P_t^* 上升，即 π_t^* 下降，加力燃油调节器起作用，减油，使 T_{3af}^* 下降， π_t^* 又回升到给定值。 T_{3af}^* 下降，则推力减小。

二是改变发动机转速。喷管临界面积不变，发动机转速下降，即 T_{3f}^* 下降，流量下降，在这同时 T_{3af}^* 也下降，则推力减小。

前一方法的特点是当加力推力下降时，涡轮前的工作状态不变，只是涡轮后加入的燃油少了，从降低单位燃油消耗率而言，是合理的。一般用于加力比较大发动机。后一方法的特点是当加力推力下降时，涡轮前的工作状态变了，向主燃烧室和加力燃烧室的供油量都有减少，从降低单位燃油消耗率而言，不如前者好。但对加力比较小的发动机，考虑到向加力燃烧室供油量过少会引起燃烧情况的恶化以致熄火，所以也有采用。

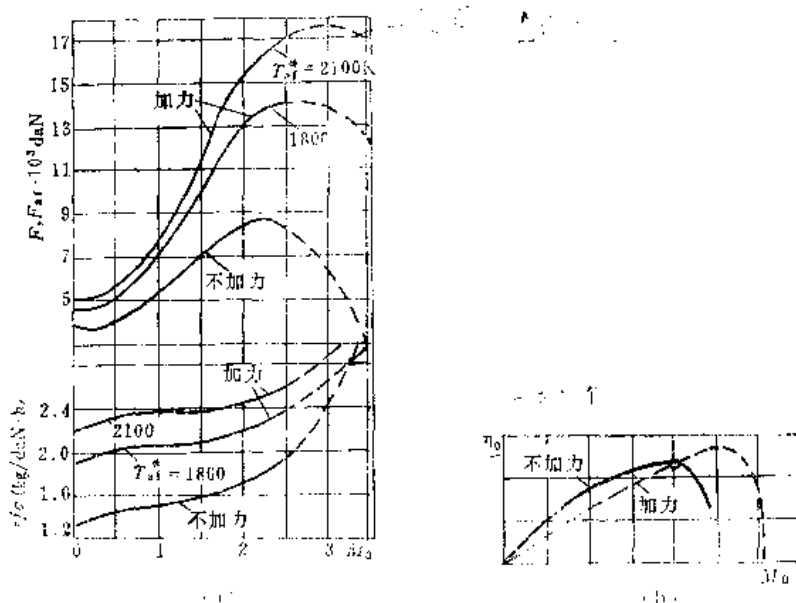


图 4-33 加力式涡轮喷气发动机的速度特性和总效率随飞行速度的变化

(a) 当 $\pi_{k0}^* = 6$, $T_{3f}^*_{\max} = 1100\text{K}$, $H = 6\text{km}$ 时的速度特性；(b) 总效率随飞行速度的变化

图4-33表示了加力涡轮喷气发动机的速度特性。图上也给出了涡轮喷气发动机不加力的速度特性与其作比较。假定加力涡轮喷气发动机的调节规律是： $n = \text{常数}$ ， $T_{30}^* = \text{常数}$ ， $T_{40}^* = \text{常数}$ 。

随着飞行速度的增大，加力涡轮喷气发动机的单位推力和不加力的一样，也是下降的。但是由于它的排气速度高，单位推力的下降比不加力的要缓慢些，而流量随飞行速度的变化是一样的，因此，加力涡轮喷气发动机要在较高的飞行 M 数下推力才会下降。同样，当飞行 M 数足够高时，加力涡轮喷气发动机的单位推力也会急剧降低。

从图上可以看到，在整个飞行 M 数范围内，加力比不加力的推力要大得多，而且在飞行 M 数越高时，差距越大。

从图上还可以看到单位燃油消耗率的变化。在飞行 M 数较低时，加力涡轮喷气发动机的经济性是较差的，但随着飞行 M 数的上升，差距将逐渐缩小，到一定的飞行 M 数，甚至会出现加力的单位燃油消耗率比不加力的更低些。

图4-34表示加力式涡轮喷气发动机的高度-速度特性（ $\pi_{\pi_0}^* = 6$ ， $T_{30}^* = 1400\text{K}$ ， $T_{40}^* = 2100\text{K}$ ）。

由图可见，随着高度的增加，推力急剧下降，这与不加力的涡轮喷气发动机是类似的。在高度小于11km时，随着高度的增加， sfc_{af} 也是下降的。在11km高空以上， sfc_{af} 随高度增加就不变了。但如果考虑到燃烧效率的下降，在11km以上， sfc_{af} 还会有所增加。

三、喷液加力

复燃加力，由于它的特点：即加力比大，低速时耗油率高，一般适用于作战飞机。在民航机和军用运输机上很少使用。在民航机和军用运输机上使用加力，主要是为了解决在高原机场或炎热地区机场上的起飞问题。例如在高原条件下起飞，由于空气稀薄，一方面是飞机在更高的速度下才能获得足够的升力，另一方面是发动机的推力下降，使飞机更难于加速。必要时，就要减少乘员或运输量。为此，要求有带加力的发动机以改善起飞性能。在民航机和军用运输机上使用的发动机，大都采用喷液加力。液体一般是水和甲醇的混合液。

喷液能增加推力的原因是：在压气机中，液体受热，逐渐蒸发，使空气在较低的温度下完成被压缩的过程。在单位质量流量的压缩功不变（因为单位质量流量的涡轮功不变）的条件下，压气机增压比上升，因而提高了单位推力和总的流量，使推力增加，如图4-35所示。

随着加水量的增加，推力逐渐增加。但在喷水时，由于水蒸发成水汽，吸收热量，使燃烧室进口温度下降，为了保持涡轮前燃气温度 T_{30}^* 不变，在喷水的同时，就要相应地加大供油量，计算表明，单位燃油消耗率也稍有增加。但必须指出，图中表明的是理想情况。实际上，水不可能完全蒸发，推力也不可能那样大幅度地增加。

在压气机进口喷射液体的缺点是在压气机进口处容易引起结冰，同时水滴会撞击和腐蚀压气机叶片，对叶片有损坏作用。所以实际使用上较多的采用在燃烧室进口喷液。它的作用原理是：喷液后降低了涡轮前燃气温度，为了保持它不变，在喷液的同时，也要加大供油量。由于涡轮导向器出口面积的限制，喷射的液体和增加的供油量将使进入压气机的空气流量减少，在保持转速不变的条件下，压气机的增压比也会增加，因而提高了单位推力和总的流量，使推力增加。

前面已经提到，喷液加力适用于民航机或军用运输机。在高原或高温下，一般可通过喷液

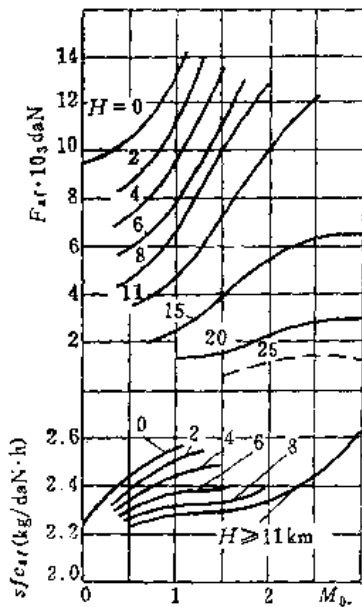


图 4-34 加力式涡轮喷气发动机
高度-速度特性

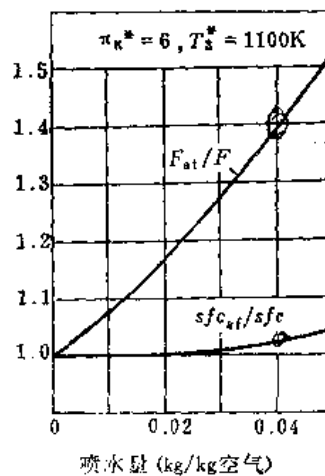


图 4-35 推力比和单位燃油消耗率
随喷水量的变化

增加推力 4 % 左右。

复习题

1. 涡轮喷气发动机各部件的共同工作应当满足哪四大类方程？各有什么意义？
2. 从发动机的实际情况出发，受外界条件和手柄操纵的影响，可能首先变化的四个参数是 p_1^* ， p_2 ， T_2^* ，和 n ，试指出这些参数对发动机总参数、单位参数以及 T_2^* 各有什么不同的影响。
3. 单轴式涡轮喷气发动机最大状态为什么要调节？一般说有哪三种调节方案？为什么以采用 $n = n_{max}$ ，喷管面积不变的调节方案为多？
4. 试述发动机各部件共同工作线的普遍意义和用途。喷管面积和飞行 M 数对共同工作线有什么影响？
5. 试述发动机四个基本工作状态的意义和用途。
6. 试述发动机加速性的意义。哪些因素会影响加速性？慢车转速的高低对飞机的着陆性能有什么影响？
7. 在台架上试车为什么要对发动机的性能进行换算？换算的依据是什么？应当怎样进行换算？
8. 试述双轴式涡轮喷气发动机的防喘原理。不同的调节规律是如何影响它的速度和高度特性的？
9. 复燃加力涡轮喷气发动机有哪些工作特点？在地面台架上如果忽略流量的差别，加力比与排气速度，加力温度，喷管临界截面面积有什么简单的关系？发动机加力的推力大小的调节一般采取什么方法？

第五章 涡轮喷气发动机总体结构和附件系统

第一节 总体结构

总体结构应包括支承方案、支承结构、压气机与涡轮转子间的连接和静子承力系统。本节着重介绍典型机种的支承方案和静子承力系统。

一、转子承力方案

在燃气涡轮发动机中,涡轮转子通过联轴器带动压气机转子,构成发动机转子。一台发动机有单转子或双转子,甚至三转子。转子上所受的各种负荷,如气动力、重力、惯性力及惯性力矩等均由转子的支承结构承受并传至发动机机匣上,最后由机匣通过安装节传至飞机构件。要确定在发动机的每个转子上采用几个支承的支点,如何安排支点的位置,由哪个支点承受轴向力,则需要考虑多方面的问题。需针对机种的具体情况,找到合理的方案,以满足工作可靠、装拆方便和重量轻等要求。

1. 单转子发动机的支承方案

单转子发动机的支承方案有多种,但在大多数发动机中采用了支点支承,图5-1所示为涡喷6发动机的支承方案,成1-2-0方案,即压气机前一个支点,压气机与涡轮之间两个支点,涡轮之后没有支点。此时,联轴器不仅传递扭矩和轴向力,而且也作为涡轮转子的前支点。当涡轮支点与前两支点的轴线有偏差时,涡轮轴还能通过联轴器正常地工作。这种方案,只有一个承受轴向负荷的支点,即中支点为止推轴承。压气机向前的轴向力大部分被涡轮向后的轴向力所平衡,所以支点承受的轴向负荷较小。把止推轴承安排在中支点,还有两点考虑,一是压气机后环境温度还比较低,对轴承工作有利,二是转子相对于机匣的轴向膨胀分配在压气机与涡轮两端,使两端错移量较小。同时发动机主安装节位于压气机机匣的后安装边外,中支点为止推轴承,使传力路线最短。此外,这一方案使每个转子均支承在两个支点上,相对刚性较好,所以得到广泛使用。

2. 双转子发动机的支承方案

在双转子发动机中,支承的数目多,且低压转子轴要由高压转子中心穿过,结构较复杂。但原则上可将发动机的各转子分割开来,分别进行处理。与单转子发动机不同的一点是,有些支点不直接安装在承力机匣上,而是装在另一个转子上,通过另一转子的

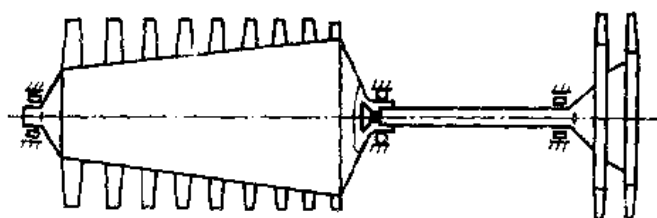


图 5-1 涡喷6发动机转子支承方案(1-2-0支承方案)

的支点将负荷外传。由于这个支点是介于两个转子间的,所以称为中介支点。中介支点中的轴承则称为中介轴承或轴间轴承。中介轴承的润滑和冷却较为困难,且装拆比较复杂。

涡喷7发动机的支承方案如图5-2所示。低压转子采用1-2-0方案，高压转子采用0-2-0方案。为了减少支承轴承的承力构件数，采用了两个中介支点，即低压转子的后两个支点，2号和5号均支承于高压转子内，其负荷均通过高压转子的支点外传。这种结构虽使发动机

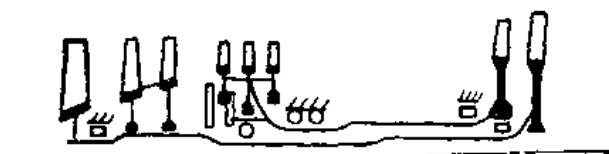


图 5-2 涡喷 7 发动机转子支承简图

3. 三转子发动机的支承方案

在三转子发动机中，转子数目多，更增加了支承件的复杂性。图 5-3 所示为RB211发动机的支承方案图。它的三个转子共有八个支点，通过四个承力构件外传。低、中、高三转子的支承方案分别为0-2-1、1-2-0、1-0-1形式。其中低压转子的止推支点为中介支点，将低压轴支承于中压压气机后轴内。

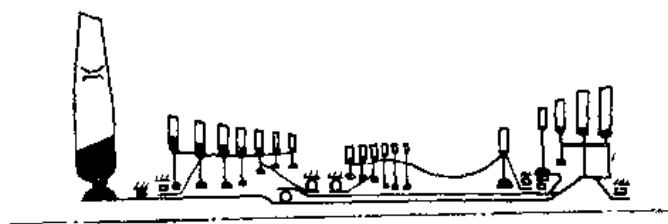


图 5-3 RB211发动机三转子支承方案简图

二、静子承力系统

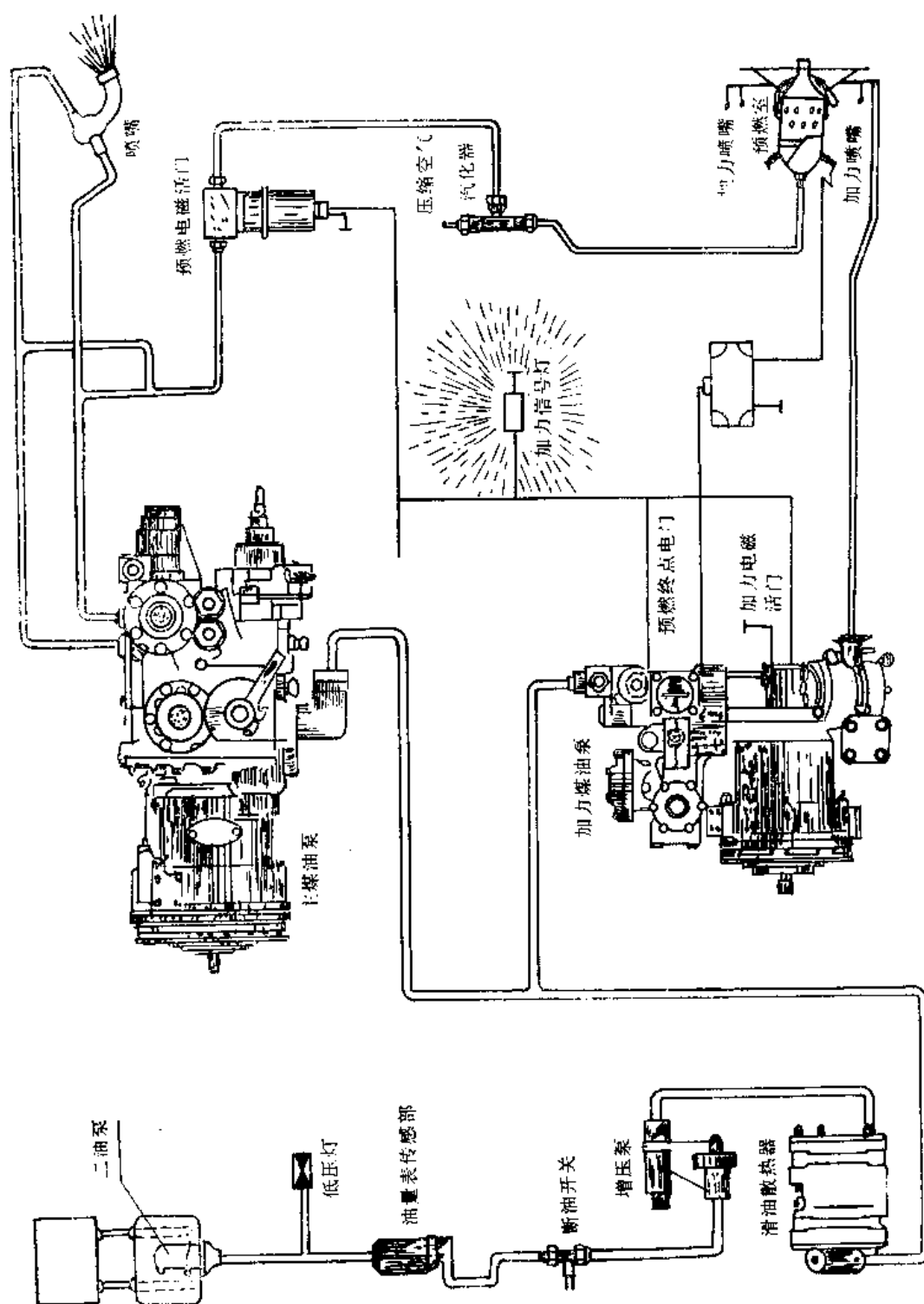
发动机工作时，静子上作用有各种负荷。首先是转子支承点上外传的各种负荷，此外是压气机静止叶片外传到压气机机匣上的扭矩和轴向力，涡轮导向叶片外传到后机匣上的扭矩和轴向力，两者的扭矩，方向相反，大小基本相等。这些负荷通过承力框架和承力壳体相抵消后，剩余的部分传给了发动机安装节。这些承受和传递负荷的构件组成了发动机的承力系统。

将转子支点的负荷，穿过气流通道，传至机匣的构件，称为承力框架。承力框架通常有几种形式：铸造或焊接机匣，将安装轴承座的内机匣用几个支柱与外机匣铸成或焊接成整体，负荷通过置于气流通道中的支柱传递，如涡喷6发动机的进气机匣；利用压气机静子叶片传力，如涡喷6和涡喷7的压气机后轴承的负荷是通过末级静子叶片外传的，涡喷7的压气机二级静子叶片则传递前支点的负荷；利用涡轮导向叶片传力，为使承力件不与高温燃气直接接触，如涡喷6的一级涡轮和涡喷7的高压涡轮导向叶片中安装有承力杆或承力衬筒实施传力。

第二节 燃油系统

涡喷发动机的燃油系统，在发动机工作时供给主燃烧室、加力燃烧室和加力预燃室所需的燃油。不同种类和型别的发动机，燃油系统各不相同，但主要的部件和功能大体类同。以下以涡喷7发动机为例介绍燃油系统。

涡喷7发动机的供油路线，如图5-4所示。发动机工作时，油箱内的燃油由二油泵增压



后，经断油开关、增压泵、滑油散热器和煤油滤，分别流入主燃油泵和加力燃油泵。

经主燃油泵增压后的燃油经主副油道到10个工作喷嘴处喷入燃烧室。

接通加力时，预燃电磁活门通电使主、副油道的增压燃油经电磁活门喷入汽化器，与压缩空气混合进入加力预燃室，供加力点火用。

在预燃室喷油点火的同时，经加力燃油泵增压后的燃油经加力喷嘴喷入加力燃烧室，与涡轮后的燃气组成混合气，由预燃室喷出的火焰点燃，并保持连续稳定的燃烧。

一、主燃油泵的工作

主燃油泵用来供给并调节燃烧室所需的燃油，使发动机在各种状态下能正常工作。它由柱塞式油泵、转速调节器、油量调节器（包括油门开关和等差活门）、液压延迟器、升压限制器和起动机供油调节器等组成，如图5-5所示。

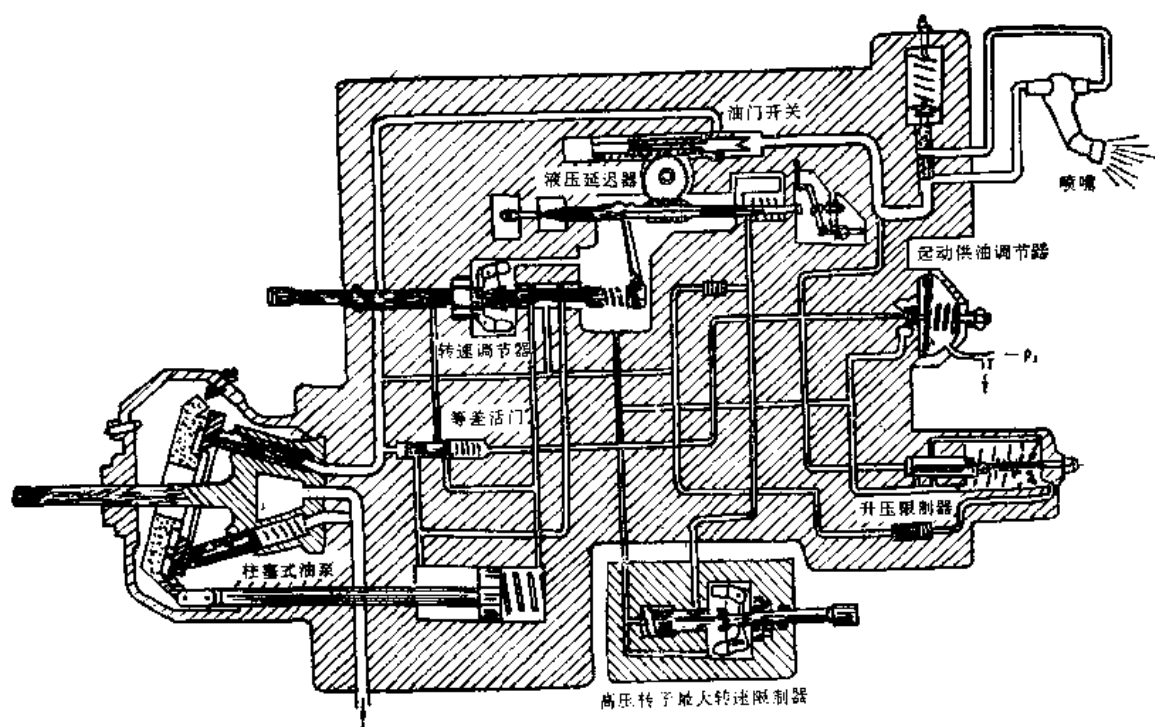


图 5-5 主燃油泵的示意图

在飞行中当飞行条件和发动机工作状态变化时，发动机的需油量也要发生变化，为了使供油量适应需油量的变化，各调节器需在各种情况下调节供油量，下面分别说明。

1. 转速在85%以上时供油量的调节

低压转子转速调节器

发动机转速在85%以上工作，油门杆不动，发动机工作条件变化时，转速调节器自动调节供油量，能保持转速不变；操纵油门杆时，能改变供油量，以改变转速。

转速调节器由分油活门、离心配重、弹簧和随动活塞等组成，离心配重是由低压转子带动的。

油门杆不动，转速稳定工作时，配重离心力等于弹簧张力，分油活门在中立位置，转速

调节器处于平衡状态。但当飞行条件变化时，如高度升高或速度减小时，进气温度降低， n_1 增加， n_2 减小。 n_1 增加使配重离心力大于弹簧张力，推动分油活门右移。这时，增压后的燃油经分油活门流到随动活塞的左面，随动活塞右面的燃油流回低压腔，随动活塞右移，斜盘角度减小，供油量随之减少， n_1 回降，直到 n_1 恢复到原来数值，配重离心力等于弹簧张力，分油活门回到中立位置，转速调节器重新处于平衡状态为止。由于转速调节器作用使油量减少，所以 n_2 减小。高度下降或速度增大时，其工作情况与上述相反。

当飞行条件不变，推油门杆时，液压延迟器的活塞右移，增大转速调节器的弹簧张力，使分油活门左移。增压后的燃油经分油活门流到随动活塞的右面，随动活塞左面的燃油流回低压腔，随动活塞左移，使斜盘角度增大，供油量增多， n_1 增加。直到配重离心力等于弹簧张力，分油活门回到中立位置， n_1 不再增大。油门杆前推一定的行程，转速调节器弹簧张力就增大到一定的压紧值，发动机转速也相应上升到一定数值。由于推油门杆时，供油量增加， n_2 也随之增加。

收油门杆时，其工作情况与上述相反。

当 n_1 低于85%时，转速调节器不起调节作用。这时转速调节器的弹簧张力始终大于配重离心力，分油活门被压到左面位置，使斜盘角度有急剧增加的趋势，此时的斜盘角度将由油量调节器来控制。

液压延迟器

发动机转速在85%以上工作、猛推油门杆时，液压延迟器能使发动机既具有较好的加速性，又可以避免因燃烧室过分富油而产生的喘振或短时超温。

液压延迟器由齿套、活塞、节流器和摇臂等组成。

当转速在85%以上工作、猛推油门杆时，带动液压延迟器的齿套迅速堵塞了活塞杆上的回油孔，使活塞左腔的油压升高，推动活塞右移。但由于节流器作用，活塞以一定的速度右移，带动摇臂柔和地增大转速调节器的弹簧张力，使分油活门左移，斜盘角度柔和增加，供油量相应增多，保证发动机安全加速。

2. 转速在85%以下时供油量的调节

油量调节器

发动机转速在85%以下工作，油门杆不动，飞行高度或速度变化时，油量调节器自动保持供油量不变，发动机转速随着变化；操纵油门时，改变供油量，以改变发动机的转速。油量调节器由等差活门和油门开关等组成。

油门杆不动，发动机在85%以下某一转速稳定工作时，油门开关前后油压差为 10kg/cm^2 ，等差活门处在某一打开位置，通随动活塞两边的油路具有一定开度，斜盘角度一定，供油量一定。当飞行高度升高或速度减小时，进气量减少，由于瞬间供油量不变，燃烧室出现富油燃烧，涡轮前燃气温度便会升高，引起转速增大，使主燃油泵供油量增多。在油门杆不动，油门开关的开度不变的情况下，供油量增多会使油门开关前后的油压差大于 10kg/cm^2 。于是等差活门右移，使随动活塞左边的来油路开大，油压增大；同时，随动活塞右边的回油路也开大，油压减小。随动活塞右移，斜盘角度减小，供油量减少，直到油门开关前后的油压差恢复到 10kg/cm^2 ，斜盘角度不再减小，供油量不再变化。调节结果，由于油门开关前后油压差和开度仍没有变化，因此供油量也保持不变。

油门杆在85%转速以下不动而飞行高度升高时，油量调节器保持供油量不变，而进入发

动机的空气量随高度升高而减少,所以发动机转速随高度升高而增大。慢车状态时的 n_1 随高度增加而增加,当高度为15000m时, n_1 达到85%。高度再增加时,由于转速调节器开始工作,慢车转速保持85%不变。

当飞行条件不变,推油门杆时,油门开关的开度增大。此时,瞬间供油量尚未改变,但油门开关前后油压差减小到小于10kg/cm²。于是等差活门左移,使随动活塞左边的来油路关小,作用在随动活塞左边的油压减小;同时,使随动活塞右边的回油路也关小,作用在随动活塞右边的油压增大。随动活塞左移,斜盘角度增大,供油量增多,直到油门开关前后的油压差恢复到10kg/cm²,斜盘角度不再增大,供油量不再变化。由于推油门杆以后,油门开关的开度变大,而前后压差不变,所以供油量增多,发动机转速增大。

升压限制器

发动机转速在85%以下、猛推油门杆进行加速时,升压限制器既保持发动机具有良好的加速性,又可以避免燃烧室过丰富油而产生喘振和熄火停车。升压限制器由活门、弹簧、活塞和节流器等组成。

当转速在85%以下、猛推油门杆时,由于油门开关前后油压差迅速减小,等差活门关闭,斜盘角度迅速增大,供油量急剧增多,燃烧室趋向过丰富油。但供油量急剧增多的同时,作用在升压限制器活门左面的油压力大于作用在活门右面的弹簧力,使得活门右移,打开回油路回油。活门右移后,关闭了活塞右腔的回油路,使油泵出口经节流器来的高压油不能回油,活塞右腔油压增加,推动活塞左移,使作用在活门右面的弹簧力增加,活门逐渐关闭,回油量减少,燃烧室的供油量逐渐增加。由于节流器的流量是预先调定的,所以活塞右腔油压增加是按预定的规律增加的,从而使活门关闭速度及燃烧室供油量增加程度均符合预定的规律,既避免了燃烧室过度富油,又保证了较好的加速性。当活门完全关闭时,升压限制器停止工作。

3. 高压转子最大转速限制器

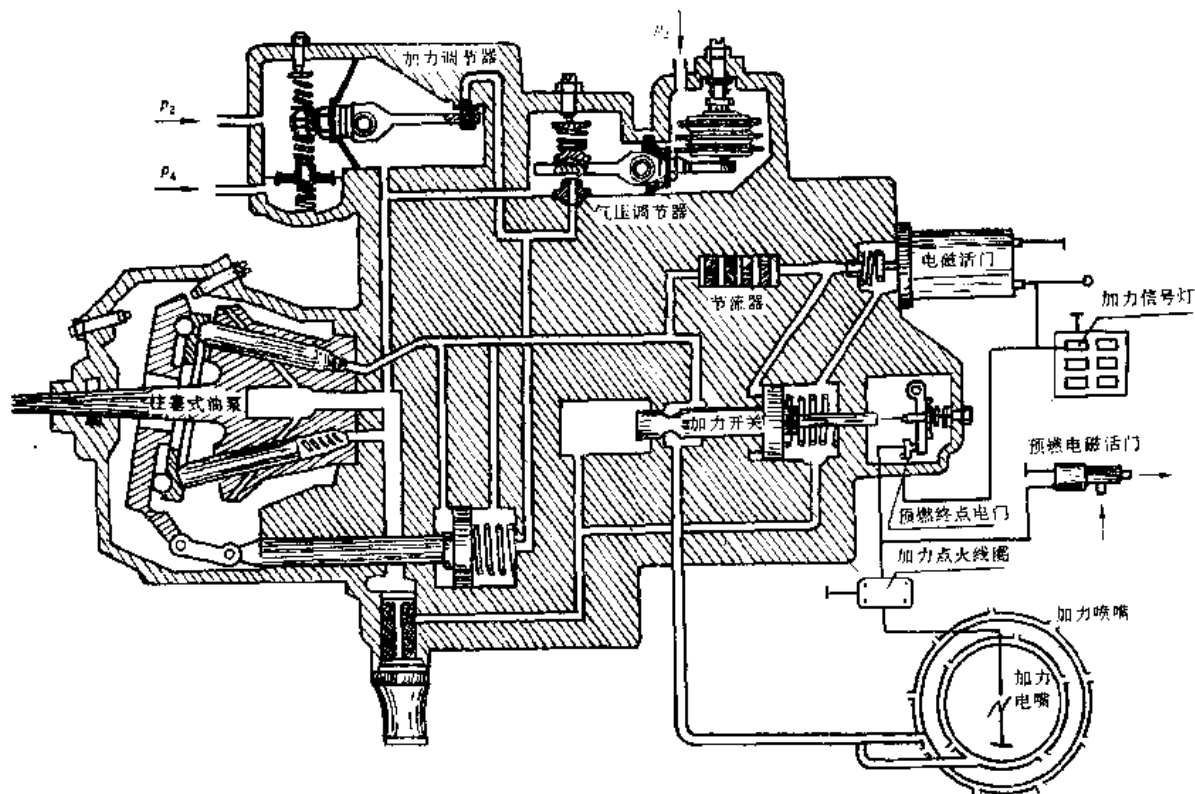
从双转子发动机的速度特性可知,飞行 M 数增大时,在保持 n_1 不变的情况下, n_2 和 T_3 都要提高。为了防止因 n_2 和 T_3 过高而损坏发动机,在燃油系统内设有高压转子最大转速限制器,限制 n_2 不超过103.5%。高压转子最大转速限制器由离心配重、活门、弹簧等组成。离心配重由高压转子带动旋转。

当 n_2 小于最大转速时,作用在活门右面的配重离心力小于作用在活门左面的弹簧力,活门关闭液压延迟器活塞左腔的回油路。当 n_2 增大时,配重离心力不断增大,活门不断左移。 n_2 超过最大转速时,配重离心力大于弹簧力,打开回油路,液压延迟器活塞左腔回油,油压减小,液压延迟器活塞左移,使转速调节器调准弹簧力减小,转速调节器开始调节,减小供油量,保证 n_2 不超过规定。由于供油量的减少, n_1 下降,但不得超过规定。

二、加力燃油泵的工作

使用加力时,加力燃油泵能自动供给并调节加力燃烧室所需的燃油。它由柱塞式油泵、加力开关、预燃终点电门、电磁活门、节流器、加力调节器和气压调节器等组成,如图5-6所示。

不使用加力时,电磁活门不通电,加力开关在弹簧力的作用下位于左端,切断了通往加力喷嘴的油路,使加力喷嘴不喷油。



接通加力时,电磁活门通电,将加力开关活塞左面的回油路堵塞,油压升高,克服弹簧力,推动加力开关活塞向右移动,打开加力开关油路,使加力喷嘴向加力燃烧室喷油;与此同时,加力信号灯亮,预燃电磁活门和加力点火线圈通电,由加力电嘴跳火,点燃进入预燃室内的混合气,燃烧后的火焰从预燃室喷出,又点燃加力燃烧室内的混合气,并进行连续稳定的燃烧。经7~12 s,加力开关顶开预燃终点电门,使预燃电磁活门和加力点火线圈断电,预燃室停止工作。

加力调节器

加力调节器根据飞行速度和高度的变化，自动调节加力燃烧室的供油量，使加力燃烧室内燃气温度基本上保持不变。加力调节器由杠杆、活门、弹簧和薄膜等组成，其内腔分为 p_2 室、 p_4 室和回油室。

当飞行高度升高或速度减小时，空气流量减小，但加力供油量瞬时未变，加力燃烧室出现富油燃烧，使 p_4 增大；同时，进气压力下降， p_2 减小，又使 p_4 相应减小，结果 p_4 基本不变。因而薄膜上移，通过杠杆作用将活门开大，调节活塞右室油压减小，调节活塞右移，斜盘角度减小，使加力供油量减少，从而保持加力燃烧室的燃气温度基本不变。当飞行高度下降或速度增大时，其工作情况与上述相反。

加力调节器还能根据喷口直径变化来调节加力供油量。如在加力状态推油门杆时, 喷口直径增大, p_4 减小, 薄膜下移, 通过杠杆作用使活门关小, 调节活塞有室油压增大, 调节活塞左移, 斜盘角度增大, 使加力供油量增多, 从而使加力推力增大; 收油门杆时与上述情况

相反，使加力推力减小。所以从小加力到全加力是加力推力调节范围。

气压调节器

高度在15000m以下时，加力调节器能随着飞行条件而变化，自动调节加力的供油量，维持加力燃烧室的稳定燃烧，保持燃气温度基本不变。高度大于15000m时，加力调节器的调节误差明显增加，使加力油气比过分富油，进而导致加力室振荡燃烧，严重时会造成熄火。因此，在加力燃油泵内装有气压调节器，配合加力调节器工作。气压调节器由杠杆、活门、弹簧和真空膜盒等组成，其内腔为膜盒室和回油室。

当飞行高度升高或速度减小时，一方面空气流量减少，故加力需油量也减少；另一方面压缩机出口压力 p_2 下降，气压调节器的膜盒膨胀，通过杠杆作用使活门开度增大，调节活塞右室油压减小，调节活塞右移，斜盘角度减小，加力供油量减少，使加力供油量与加力需油量相适应，保持加力燃烧室内燃气温度基本不变。当飞行高度下降或速度增大时，其工作情况与上述相反。

第三节 起动系统

以涡喷7发动机起动系统为例，如图5-7所示，起动系统由定时机构和高压转子转速操纵的微动电门来共同控制。

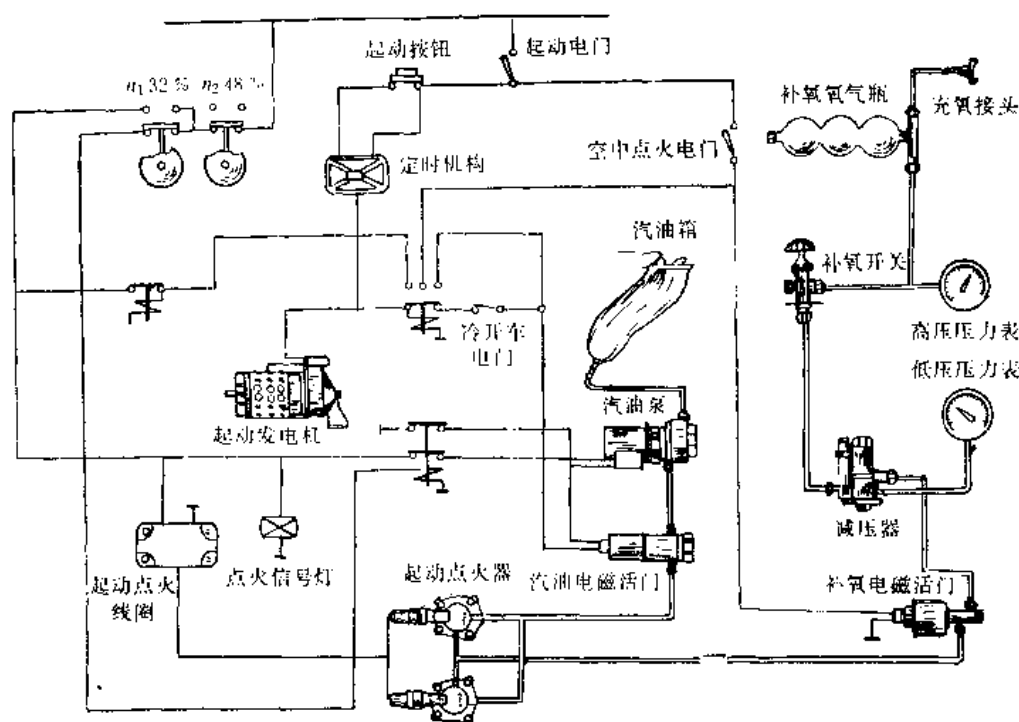


图 5-7 起动系统简图

一、地面开车

按起动按钮2~3 s后，定时机构的工作和各起动附件工作如下：

1. 起动汽油装置工作：起动汽油泵和汽油电磁活门通电。这时汽油箱内的汽油经汽油

泵加压，再经汽油电磁活门从两个起动点火器的喷嘴喷出。

2. 起动点火装置工作：起动点火线圈产生高压电，使起动点火器的电嘴跳火。先引燃起动汽油，继而点燃燃油。同时，点火信号灯亮。

3. 起动发电机通电，带动高压转子和高压转子所传动的各附件工作；按起动按钮后经44s，定时机构停止工作。如此时 n_2 已等于或大于32%，则起动发电机自动转为发电状态，汽油装置停止工作。转子由自身的富裕功率，继续加速，一直到 n_2 达 $48 \pm 2\%$ ，或慢车转速。此时，点火装置停止工作，点火信号灯熄灭。至此，起动过程结束。

二、空中起动

发动机进行空中起动时，转子有一定自转转速，不需要起动发电机来带动高压转子。所以不必按起动按钮，只需接通“空中点火”电门，使下列附件工作：

1. 起动汽油装置工作，汽油从起动点火器的喷嘴喷出。

2. 起动点火装置工作，起动点火器的电嘴跳火。

3. 空中起动补氧装置工作，给起动点火器补充氧气。此时，补氧电磁活门通电，氧气瓶内的氧气经补氧开关、减压器和补氧电磁活门，喷入起动点火器，帮助燃烧。

第四节 滑油系统

滑油系统是为轴承和齿轮提供润滑油，用以减少磨损、强制冷却和防止锈蚀的。在采用滑油-燃油散热器时，滑油的热量还能对燃油加温，以改善燃油系统的高空性能。

图5-8所示为涡喷7发动机的滑油系统。油箱19中的滑油被增压泵8抽出并增压，调压

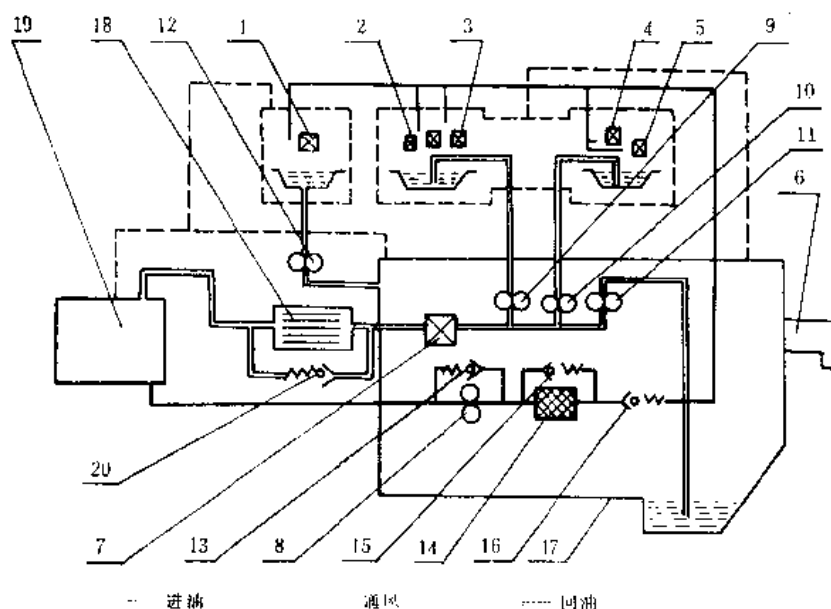


图 5-8 涡喷 7 发动机滑油系统

1—低压压气机前轴承；2—低压压气机后轴承；3—高压压气机后轴承；4—高压涡轮前轴承；5—低压涡轮前轴承；6—离心通风机；7—油(气)分离器；8—增压泵；9、10、13—回油泵；12—前支点辅助回油泵；13—调压活门；14—高压油滤；15—油滤安全活门；16—单向活门；17—附件传动机轴；18—散热器；19—油箱；20—安全活门。

后经高压滑油滤14过滤，然后分别送到发动机转子各轴承及附件传动机匣中，对轴承和齿轮进行冷却、润滑。冷却、润滑后的滑油，分别流入前、中、后三支点油腔以及附件传动机匣，并分别由三个回油泵抽回。

滑油喷向轴承、齿轮时，溅成许多小油珠，加上滑油温度提高，会形成大量气泡夹杂在滑油中，同时还有部分滑油蒸发，因而回油泵的抽汲量要比供油泵大2~3倍。滑油中的泡沫还需要通过油气分离器7分离出去。涡喷7采用的是转子式油气分离器，即由泵抽汲的滑油，进入高速旋转的叶片式转子中，滑油在叶片的作用下产生向外甩的离心力，甩向壳体内部的槽中，然后经管子输出。油中的空气因比重小，由中心处的管子引出。

由油气分离器出来的滑油流入燃油-滑油散热器18中，利用燃油系统的低压燃油将滑油的热量带走，使滑油温度达到正常值，然后流入油箱19，完成一次循环。

单位时间每个主轴承所需的滑油量取决于它们在发动机上的位置、载荷以及轴承的DN值。一般情况下，平均每个主轴承的供油量约为3~5L/min。为了减轻发动机重量，滑油箱及管道中的滑油量一般均较少。为满足滑油系统供油量的要求，油箱内的滑油每分钟内要重复循环数次，如涡喷7为2.04~2.3次/分。

单位时间内滑油的损耗量称为滑油消耗量。损耗主要包括滑油蒸气随通气管逸出到外界大气的量和滑油由油腔封严装置逸漏的量。如涡喷7发动机，滑油箱的加油量为 11 ± 0.5 L，每小时耗油量不大于1.2L。

复 习 题

1. 涡轮喷气发动机转子承力方案支点安排应考虑哪些问题？
2. 在发动机转子和静止壳体上如何构成轴向力和力矩的传递和平衡？这些力和力矩在传递中是否都被相互抵消？
3. 试述燃油系统工作状况和各调节器的作用原理。
4. 试述起动系统工作状况和空中起动的特点。
5. 试述滑油系统工作状况和滑油消耗量过大的原因。

第六章 涡轮风扇喷气发动机

第一节 基本工作原理和性能特点

一、基本工作原理

在三、四两章,我们讨论了涡轮喷气发动机的性能及其部件。气流流过发动机,从压缩、燃烧、膨胀和加速,最终产生推力,始终是一股气流。这种发动机的排气速度,在地面台架上,按当前的水平,大约在600m/s左右,如果在外界条件变化时,采用可调的收敛-扩张喷管,保持出口为完全膨胀,则在飞行时,随飞行速度的增加,排气速度也相应增加。而目前使用上述发动机的飞机,一般还是亚音速或高亚音速飞行的时间为多,即使是超音速的歼击机,在巡航的时候也是亚音速为多,例如飞行速度为300m/s。这样,就存在一个推进效率过低的问题,例如大约在0.65以下。随着喷气技术的发展,涡轮前燃气温度是不断提高的,这样,当飞行速度一定时,推进效率就随之而下降。

我们知道,作为热机,当在发动机内获得的机械能一定时,把这个能量传给工质,工质的质量流量越大,即参加推进的质量越多,则发动机的推力越大。这个原理就称为喷气发动机的质量附加原理,在第二章中已作过公式的推导和概略的介绍。

涡轮风扇喷气发动机就是基于上述原理而提出的。图6-1所示为其示意图和截面标注。从结构上看,风扇是一个部件,由一级或多级涡轮带动。从循环的观点看,在风扇后,气流被分为两股。一股进入内涵道,即为核心发动机的质量流量,一股进入外涵道,即为附加的推进质量流量。

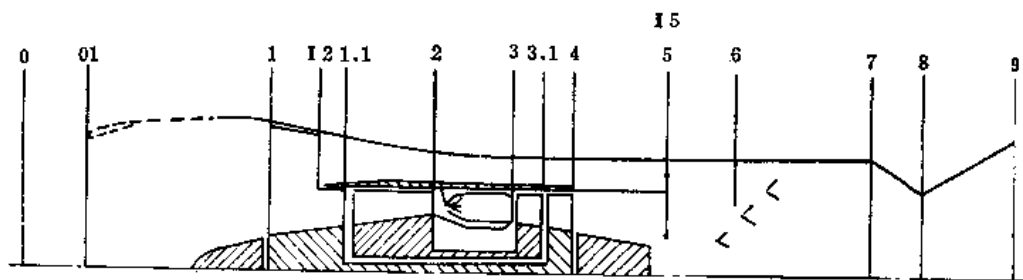


图 6-1 涡轮风扇喷气发动机示意图和截面标注

因而,我们可以把风扇看作是由两部分组成,即风扇的外涵部分和风扇的内涵部分。风扇的外涵部分压缩流过外涵的气流,它的增压比设为 π_{π}^* ;风扇的内涵部分压缩流过内涵的气流,风扇的这一部分类似于低压压气机的作用,有时候在风扇转子上还有仅对内涵气流压缩的一级或多级压气机,我们可把它们一起认为是低压压气机,设增压比为 $\pi_{\pi L}^*$,而内涵的高压压气机,设增压比为 $\pi_{\pi H}^*$ 。

涡轮风扇发动机的增压比,通常是指气流在内涵中的增压比 π_{π}^* 或简写为 π_{π}^* 。

$$\pi_{\pi}^* = \pi_L^* \pi_{KH}^*$$

相应地, π_{π}^* 则被认为是风扇压比。

带动风扇的是低压涡轮, 我们也可把它想象成由两部分组成: 一部分用来带动风扇的外涵部分; 一部分用来带动它的内涵部分。前者被称为“风扇涡轮”, 后者被称为“低压压气机涡轮”, 或与高压压气机涡轮一起, 被称为“压气机涡轮”。

内涵部分相当于一台燃气轮机, 它的流量为 q_{mI} , 由低压压气机、高压压气机、燃烧室和压气机涡轮构成热力循环。为了降低内涵部分的排气速度, 通过风扇涡轮把部分能量传输给风扇的外涵部分, 对外涵流量 q_{mH} 加功, 提高外涵气流的排气速度。

外涵流量与内涵流量的比值, 被称为涵道比,

$$Y = \frac{q_{mH}}{q_{mI}} \quad (6-1)$$

而总流量为,

$$q_m = q_{mI} + q_{mH}$$

风扇涡轮的功与涡轮总功的比值, 被称为能量分配比

$$X = \frac{W_{TH}}{W_T} \quad (6-2)$$

Y 和 X , 对涡轮风扇喷气发动机的性能有很大的影响。

二、主要的过程参数

对于涡轮风扇喷气发动机, 主要的过程参数有 T_3^* , π_{π}^* , Y 和 X 四个。下面就它们对性能的影响作一概略的分析。

1. 涡轮前燃气温度 T_3^* 和内涵道增压比 π_{π}^*

T_3^* 和 π_{π}^* 是内涵的循环参数。从热机的角度看, 类似于涡轮喷气发动机, 为了取得高的热效率, 应当选择高的 T_3^* 和相应的 π_{π}^* 。但从推进器的角度, 当飞行速度一定时, 提高 T_3^* 将会使涡轮喷气发动机的排气速度增加, 在一定的飞行速度下, 使推进效率下降, 所以 T_3^* 提高到一定的程度, 如果继续提高, 对单位燃油消耗率的下降不利。相反地, 将使 sfc 上升。这是涡轮喷气发动机所固有的。总之, 当飞行速度不太高时, 例如高亚音速, 按当前水平所能达到的 T_3^* 来设计涡轮喷气发动机, 将是不利的。但对于涡轮风扇喷气发动机则有本质的不同。它的排气速度与 T_3^* 没有一定的关系, 随着 T_3^* 的提高, 可以把更多的内涵排气能量通过风扇涡轮和风扇外涵部分传输给外涵道气流。这样, 就不存在 T_3^* 提高使推进效率下降的问题。所以, 对于涡轮风扇喷气发动机, 只要能组织好冷却, 材料允许, 提高 T_3^* 总是有利的。当然, 与此相适应的, 也要有较高的 π_{π}^* 。总之, 提高 T_3^* 和 π_{π}^* 对提高涡轮风扇喷气发动机的性能具有极为重要的意义。

2. 能量分配比

涵道比 Y 一定时, 能量分配比 X 小, 意味着内涵排气速度高, 外涵排气速度低。随着 X 的增加, 外涵排气速度也增加, 而内涵排气速度减小, 直至两者速度相等。按说, 内外涵道的排气速度相等, 从提高推进效率而言, 是最为有利的, 但考虑到能量从内涵道传输到外涵道过程中的损失, 应当是内涵道排气速度 v_{0I} 略大于外涵道排气速度 v_{0H} 为最有利。从理论上推导可得:

当 $v_0 = 0$ 时,

$$v_{0H} = \eta v_{0I} \quad (6-3)$$

为最有利。式中 η 表示能量传输过程的效率。

公式 (6-3) 可作为计算恰当的能量分配比的依据。

如果是混合排气，一般认为采用内外涵道出口的总压相等的条件来作为能量分配比的计算依据是合适的。与上面情况相比，混合排气的最有利能量分配比 X 要略小于前者式 (6-3) 的条件。

3. 涵道比 Y

涵道比 Y 的选择决定于两个因素：一个是涡轮前燃气温度 T_3^* ，一个是飞行速度 v_0 。

在前面讨论 T_3^* 时，曾提到随着 T_3^* 的提高，可把更多的能量转到外涵。由此，外涵就应当有更多的流量来接受这部分能量，使得排气速度不论是内涵或外涵都保持恰当的值，不会因 T_3^* 的上升而提高，以保证有较高的推进效率。所以，在涡轮风扇喷气发动机的发展中，随着所允许的 T_3^* 的不断提高，涵道比 Y 也是不断提高的。

影响涵道比 Y 的选择的另一个因素是飞行速度。飞行速度 v_0 低时，应当选择较大的 Y ，可使排气速度与 v_0 接近，以提高推进效率，反之，当 v_0 较高时，则应当选择较小的涵道比 Y 。

综上所述，对于飞行速度较高，如在超音速区域，且所能达到的涡轮前燃气温度 T_3^* 不高，如 1200K 以下的情况，应当选择低涵道比 Y 的涡轮风扇喷气发动机为有利，如果从结构等其他方面综合来考虑，也许是选择 $Y = 0$ 更为有利，那就是涡轮喷气发动机了。50 年代设计的用于歼击机的涡轮喷气发动机，大多属于这种情况，因而也没有考虑到要采用涡轮风扇喷气发动机的问题。与此不同，特别是从 60 年代以来，在大型的民航机和军用运输机上使用的发动机，它们的巡航速度一般都在高亚音速，随着 T_3^* 的提高，涵道比也逐渐增加，这一趋势是非常明显的。

三、不加力涡轮风扇喷气发动机的特点

不加力涡轮风扇喷气发动机，当前在民航机和军用运输机上已经得到广泛使用。特别是在大型的飞机上，更少有例外。

60 年代初期出现了以斯贝发动机为代表的第二代涡轮风扇喷气发动机。与此同时，还有 JT3D 和 HK-8-4，它们的涵道比 Y 在 1 左右， T_3^* 在 1500K 以下， π_3^* 在 20 以下， sfc 在 0.7kg/daN·h 左右。随后出现了第二代涡轮风扇喷气发动机，如 RB211，CF6 和 JT9D 等，它们的涵道比 Y 在 4~8， T_3^* 在 1600K 左右， π_3^* 在 20 以上， sfc 在 0.6kg/daN·h 左右。当前在研制的第三代涡轮风扇喷气发动机，预计将具有更高的水平，涵道比 Y 在 8~12， T_3^* 在 1900K 左右， π_3^* 在 45 左右， sfc 可降到 0.5kg/daN·h。

从以上数字中，可明显地看到这一类发动机的发展情况。特别是它具有低的单位燃油消耗率，在当前更为人们所重视。

此外，不加力的涡轮风扇喷气发动机还具有以下两个重要的优点：

一是起飞推力大。起飞的条件，相当于飞行速度为零。同样内涵的流量为 q_{m1} 、参数 π_3^* 和 T_3^* ，当内外涵道排气速度相同时，且不考虑能量传输过程的损失，则推力

$$F \propto \sqrt{q_{m1} + q_{m2}} = \sqrt{q_{m1}(1+Y)} \propto \sqrt{1+Y}$$

当考虑能量传输过程损失 η 时

$$F \propto \sqrt{1+\eta Y}$$

由此可知，高涵道比的涡轮风扇喷气发动机，对增加起飞推力是很有利的。

二是噪声小。这主要是降低了排气速度。

以上几方面突出的优点，就是不加力涡轮风扇喷气发动机在当前大型民航机和军用运输机上能得到广泛使用和大力发展的原因。

此外，这类发动机还用于垂直起落飞机。如图 6-2 所示。前面两个喷口用作风扇外涵部分的排气，后面两个喷口用作涡轮后即内涵部分的排气。

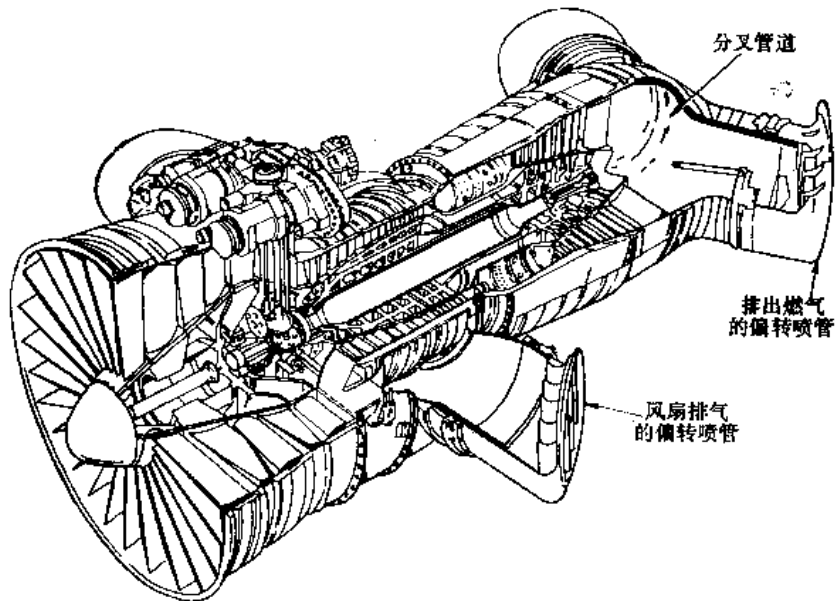


图 6-2 用于垂直起落飞机的发动机

四、加力涡轮风扇喷气发动机的特点

加力涡轮风扇喷气发动机，一般使用在作战飞机上，特别是歼击机上。在飞机的各个飞行状态中，发动机有不加力的时候。例如在起飞和中空高亚音速巡航时，一般是不加力的。这时候所具有的性能与不加力的涡轮风扇喷气发动机没有差别，也同样具有以上几方面的优点。

但必须指出，不加力的涡轮风扇喷气发动机，随着涵道比的增加，将不可避免地带来单位推力的下降，引起发动机迎风面积的增加和推重比的下降。我们知道，这对于用于民航机或军用运输机的发动机不是主要的问题，而对于用于歼击机的发动机是非常不利的。

采用加力涡轮风扇喷气发动机，将大大改善这方面的性能，即可提高推重比和增加迎面推力。在高速飞行时，甚至比涡轮喷气发动机具有更好的性能。这主要是因为，涡轮喷气发动机的加力是在涡轮后燃气温度 T_4^* 的基础上加热，而涡轮风扇喷气发动机是在内涵燃气和内涵空气混合后温度 T_4^* 的基础上加热。加到温度 T_4^* 相同的条件下，涡轮风扇喷气发动机可允许加入更多的燃油，因而可以获得更大的加力比，特别是当飞行速度比较高的时候，外涵的总增压比（包括冲压的增压比）提高了，风扇加力更显示出它的有利方面，如加力比增加和单位燃油消耗率下降。

综上所述，在作战飞机上采用加力涡轮风扇喷气发动机，在起飞和巡航时不加力，具有省油的特点，可增加飞机的作战半径；在投入战斗时，开加力，具有高推重比，可改善飞机

的机动性。所以，这类发动机在当前新一代歼击机上得到广泛使用。

第二节 部件特点

图6-3所示，是当代正在研制中的将用于民航机的一台比较先进的涡轮风扇喷气发动机。因为它是不加力的大涵道比（ $Y = 5.1$ ）发动机，所以没有加力室和加力室前的混合器。

除了这两个部件之外，其他各部件都具有·一般现代涡轮风扇喷气发动机所具有的特点。下面将以此为例，对涡轮风扇喷气发动机具有特殊性的部件作简要的分析介绍。

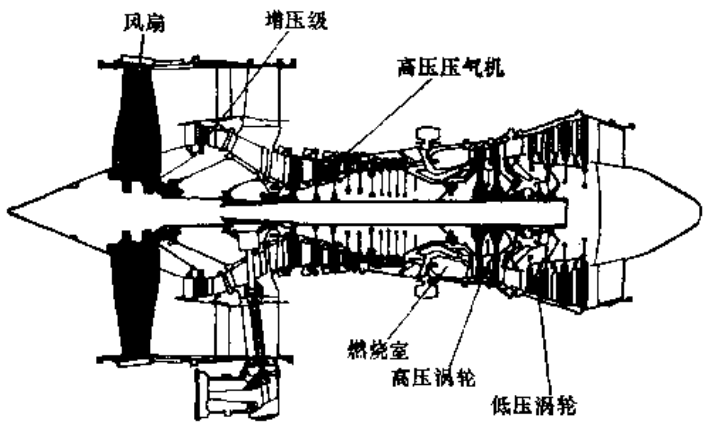


图 6-3 RJ500-35-3涡轮风扇喷气发动机

一、风扇

风扇通常是一个高增压比的跨音速级。它的轮毂比小，而叶片的展弦比大。设计和制造风扇叶片，都有相当高的难度。

风扇的性能对整机的性能影响较大。提高风扇单级增压比、效率和喘振裕度是风扇设计的主要的改进方向。目前已研制出高圆周速度（例如 500m/s），高负荷的单级风扇，并已在发动机上得到应用。其级增压比在1.7左右。试验中的单级风扇的增压比据称已达到2.8。

现有的风扇叶片一般都带有阻尼凸台，其作用是为了减振。但它却使气动效率降低1%~

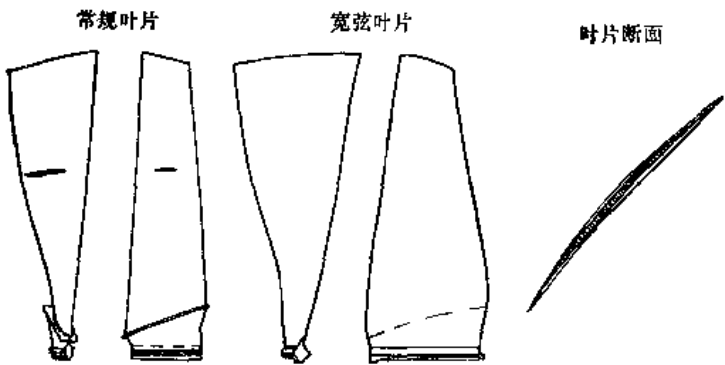


图 6-4 风扇叶片结构

2%。为此,如图6-4所示,采用加宽和加厚叶片而取消阻尼凸台的办法,以达到同样的减振的效果。

此外,大风扇叶片的重量也是不可忽视的。对于上述加宽和加厚叶片,在它的内部采用了蜂窝结构,在保证一定的刚度条件下达到减轻重量的目的。

二、压气机

在涡轮风扇喷气发动机的发展过程中,为了满足发动机总体性能的要求,压气机的增压比是不断提高的。压气机性能的改进主要是在具有较宽的稳定工作范围的条件下,提高单级平均增压比和级效率。当前,级的平均增压比和多变效率分别可达到1.55和0.91。级的增压比的增大主要靠提高叶尖速度和叶片负荷,即叶片通道的扩压能力;压气机效率的提高主要通过改进叶型设计和严格控制叶尖间隙来实现。

三、燃烧室

从图6-3看出,燃烧室的周向和轴向尺寸都比较小。这主要是下列因素在燃烧室设计中起作用:①增压比高,从完全燃烧的角度,可以缩小容积;②增压比高,因而燃烧室进口的温度高,在流速相近的情况下, M 数低,有条件采取突然扩张的形式,可缩短燃烧室进口扩压器的长度;③采用T形或其他形式的蒸发管式喷嘴或气动喷嘴;④采用短环火焰筒,如图6-5所示。

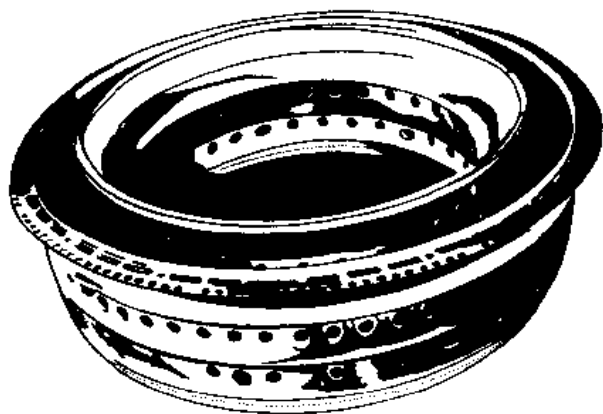


图 6-5 短环燃烧室的火焰筒

此外,对于各类发动机,特别是当前广泛用于民航机的涡轮风扇喷气发动机,燃烧室研究的重点问题之一是降低排气污染。发动机在慢车状态下工作时,由于燃烧效率低,容易产生 CO 和 C_xH_x 的燃烧产物,而在高负荷工作时,容易产生 N_xO_x 产物。要做到使这些燃烧产物低于规定的指标(一些国家都有具体的规定),还是比较困难的。问题的关键在于降低排气污染与满足其他性能指标之间有矛盾。在慢车时,可采用分区燃烧(部分喷嘴喷油)或间歇喷油等办法来减少 CO 产物,但这给结构设计带来一定的困难。至于减少 N_xO_x ,目前除了减少燃气在高温区的停留时间之外,尚有其他可行的办法。但必须注意到,这与提高燃烧效率和减少 CO 的生成是有矛盾的。

四、涡轮

涡轮风扇喷气发动机的特点之一是涡轮前燃气温度高,而内涵的流量相对地较少。由于温度高,相应地要解决耐高温的材料,如当前出现的定向结晶,甚至单晶精密铸造的涡轮叶片。尽管如此,恰当地应用冷却技术仍是涡轮叶片设计的关键之一,在提高涡轮前燃气温度

的同时又能降低冷却空气流量的需要。目前已经采用对流、气膜和冲击的组合冷却方式，如图6-6所示，还采用了隔热涂层。

从图上也可以看出，研究换热问题，搞好冷却还只是问题的一个方面，从工艺上制造出结构复杂的叶片，也是不可忽视的。

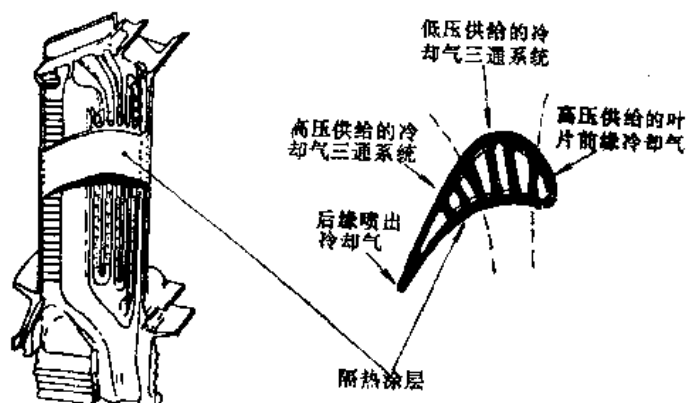


图 6-6 高压涡轮叶片

涡轮风扇喷气发动机的膨胀比很高，涡轮级数也较多，提高涡轮效率是非常重要的问题之一。特别令人注意的是高压级的间隙，因为压力高，叶片短，径向间隙的相对值（径向间隙与叶片高度的比值）大。为了提高涡轮的效率，有的采用了主动控制径向间隙技术。即在稳态工作时，对涡轮叶尖处机匣进行冷却，使径向间隙尽量减小，而在过渡状态时，切断冷却气流，使机匣受热膨胀，以保证足够的间隙，防止叶尖与机匣发生摩擦。采用主动控制径向间隙技术，一般可以使巡航耗油率下降1%左右。

五、混合器

涡轮风扇喷气发动机通常有两种不同的排气方式。一种是内涵和外涵分别从各自的喷管排气，这种方式称为非混合式，又称分别排气式，如图6-7所示。

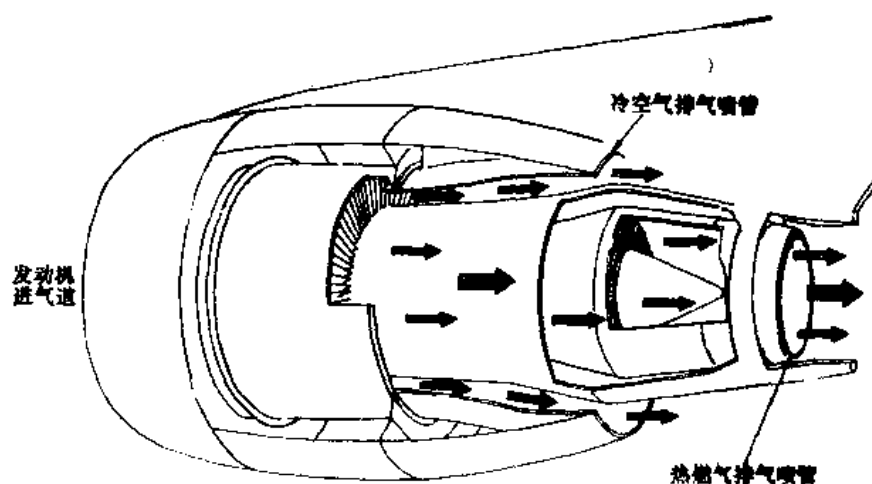


图 6-7 内外涵分别排气的发动机

另一种是内涵和外涵的气体先在一个混合器内掺混，然后从同一个喷管排气，这种方式称为混合式，如图6-8所示。

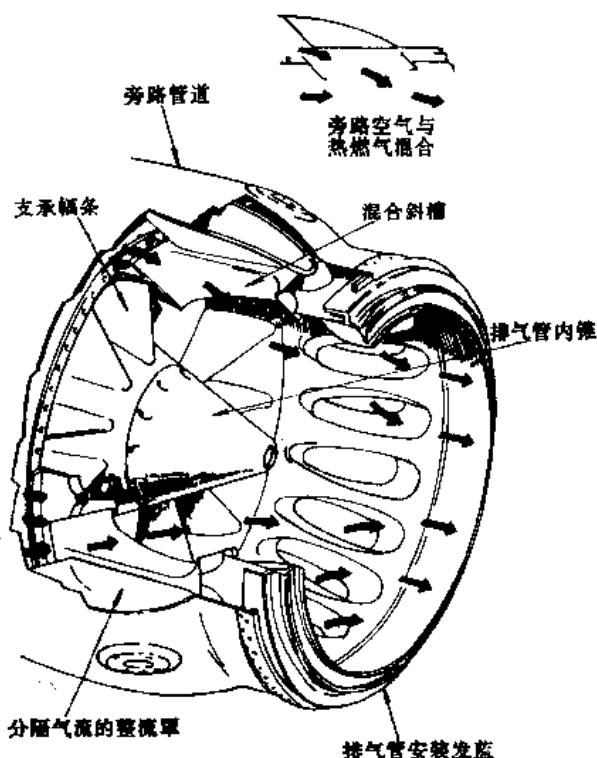


图 6-8 混合排气喷管

实验和实际使用的经验表明，在同样的内涵输出能量和相同的涵道比的情况下，混合式和非混合式涡轮风扇喷气发动机的性能是有差别的。采用混合式排气方式可得到如下几点好处：

（1）发动机的总推力稍有增加，单位燃油消耗率有所降低；

（2）用混合式排气方式，内外涵道的气体是从同一个喷管排气，故使发动机排气系统（包括喷管、消音系统和反推装置等）的设计得到简化；

（3）发动机噪声较小；

（4）便于使用引射喷管。

但必须补充指出以下两种情况：对于涵道比较高的发动机，为了减轻外涵的结构重量，常采用非混合式排气。对于 $Y > 2$ 的发动机也不能采用混合排气式，主要原因是排气极不均匀，影响推力。

对于带加力的涡轮风扇喷气发动机，原则上可以有内涵加力、外涵加力、分别加力和混合加力四种方案。但实际上为提高加力比，一般都采用混合加力。所以带加力的发动机都是采用混合排气的。

六、加力燃烧室

涡轮风扇喷气发动机加力燃烧室的工作特点是燃油消耗量大，并需要在比较广阔的范围内进行调节，因而增加了燃油喷嘴及其调节系统设计的复杂性。

第三节 各部件的共同工作和调节规律

一、各部件的共同工作方程

以下共同工作方程的列出，是以混合排气不加力的涡轮风扇喷气发动机为例的，暂不考虑气流由于冷却、向座舱引气和燃料加入等因素引起的沿流程流量的变化。

1. 流量连续

（1）风扇进口

$$\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*} = K q(\lambda_1) A_1 \quad (6-4)$$

式中: q_m ——总的流量。

(2) 高压压气机进口

$$\frac{q_m}{Y+1} \frac{\sqrt{T_{1,1}^*}}{p_{1,1}^*} = Kq(\lambda_{1,1})A_{1,1} \quad (6-5)$$

(3) 高压涡轮导向器出口

$$\frac{q_m}{Y+1} \frac{\sqrt{T_{3,1}^*}}{p_{3,1}^*} = K'q(\lambda_{dxH})A_{dxH}\sigma_{dxH} \quad (6-6)$$

式中: A_{dxH} 和 σ_{dxH} 分别表示高压第一级导向器的出口面积和总压恢复系数。

(4) 低压涡轮导向器出口

$$\frac{q_m}{Y+1} \frac{\sqrt{T_{3,L}^*}}{p_{3,L}^*} = K'q(\lambda_{dxL})A_{dxL}\sigma_{dxL} \quad (6-7)$$

式中: A_{dxL} 和 σ_{dxL} 分别表示低压第一级导向器的出口面积和总压恢复系数。

(5) 涡轮后, 混合前内涵出口

$$\frac{q_m}{Y+1} \frac{\sqrt{T_{5,1}^*}}{p_{5,1}^*} = K'q(\lambda_{5,1})A_{5,1}\sigma_{5,1} \quad (6-8)$$

式中: $\lambda_{5,1}$ ——内涵进入混合器的 5 截面出口 λ 数;

$A_{5,1}$ ——内涵进入混合器的 5 截面面积;

$\sigma_{5,1}$ ——涡轮后至 5 截面总压恢复系数。

(6) 外涵道, 混合前出口截面处

$$\frac{Yq_m}{Y+1} \frac{\sqrt{T_{5,\Pi}^*}}{p_{5,\Pi}^*} = Kq(\lambda_{5,\Pi})A_{5,\Pi}\sigma_{5,\Pi} \quad (6-9)$$

式中: $\lambda_{5,\Pi}$ ——外涵进入混合器的 5 截面出口 λ 数;

$A_{5,\Pi}$ ——外涵进入混合器的 5 截面面积;

$\sigma_{5,\Pi}$ ——风扇后至 5 截面外涵气流的总压恢复系数。

(7) 喷管喉道截面, 如果是收敛喷管, 即为出口截面

$$\frac{q_m\sqrt{T_0^*}}{p_0^*} = K'q(\lambda_0)A_0 \quad (6-10)$$

式中:

$$q(\lambda_0) = \left(\frac{\gamma'+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma'-1}} \lambda_0 \left(1 - \frac{\gamma'-1}{\gamma'+1} \lambda_0^2\right)^{\frac{1}{\gamma'-1}} \quad (6-11)$$

$$\lambda_0 = \sqrt{\frac{\gamma'+1}{\gamma'-1} \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_0^*}\right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}\right]} \quad (6-12)$$

2. 能量平衡方程

(1) 从进气道前至压气机前, 绝热过程, 则

$$T_1^*/T_0^* = 1 \quad (6-13)$$

(2) 外涵风扇

$$T_{2,\Pi}^*/T_1^* = \left(1 + \frac{\pi_{K\Pi}^* \frac{\gamma'-1}{\gamma} - 1}{\pi_{K\Pi}^*}\right) \quad (6-14)$$

(3) 低压压气机

$$T_{1.1}^*/T_1^* = \left(1 + \frac{\pi_{KL}^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{KL}^*}\right) \quad (6-15)$$

(4) 高压压气机

$$T_2^*/T_{1.1}^* = \left(1 + \frac{\pi_{KH}^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{KH}^*}\right) \quad (6-16)$$

(5) 涡轮前的温度, 根据高压转子能量平衡则得:

$$T_2^*/T_{1.1}^* = \frac{c_p(\pi_{KH}^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{c_p\left(1 - \frac{1}{\pi_{TH}^{*\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}}\right)} / (\pi_{KH}^* \eta_{TH}^* \eta_{mH}) \quad (6-17)$$

式中: η_{mH} ——高压转子的机械效率。

(6) 高压涡轮出口

$$T_{2.1}^*/T_2^* = 1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{TH}^{*\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}}\right) \eta_{TH}^* \quad (6-18)$$

(7) 低压涡轮出口

$$T_4^*/T_{2.1}^* = 1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{TL}^{*\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}}\right) \eta_{TL}^* \quad (6-19)$$

(8) 根据低压转子能量平衡, 可得如下方程

$$\begin{aligned} T_4^*/T_{2.1}^* &= 1 - \frac{\Delta T}{T_{2.1}^*} = 1 - \frac{Y c_p \Delta T_{KH}^* + c_p \Delta T_{KL}^*}{c_p T_{2.1}^* \eta_{mL}} \\ &= 1 - \frac{Y T_1^* c_p (\pi_{KH}^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) / \eta_{KH}^* + T_1^* c_p (\pi_{KL}^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) / \eta_{KL}^*}{c_p T_{2.1}^* \eta_{mL}} \end{aligned} \quad (6-20)$$

(9) 不加力, 混合后的总温

$$T_3^* = \frac{Y c_p T_{2.1}^* + c_p' T_4^*}{Y c_p + c_p'} \quad (6-21)$$

(10) 排气总温

$$T_5^*/T_3^* = 1 \quad (6-22)$$

3. 压力平衡

(1) 进气道

$$p_1^*/p_0^* = \sigma_i \quad (6-23)$$

(2) 风扇外涵道

$$p_{2H}^*/p_1^* = \pi_{KH}^* \quad (6-24)$$

(3) 低压压气机

$$p_{1.1}^*/p_1^* = \pi_{KL}^* \quad (6-25)$$

(4) 高压压气机

$$p_2^*/p_{1.1}^* = \pi_{KH}^* \quad (6-26)$$

(5) 燃烧室总压恢复

$$p_3^*/p_2^* = \sigma_b \quad (6-27)$$

(6) 高压涡轮

$$p_{3.1}^*/p_3^* = 1/\pi_{\tau H} \quad (6-28)$$

(7) 低压涡轮

$$p_4^*/p_{3.1} = 1/\pi_{\tau L} \quad (6-29)$$

(8) 混合截面的静压相等。进入混合室的两股气流都是亚音速气流，所以它们的静压应当相等。由此可得下面方程：

内涵道

$$q(\lambda_{5I}) = \left(\frac{\gamma' + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}} \lambda_{5I} \left(1 - \frac{\gamma' - 1}{\gamma' + 1} \lambda_{5I}^2 \right)^{\frac{1}{\gamma' - 1}} \quad (6-30)$$

式中：

$$\lambda_{5I} = \sqrt{\frac{\gamma' + 1}{\gamma' - 1} \left[1 - \left(\frac{p_{5I}}{p_{3.1}^* \sigma_{5I}} \right)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} \right]} \quad (6-31)$$

外涵道

$$q(\lambda_{5II}) = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \lambda_{5II} \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda_{5II}^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (6-32)$$

$$\lambda_{5II} = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_{5II}}{p_{3.1}^* \sigma_{5II}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (6-33)$$

$$p_{5I} = p_{5II} \quad (6-34)$$

(9) 混合后总压

$$p_6^* = \frac{Y p_{5II}^* \sigma_{5II} + p_{5I}^* \sigma_{5I}}{Y + 1} \sigma_{em}^* \quad (6-35)$$

式中： σ_{em}^* ——内外涵道气流混合总压恢复系数。

(10) 喷管出口截面总压

$$p_7^*/p_6^* = \sigma_e \quad (6-36)$$

4. 相似转速之间的关系

$$\frac{n_L}{\sqrt{\frac{T_{3.1}^*}{T_1^*}}} = \frac{n_L}{\sqrt{T_1^*}} \sqrt{\frac{T_1^*}{T_{3.1}^*}}$$

$$\frac{n_H}{\sqrt{\frac{T_7^*}{T_1^*}}} = \frac{n_H}{\sqrt{T_{1.1}^*}} \sqrt{\frac{T_{1.1}^*}{T_7^*}}$$

综合以上各方程，有关参数可分四类：

(1) 决定于燃气或空气性能的参数，可视为常数。如在精确计算时，可取为温度的函数；

(2) 总增压比 π 、总压恢复系数 σ 和效率 η 。由各部件特性曲线来确定，在计算时通过迭代得到；

(3) 发动机流程各截面面积，对于确定的发动机，为已知参数；

(4) 其他未知数。

其中未知数有 Y 、 q_m 、 $q(\lambda_1)$ 、 $q(\lambda_{1.1})$ 、 $q(\lambda_{dxH})$ 、 $q(\lambda_{dxL})$ 、 $q(\lambda_{5I})$ 、 λ_{5I} 、 $q(\lambda_{5II})$ 、 λ_{5II} 、 $q(\lambda_9)$ 、 λ_9 、 T_0^* 、 T_1^* 、 $T_{1.1}^*$ 、 $T_{2.1}^*$ 、 $T_{2.1.1}^*$ 、 T_3^* 、 $T_{3.1}^*$ 、 $T_{3.1.1}^*$ 、 T_4^* 、 $T_{4.1}^*$ 、 $T_{4.1.1}^*$ 、 p_0^* 、 p_1^* 、 $p_{1.1}^*$ 、 $p_{2.1}^*$ 、 $p_{2.1.1}^*$ 、 p_3^* 、 $p_{3.1}^*$ 、 $p_{3.1.1}^*$ 、 p_{5I}^* 、 p_{5II}^* 、 p_6^* 、 p_7^* 、 n_L 和 n_H 共37个参数。以上的方程式共33个。根据未知数和方程式的数目可知，类似于涡轮喷气发动机，对于几何一定的发动机，只要任意确

定四个参数，即确定了其他各参数，也就确定了发动机的工作状态。同样， p_0 、 T_0^* 和 p_0^* 是发动机工作的外界条件和飞行速度所确定的。因此，根据要求主观能改变的参数是 n_L 、 n_H 或 T_0^* ，但只能是其中的一个。确定了一个，例如 n_L ，则其他的参数，包括 n_H 和 T_0^* 都有确定的值，不可任意改变了。

应当补充指出，由于冷却，向座舱引气和燃料加入等因素，沿流程气流质量流量是变化的。在计算时，应该考虑这一点，因而可增加若干个方程进行联解，这是必要的。

此外，还应当指出，上面一组方程的列出，是把风扇分为内外涵两部分，并视为两个独立部件，即分为外涵风扇和低压压气机（其中也包括风扇转子上后面的压气机在内）。如图6-9所示，随着飞行 M 数的变化，边界流线 $a-a$ 是变化的。这说明在非设计状态下工作时，涵道比 Y 值也要相应地发生变化。例如当飞行 M 数增加，低压转子相似转速 $n_L/\sqrt{T_0^*}$ 降低时，通过内涵和外涵的空气流量不是成比例地增加，在内涵道里，由于压气机降低了对空气的增压能力，使得内涵空气流量增加得更慢一些。当然，边界流线 $a-a$ 变化时，内外涵两部分的特性线发生变化，在进行计算时，如果忽略这种变化，则是一种近似的考虑。

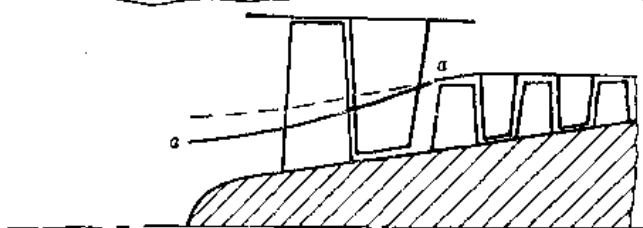


图 6-9 风扇进口流场随飞行 M 数的变化
——高 M 数；----低 M 数

二、调节规律

涡轮风扇喷气发动机最大工作状态的调节，类似于双轴式涡轮喷气发动机，一般都采用喷管出口面积不

变的方案，以燃烧室燃油流量 q_{mf} 为调节作用量。被调参数为 n_L 、 n_H 和 T_0^* 三个中的任何一个。

但在一般情况下，不采用低压转子转速 n_L 等于常数的最大工作状态调节规律，因为当进气总温变化时，将会使高压转子转速 n_H 和涡轮前燃气温度 T_0^* 产生很大的变化。

因此，涡轮风扇喷气发动机广泛采用 n_H 等于常数的调节规律。当进气总温变化时，低压转子转速将改变，高压转子的相似转速 $n_H/\sqrt{T_0^*}$ 也发生变化，涡轮前燃气温度 T_0^* 将随着高压压气机功和高压涡轮膨胀比的变化而变化。例如当飞行 M 数增加，或周围环境大气温度增加时，为了保持 n_H 不变，则使 T_0^* 低于最大允许值，发动机潜力不能发挥；反之， T_0^* 将超过最大允许值，则必须降低发动机的转速，使 T_0^* 保持最大允许值。

考虑到风扇发动机的特点，有时认为采用 $T_0^* = \text{常数}$ 是合适的，它既能保证发动机安全可靠地工作，又能较好地发挥发动机的潜力。

要使燃油自动调节器直接感受涡轮前燃气温度 T_0^* 是困难的，这在单轴式涡轮喷气发动机调节中已作过讨论。但我们可以采用间接的方法保证涡轮前燃气温度 T_0^* 为常数。

通常使燃油自动调节器感受燃烧室内压力如 p_3^* （或 p_4^* ），只要能准确地根据 p_3^* （或 p_4^* ）值的大小按一定的比例供给燃油流量 q_{mf} ，便可以保持 T_0^* 为某一数值不变。因为

$$\frac{(q_{m1} + q_{mf})\sqrt{T_0^*}}{p_3^*} = K'q(\lambda_{dx})A_{dx}\sigma_{dx}$$

对于一定的发动机， A_{dx} 、 K' 和 σ_{dx} 都可视为常数，在最大工作状态下，可取 $q(\lambda_{dx}) \approx 1$ ，且因 $p_3^* = \sigma_b p_0^*$ ， σ_b 也可取为常数。又因为 q_{mf} 与 q_{m1} 相比，前者所占比例是很小的，近似地或按一定的关系，可写成如下的函数

$$T_3^* = f_1(p_3^*/q_{m1}) \quad (6-37)$$

此外, 对于一定的发动机, 从燃烧的角度看, 可认为涡轮前燃气温度 T_3^* 仅仅是余气系数 α 的函数, 即

$$T_3^* = f_2(\alpha) = f_3(q_{mf}/q_{m1}) \quad (6-38)$$

因此, 当燃油自动调节器能够准确地根据燃烧室进口压力 p_3^* 的大小按一定的比例供给燃油流量 q_{mf} 时, 通过公式(6-37)和(6-38), 即可解得 T_3^* 和 q_{mf}/q_{m1} 。换言之, 也就是可以保持涡轮前燃气温度 T_3^* 为某一常数值不变。

必须指出, 无论是采用 $n_H = \text{常数}$ 或 $T_3^* = \text{常数}$ 的调节规律, 为了保证发动机安全可靠地工作, 往往在燃油调节器上装有某些参数的限制机构, 如低压转子转速 n_L 限制器、高压转子转速 n_H 限制器、涡轮前燃气温度 T_3^* 限制器(往往感受涡轮出口燃气温度 T_4^*)和燃烧室内压力限制器等其中的一些。当限制器参与工作时, 就不能保持按原有的调节规律进行调节。

第四节 涡轮风扇喷气发动机特性

涡轮风扇喷气发动机以双轴式为多, 少数也有三轴结构, 个别的也有单轴结构。以双轴式为例, 与双轴式涡轮喷气发动机一样, 特性与调节规律有关。

一、速度特性

随着飞行 M 数的增加, 发动机的单位推力是下降的, 而且比涡轮喷气发动机下降得快, 在较小的飞行 M 数下, 单位推力就可能变为零。涵道比 Y 愈大, 单位推力的下降愈快。主要原因是涡轮风扇喷气发动机的排气速度比涡轮喷气发动机小得多。

飞行 M 数增加时, 流过发动机的空气流量由于速度冲压增大, 总是加大的。但图6-9已经说明, 涵道比 Y 是加大的, 即内涵的空气流量增加得比外涵慢。

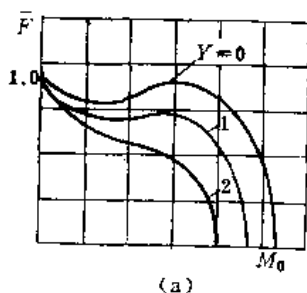


图 6-10 涵道比对涡轮风扇喷气发动机速度特性的影响

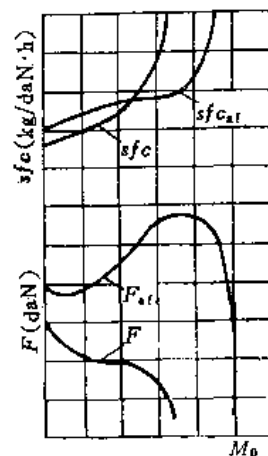
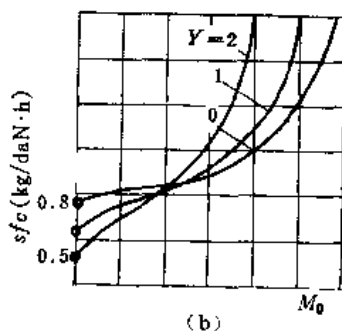


图 6-11 加力涡轮风扇喷气发动机的速度特性

单位推力和空气流量的变化, 决定了推力的变化。如上所述, 单位推力随飞行 M 数增加而下降得较快, 一般说比空气流量上升的幅度为大, 则推力将随飞行 M 数的增加而减小。特

别是大涵道比的发动机推力随飞行 M 数的增大一直是下降的。涵道比愈大，推力下降得愈快。如图6-10 (a) 所示，只有涵道比较小的发动机，例如 $Y < 1$ ，还有可能保留一点涡轮喷气发动机速度特性的一些特点，即在飞行 M 数较高时，推力还有所增加。

图6-10 (b) 表示不同涵道比对单位燃油消耗率随飞行速度变化的影响。

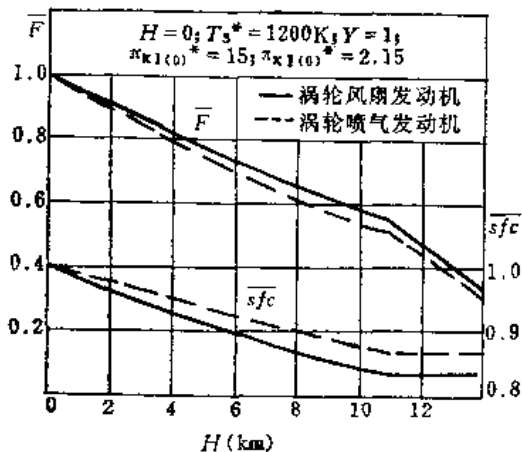


图 6-12 涡轮风扇喷气发动机的高度特性

对速度特性的分析，进一步表明不加力的涡轮风扇喷气发动机，特别是大涵道比的，不适宜于作高速飞行的动力装置，因为它的速度特性不好。

只有加力涡轮风扇喷气发动机在加力时，能弥补这一不足之处。它的单位推力要比不加力时大得多，因而推力也大大增加。如图6-11所示，推力为零的对应的 M 数也增大了。

但从单位燃油消耗率的曲线可看出，小飞行 M 数时加力的 sfc 比不加力的要大得多，只有当飞行 M 数相当高时，才有可能比不加力的 sfc 要低。

二、高度特性

图6-12表示涡轮风扇喷气发动机的高度特性，在图上也表示了相同参数的涡轮喷气发动机的高度特性。两者的变化规律是一样的，只是快慢略有不同。

三、转速特性

涡轮风扇喷气发动机转速特性的特点，类似于双轴涡轮喷气发动机（如果也是双轴的话）。在减少供油量时，涡轮落压比的下降，首先从低压涡轮开始。因此，起初高压涡轮的落压比不变， T_3^* 和高压压气机功几乎成正比地下降，当高压涡轮落压比也开始下降时， T_3^* 的下降变慢。当转速下降较多时，由于各部件偏离设计状态较多，效率较低， T_3^* 反而上升。

随着转速的下降，一方面是内涵压气机增压比下降得比外涵风扇快，因此，流过内涵高压涡轮第一级导向器出口截面的燃气流量下降得比外涵喷口流量快；另一方面，由于低压转子转速在节流时下降得比高压转子快，加速了外涵道增压比的下降。综合上述两方面相反的影响，可认为起决定作用的还是前者，因为后者对内涵道也是同样起作用的。所以，随着转速下降，发动机的涵道比 Y 是增加的，这与前面所说的涵道比 Y 随飞行 M 数的变化关系是完全一致的。

随着转速的下降，由于外涵风扇的增压比下降得比内涵压气机慢，因此，外涵喷管（如果是分别排气的）的落压比下降得比内涵慢。此外，还由于转速开始下降时， T_3^* 的下降，其结果都使得外涵与内涵速度的比值 v_{0II}/v_{0I} 增加。也就是随着转速的下降，外涵单位推力的下降比内涵要慢。

综上所述，随着转速的下降，如图6-13所示，毫无疑问，推力是下降的。但由于内外涵道单位推力和涵道比的变化关系，使得外涵道的推力下降得比内涵道为慢。这一情况从热力循环的角度看是因为内涵道与外涵道功的重新分配。在这里，我们必须注意到，转速较低时，

单位燃油消耗率大大上升。这是由于在低转速时不必要地把能量过多地转到外涵，引起性能恶化，经济性反而不如涡轮喷气发动机。所以，在设计和选用发动机时，必须要考虑这一点。例如，为了使巡航状态能有较好的经济性，在选择涵道比时，就不能只从设计状态（一般是起飞状态）最有利的条件来考虑。

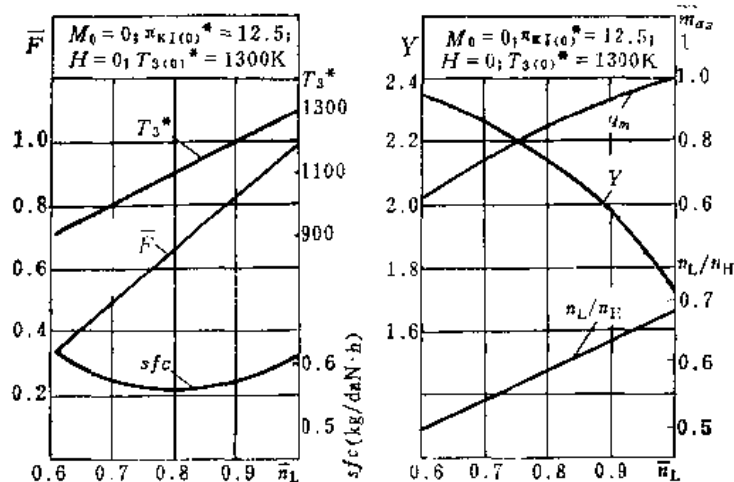


图 6-13 涡轮风扇喷气发动机的转速特性

复 习 题

1. 试用涡轮风扇喷气发动机示意图并结合附加质量原理阐明加力和不加力涡轮风扇喷气发动机的主要特点，并说明当前为什么得到广泛应用。
2. 试述四个主要的过程参数是如何影响发动机的总体性能和速度特性的，当前发展的趋势如何。

第七章 涡轮轴发动机

涡轮轴发动机是直升机的动力装置。它的主要特点是燃气发生器后的燃气所具有的可用能量，几乎全部通过涡轮轴输出功率，带动直升机的旋翼和尾桨。

涡轮轴发动机在50年代初期出现之后，在直升机动力装置领域，便逐渐代替了活塞式发动机。目前，在200kW以上的动力装置中，它已占统治地位。在小功率的动力装置中，还有少数正在使用和制造的活塞式发动机。

涡轮轴发动机作为直升机的动力装置，与活塞式发动机相比，主要的优点首先是重量轻，体积小。同样为功率600kW左右的发动机，它的重量还不到活塞式发动机的三分之一。大功率的发动机，它们的重量悬殊更大，采用涡轮轴发动机则更为有利。其次是涡轮轴发动机没有往复运动的机件，所以振动小，噪声小。但必须指出，在单位燃油消耗率方面，与活塞式发动机相比，目前它尚有一定的差距。例如对小型的发动机，它们之间约相差30%。对于大型的发动机，它们之间的水平就非常接近了。此外在制造成本方面，小型涡轮轴发动机比较昂贵，因而它今后在民用航空上与活塞式发动机仍有一番竞争。

在当前涡轮轴发动机发展的过程中，人们非常重视以下两方面的问题。

第一、研制中小型涡轮轴发动机。主要是1000kW以下的发动机，以满足中小型直升机动力装置的需要。

大型直升机的动力装置，在当前比较好解决，它有同量级的涡轮喷气发动机或涡轮风扇喷气发动机的基础。原则上说，将功率相当的上述两种发动机稍加改造，就可成为涡轮轴发动机。例如将涡轮喷气发动机作为燃气发生器，在它的涡轮后再加一自由涡轮及其输出轴，或将涡轮风扇喷气发动机去掉风扇级，或对风扇进行顶切，去掉外涵部分，取其核心发动机作为燃气发生器。与涡轮喷气发动机一样进行处理，都可以成为涡轮轴发动机。

但必须注意到，涡轮喷气发动机和涡轮轴发动机在功率量级上是很不相当的。例如当前1500千牛推力的发动机是属于小型涡轮喷气发动机，如果将它改造成成为涡轮轴发动机，其功率约为3500kW，在直升机动力装置领域就属于中等偏大的发动机。用这样的一台发动机就可以作为中型直升机（例如可运载一个排的武装人员）的动力装置。

另一方面，为了直升机工作的安全可靠，一架直升机往往采用两台或三台动力装置，因而所需要的单台动力装置的功率量级就更小了。对于这样小的动力装置，例如小到100~200kW，那是没有现成的涡轮喷气发动机可供改造的，必须另行研制。

从大到小，并不是简单的缩形，小有许多“小”的难处，这将在部件特点中介绍。

第二，在军事上或在工交农林等各条战线上，直升机是大量使用的。对于一个机种，如能降低在寿命期内单位时间的总费用，在经济上则具有非常重要的意义。

首先是燃油的消耗，要占总费用的一大半。多年来，特别是小型涡轮轴发动机，在这方面进行了不少努力，单位燃油消耗率逐渐下降，与活塞式发动机相比，差距逐渐缩小。在技术上，当前发展的途径仍然是依靠冷却或材料耐热温度的提高和相应地提高压气机的增压比。但必须注意到，单位燃油消耗率大幅度降低的速度正在减慢，除非采取其他方面的有效

措施,如回热循环等,否则,进一步降低单位燃油消耗率将会受到限制。

其次是降低制造成本和延长使用寿命。涡轮轴发动机发展的过程,在结构上,最初是由简单到复杂,当前的发展趋势则是由复杂到简单,以比较有代表性的发动机为例,零件数日减少了一半以上。其目的主要是为了降低制造成本和维护费用,同时也为了改善可靠性。此外,同样制造成本的发动机,使用寿命不一样,价值也就不同了。在涡轮轴发动机的发展中,寿命期是不断增长的,目前有的发动机寿命可达20000 h。但也有人认为6000 h的寿命已经足够了。如果每年使用400 h,发动机的使用年限可望达到15年。

再次是维护费用。包括维护工时,更换的零组件和其他材料的消耗等,不少涡轮轴发动机采用了单元体结构,维护工时显著下降。

由上得知,降低费用的重点仍然应是以降低单位燃油消耗率为主。为此,值得注意的是,直升机在执行任务时,有相当多时间发动机是在50%或更低的功率状态下工作,那么在设计发动机时,重点就必须放在改善部分功率状态下的单位燃油消耗率,以便减少寿命期内单位时间的总费用。目前也有考虑采用一台平时不工作专供战斗或其他特殊情况下应急使用的发动机,以提供应急功率。这样,可使主发动机总是处于比较有利节油的状态下工作。

在这里,还应当指出,涡轮轴发动机的可靠性问题具有一定的特殊性。主要表现在以下两个方面,一方面是直升机在起飞、爬高和悬停时,发动机经常在大功率下工作,且状态多变,零部件受到热冲击,容易出现低频循环疲劳损伤,另一方面是没有一定机场,易受外来物侵袭,包括鸟类、海水甚至沙石。

第一节 基本工作原理和主要参数

一、自由涡轮式和定轴式涡轮轴发动机

图7-1表示涡轮轴发动机的实际循环。图7-2表示沿流程截面的标注。从图7-1上看出,在3.1截面之前,为燃气发生器,其中带动压气机的涡轮叫做压气机涡轮。各部件在作用原理上与涡轮喷气发动机没有差别。在压气机涡轮之后为动力涡轮,如果与前面的涡轮在机械上没有联系,则称为自由涡轮。自由涡轮通过输出轴输出功率,经减速器(通常有体内减速器和主减速器),以低转速和大扭矩带动旋翼,小部分功率通过尾桨减速器带动尾桨。图7-2所示,即为属于自由涡轮式的涡轮轴发动机。

这种形式的涡轮轴发动机有以下几方面的优点:①研制比较方便,前后两个部件可分别进行,特别是采用现成的涡轮喷气发动机改型时,更为有利;②起动时只要带动燃气发生器,所以所需要的起动机功率较小;③自由涡轮的工作对燃气发生器工作的影响较少,燃气发生器的工作比较稳定;④燃气发生器和旋翼以各自不同的转速工作,在设计中比较有利于选择各自合适的转速;⑤燃气发生器涡轮仅带动压气机,所以它本身的起动加速性能比较好。

另一种形式,如图2-19所示,叫做定轴式涡轮轴发动机,多级涡轮作为一个整体向压气机减速器输出功率,相对于自由涡轮式,它具有以下优点:主要是便于作前输出轴的结构上的安排。如果是自由涡轮式的,要作前输出,就要增加一根同心轴,原来是一个转子的,就成了双转子同心,或者在发动机之外设置一根平行于发动机轴心的输出轴,把自由涡轮经体内

减速器后的输出功率引向前方，作前输出安排，这些在一定程度上都增加了结构上的复杂性和重量。

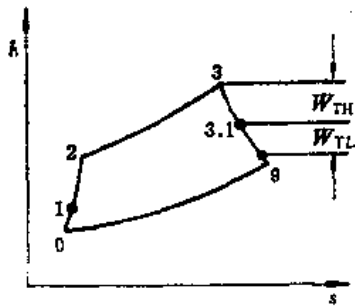


图 7-1 涡轮轴发动机的实际循环

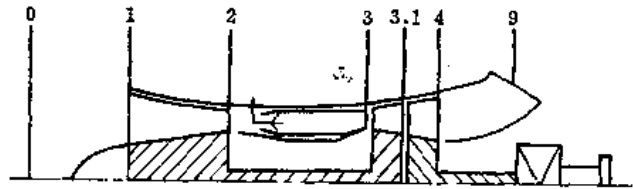


图 7-2 涡轮轴发动机示意图和截面标注

二、主要参数

涡轮轴发动机与涡轮喷气发动机一样，主要的过程参数仍然是涡轮前燃气温度 T_3^* 和压气机压比 π_c^* 。选择 T_3^* 和 π_c^* 的原则类似于涡轮风扇喷气发动机，尽可能选择高的 T_3^* 以及与其

相适应的高 π_c^* ，而且，从输出功率而言涡轮轴发动机仅作为热机，不存在推进效率的问题。如图 7-3 所示，提高 T_3^* 和相应的 π_c^* ，对降低单位燃油消耗率和提高单位功率的好处是明显的。

涡轮轴发动机不同于涡轮喷气发动机，主要有以下五个性能参数。

1. 发动机功率 P_e

作为涡轮轴发动机，通常是把体内减速器视为它的一个部件，所以发动机功率是指经体内减速器输出的功率。它与涡轮轴输出功率 P_T 的差别，

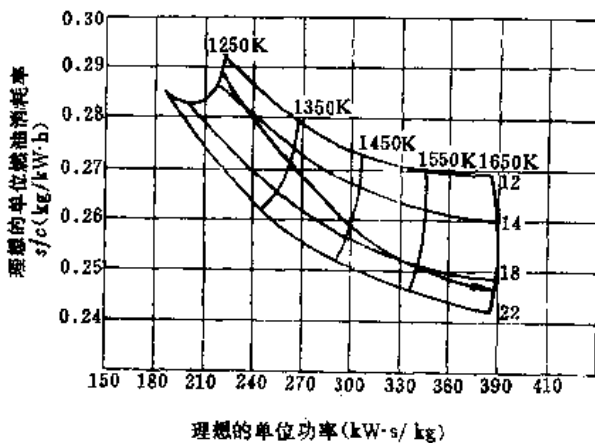


图 7-3 涡轮轴发动机循环性能的综合考虑

在于经体内减速器的机械损失，它们之间的关系可表示为

$$P_e = \eta_m P_T$$

式中： η_m ——体内减速器的机械效率。

对于有些大型的涡轮轴发动机，发动机作为一个部件，其中并不包括体内减速器。所指的功率就是涡轮轴的输出功率。

作为性能指标，一般指的是最大起飞功率。与涡轮喷气发动机的推力大小一样，功率的大小也不能体现发动机的好坏。但必须注意到，对于现有正在使用中的发动机，只要它还有改型的价值，提高最大起飞功率，往往是一个机种改进改型的一个方面。这样，可在不花费过多财力物力的条件下，提高发动机的性能，扩大使用领域，或改善飞机的性能。不少涡轮轴发动机的改型演变也正是说明了这样一个问题。

2. 单位功率

$$P_s = P_e / q_m \quad \text{kW} \cdot \text{s} / \text{kg}$$

与涡轮喷气发动机的单位推力有类似的意义,而单位不同。这一指标目前的水平约为 $200 \text{ kW} \cdot \text{s} / \text{kg}$ 。

3. 功率质量比

$$P_m = P_e / m \quad \text{kW} / \text{kg}$$

式中: m ——发动机质量, kg 。

大型的涡轮轴发动机,如功率为 7000 kW ,这一指标可达 $7 \text{ kW} / \text{kg}$ 以上,而小型的,如功率为 200 kW 的,仅为 $3 \text{ kW} / \text{kg}$ 左右。但必须补充指出,前者是没有体内减速器的,后者是包括体内减速器的。所以,在评价这一性能指标时,这一点是必须注意的。一般说大型的和小型的不应当放在一起比较性能的好坏。

4. 单位燃油消耗率

$$sfc = \frac{3600 q_{mf}}{P_e} \quad \text{kg} / \text{kW} \cdot \text{h}$$

式中: q_{mf} ——每秒钟燃油消耗量。

在最大起飞功率状态,大型的涡轮轴发动机,可达 $0.270 \text{ kg} / \text{kW} \cdot \text{h}$ 左右,小型的在 $0.400 \text{ kg} / \text{kW} \cdot \text{h}$ 左右。

5. 发动机剩余推力

$$F = q_m v_e$$

一般情况,排气速度很低,可忽略这部分推力的作用,排气方向也不一定与飞机前进方向相反。为了结构上的方便,可任意安排排气方向。个别情况,排气速度较高,例如 120 m/s 以上,对于功率为 1000 kW 的发动机,在起飞状态约可获得 60 daN 的推力,这是不可忽视的。当然,在巡航状态,飞机有前进的速度,推力要小得多。为了使这部分推力起作用,在总体安排时,应采用前输出轴,使排气的方向与前进方向相反。

第二节 部件特点

前面已经强调指出,在当前直升机动力装置的研制过程中,着重是要解决一个“小”字。所以,在这一节里除了介绍直升机动力装置特有的问题之外,将介绍小涡轮轴发动机的部件的特点。

一、进气装置

直升机的飞行速度较低,压气机进口的气体流速总是大于飞行速度。所以,按收敛管道要求设计的进气系统,就能满足直升机飞行速度变化的要求。换言之,除了进口按双扭线甚至圆弧设计之外,从气动的角度对进气装置没有更多的要求。

但是,注意到直升机工作的环境,起飞和

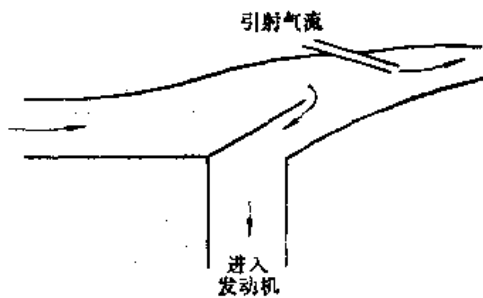


图 7-4 惯性分离进气装置示意图

着陆一般不在专门的机场上,例如在沙漠、草原、高山等地都有可能,发动机特别容易受到外来物的侵袭。为了避免事故的发生或为了延长发动机的使用寿命,常在进气部分采取不同的措施。如图7-4所示,是一个惯性分离装置的示意图,进入进气道的外来物,受到离心力的作用,且在引射气流的作用下,被排出口外,使基本上干净的空气拐弯进入发动机。

在进气装置上,是否采取防外来物的措施和采取什么样的措施,与飞机所执行的任务和发动机部件(主要是压气机)抗外来物的性能有关。

二、压气机

一般说,轴流式压气机效率较高,大功率的燃气轮机几乎全部采用轴流式压气机。小功率的涡轮轴发动机,空气流量小,例如小到 6kg/s 以下,甚至 1kg/s 左右。若采用轴流式压气机,由于叶片很短,叶片顶部间隙(却不能按比例缩小)和根部损失对级效率影响较大,其效率很可能要低于离心式压气机。近年来,随着压气机增压比的提高,这一问题更加突出。所以,中、小功率的涡轮轴发动机,例如 1000kW 以下的,几乎很少例外地是采用离心式或轴流加离心组合式的压气机。其中,尤以组合式压气机为多。但单独使用离心式压气机,目前也引起人们的注意。为了满足提高增压比的要求,一方面是提高单级离心式压气机的增压比,另一方面是采用双级离心的结构。

在小型涡轮轴发动机上采用单级离心或双级离心压气机,除了在效率方面的考虑和离心式压气机所固有的工作比较稳定之外,还有三方面的优点值得提出。一是结构简单,可降低制造和维护成本;二是抗外来物击伤的性能比轴流式要好得多;三是与轴流式压气机叶片相比,抗高频疲劳性能比较好,可延长使用寿命。

三、燃烧室

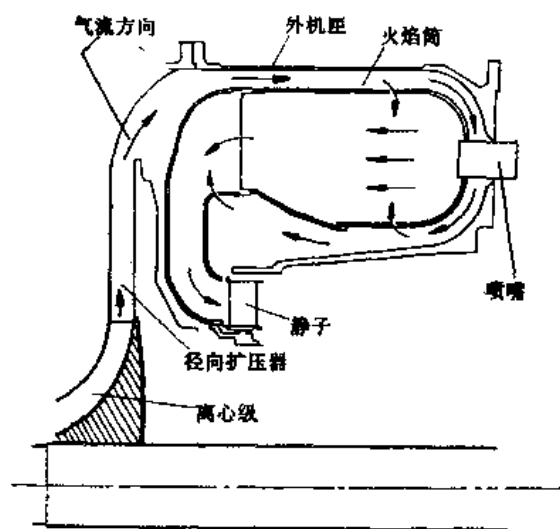


图 7-5 带回流式燃烧室示意图

对于小型涡轮轴发动机的燃烧室,主要存在以下两个问题:一是供油量小,而喷嘴的出口孔径和压降都不能太小。这就限制了喷嘴的数目,因而造成燃油分布不合要求,导致温度场极不均匀。为此,可采取通过发动机轴中心由甩油盘供油的方式,如图3-59所示的结构。此外,还有采用蒸发管式或气动雾化喷嘴的。二是发动机的其他各部件尺寸按发动机功率的大小基本上可成比例地缩小,而考虑到燃烧完全的程度,燃料在燃烧室中必须有一定的停留时间,这样,燃烧室的长度就不能成比例地缩短。由此而引起对燃烧室壁面冷却的负担和涡轮轴的长度增加,使刚性变差。为此,常采用回流式的燃烧室,如图7-5所示。这种结构还便于检查热部件工作的情况,对维护工作

有利。

四、涡轮

小型涡轮轴发动机的涡轮，从效率的角度，特别是高压级与压气机有类似的情况，即二次流损失大等。尽管目前采用径向式涡轮的还比较少，但仍是一个不可忽视的发展方向，主要是冷却问题不易解决。当前小型轴流式涡轮的设计，主要的也是冷却问题。高压级叶片尺寸小，而冷却流路的缝隙不可能按比例缩小，其结果使得占相当大比例的空气流量不能参加做功，这是不合理的，会影响发动机方面的性能。在这方面，当前努力的方向是在占一定比例的冷却空气流量下，提高它的冷却效果，从而使涡轮前燃气温度有可能作进一步的提高。

五、排气喷管

动力涡轮后的燃气一般仍具有较高的流速，而静压低于外界大气压。这是涡轮工作的需要，可增加轴的输出功率。气流经过排气喷管，静压提高，流速降低，到喷管的出口，在静压等于外界大气压的条件下，以相当低的流速排出外界。所以，排气喷管是起扩压的作用。减少喷管的扩压损失，也就意味着动力涡轮能获得更多的功。

排气的动能比较小，常常是不被利用，从飞机的左右两侧排出。自由涡轮式的后输出结构，往往是基于这种考虑，如图7-2所示。与此相反，不论是自由涡轮式或定轴式，凡是前输出的结构，一般可利用排气的动能，在巡航时，可产生一定的推力。

六、减速器

动力涡轮的转速较高，而旋翼的转速较低，相差近百倍，因而就要有减速器。由于减速比大，要有多级减速，才能实现功率的传递。在结构上，通常分体内减速器（或简称体减）和主减速器（或简称主减）。前者被认为是发动机的一个组成部件，后者被认为是独立于发动机之外的一个部件。对于多发装置，则多发共同合用一个主减。图7-6是一个主减的简图。

对减速器，除了工作可靠之外，主要的要求是重量轻和效率高。

我们知道功率传递过程的扭矩

$$M = \frac{30P}{\pi n} \quad \text{N} \cdot \text{m}$$

在一定的功率 $P(W)$ 下，扭矩与转速成反比。动力涡轮的转速高，输出轴的直径较小，在每一级减速的过程中，轴的直径逐渐加粗，传动齿轮的尺寸也加大加宽。

所以，减速器的重量是非常可观的。对于发动机来说，如果是带体减的话，体减约占发动机重量的20%左右，主减的重量略低于发动机的重量。如果把体减和主减的重量加在一起，则与发动机的重量基本相当。所以，减轻减速器的重量是非常重要的问题之一。

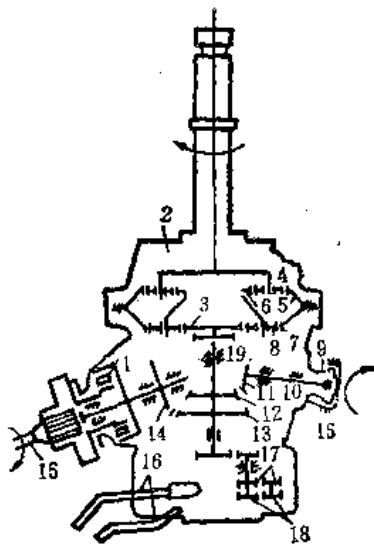


图 7-6 主减速器传动简图

1—自由行程离合器（在起动时为了断开减速器）；2—减速器；3—一级主动齿轮；4—二级游星齿轮；5—二级固定齿轮；6—二级主动齿轮；7—一级固定齿轮；8—一级游星齿轮；9—引向尾桨的传动；10—制动器；11—向尾桨的传动轴；12—向尾桨的传动齿轮；13—减速器中间齿轮；14—减速器主动齿轮；15—带弹性联轴节的轴；16—外部滑油管；17—滑油增压泵齿轮；18—滑油回油泵齿轮；19—向附件的传动齿轮。

第三节 各部件的共同工作和调节规律

一、各部件的共同工作方程

类似其他各种燃气轮发动机，并作同样的假设。对涡轮轴发动机，以自由涡轮式的为例，可列出如下的共同工作方程。

1. 流量连续

(1) 压气机进口

$$\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*} = K q(\lambda_1) A_1 \quad (7-1)$$

(2) 压气机涡轮导向器出口

$$\frac{q_m \sqrt{T_{1,1}^*}}{p_{1,1}^*} = K' q(\lambda_{dx1}) A_{dx1} \sigma_{dx1} \quad (7-2)$$

此处下角标 1 表示高压涡轮，在这里即为压气机涡轮的参数。

(3) 自由涡轮导向器出口

$$\frac{q_m \sqrt{T_{1,1}^*}}{p_{1,1}^*} = K' q(\lambda_{dx2}) A_{dx2} \sigma_{dx2} \quad (7-3)$$

此处下角标 2 表示低压涡轮，在这里即为自由涡轮的参数。

(4) 喷管出口

$$\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*} = K' q(\lambda_0) A_0 \quad (7-4)$$

2. 能量平衡方程

(1) 从进气至压气机前，绝热过程，则

$$T_1^*/T_0^* = 1 \quad (7-5)$$

(2) 压气机出口

$$T_1^*/T_0^* = \left(1 + \frac{\pi_k^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_k^*} \right) \quad (7-6)$$

(3) 涡轮前

$$T_1^*/T_0^* = \frac{c_p (\pi_k^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{c_p \left(1 - \frac{1}{\pi_{T,1}^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right)} / (\eta_k^* \eta_{T,1}^* \eta_{m1}) \quad (7-7)$$

(4) 压气机涡轮出口

$$T_{1,1}^*/T_0^* = 1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{T,1}^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \eta_{T,1}^* \quad (7-8)$$

(5) 低压涡轮出口

$$T_4^*/T_{3,1}^* = 1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{T,2}^* \frac{\gamma'-1}{\gamma'}}\right) \eta_{T,2}^* \quad (7-9)$$

(6) 喷管出口

$$T_5^*/T_4^* = 1 \quad (7-10)$$

3. 压力平衡

(1) 进气装置

$$p_1^*/p_0^* = \sigma_i \quad (7-11)$$

(2) 压气机

$$p_2^*/p_1^* = \pi_c^* \quad (7-12)$$

(3) 燃烧室

$$p_3^*/p_2^* = \sigma_b \quad (7-13)$$

(4) 压气机涡轮

$$p_{3,1}^*/p_3^* = 1/\pi_{T,1}^* \quad (7-14)$$

(5) 自由涡轮

$$p_{4,1}^*/p_{3,1}^* = 1/\pi_{T,2}^* \quad (7-15)$$

(6) 喷管

$$p_5^*/p_4^* = \sigma_e \quad (7-16)$$

(7) 排气出口压力平衡

$$q(\lambda_0) = \left(\frac{\gamma'+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma'-1}} \lambda_0 \left(1 - \frac{\gamma'-1}{\gamma'+1} \lambda_0^2\right)^{\frac{1}{\gamma'-1}} \quad (7-17)$$

式中:

$$\lambda_0 = \sqrt{\frac{\gamma'+1}{\gamma'-1} \left[1 - \left(\frac{p_5^*}{p_0^*}\right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}\right]} \quad (7-18)$$

4. 相似转速, 转速和功率平衡

涡轮和压气机相似转速

$$n_1/\sqrt{T_1^*} = \frac{n_1}{\sqrt{T_1^*}} \sqrt{\frac{T_1^*}{T_1^*}}$$

式中: n_1 ——燃气发生器转速。

自由涡轮转速

$$n_2 = i n_1 \quad (7-19)$$

式中: n_2 ——自由涡轮转速;

n_1 ——旋翼转速;

i ——自由涡轮与旋翼的转速比, 对于一定的发动机, 是确定的值。

对于涡轮轴发动机, 还应当补充以下三个方程:

(1) 自由涡轮输出功率

$$P_T = q_m \frac{\gamma'}{\gamma'-1} R' T_{3,1}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{T,2}^* \frac{\gamma'-1}{\gamma'}}\right) \eta_{T,2}^* \eta_{m,2} \quad (7-20)$$

(2) 对于一定的旋翼, 它接受的功率决定于旋翼的转速和桨距角。旋翼的功率可由旋翼的特性求得, 即

$$P_T = f(n_1, \varphi) \quad (7-21)$$

式中： φ ——旋翼的桨距角。

(3) 自由涡轮输出的功率和旋翼接受的功率，它们的关系是

$$P_T = \eta_m P_T \quad (7-22)$$

式中： η_m ——考虑体减和主减摩擦损失的机械效率。

与其他燃气涡轮发动机作同样的处理，利用发动机各部件的特性和减速器特性确定总增压比，总压恢复系数和效率等参数。

上述22个方程，包括的未知数有 q_m 、 $q(\lambda_1)$ 、 $q(\lambda_{dx1})$ 、 $q(\lambda_{dx2})$ 、 $q(a_0)$ 、 λ_0 、 T_0^* 、 T_1^* 、 T_2^* 、 T_3^* 、 $T_{3.1}^*$ 、 T_4^* 、 T_5^* 、 p_0 、 p_0^* 、 p_1^* 、 p_2^* 、 p_3^* 、 $p_{3.1}^*$ 、 p_4^* 、 p_5^* 、 n_1 、 n_2 、 n_T 、 P_T 和 φ 共27个。从理论上，可认为有五个参数是可以任意确定的。只有确定了五个之后，方程才有确定的解。当外界大气条件和飞行速度一定，即 T_0^* 、 p_0 和 p_0^* 一定时，则有两个参数是可以独立取定的。理论上也可取 n_1 和 n_2 ，即通过供油量和桨距角可调节转速 n_1 和 n_2 。

二、调节规律

1. 自由涡轮式

如上所述，涡轮轴发动机最大工作状态的调节，如果采用 n_1 作为被调参数，则可取供油量 q_{mf} 作为调节作用量。

供油量增加，意味着涡轮前燃气温度增加，燃气发生器转速 n_1 上升，这时候自由涡轮转速 n_2 也相应上升。

当旋翼的桨距角 φ 增大时，旋翼上的气动扭矩增加。若要保持转速 n_2 不变，则所需的功率也要增大。

实际情况，正如上面所说， n_1 和 n_2 两个参数相互间是有牵连的。所以，一般说一个调节作用量只能调节一个被调参数。图7-7所示是一个调节和操纵的简图。图上采取了两种不同的方式相配合去操纵油门，一方面是将桨距杆和油门相联动，在增大桨距角 φ 的同时油门也

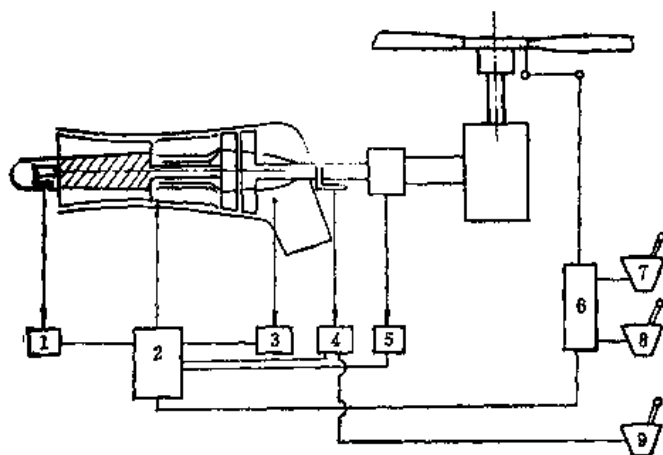


图 7-7 自由涡轮轴发动机调节和操纵系统示意图

- 1—燃气发生器最大转速限制器；2—燃油自动调节器；3— T_3^* 温度限制器；4—自由涡轮转速调节器；
5—扭矩限制器；6—桨距和油门的机械联系装置；7—桨距和油门的联动操纵手柄；8—微调手柄；
9—自由涡轮转速操纵手柄。

增大。这样，就在增加旋翼上扭矩的同时，也增加发动机的输出功率，因而当负荷变化时使发动机的转速 n_1 按一定的规律变化，此规律是按一定大气状态选定的。另一方面，当外界条件和飞行状况变化时， n_2 会离开预定的规律，因此还通过桨距杆上的油门微调装置去独立地操纵油门，使自由涡轮的转速进一步符合工作要求。在自由涡轮转速调节器起作用后，则将由它去自动地保持自由涡轮的转速不变。此外，还有一个操纵杆，用以在飞行状态变化时，去选择合适的稳定转速 n_2 。总起来，由以上三个操纵因素去完成任 务。也有的涡轮轴发动机，只用两个操纵手柄，他们将桨距杆和油门分开来操纵，而将 n_2 的选择和油门联系起来。当变化桨距杆时，则在保持 n_2 的条件下，增减供油量。当然，这时候的 n_1 就随着桨距角的变化而变化。

不论是哪种方式，燃气发生器转速 n_1 总是应当受到限制的，最大转速限制器就起这一作用。此外，还有最高温度限制器和扭矩限制器，前者是感受 T_3^* ，实际上是限制涡轮前燃气温度 T_3^* ，后者是限制发动机在地面低气温下工作时的扭矩，防止扭矩过大超过减速器和旋翼轴系的承受力。

2. 定轴式

定轴式的涡轮轴发动机，一般都是桨距杆和油门各自独立操纵的，例如当发动机起动后将油门推至最大转速，然后由转速调节器起作用。假如为了简化机构不对调节转速再进行修正，那么发动机就只在一个转速下工作。当大气条件及桨距角变化时，都由转速调节器去变化供油量，保持在一定的转速下稳定工作，平时驾驶员只须操纵桨距杆，因此操纵较为简便。如图7-8所示，油门操纵杆位置对应着一定的转速 n ，桨距杆位置对应着一定的桨距角 φ 。

从上述操纵的规律中，我们可以看到定轴式涡轮轴发动机各部件共同工作的特点。在压气机通用特性线上表现出来的，不是一条共同工作线，而是一个共同工作面，如图7-9所示。在某一定的相似转速 $n/\sqrt{T_1^*}$ 下，随桨距角 φ 的变化， T_3^* 是变化的，工作点沿着等相似转速 $n/\sqrt{T_1^*}$ 线移动。从理论上说，下限为零桨距角，上限为压气机的喘振边界或受限制的涡轮前燃气温度 T_3^* 。随着转速或 T_3^* 的变化，则有另一条 $n/\sqrt{T_1^*}$ 线。所以，对于定轴式涡轮轴发动机，随外界和发动机工作条件的变化，在特性图上表示为一个工作面。

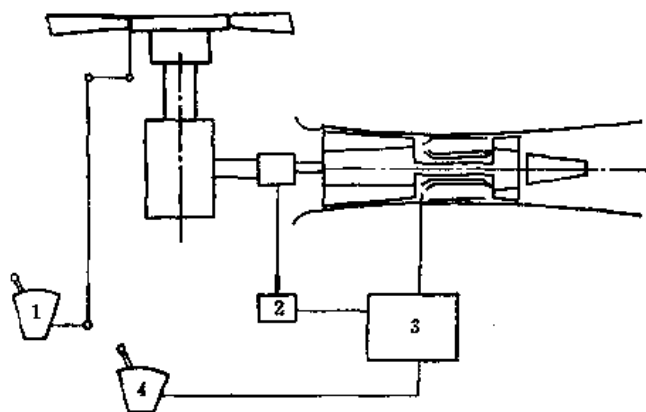


图 7-8 定轴式涡轮轴发动机调节和操纵系统示意图

1—桨距操纵手柄；2—扭矩限制器；3—燃油自动调节器；
4—油门操纵手柄对应着一定的转速。

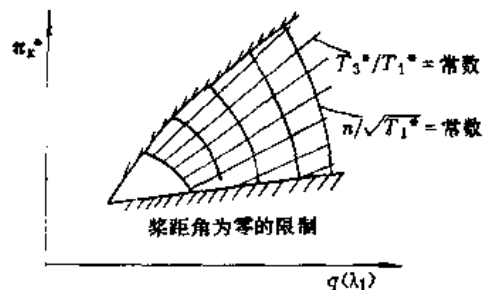


图 7-9 定轴式涡轮轴发动机可能的工作范围

在这里有必要提一下对 T^* 限制的问题。通常都是感受 T^* ，用以限制 T^* 。当驾驶员发现 T^* 过高时，一般不是操纵油门杆，而是操纵桨距杆，使桨距角减小，以减小所需的功率，使 T^* （或 T^* ）下降。如果不是这样，将会出现如下问题：驾驶员为了增加功率，增加桨距角，然而发现 T^* 过高，即操纵油门杆，使转速下降，随着转速下降，功率也会下降，发动机将更加带不动旋翼了，转速将继续下降，这样下去，会在一个相当低的转速下才能达到平衡，这时候功率很低，旋翼升力也很小，原来加大桨距角是为了做某种飞行动作而需要加大升力，当桨距角大到过了头时，其结果是升力反而急剧下降，这样就很可能引发事故。因此，一般直升机用的定轴式涡轮轴发动机，均采取通过改变旋翼桨距角去减少旋翼上所需要的功率的方法，而不是直接改变供油量去限制 T^* 。

第四节 涡轮轴发动机特性

一、转速特性

图7-10给出了典型的自由涡轮式涡轮轴发动机转速特性曲线。它是在自由涡轮转速 n_2 恒定的条件下，变化燃气发生器转子转速 n_1 所得到的。曲线坐标值都用与设计点的比值，即相对值来表示，从曲线上可以看出，随着换算转速的增大，发动机功率不断增大，只是在换算转速的相对值（与设计值之比）大于1.05和小于0.85时，功率随换算转速的增加才比较缓慢。燃油消耗率随换算转速的增加先是降低，当换算转速的相对值大于1.0之后，则变化很平坦，甚至有所回升。

发动机过程参数的变化趋势，类似于涡轮喷气发动机。随着转速的升高，压气机的增压比增加得比较快，涡轮前燃气温度增加也较快，使得发动机单位功率增加。同时流经发动机的空气流量也增加了。因而，从 $P_e = q_m P_u$ 可以看出，发动机的功率会增加。在换算转速的相对值高于1.05或小于0.85时，由于压气机效率和自由涡轮连同排气管效率下降很大，使发动机功率变化趋于平缓。

燃油消耗率的变化情况，主要由压气机增压比和涡轮前燃气温度所决定。当发动机转速由低变高时，增压比不断提高，向最经济的增压比靠近，使经济性改善，同时，涡轮前燃气温度也升高。在本章的前面曾提到，对涡轮轴发动机而言，涡轮前燃气温度越高经济性越好，对于一定的发动机而言，在一定程度上好处也是存在的。由于以上这两方面影响的结果，燃油消耗率随转速的增高而减小。但当转速超过设计值时，与功率的变化一样，由于受到部件效率的影响，燃油消耗率减小得很平缓，甚至有些上升。

上面讨论发动机转速特性时，我们规定了自由涡轮的转速 n_2 不变。但是，自由涡轮发动机的突出特点之一是可以改变自由涡轮转速来适应各种飞行状态下对旋翼转速的要求。因此，应进一步讨论一下改变自由涡轮转速时的发动机特性，这一特性常用图7-11的形式表示，即在决定发动机工作状态的几个燃气发生器转速和耗油量下，发动机功率与自由涡轮转速的关系。图上的变量都用与设计参数之比的相对值来表示。

我们知道，一般情况，发动机在主要工作状态下，由于自由涡轮导向器近乎临界或临界以上，改变自由涡轮转速不影响燃气发生器的工作。因此，当自由涡轮转速变化时，自由涡轮前的气流参数是不会变的。这时自由涡轮连同排气喷管的总的落压比（或膨胀比）为常

数。结果, 发动机功率随自由涡轮转速按图7-11所示的曲线所表明的关系变化。

图7-11表明, 在发动机最大工作状态, 即 $\bar{n}_1 = 1$, 且自由涡轮的转速为设计转速, 即 $\bar{n}_2 = 1$ 时, 效率最高。从该图还可以看出, 当发动机功率降低时自由涡轮的最高效率点移向较低的自由涡轮转速 (如图7-11上的虚线所示)。这一现象可作如下解释: 当燃气发生器转速降低时, 自由涡轮导向器出口的气流速度减小了。如果自由涡轮仍维持原来的转速, 则燃气流经自由涡轮的角度 (如迎角) 就偏离了设计状态使效率降低。假如要保持原有的流动角度以求获得较高的效率, 就必须相应地降低自由涡轮的转速。这一结果告诉我们, 从性能角度看不应规定自由涡轮物理转速不变。最有利的变化是使自由涡轮转速沿着虚线所表示的关系进行。在协调发动机和旋翼工作时应考虑这一特点。

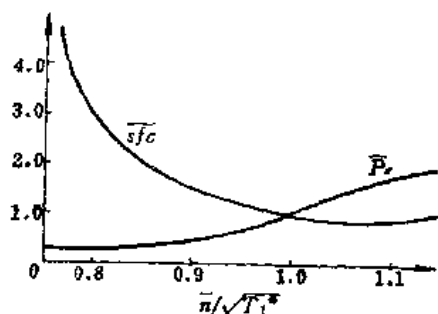


图 7-10 自由涡轮轴发动机的转速特性

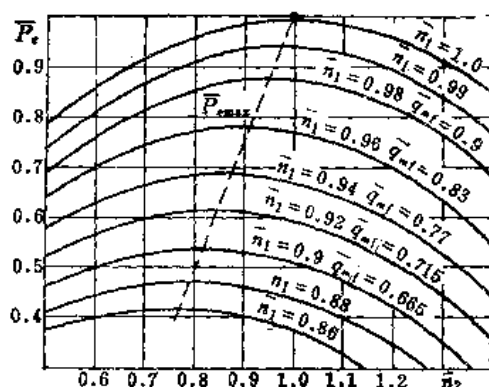


图 7-11 变自由涡轮转速时的发动机特性

对于涡轮轴发动机, 为了便于发动机试车检验性能和正确地使用发动机, 也与其他发动机一样, 按功率的大小来确定发动机的工作状态, 主要有:

起飞状态 用于高气温或一定的海拔高度上悬停和起飞。这时发动机以最大转速工作。由于在这个状态下工作时发动机零部件要承受最大的应力和温度, 因此, 它的连续工作时间一般规定为不大于 5 min。

额定状态 又称最大连续状态, 用于海平面大气条件下的悬停和起飞, 同时也用于正常的爬升, 通常额定功率为起飞功率的 85%~90%, 允许连续工作时间可达 30 min, 或不限。

巡航状态 其功率一般不超过额定功率的 90%。例如按不同的巡航速度, 功率在 65%~90% 都属于巡航状态。在寿命期内这一状态的连续工作时间不限。

慢车状态 即规定的最小工作状态, 它相应于最大转速的 55%~60%。为了便于驾驶员模拟直升机自转下滑动作以及地面开车时防止飞机漂动, 一般希望该状态下的功率小于起飞功率的 5%~10%。与其他发动机一样, 由于在慢车状态下发动机涡轮前燃气温度较高, 使受热零件工作情况恶化, 因而工作时间不能太长, 例如有的规定不超过 20 min。

除了上述四个基本的工作状态之外, 对于多发的直升机, 有的规定: 当其中一台发动机出现故障停车时, 其他发动机可在短时间内 (例如 2~3 min) 以大于起飞功率的 7%~10% (甚至更大些) 的工作状态进行工作。这种工作状态通常叫做应急状态。

二、高度特性

图7-12表示了涡轮轴发动机两个状态的高度特性曲线。虽然对不同的发动机来说高度特性会有差别,但高度的影响性质是一样的,在此不再重复了。

需要指出的是:涡轮轴发动机的最大状态一般不用于海平面高度下的悬停或起飞。最大状态是在一定的海拔高度上才有必要使用。发动机的功率随高度增加而减小,而从强度的观点来看,如果发动机结构是按地面最大功率状态设计的,就使得发动机在很多非地面点工作时有多余的重量和较大的尺寸。为了减轻发动机重量,特别是减速器的重量,提出了在一定高度下限制功率的问题。

图7-13给出了自由涡轮发动机理想的限制功率的高度特性曲线。从地面到设计高度,发动机输出功率不变。这是通过改变涡轮前燃气温度 T_3^* 或者说燃气发生器转速 n_1 来实现的,图中也表示了 T_3^* 和 n_1 的变化。发动机开始限制功率的高度,用 H_d 表示,称为设计高度。如图所示设计高度在2km,限制效率的自动控制装置一般用扭矩限制器,如图7-7所示。

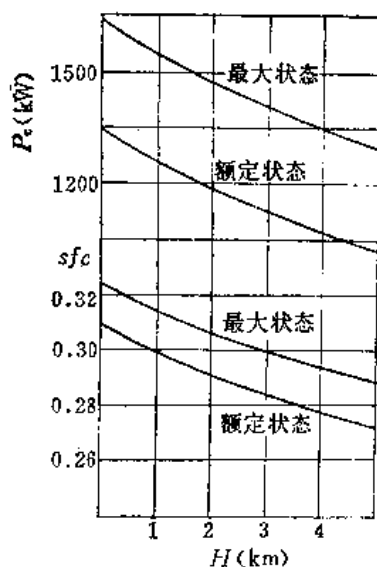


图 7-12 某涡轮轴发动机的高度特性

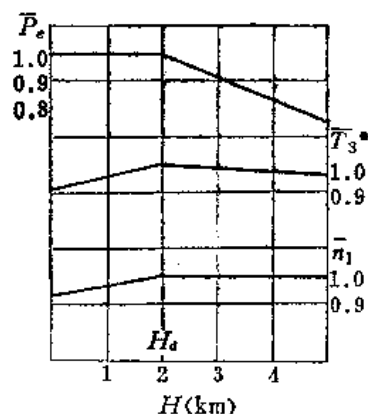


图 7-13 一定高度下限制功率的涡轮轴发动机高度特性

此外,还应当指出,对于中小型涡轮轴发动机,随着工作高度的上升,由于雷诺数下降,使部件效率下降,单位燃油消耗率虽然因温度下降而下降,但下降比较平缓,并可能有所上升。

三、速度特性

在飞机飞行时,从机头进气的发动机,由于速度的影响,使进入发动机的空气总增压比和流量都有所增加。因此,如果发动机转速一定,随着飞行速度的增加,功率增加而燃油消耗率减小。图7-14给出了涡轮轴发动机的速度特性曲线。从图上可以看出当飞行速度 $v_0=300\text{km/h}$ 的时候,发动机功率增大了5%,而单位燃油消耗率下降了3%。直升机的时速超过300km/h是不多的,而且,直升机巡航时一般不是用发动机的最大功率状态,因此,常常不太考虑直升机涡轮轴发动机的速度特性。

但是，当需要知道直升机在不同的飞行速度下发动机功率储备的大小时，往往用到速度特性或在 $v_0 = 300\text{km/h}$ 以下功率变化不大的概念。此外，尚需知道直升机飞行时的功率要求。虽然直升机需用功率问题不属于发动机的内容，但为了在设计和选用发动机时能初步考虑飞机的要求，在这里作一简单介绍。

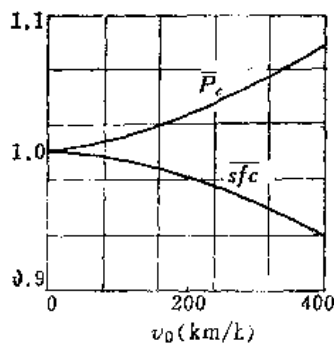


图 7-14 涡轮轴发动机速度特性

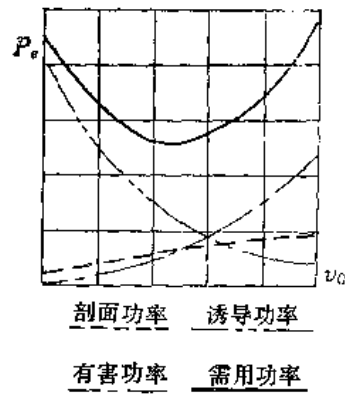


图 7-15 直升机的需用功率与飞行速度的关系

直升机在水平飞行时，决定其需用功率的主要成分有三：一是用于产生升力的诱导功率；二是消耗于旋翼剖面的损失；三是克服飞机飞行中的有害阻力。

直升机是靠旋翼转动产生升力维持飞行的。旋翼转动时使大量的空气向下运动，在旋翼下面的空气得到较大的速度。从动量定理知道会产生向上的力，因为旋翼下面空气的速度为诱导速度，所以把需要的这一部分功率叫做诱导功率。当直升机悬停时，旋翼使上面静止的空气加速。在这种情况下，通过旋翼的气流量不大，空气从静止状态加速到较大的诱导速度，需要有较多的能量，因此，诱导功率较大。如果当直升机具有一定的速度飞行时，通过旋翼平面的空气量增多，产生同样大小升力的话，诱导功率比悬停时可以小一些，所以诱导功率随飞行速度的增大而减小。消耗于旋翼剖面损失的功率随飞行速度提高有少量增加。可是，随着飞行速度的增加，用于克服飞机机体前进阻力的有害功率却很剧烈地增加着。这三种功率随飞行速度的变化情况如图7-15所示。把这三种功率相加起来就是飞机的需用功率，图中实线就是相加的结果。

如果将图7-14和7-15组合起来就得图7-16所示。图中最大供给功率和需用功率的交点对应的速度是该状态下直升机所能飞的最大速度。因为速度再高上去时需用功率大于最大供给功率，这是不可能达到的。需用功率的最低点表明飞机需要的功率最小，这时对应的速度称为经济速度。图中阴影部分表示发动机剩余功率的大小，飞行速度不同剩余功率也不同。这就表明，对长时间水平飞行的直升机，必须注意发动机小功率（也就是前面曾提到的部分功率）状态的单位燃油消耗率问题。

需要指出，剩余功率不是多余和不可用的，它表示发动机功率储备的大小，可用于飞机爬高或增加有效载荷的重量。

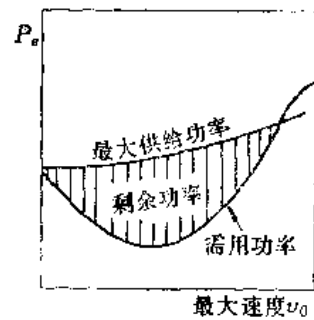


图 7-16 直升机需用功率与发动机供给功率的关系

复 习 题

1. 在直升机上采用涡轮轴发动机具有哪些特点？小型直升机动力装置为什么成为型号研制的重点？
2. 自由涡轮式和定轴式涡轮轴发动机在调节和操纵上各有哪些特点？
3. 自由涡轮式的涡轮轴发动机，随着所要求的旋翼功率的变化，理论上应当如何协调自由涡轮和燃气发生器的转速？

第八章 涡轮螺旋桨发动机

第一节 基本工作原理和参数

涡轮螺旋桨发动机由燃气轮机和螺旋桨组成，在它们之间还安排了一个减速器。它是属于混合推进的发动机，因为它的推力是由螺旋桨产生的拉力和由于空气在发动机里动量增加而产生的喷气推力两部分组成的。但必须指出，它的推力的产生主要是螺旋桨的拉力，在地面台架上约占95%，喷气推力所占的比例较少，仅5%左右。

图8-1所示为涡轮螺旋桨发动机的原理图及其各特征截面的标注。如果认为经过螺旋桨并受到加功的质量为附加质量，则从附加质量原理来考虑涡轮螺旋桨发动机的特点，可知它是介于涡轮风扇和涡轮轴发动机之间。如果借用涵道比这个名词的话，则涡轮螺旋桨发动机的涵道比要比涡轮风扇喷气发动机为大，而比涡轮轴发动机为小。我们知道涵道比的选定与飞行速度和涡轮前燃气温度有关。在当前所能达到的 T_3^* 下，涡轮螺旋桨发动机适用于作航速为500~600 km/h的飞机的动力装置。

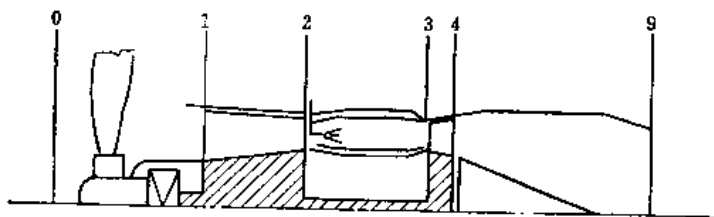


图 8-1 涡轮螺旋桨发动机原理图和截面标注

涡轮螺旋桨发动机与涡轮轴发动机一样，也有两种基本形式，即定轴式和自由涡轮式。如图8-2所示。它们的特点在前一章已作过比较，在此不再重复。应当指出的是：尽管自由涡轮式有比较多的优点，但涡轮螺旋桨发动机仍以采用定轴式的结构为多。这主要是因为涡轮螺旋桨发动机为了利用喷气推力，必须作前输出的安排，如果采用自由涡轮式的结构，必然要增加轴系的结构复杂性。再加以早期发展的是涡轮螺旋桨发动机，那时其他燃气轮机的多轴结构还没有得到充分发展。

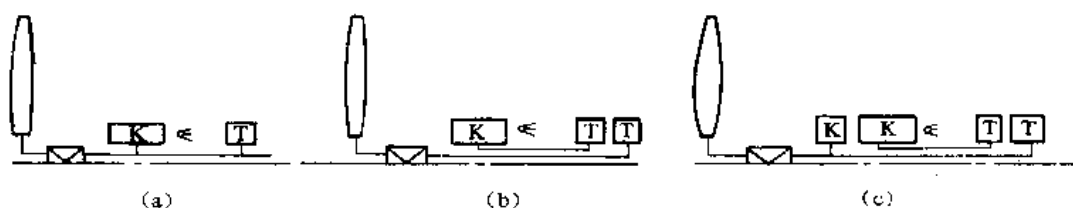


图 8-2 涡轮螺旋桨发动机方案简图

(a) 定轴式单轴涡轮螺旋桨发动机； (b) 自由涡轮式涡轮螺旋桨发动机； (c) 带两个压气机的双轴涡轮螺旋桨发动机

定轴式的单轴涡轮螺桨发动机，多级涡轮的功率用来传动压气机和螺桨，即

$$P_T = P_K + P_e \quad (8-1)$$

单轴涡轮螺桨发动机在结构上比较简单，而且具有比重小的特点。这类发动机，国内目前生产和使用的有运七（Y-7）动力装置涡轮桨五（WJ5）和运八（Y-8）动力装置涡轮桨六（WJ6）等。但必须指出，这些都是在50年代初设计的产品的基础上改进的。当前研制的涡轮螺桨发动机则以采用多轴结构、自由涡轮式的为多。

涡轮螺桨发动机的部件，除了减速器之外，与其他燃气轮机没有什么差别，例如功率比较大的，与涡轮喷气发动机一样，广泛采用效率高，增压比高，因而能保证发动机有较好的经济性的轴流式压气机；小涡轮螺桨发动机则与中等功率的涡轮轴发动机有相似之处，也有采用双级离心或轴流和离心组合式的压气机。

涡轮螺桨发动机装有减速器，它保证螺桨在最有利的转速下工作。在此转速下，螺桨的效率和拉力达到最大值。减速器的减速比，即螺桨的转速与动力涡轮的转速之比，约为

$$i_r = \frac{1}{5} \sim \frac{1}{15} \quad (8-2)$$

减速器的工作负荷重，结构复杂，制造成本高，它的重量一般相当于压气机和涡轮的总重。所以，减速器作为整机的一个部件，在设计、制造和试验中占有相当重要的地位。

应当补充指出，涡轮螺桨发动机和涡轮轴发动机，除减速器以外有时是通用的，同样一个机种，稍加改装后，既可用它作一般飞机的动力装置，也可作直升机的动力装置。

一、性能参数

1. 功率和推力

（1）发动机的有效功率。如图7-1所表示的循环图一样，涡轮螺桨发动机涡轮的功也可分为两部分，一部分是带动压气机，一部分是通过减速器输给螺桨。

一台涡轮螺桨发动机有效功率可表示为

$$P_e = q_m W_{Te} \quad (8-3)$$

式中： W_{Te} ——通过燃气涡轮的单位工质向减速器输出的功。

（2）螺桨功率。螺桨功率是指减速器传给螺桨的那部分功率。它小于有效功率，它们之间的差别是减速器有摩擦损失，可表示为

$$P_p = P_e \eta_m \quad (8-4)$$

式中： η_m ——减速器的机械效率，一般 $\eta_m = 0.97 \sim 0.98$ 。

（3）螺桨的推进功率。供给螺桨的功率也不是全部都用来产生推力而做同样的功。螺桨对气流做功，一方面是螺桨与气流之间有摩擦损失，另一方面，与喷气发动机的排气一样，推进功不等于气流动能的增加，其中存在动能损失，即推进效率的问题，而且气流还有周向分速的能量损失。考虑了以上这些方面的损失，螺桨的推进功率可表示为

$$P'_p = P_p \eta_p \quad (8-5)$$

式中： η_p ——螺桨推进效率。

（4）螺桨拉力。按照螺桨推进功的意义，螺桨拉力可表示为

$$F_p = P'_p / v_0 \quad (8-6)$$

式中： v_0 ——飞行速度。

(5) 涡轮螺桨发动机的喷气推力。类似于涡轮喷气发动机，对于燃气在排气管内完全膨胀的情况，并忽略燃气和空气流量的差别，喷气推力可表示为

$$F_e = q_m(v_u - v_0) \quad (8-7)$$

(6) 涡轮螺桨发动机的总拉力

$$F = F_p + F_e = \frac{P_p \eta_p}{v_0} + q_m(v_u - v_0) \quad (8-8)$$

(7) 涡轮螺桨发动机的当量功率。当量功率是一个假想的功率，它等于螺桨为了产生与该发动机拉力同样大小的拉力所需要的功率。这样，当量功率可表示为

$$P_{eq} = \frac{F v_0}{\eta_p} = (F_p + F_e) \frac{v_0}{\eta_p}$$

或者

$$P_{eq} = P_p + \frac{F_e v_0}{\eta_p} \quad (8-9)$$

在试车台架上的情况， $v_0 = 0$ ，自然，推进效率 $\eta_p = 0$ 。理论上式(8-9)为不定式。实际上可写为

$$P_{eq} = P_p + \frac{F_e}{\beta} \quad (8-10)$$

式中 β 为常数，如功率的单位为千瓦(kW)，推力的单位为千牛(daN)，则 $1/\beta$ 可取为0.682(1±5%)之间。如果功率以马力为单位，推力以千克为单位，则1kg推力相当于0.91(1±5%)马力。

此外，还可将式(8-9)改写成如下的形式：

$$F = \beta P_p + F_e \quad (8-11)$$

从上式看出 βP_p 即为螺桨的拉力，而螺桨拉力又可表示为

$$F_p = q_{mp} v_p / 10 \quad \text{daN} \quad (8-12)$$

式中： q_{mp} ——通过螺桨的空气质量流量；

v_p ——螺桨后气流的轴向速度，m/s。

从能量关系，螺桨功率为

$$P_p = q_{mp} \frac{v_p^2}{2} \cdot \frac{1}{\eta} \cdot \frac{1}{1000} \quad \text{kW} \quad (8-13)$$

式中 η 表示螺桨功转换为气流动能时的能量损失。由式(8-12)和式(8-13)，得当量关系

$$\beta = \frac{F_p}{P_p} = 200 \frac{\eta}{v_p} \quad (8-14)$$

由上式可知， β 值是根据一定的 η 和 v_p 而取定的，所以上面的取值是一个经验数据，并在一定的范围内。

2. 单位燃油消耗率

(1) 有效单位燃油消耗率。有效单位燃油消耗率是涡轮螺桨发动机螺桨轴的输出功率每千瓦小时所消耗的燃油，可表示为

$$sfc_e = 3600 \frac{q_{mf}}{P_p} \quad (8-15)$$

它表征着涡轮螺桨发动机本身的经济性。

(2) 当量单位燃油消耗率。当量单位燃油消耗率是涡轮螺桨发动机每千瓦小时当量功率所消耗的燃油, 可表示为

$$sfc_{eq} = 3600 \frac{q_{mf}}{P_{eq}} \quad (8-16)$$

这是一个重要参数, 它表征着涡轮螺桨发动机包括螺桨和排气功率在内的经济性。

二、过程参数

对于涡轮螺桨发动机, 过程参数主要有 T_3^* 、 π_3^* 和螺桨功与燃气推进功的分配比。

涡轮螺桨发动机, 虽然也产生一部分喷气推力, 但所占功率的比例较小。因此涡轮螺桨发动机和涡轮轴发动机一样, 也是以轴上功率为主。所以, 从热机的角度来考虑, 应当尽可能选择高的 T_3^* 以及与其相适应的高 π_3^* 。这样, 可以降低单位燃油消耗率和发动机的重量。

对于螺桨功和燃气推进功分配比的考虑, 类似于涡轮风扇喷气发动机, 取决于以下三个方面:

1. 涡轮前燃气温度 T_3^* 。 T_3^* 越高, 意味着循环功越大, 则应当把更多的功输给螺桨;
2. 飞行速度。飞行速度越高, 更有利的发动机的排气速度较高, 则应当减少输给螺桨的功;
3. 此外, 还与功率传递过程的效率有关。效率低, 则应减少向螺桨输出功。

经理论推导, 并作近似假设, 可得发动机的有利的排气速度

$$v_9 = \frac{v_0}{\eta_p \eta_m} \quad (8-17)$$

从上式出发, 我们就可以导出涡轮功率的分配比。

第二节 各部件的共同工作和调节规律

一、各部件的共同工作方程

类似其他各种燃气轮发动机, 并作同样的假设。对于涡轮螺桨发动机, 以定轴式为例, 可列出如下的共同工作方程。

1. 流量连续

(1) 压气机出口

$$\frac{q_m \sqrt{T_1^*}}{p_1^*} = K_q(\lambda_1) A_1 \quad (8-18)$$

(2) 涡轮导向器出口

$$\frac{q_m \sqrt{T_3^*}}{p_3^*} = K'_q(\lambda_{dx}) A_{dx} \sigma_{dx} \quad (8-19)$$

(3) 喷管出口

$$\frac{q_m \sqrt{T_9^*}}{p_9^*} = K'_q(\lambda_9) A_9 \quad (8-20)$$

2. 能量平衡方程

(1) 从进气至压气机前, 为绝热过程, 则

$$T_1^*/T_2^* = 1 \quad (8-21)$$

(2) 压气机出口

$$T_2^*/T_1^* = \left(1 + \frac{\pi_2^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_k^*} \right) \quad (8-22)$$

(3) 涡轮前, 根据功的平衡得

$$T_3^*/T_1^* = \frac{c_p \left(\pi_2^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_k^*} + \frac{p_e}{T_1^* q_m}}{c_p \left(1 - \frac{1}{\pi_2^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \eta_t^* \eta_m} \quad (8-23)$$

(4) 涡轮后

$$T_4^*/T_3^* = 1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_2^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \eta_t^* \quad (8-24)$$

(5) 喷管出口

$$T_5^*/T_4^* = 1 \quad (8-25)$$

3. 压力平衡

(1) 进气装置

$$p_1^*/p_2^* = \sigma_i \quad (8-26)$$

(2) 压气机

$$p_2^*/p_1^* = \pi_2^* \quad (8-27)$$

(3) 燃烧室

$$p_3^*/p_2^* = \sigma_b \quad (8-28)$$

(4) 涡轮

$$p_4^*/p_3^* = 1/\pi_t^* \quad (8-29)$$

(5) 喷管

$$p_5^*/p_4^* = \sigma_e \quad (8-30)$$

(6) 排气出口压力平衡

$$q(\lambda)_0 = \left(\frac{\gamma'+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma'-1}} \lambda_0 \left(1 - \frac{\gamma'-1}{\gamma'+1} \lambda_0^2 \right)^{\frac{1}{\gamma'-1}} \quad (8-31)$$

式中:

$$\lambda_0 = \sqrt{\frac{\gamma'+1}{\gamma'-1} \left[1 - (p_0/p_2^*)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \right]} \quad (8-32)$$

4. 相似转速, 转速和功率平衡

涡轮和压气机的相似转速关系

$$\frac{n}{\sqrt{T_1^*}} = \sqrt{\frac{T_1^*}{T_2^*}} \frac{n}{\sqrt{T_1^*}}$$

(1) 螺旋桨转速与发动机转速的关系

$$n_p = i_r n \quad (8-33)$$

(2) 螺旋桨功率与发动机功率的关系

$$P_p = \eta_m P_o \quad (8-34)$$

(3) 螺旋桨特性, 如图8-3所示,

$$P_p = f(n_p, \varphi) \quad (8-35)$$

式中: φ ——螺旋桨的桨距角。

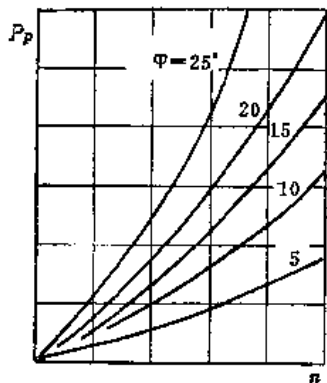


图 8-3 螺旋桨距角 φ 对 $P_p = f(n)$ 曲线的影响

与其他燃气轮发动机作同样的处理, 利用发动机各部件的特性和减速器以及螺旋桨特性确定各总压比、总压恢复系数、效率和功率等参数。

上述18个方程, 包括的未知数有 $q_m, q(\lambda_1), q(\lambda_{dt}), q(\lambda_0), \lambda_0, T_0^*, T_1^*, T_2^*, T_3^*, T_4^*, T_5^*, p_0, p_1^*, p_2^*, p_3^*, p_4^*, p_5^*, n, n_p, P_o, P_p$ 和 φ 共23个。当外界大气条件和飞行速度一定, 即 T_0^*, p_0 和 p_5^* 一定时, 则有两个参数是可以独立取定的。

二、调节规律

涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机, 只要它们的基本形式相同, 如自由涡轮式或定轴式, 它们的调节规律和操纵基本上是一样的。

以定轴式涡轮螺旋桨发动机为例, 有两个参数可以独立取定。通常是发动机的转速 (也就是螺旋桨的转速, 因为它们成一定的比例) 和发动机的输出功率或涡轮前的燃气温度。

例如涡轮螺旋桨发动机, 通过改变燃油量 q_{mf} 和桨距角 φ 来实现 在某一高度以下的调节方案是, 功率 $P_o = \text{常数}$ 和转速 $n = \text{常数}$; 而在此高度以上采用 $T_5^* = \text{常数}$ 和 $n = \text{常数}$ 的调节方案。采用这种方案的特点在于:

- 1) 转速是恒定的, 不会因状态变化而使转速下降, 从而引起功率很大的变化。
- 2) 转速不变, 从另一角度, 不会因桨距角减小, 而引起发动机和螺旋桨的超转。
- 3) 在一定转速下限制功率, 也就是限制了发动机输出轴、减速器轴系和螺旋桨轴上的扭矩。这样, 在保证安全的条件下, 可设计比较轻巧的传动系统。
- 4) 随着高度的上升, 由于大气密度下降, 要求保持 P_o 和 n 一定, 一方面是增加螺旋桨的桨距角, 另一方面是提高涡轮前燃气温度 T_5^* , 需要限制的主要是后者。 T_5^* 的上升, 直接影响受热部件的可靠工作, 此外, 在等转速下, T_5^* 的上升在压气机特性图上则沿等转速线走向喘振边界。所以, 在发动机的工作高度上升到一定值时, 应限制 T_5^* , 而这时候在保持转速不变的条件下, 功率下降。

第三节 涡轮螺旋桨发动机特性

以下所讨论的特性, 仍以定轴式涡轮螺旋桨发动机为主。

一、节流特性

发动机在给定的调节规律下, 螺旋桨的功率、单位燃油消耗率和喷气推力随供油量的变化关系, 称为涡轮螺旋桨发动机的节流特性。当桨距角一定时, 即与转速特性有同等的意义。

图8-4所示，为涡轮螺桨发动机的典型的转速特性。随着供入燃烧室的燃油量减小、工作点离开设计状态（起飞状态），涡轮前燃气温度下降，因而涡轮的功率下降，在较低的转速下功率得到平衡。

当螺桨桨距角固定时，随着发动机转速下降，涡轮螺桨发动机的螺桨功率和喷气推力下降，而单位燃油消耗率不断增加。在设计状态时初始值很高的涡轮前燃气温度随着发动机转速降低起先是下降，在转速接近降低一半时达到某一最小值，以后便不断上升。

就特性的一般变化趋势而言，与涡轮喷气发动机类似。但值得指出的不同之点是涡轮螺桨发动机的涡轮落压比 π_t^* 接近压气机的增压比 π_c^* 。当转速下降时，后面几级的涡轮落压比就不能像涡轮喷气发动机一样，保持一段常数，而是随即下降。这样，带来两方面的结果，一是 T_t^* 的下降较慢，而且在低转速时， T_t^* 上升较快，所达到的它的最高温度要比同样条件下的涡轮喷气发动机为高；二是由于后面级涡轮落压比下降，直接影响功的输出，使单位燃油消耗率上升，对于涡轮螺桨发动机，它的最大功率状态和最经济状态是重合的。也就是说离开设计点在任何节流条件下，都会使发动机的经济性恶化。在这一方面，涡轮螺桨发动机节流特性的情况与涡轮喷气发动机不同，后者在节流时，单位燃油消耗率开始是下降的，然后才上升。

以上讨论的节流特性，都是在桨距角 φ 不变的条件下进行的。在不同的桨距角 φ 下，有不同的节流特性。从压气机特性图上，如图8-5所示，可以看出，桨距角 φ 类似于涡轮喷气发动机喷管的作用，一定的 φ 角，对应着一条共同工作线，当 φ 增加时，负载加重，则共同工作线靠近喘振边界。

不难想到，单轴涡轮螺桨发动机还有另一种节流特性，那就是 $n = \text{常数}$ ，共同工作线即为等转速线，随着桨距角 φ 的增加，走向喘振边界。

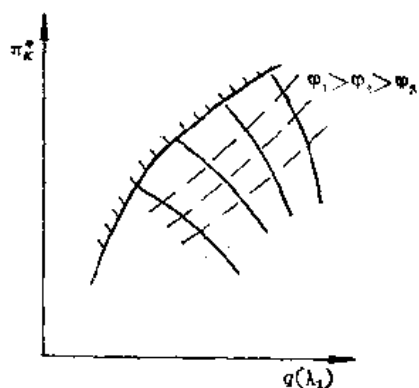


图 8-5 φ 角对单轴涡轮螺桨发动机共同工作线的影响

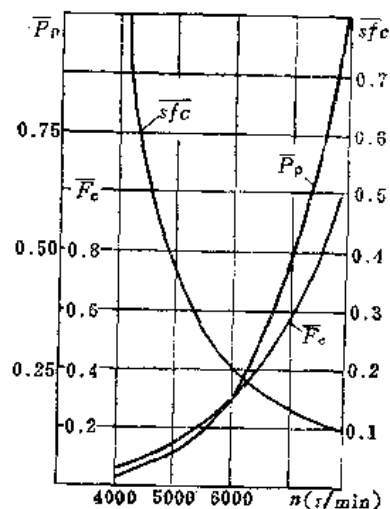


图 8-4 涡轮螺桨发动机的转速特性

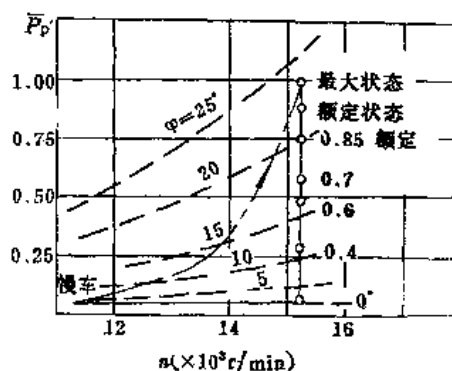


图 8-6 涡轮螺桨发动机的实际功率变化和加速过程

对于上述这种发动机, 为了改善加速性能, 往往采取由上面两种节流特性组合的加速过程。首先是在 $\varphi = 0$ 的条件下, 使转速迅速地由慢车到最大转速, 然后在 $n = n_{\max}$ 的条件下使桨距角增加, 达到所允许的功率或 T_3^* 。如图8-6实线所示。

也有按另一种加速过程的, 如图8-6上点划线所示, 同时增加桨距角 φ 和转速 n 。

二、速度特性

在给定的调节规律下, 例如单轴涡轮螺桨发动机的调节规律为 $n = \text{常数}$ 和 $T_3^* = \text{常数}$, 螺桨的功率或当量螺桨功率和单位燃油消耗率随飞行速度而变化的关系, 称为涡轮螺桨发动机的速度特性。

随着飞行速度增加, 总的增压比增加, 而喷管出口的面积不变, 且出口的静压一般总是等于外界大气压力, 由此可知, 喷管出口排气速度增加。

因为

$$\pi_T^{*\frac{n+1}{2n}} \propto q(\lambda_0)$$

所以, π_T^* 和 $q(\lambda_0)$ 都是增加的。

结论是: 在 $T_3^* = \text{常数}$ 的条件下, 随着速度的增加, 涡轮的单位工质的输出功 W_{Te} 增加。

再者, 随着飞行速度的增加空气流量不断增加。

以上两点都使得涡轮螺桨发动机的螺桨功率随飞行速度的增加而增加, 而且增加的幅度较大, 例如飞行速度从0到720km/h, 功率可增加30%~50%。

从公式

$$sfc_0 = 3600 \frac{q_{mf}}{P_p} \propto \frac{T_3^* - T_2^*}{W_{Te}}$$

可以得出: 随着飞行速度增大, 涡轮螺桨发动机的有效燃油消耗率急剧下降。这是因为加给每一千克工质的相对燃油消耗量连续地下降, 而输给螺桨的单位工质的功却增加。 sfc_0 随飞行速度的增加而下降, 也可以从热力学循环的角度来解释, 那是因为增压比 π 提高了。

例如速度从0到720km/h, 由于飞行速度增大而引起 sfc_0 的下降值可达11%~20%。

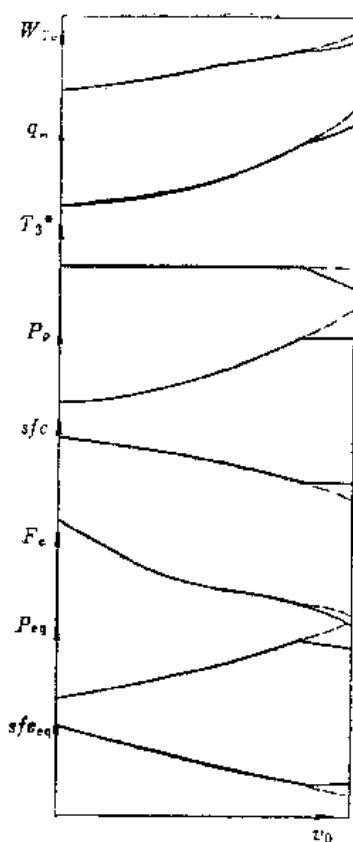


图 8-7 涡轮螺桨发动机的速度特性

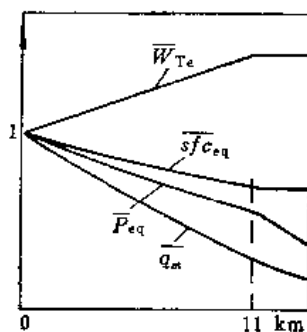


图 8-8 涡轮螺桨发动机的高度特性

随着飞行速度增大, 喷管出口处的排气速度增加, 然而单位喷气推力

$$\frac{F_e}{q_m} \propto (v_9 - v_0)$$

在这种情况下却降低, 并且比涡轮喷气发动机下降得更快些。计算表明, 飞行速度从0到720km/h, 虽然空气流量增加了10%~15%, 但喷气推力仍要下降20%~30%。

以上性能参数随飞行速度的变化, 综合在图8-7中。可看到单轴涡轮螺旋发动机的速度特性, 即当量螺旋功率和当量单位燃油消耗率随飞行速度的变化。

此外, 还有我们在上面已经提到的限制功率的问题。从图上可看出飞行速度到某极限值时, 功率不允许再增加, 因而 T^* 要下降, 且经济性变坏。

从图可见, 当速度提高时功率上升, 油耗下降, 但这并不说明涡轮发动机能用于高速飞行, 因为这里没有考虑螺旋本身效率的变化。

三、高度特性

在给定的调节规律下, 例如单轴涡轮螺旋发动机调节规律为 $n = \text{常数}$, 螺旋的功率或当量螺旋功率和单位燃油消耗率随飞行高度而变化的关系, 称为涡轮螺旋发动机的高度特性。

随着飞行高度的增加, 由于总的增压比增加, 涡轮的压降增加, 输出单位功率增加, 螺旋则主动加载(增加桨距角), 维持发动机的转速和涡轮前燃气温度为常数。

随着飞行高度的增加, 流过涡轮螺旋发动机的空气流量不断减小, 这和涡轮喷气发动机一样, 由于 π^* 增加的结果, 螺旋的单位功增加, 因为与 π^* 的变化相比, 空气流量的下降是决定性的, 因此涡轮螺旋发动机的螺旋功率随着飞行高度的增加而下降, 但是比空气流量的下降慢些。高度大于11km后, 螺旋功率下降加快, 因为在同温层的高度上螺旋的单位功保持常数。以上的结果如图8-8所示。

从图8-8也可看出随着飞行高度的增加, 单位燃油消耗率下降的关系, 这是因为总增压比 π 和加温比 T^*/T^* 增加, 引起了循环效率的提高。到11km以上, sfc 保持不变。

第四节 涡轮螺旋发动机发展中的问题

一、当前使用的涡轮螺旋发动机

当前使用的涡轮螺旋发动机, 大都是50年代的产品, 这种发动机的特点是起飞性能好, 耗油率较低, 适宜于用作中空中速巡航的飞机的动力装置, 例如高度在5~6km, 时速为500~600km/h。

目前大型远程的民航运输机, 它们的飞行高度一般是接近同温层, 例如10km左右, 飞行的速度一般在高亚音速, 例如950km/h左右。对飞机来说, 此处的空气密度较小, 高亚音速飞行可以得到足够的升力, 而且巡航的阻力较小; 对于发动机来说, 接近同温层时, 大气温度较低, 可改善发动机的经济性。由以上两方面的综合考虑, 普遍认为上述所选择的巡航高度和速度, 就总的经济效果而言是有利的。

在60年代以后设计的产品中, 特别是在中程或远程的大型干线民航机或军用运输机上, 就不再出现涡轮螺旋发动机, 而采用涡轮风扇喷气发动机。这主要是因为进一步提高巡航速

度,将使螺桨的推进效率大大下降。

但必须指出,对于现有的涡轮螺桨发动机,并不是没有使用价值了。例如用作短途支线民航机和军用运输机的动力装置,仍可以在一定程度上发挥它的优点。

一架飞机,在10km高度以高亚音速巡航,让我们比较一下,当航程不同时,耗油量的比例关系。航程为300km,爬升的耗油量占50%左右,巡航的耗油量占25%左右,而航程为3000km,爬升的耗油量占12%左右,巡航的耗油量占80%左右。上述数据表明,短途运输机的爬升耗油量所占比例甚大,而这却与爬升的高度直接有关。所以,对短途运输机,它的飞行高度以及相应的飞行速度应当是低一些为有利。这样,在这一领域继续使用涡轮螺桨发动机,仍可以取得较好的经济效益。所以目前仍有一些国家在致力于研制或改型功率为1000~2000kW的小型涡轮螺桨发动机。

二、螺桨风扇发动机

在前面的章节中,曾提到大型涡轮螺桨发动机在60年代没有得到继续发展的原因是:所要求的飞行速度、高度提高之后,没有研制出相应的高效率的超音速螺桨。

涡轮螺桨发动机与涡轮风扇喷气发动机相比,前者的耗油率比较低,而后者的巡航速度比较高。且在发展中随着涡轮前燃气温度 T^* 的不断提高,涡轮风扇喷气发动机的涵道比不断增加。这样,如果在这两种发动机之间能找到一种折衷的方案,即具有高涵道比的、接近涡轮螺桨发动机的耗油率,且像涡轮风扇喷气发动机,能在高亚音速下巡航,那是比较理想的,它将为降低燃油消耗打开新的前景。

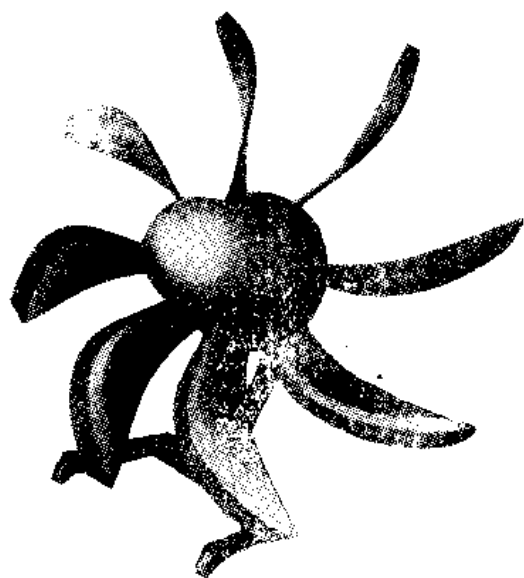


图 8-9 螺桨风扇

这是一种正在研制中的发动机,被定名为螺桨风扇发动机(简称桨扇发动机)。主要是它的推进器的特点是介于螺桨和风扇之间,由8~10片变距叶片组成,被称为螺桨风扇,而且用齿轮把螺桨风扇与发动机输出轴相连。叶片本身采用薄的叶型和后掠平面形状,如图8-9所示。

螺桨风扇发动机与涡轮风扇喷气发动机相比,具有以下明显的优点:

(1) 耗油率低,特别是当涡轮前燃气温度继续提高的时候,例如达2000K左右,更为有利。预计将来在使用螺桨风扇发动机以后,在同样的飞行条件下,与当前的涡轮风扇喷气发动机相比,可省油30%以上;

(2) 起飞和爬升的性能好,这样,就能在较短的机场跑道上起飞。

桨扇发动机在当前还没有得到充分的发展,主要是 T^* 温度还没有达到足够高的水平,此外,桨扇发动机本身也还存在一些问题有待进一步研究和解决,如叶片的振动、疲劳和噪声等。

三、带回热装置的涡轮螺旋桨发动机

回热装置是一个热交换器，利用涡轮后的热燃气的热量，加热压气机出口的空气，以改善涡轮螺旋桨发动机或涡轮轴发动机的经济性。经过多年来的研究，不仅在地面设备上已应用带有回热装置的燃气轮机，而且也已经有在飞机上使用的例子。

图8-10所示为带有回热装置的涡轮螺旋桨发动机或涡轮轴发动机的实际循环。图中2-x表示压气机后空气在热交换器中被涡轮后热燃气加热的过程，4-y表示涡轮后的热燃气在热交换器中的放热过程。

2-x和4-y过程的总压总是下降的，特别是4-y过程的总压下降较大。在较好的回热装置中，总的总压下降约为5%~7.5%。

如果略去空气和燃气量的差值以及比热随温度的变化，理想的情况，两股气流各自离开热交换器时，应当是 $T_x^* = T_3^*$ 和 $T_y^* = T_2^*$ 。实际上是不可能的，因而存在回热效率的问题，回热效率可表示为

$$\eta_r = \frac{T_x^* - T_2^*}{T_3^* - T_2^*}$$

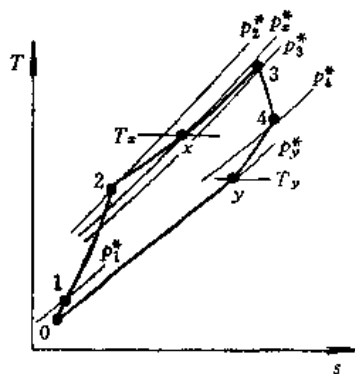


图8-10 带回热装置的涡轮螺旋桨发动机或涡轮轴发动机的实际循环

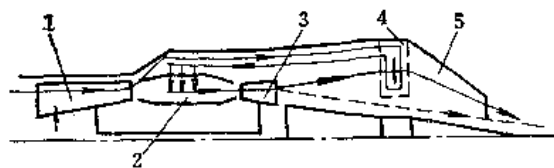


图 8-11 有回热装置的涡轮螺旋桨发动机T56-A-7示意图

1—压气机；2—燃烧室；3—涡轮；4—回热装置；5—尾喷管。

在静止的回热装置中， $\eta_r = 0.7 \sim 0.75$ ；

在旋转式的回热装置中， $\eta_r = 0.90 \sim 0.92$ 。

图8-11给出了带回热装置的涡轮螺旋桨发动机的示意图。

最后，必须指出，带回热装置的涡轮螺旋桨发动机或涡轮轴发动机，虽然能达到节能的目的，但在航空动力装置上使用尚存在比较多的问题。这些问题是：

(1) 在热交换器的冷热两侧有相当大的流动损失，降低了发动机的有效功率。

(2) 在热交换器中不可能将空气加热到发动机排出的热燃气的温度，即回热效率较低，降低了改善经济性的效果。

(3) 热交换器的相对重量和外部尺寸相当大。例如在回热效率为0.7~0.8时，带有回热装置的涡轮螺旋桨发动机的重量约增大40%~80%，发动机的横截面积也将增大，这将使发动机的有效拉力下降约2%~5%。

(4) 热交换器的使用可靠性较差(使用寿命低,管道经常积炭和积焦,使热效率下降)。

复 习 题

1. 从涡轮螺旋桨发动机的工作特点试说明其在60年代以后没有得到大力发展的主要原因;并说明它在短程飞机上使用的价值。螺旋桨发动机为什么被认为是未来远程运输机比较理想的动力装置?
2. 定轴式涡轮螺旋桨发动机与涡轮喷气发动机的节流特性和速度特性,在部件共同工作上有什么不同?

第九章 非航空用燃气涡轮发动机

第一节 燃气涡轮发动机的应用领域

燃气轮机在航空领域的使用,经历半个多世纪的发展,几乎已达到一统天下的地步,目前仅有个别小型直升机和超轻型飞机仍使用活塞式发动机。与航空燃气轮机同步发展的,还有非航空用的燃气轮机。由于航空上要求的特殊性,不论军用或民用,在燃气轮机的研制方面,竞争是异常激烈的,因而航空燃气轮机相对于非航空用的,在技术上总是居领先的地位,而且不少非航空用的燃气轮机往往直接由航空机种派生而发展。航空燃气轮机突出的特点是:体积小、重量轻、功率大,维护简单,起动方便,加速性好,并有可能使用不同类型的燃料。在非航空领域使用的燃气轮机,几乎都利用了这些特点。

燃气轮机作为地面动力装置,在原理上类似涡轮轴发动机,输出轴直接或通过减速器带动负载,可用于发电、油田注水、石油和天然气输送设备等,用作舰船、机车、坦克等的动力装置。如由航空涡轮风扇发动机TF39和CF6-50改进而成的地面燃气轮机LM2500和LM5000,用于发电或作为舰艇动力,如图9-1和9-2所示。由TF39到CF6,由CF6到LM2500和LM5000,都是美国通用电气公司的产品。由图可见LM5000燃气涡轮发动机为双转子结构,它由5级低压压气机、14级高压压气机、2级高压涡轮、1级低压涡轮、环形燃烧室以及3级动力涡轮所组成。总压比为27,涡轮进口燃气温度 T^* 为1446K,功率为33740kW,热效率为0.369。又如由涡桨发动机AH-24和AH-20改造而成的移动式电站IAЭC1250和IAЭC2500,天然气管道输送设备AГTY-2000和AГTY-5000。在国内,将涡桨发动机WJ6改造为WJ6G4在油田用

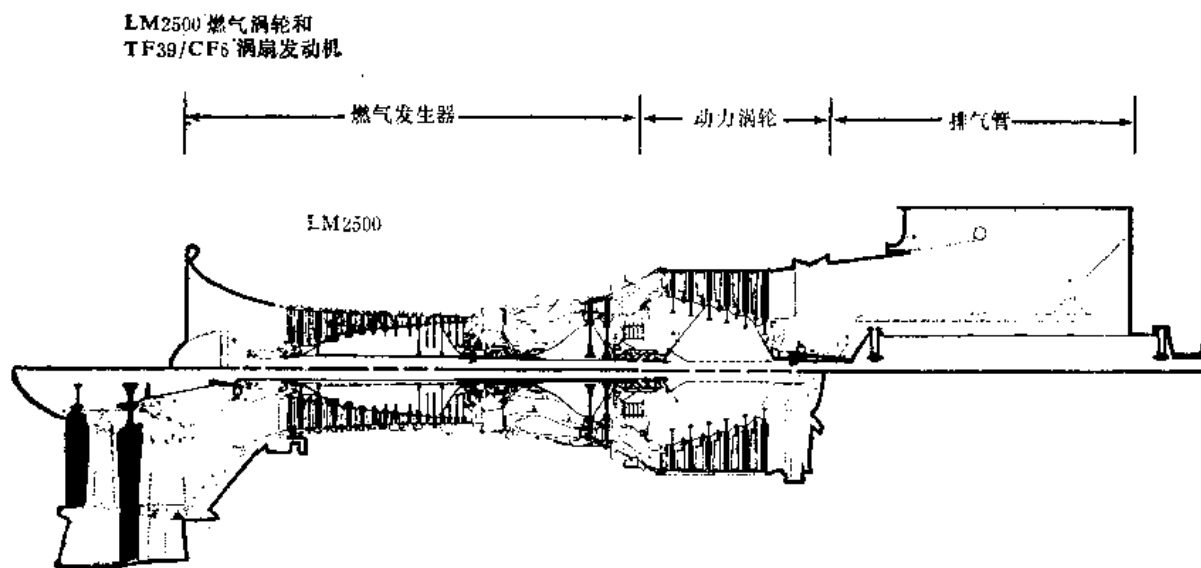
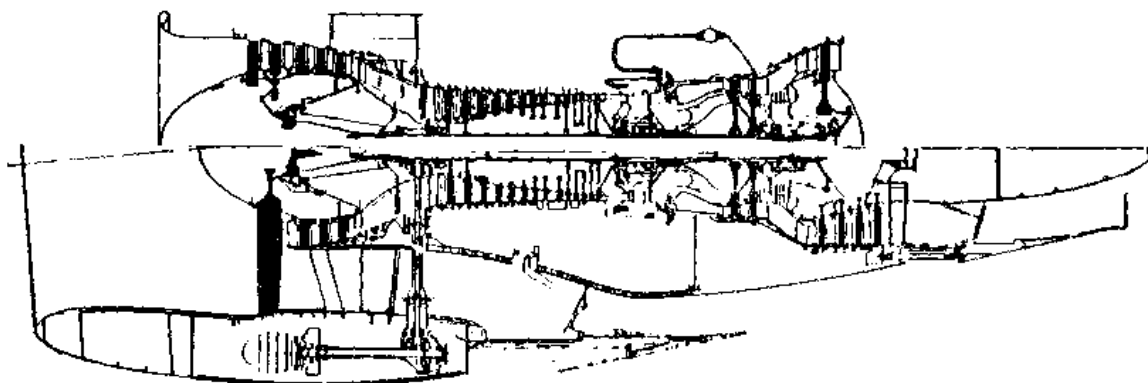


图 9-1 TF39、CF6-50和LM2500

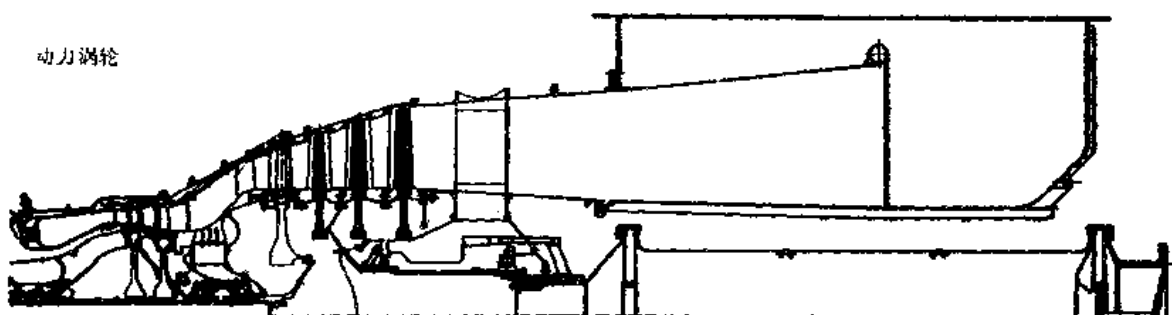
LM5000 燃气发生器



CF6-50 涡扇发动机

(a)

动力涡轮



(b)

图 9-2 CF6-50和LM5000

于注水和发电，将涡喷发动机WP6改造为WP6G在油田用于发电和供热。

此外，燃气轮机作为燃气发生器在燃气喷射机上得到应用，用于清除机场跑道、铁路、公路上的冰雪和垃圾等。如在燃气发生器之后继续喷油，将余氧烧尽并冷却，利用其强大的惯性射流实现煤矿坑道和油田油井灭火。

第二节 工作原理和主要参数

作为动力装置的地面燃气轮机，它的基本原理与航空涡轮轴发动机相同，输出轴带动所要求提供动力的负载。地面燃气轮机，有专门设计的工业燃气轮机，也有从航空产品改造而来的，我们着重讨论后者。由于主机的基本类型不同，改造的方式也略有差异。

从定轴涡桨发动机到地面燃气轮机，如果仍保持为前输出定轴式结构，只要把螺桨改成其他负载即可；如改为自由涡轮式结构，可将最后一级涡轮与前面涡轮分开，向后输出，且要增加排气涡轮壳。不论按何种方案改造，都应当重新设计后一级涡轮，以减小排气速度，增加输出功率。

从涡喷发动机到地面燃气轮机，只要在涡轮后增加一自由涡轮和排气涡轮壳即可。

从涡扇发动机到地面燃气轮机，如要求保持内涵参数不变，可采取风扇截顶的方式，去

掉外涵和低压涡轮的部分级，重新设计自由涡轮，作后输出安排。此外，也可以去掉风扇重新设计低压压气机和低压涡轮以及自由涡轮。

以上只是从原理的角度论述，实际情况则没有这么简单。

作为动力装置，地面燃气轮机主要的性能参数仍然是功率和油耗。功率的大小量级主要决定于原航机。油耗的高低与原航机有关，与改造航机的技术则有密切关系，如排气系统的损失也起举足轻重的作用。目前使用的航改燃气轮机，其油耗水平差距较大，高低之差近乎一倍。从热效率来说，低的仅20%，高的达38%。这主要决定于原航机的水平。

第三节 使用特点

一、对进气装置的要求

在地面装置上使用的燃气轮机，受环境的影响，会长时间吸入含尘空气，其危害是多方面的。其一是侵蚀，灰尘中的硬质颗粒犹如磨料对叶片的磨削，严重时使工作叶片的弦长和型面厚度相对减小40%左右。此外，侵蚀作用还可使压气机工作叶片的抗疲劳性能严重恶化，如叶片表面出现深0.15~0.2mm、直径0.2~0.4mm的侵蚀坑，它是应力集中点，又是腐蚀源。实验数据表明，点状侵蚀损坏可使叶片疲劳强度极限减小到原极限的80%~57%。

其二是沉积物、灰尘，尤其是黄土灰尘进入发动机，在压气机叶片的叶背表面形成沉积物，严重时可使压气机的效率和增压比下降5%左右，并使喘振裕度大大下降。此外，对涡轮导向器的影响，在高温下粉尘烧结质点不断地涂挂在叶片上，严重时将影响发动机的正常工作。

由此可知，在地面装置上使用燃气轮机，必须考虑采取减少灰尘进入发动机的进气装置。最简便的方法是采用竖井式进气装置，以便在较高的高度上吸入空气。如果采用这种方法收集空气有困难，或效果不理想，则必须使用专门的空气净化装置——粒子分离器。有可能使用的分离器有如下两种类型。

障碍型分离器是利用适当的障碍来过滤空气。用布质和纤维质过滤器可截住尺寸为0.3~0.5 μ m的微粒。障碍型过滤器的最大缺点是流体阻力随过滤元件的脏污而增大，需要定期更换过滤元件。障碍型过滤器可保证灰尘净化度达93%~99%，但其效率不高（空气消耗量对过滤器迎面面积之比），该系数仅在2~6kg/cm²之间。此外，障碍型过滤器外型尺寸和质量较大，还要求经常维护和更换元件。

在惯性分离器内，当气流的方向和速度改变时，作用在灰尘微粒上的离心力将硬质的微粒与空气分离。为了造成气流中的离心力，可以从切线方向将空气引入分离器工作室，或借助叶片扰流器和射流扰流器来扭转气流方向。不同的惯性分离器其净化效果不同。旋风式分离器净化灰尘达85%~95%，惯性叶栅分离器净化灰尘达90%~99%，而弹道式射流分离器净化灰尘仅达60%~85%。与障碍式过滤器相比，惯性分离器的工作效率要高得多，其中较低的旋风式分离器也能达到10~25kg/cm²，因而外形尺寸较小。旋风式分离器的上述特点，再加上净化效果较好，使其得到广泛应用。其缺点是，它从空气中只能分离粒度大于5 μ m的硬质微粒。

二、能使用多种燃料

燃气涡轮发动机在地面装置上使用,应当考虑可利用多种燃料,才有可能在国民经济建设中发挥充分的作用。当前在燃气轮机上使用重油和天然气都已成为现实,但必须考虑用这两种燃料的发动机与使用航空煤油的发动机两者工作的不同特点。

重油,包括原油、柴油和渣油,它们在不同程度上存在下面几个问题:

1. 粘度高,特别是在大气温度较低时,尤为突出。一般的离心喷嘴对重油的雾化效果差,油珠的直径较大,延长了燃烧室内的火焰长度,并使燃烧完全系数下降,起动则尤为困难。

2. 灰分和树脂含量高,造成发动机热端部件积炭增加,并增加了燃油系统附件堵塞的可能性和齿轮磨损。

3. 有机物(包括硫和硫化物、胺等),无机物(包括金属氧化物和盐类等)含量高,促使燃油系统和涡轮叶片表面严重腐蚀。

由于以上情况,在重油中,目前以使用柴油为多,也有使用原油的,相应地都采取了一定的措施。

为了解决起动问题,可采取预热起动点火器壳体,或向燃烧室供油前预热燃油,或用汽油起动燃烧,然后切换成柴油等方法。

在油田上或在输送天然气管线上使用天然气作为燃气轮机的燃料,在经济上是合理的。当前已得到广泛应用。

天然气不同于液体燃料,不要求预先雾化和汽化,而后进入燃烧。实践表明,只要更换一下原供油管道和喷嘴,适于供气的特点,或在原系统旁另加一套供气系统,即可实现。在燃烧完全程度、积炭、腐蚀和温度场分布等方面有可能略优于使用液体燃料的水平。

三、可靠性和维护性

地面燃气轮机有共性的特点,一般不苛求重量轻,但由于用途不同,在对可靠性和寿命的要求上是不同的。如用于舰艇、坦克,则与航空用的有相近之处,如用于发电,则要求能长期连续可靠工作。同样都用于发电,一种是用于高峰调剂,一种是用于长期连续工作,两者也有很大不同,对热端部件除考虑高温蠕变之外,对前者要着重考虑低循环疲劳,对后者要着重考虑高周问题。例如压气机叶片,原来航空上是轻质的铝合金或贵重的钛合金,在非航空上则改为一般的不锈钢即可,它比铝合金耐腐蚀和侵蚀的能力强,而比钛合金造价低。又如热端部件,涡轮叶片和火焰筒,应提高抗热腐蚀的能力,如增加表面渗铝和涂层。所以,应对其使用特点作具体分析,而后对部件进行必要的改造,以保证其使用的可靠性和寿命要求。作为一般的民用设备,通常要求一年大修一次,即要求连续工作 8000 h 以上。为实现这一指标,必须对轴承给予足够的重视。国内当前有些机种已基本上达到这一指标要求。以上指的是翻修间隔期寿命,而整机的总寿命,一般以万计,如十万小时,甚至更长。

在此,有必要指出,应注意航改地面燃气轮机维护性的特点。由于体积小,重量轻,一般都有备份发动机,可以定期或不定期地更换主机,送修理厂进行翻修,基本上不耽误现场工作,只需极短的更换时间,如一个工作班,即可照常运行。

第四节 燃气轮机的派生循环

目前,燃气轮机因其自身的特点和优点,已在国防和国民经济建设的多种领域得到广泛的应用。就其未来的发展而言,如能在提高热能利用率和使用固体燃料方面有新的突破,则在非航空领域将具有更广阔的应用前景。

一、提高热能的利用率

使用燃气轮机,按简单的布莱顿循环,其排气温度一般都在600 K以上,高的在750 K以上,大量的热能未能利用即被排入大气。如能利用这些热能,则有可能大幅度地提高整机的热效率。解决此问题的方案很多,其中有些已被采用。下面介绍主要的几种。

1. 热电联供。这是最简单易行的方案。只要将排气通过余热锅炉或各种换热器,即可生产热水或蒸汽,向工业或生活部门供热。其主要优点是结构简单,热的利用率高。如WP6G燃气轮机热电联供机组,发电功率为4700kW,余热锅炉产饱和蒸汽量15 t/h,蒸汽压为7kg/cm²,热的利用率达65%左右。

2. 回热循环。循环的原理在上一章已经阐明。值得一提的是,这种循环对将早年生产的低压比(π_{*} 在6左右)航机改造为地面燃气轮机是有价值的。因为压比低,压气机出口温度低,可从排气中吸收更多的热量,在同样的涡轮前燃气温度 T_{*} 下,使向燃烧室供应的燃料减少和排气温度下降。预计热效率可提高25%以上。如果有可能将当前低压比的航机 T_{*} 温度再提高100℃,采用回热循环,将有可能使热效率提高50%左右,即从0.20提高到0.30。

3. 蒸汽回注。其原理是将热电联供中余热锅炉生产的蒸汽回输到涡轮前,蒸汽和原来的燃气掺和,在涡轮中膨胀做功。部分蒸汽也可以从动力涡轮前注入,如图9-3所示。以LM2500燃气轮机为例,改造为蒸汽回注后,参数的变化情况是:输出功率从20300kW增加到25040kW,热效率从0.3455提高到0.3844,蒸汽消耗量为18.1 t/h。蒸汽回注方案主要的优点是:同一机组的功率增加,效率提高,但结构简单,而且在热电联供中使用这种方案可根据不同季节或需要对供热供电进行调节,可多供汽少供电,或少供汽多供电。在此,还需要指出,蒸汽回注适用于高压比的发动机。因为高压比发动机的涡轮落压比也大,回注蒸汽更有利于发挥效能。例如上述LM2500,压比为18,而LM5000,压比为27,采用蒸汽回注,则功率从36000kW增加到48900kW,热效率从0.37上升到0.43,增加的幅度更大些。蒸汽回注主要的缺点是需要经处理的水,而且是一次性使用不能回收,因而消耗量大。蒸汽消耗量约为燃气轮机空气消耗量的5%~10%。

4. 蒸汽-燃气联合循环。如图9-4所示。余热锅炉生产的过热蒸汽进入蒸汽涡轮,膨胀做功,输出电能。在余热锅炉中也可继续加入燃料,以增加产汽量。如果不再向余热锅炉加燃料,以WJ6G为例,蒸汽轮机能发出的功率仅占总功率的15%~20%,即400kW左右。输出功率为主的仍是燃气轮机。如果向余热锅炉加入燃料,不进外界空气,提高蒸汽参数后,将使蒸汽轮机的功率提高,基本上与燃气轮机持平,即总功率增加一倍,整机效率也大幅度提高。如果在向锅炉供给燃料的同时,进入外界空气,与排出燃气共同在余热锅炉中燃烧,则蒸汽的产量大幅度提高。这种装置将以蒸汽轮机为主。现有的产品,采用这种方案的,机

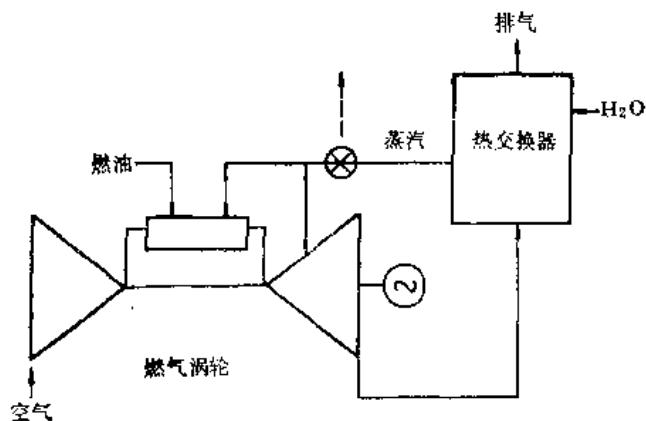


图 9-3 蒸汽回注燃气轮机原理图

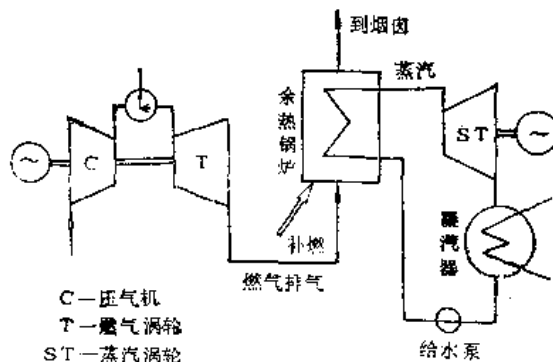


图 9-4 蒸汽-燃气联合循环方案图

组中蒸汽轮机输出功率有比燃气轮机大6.5倍的。

二、应用固体燃料的前景

固体燃料，首先是煤。人所共知，我国煤的蕴藏量极为丰富。如能开发以煤作燃料的燃气轮机，对国民经济的作用将是巨大的。

早在50多年前，国外就开始这方面的研究工作，但由于煤的燃烧产物对涡轮叶片的侵蚀（微粒）和腐蚀（硫化物），这方面的研究进展缓慢，长期没有得到满意解决。关键问题是在于煤的气化、净化和脱硫三个环节。实现这些环节需要有庞大而复杂的装置，且在转换过程的热效率较低。当前，虽有机组在运行，但仍停留在试运行阶段，离商业运行和推广尚有一定的差距。实施方案主要有下面几种。

1. 煤气化联合循环。需要完成上面提到的三个环节，首先是气化，气化的方式有多种，但气化的热效率都还不能令人满意，约为80%~85%。有的还要供给氧气，相应的需要有空分设备及其电能消耗。再者是净化和脱硫，有的是将煤气冷却后进行，有的是直接从热煤气中除尘和脱硫，不论哪种方式都需要有庞大的设备装置和能量消耗。作为主机的燃气轮机，在全套装置中所占空间场地是很小的。即使如此，生产的煤气供燃气轮机燃烧，仍要求热端部件有高温抗磨的能力。

这种循环，一般都利用余热锅炉吸收燃气轮机排气和煤气冷却中的部分热量，由蒸汽轮机转换为电能。否则，从热效率的角度是无法与一般蒸汽轮机热电站相竞争的。

2. 沸腾床联合循环。这种方案是将通常燃气轮机的燃烧室提出来由锅炉代替。在锅炉中煤的颗粒被压气机输送的空气吹动，在炉膛内翻滚，形似沸腾，故名为沸腾燃烧，锅炉则被称为沸腾床，因为是在一定的压力下燃烧，又被称为加压沸腾床。在燃烧过程加入石灰石，起脱硫作用，燃气在进入涡轮前仍须除尘。与前面的方案一样，也要与蒸汽轮机组成联合循环，以提高总的热效率。

3. 间接燃烧联合循环。这种方案与上面所不同的是：压气机输送的空气进入锅炉，不直接参与燃烧，而是通过管道被加热，然后进入涡轮。一般情况锅炉的温度比较低，被加热的空气不超过1000 K，为此，可在进入涡轮前供给液体或气体燃料，补充燃烧。由于锅炉是由鼓风机输送涡轮后的燃气，在常压下沸腾燃烧，故称为常压沸腾床。这种循环被称为常压沸

腾床联合循环。这种方案的特点是，不存在前面提到的三个环节的问题，但对沸腾床中换热的装置要求较高，且需要一定量的液体或气体燃料。

复 习 题

1. 如何将航空燃气轮机改造为地面燃气轮机？各有哪些特点？
2. 采用联合循环的目的是什么？
3. 试画出热电联供、回热循环、蒸汽-燃气联合循环、煤气化联合循环、沸腾床联合循环、间接燃烧联合循环的方框图。

参 考 文 献

- [1] 西北工业大学, 南京航空学院, 北京航空学院合编. 航空燃气涡轮发动机原理. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [2] 王钟铭编. 舰船燃气轮机装置. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [3] 斯捷金著. 喷气发动机原理(叶片机). 张惠民等译. 北京: 国防工业出版社, 1958.
- [4] 斯捷金著. 喷气发动机原理工作过程及特性. 秦鹏译. 北京: 科学出版社, 1961.
- [5] 克莱什金著. 喷气发动机原理. 秦鹏译. 北京: 国防工业出版社, 1977.
- [6] 斯辽赫钦科著. 空气喷气发动机原理. 王振华等译. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [7] 克里布罗克著. 飞机发动机和燃气涡轮. 谢竹虚, 曹永明译. 北京: 国防工业出版社, 1983.
- [8] Rolls Royce Limited. The Jet Engine. 1969.
- [9] Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. Теория Авиационных Газотурбинных Двигателей. Москва: Машиностроение, 1978.
- [10] С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. Теория Двухконтурных Турбореактивных Двигателей. Москва: Машиностроение, 1979.
- [11] Г. С. Слубагевский. Авиационные Газотурбинные Двигатели Конструкция и Расчет Деталей. Москва: Машиностроение, 1981.
- [12] 陈光主编. 航空燃气涡轮发动机构造设计. 北京: 北京航空学院出版社, 1988.
- [13] 刘长福主编. 航空发动机构造. 北京: 国防工业出版社, 1989.
- [14] 朱行健, 王雪瑜著. 燃气轮机工作原理及性能. 北京: 科学出版社, 1992.
- [15] 翁史烈主编. 燃气轮机. 北京: 机械工业出版社, 1988.
- [16] 清华大学电力工程系燃气轮机教研组编. 燃气轮机. 北京: 水利电力出版社, 1978.
- [17] 依佐托夫等著. 航空燃气涡轮发动机在地面装置上的应用. 杨锦华等译. 北京: 航空工业出版社, 1987.