

航空涡轮风扇发动机



V235.1
1017

航空涡轮风扇发动机

张逸民 编著



国防工业出版社

582837

内 容 简 介

本书较系统地阐述了航空涡轮风扇发动机的工作原理、性能计算、参数选择、技术经济分析、设计要点、结构分析、材料选择、工艺特点、使用维护特性、发展趋势等，并以国外几种典型涡轮风扇发动机为例进行了分析、介绍。本书取材较新颖，介绍了不少国外近年来发展的新技术和新概念，搜集整理了一些对于设计、研究、制造、维护、使用涡轮风扇发动机有价值的具体数据和资料。

本书可作为航空涡轮风扇发动机设计、研制工作者的重要参考书，也可作为航空院校师生的专业参考书，对空军和民航的使用维护技术人员亦有助益。

航空涡轮风扇发动机

张逸民 编著

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售
国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092 1/16 印张34 插页2 781千字

1985年12月第一版 1985年12月第一次印刷 印数：001—770册

统一书号：15034·2926 定价：8.45元

科技新书目 108—138

前 言

航空涡轮风扇发动机（简称涡扇发动机）目前已成为旅客机和战斗机动力装置的主要形式，但迄今国内以及英、美书籍中还未见过这方面的专著。本书是以作者参加航空涡轮风扇发动机研制工作积累的实践经验为基础编写的，对所涉及的重要技术问题阐述到一定深度，以便读者继续深入研究。

航空发动机设计目前尚不能完全依靠理论计算，在研制过程中试验工作占了很大的比重。因此，作为设计人员，应对涡轮风扇发动机的设计特点、计算方法，先进部件技术、新工艺、新材料、测试技术、发展趋向等各方面有所了解，全面考虑，找出最优方案。这不仅需要进行定性分析，而且最好有具体数据作为参考，但迄今还没有合适的航空涡轮风扇发动机设计手册提供有关数据，所以本书根据已投入使用的航空涡轮风扇发动机型号的经验，从上述几个方面论证涡轮风扇发动机的设计特点。为在初步设计阶段能进行适当的定量分析，本书中所介绍的涡轮风扇发动机的效率计算、气动热力计算方法及其计算机程序、最佳循环参数选择计算方法、发动机特性分析、加速模拟试车循环的加速系数估算等，在其他书籍中尚未见到，利用这些方法对某些型号发动机进行估算，所得结果基本上符合这些型号的实际数据，表明这些方法具有一定的参考价值。考虑到在初步设计阶段使用袖珍程序型计算器的优越性，故本书中计算实例大都采用袖珍程序计算器编程计算，数据处理采用一元或二元线性回归分析方法。同时，为了提供设计参考，本书中尽量列入一些重要设计参数的具体数值，这些数据主要取自国外特刊、学术论文、期刊、公司产品介绍以及有关专业书籍；同一数据在不同资料中可能有出入甚至矛盾，编者尽量选用该型号发动机制造厂、该型号的技术人员所提供的数据。对明显不合理数据编者进行了反验算并加以修正。本书中收集了一些涡轮风扇发动机的剖面图，可供设计参考。

本书中还阐述了与涡轮风扇发动机有关的一些新概念或新技术，如翻修寿命的概念、航空能源问题、技术经济分析、整机调平平衡、进气道畸变指标、燃烧室出口温度分布指标、可控涡流设计涡轮、噪音、排烟污染、结构完整性、气路分析诊断技术、加力振荡燃烧机理、脱离慢车喘振边界测定、涡轮导向器叶片分组应用、定型试验项目、计算机辅助设计等问题。

设计人员必须了解材料、工艺现状才能设计出切实可行的发动机。本书对选材及新工艺方法也作了概括介绍。

本书承范绪箕、曹传钧、吴大观、李纬文（第一、二、四、五章）、荆长生（第三章）等教授仔细审阅全稿并提出了许多宝贵意见；在写作过程中得到上海航办及航发厂领导同志大力支持，编者在此谨致深切谢意。承王希恩、罗韵华、蒋爱群等描图及打字，编者在此表示感谢。

由于水平和条件所限，书中可能出现缺点甚至错误，热诚欢迎读者批评指正。

目 录

主要符号表	1
-------------	---

第一章 涡轮风扇发动机工作过程及其特性

§ 1.1 概论	6
§ 1.2 涡轮风扇发动机作为热机与推进器及其内、外涵推力的产生	8
§ 1.2.1 热机和推进器	8
§ 1.2.2 质量附加原理	9
§ 1.2.3 涡轮风扇发动机推力计算	12
§ 1.3 涡轮风扇发动机主要性能参数	17
§ 1.4 涡轮风扇发动机热效率及推进效率计算	24
§ 1.5 涡轮风扇发动机气动热力计算	30
§ 1.5.1 内、外涵分开排气涡轮风扇发动机气动热力计算	30
§ 1.5.2 加力涡轮风扇发动机气动热力计算	53
§ 1.6 涡轮风扇发动机参数选择特点	60
§ 1.6.1 内、外涵分开排气的涡轮风扇发动机最佳循环参数的选择	60
§ 1.6.2 内、外涵混合排气加力涡轮风扇发动机最佳循环参数的选择	74
§ 1.7 涡轮风扇发动机特性	84
§ 1.7.1 节流特性	85
§ 1.7.2 速度特性	92
§ 1.7.3 高度特性	99

第二章 涡轮风扇发动机设计及结构特点分析

§ 2.1 涡轮风扇发动机发展概况	104
§ 2.1.1 六十年代以来航空涡轮风扇发动机迅速发展	104
§ 2.1.2 在“先进涡轮燃气发生器计划”基础上研制新发动机	105
§ 2.2 低函道比涡轮风扇发动机设计要点分析	108
§ 2.2.1 亚音速民航客机对动力装置的基本要求	108
§ 2.2.2 低函道比涡轮风扇发动机的方案选择	109
§ 2.2.3 保证可靠性的措施	119
§ 2.2.4 性能方面特点	128
§ 2.2.5 使用维护特点	132
§ 2.3 高函道比涡轮风扇发动机设计要点分析	133
§ 2.3.1 总体方案选择	134
§ 2.3.2 高增压比单级风扇和高压压气机设计特点	136
§ 2.3.3 环形燃烧室应用	148
§ 2.3.4 涡轮设计特点	156
§ 2.3.5 发动机与进气道、尾喷管的匹配	176

§ 2.3.6 降低噪音	181
§ 2.3.7 降低排烟污染	186
§ 2.3.8 使用维护特点	194
§ 2.4 军用加力涡轮风扇发动机设计要点分析	203
§ 2.4.1 战斗机对动力装置的基本要求	203
§ 2.4.2 选用低函道比加力涡轮风扇发动机作为战斗机的动力装置	206
§ 2.4.3 提高加力涡轮风扇发动机推力重量比的主要措施	207
§ 2.4.4 提高加力涡轮风扇发动机工作稳定性的主要措施	228
§ 2.4.5 加力涡轮风扇发动机使用维护特点	234
§ 2.5 涡轮风扇发动机可靠性分析与初始翻修寿命确定	236
§ 2.5.1 可靠性指标	236
§ 2.5.2 发动机平均翻修寿命概念(从数理统计观点分析)	240
§ 2.5.3 初始翻修寿命确定和加速模拟试车加速系数的估算	244
§ 2.6 涡轮风扇发动机状态监控和故障诊断与分析	257
§ 2.6.1 状态监控与故障诊断	257
§ 2.6.2 涡轮风扇发动机使用中的故障分析	265

第三章 涡轮风扇发动机选材及工艺特点分析

§ 3.1 航空涡轮风扇发动机对选材的基本要求	269
§ 3.2 关键零部件选用性能合适的高质量新材料	271
§ 3.3 改进材料生产工艺、微调成分、改进热处理规范以满足设计要求和延长使用寿命	276
§ 3.3.1 采用真空熔炼工艺	276
§ 3.3.2 改进热处理规范	277
§ 3.3.3 粉末冶金盘	281
§ 3.4 充分利用材料特性使材尽其用	282
§ 3.5 广泛采用表面处理和表面防护以提高现有材料可靠性和使用寿命	286
§ 3.5.1 提高零件抗腐蚀的表面防护	287
§ 3.5.2 喷丸强化	288
§ 3.5.3 等离子喷镀与爆炸喷镀	288
§ 3.5.4 涡轮叶片涂层	291
§ 3.5.5 其他涂层和表面处理应用	293
§ 3.6 涡轮风扇发动机的工艺特点	294
§ 3.6.1 叶片工艺特点	294
§ 3.6.2 机匣与壳体加工	298
§ 3.6.3 盘、轴加工	302

第四章 在各种飞机上使用的典型涡轮风扇发动机

§ 4.1 亚音速民航机用涡轮风扇发动机	308
§ 4.1.1 JT8D涡轮风扇发动机及其单级风扇改型	308
§ 4.1.2 JT9D涡轮风扇发动机	335

§ 4.1.3	CFM56涡轮风扇发动机	360
§ 4.2	超音速民航机用涡轮风扇发动机	366
§ 4.3	战斗机用加力涡轮风扇发动机	368
§ 4.3.1	TF30加力涡轮风扇发动机	368
§ 4.3.2	斯贝军用涡轮风扇发动机 (RB168-25、TF-41)	383
§ 4.3.3	M53加力涡轮风扇发动机	387
§ 4.3.4	F100-PW-100加力涡轮风扇发动机	389
§ 4.4	轰炸机、运输机用涡轮风扇发动机	400
§ 4.4.1	TF33涡轮风扇发动机	400
§ 4.4.2	F101-GE-100加力涡轮风扇发动机	401
§ 4.5	其他飞机上使用的涡轮风扇发动机	407
§ 4.5.1	飞马推力转向涡轮风扇发动机	407
§ 4.5.2	RB202升力涡轮风扇发动机	414
§ 4.5.3	巡航导弹用小涡轮风扇发动机WR19 (军用型号F 107)	415

第五章 航空涡轮风扇发动机发展水平及趋向

§ 5.1	亚音速民航机用涡轮风扇发动机发展水平及趋向	424
§ 5.1.1	民航发展概况及其对发动机的主要要求	424
§ 5.1.2	循环参数选择、寿命期总成本	427
§ 5.1.3	节能发动机	430
§ 5.1.4	现有涡轮风扇发动机的改型	437
§ 5.1.5	现役民用涡轮风扇发动机的节能技术	440
§ 5.1.6	部件技术进展	446
§ 5.1.7	通用航空用小涡轮风扇发动机发展趋向	450
§ 5.2	亚音速民航机用特种风扇发动机	452
§ 5.2.1	齿轮减速中间风扇方案	452
§ 5.2.2	变距风扇发动机	455
§ 5.2.3	涡轮螺桨-风扇发动机	457
§ 5.3	超音速民航机用涡轮风扇发动机发展水平及趋向	465
§ 5.3.1	超音速民航机现状及其对动力装置的基本要求	465
§ 5.3.2	超音速民航机用变循环发动机研制	468
§ 5.3.3	变循环发动机的先进部件试验	471
§ 5.4	战斗机用加力涡轮风扇发动机的发展	479
§ 5.4.1	发展概况	479
§ 5.4.2	变几何涡轮外涵加力涡轮风扇发动机	481
§ 5.4.3	变几何涡轮风扇发动机的试验研究	492
§ 5.5	航空发动机的计算机辅助设计、制造一体化概况	498
§ 5.6	未来航空燃料探讨	501
附录一	涡轮风扇发动机气动热力计算源程序 (TQ-16机)	506
附录二	航空涡轮风扇发动机常用材料性能 (美国)	514
参考文献		516

主要符号表

(根据HB089-76、HB090-76)

A	面积、截面积, 米 ² 、厘米 ²
a	线加速度, 米/秒 ² ; 音速, 米/秒
a_k	材料冲击韧性, 公斤·米/厘米 ²
b	函道比
C	系数; 气流速度, 米/秒
C_R	耗油率, (公斤/小时)/公斤
c_p, c_v	等压比热、等容比热, 千卡/公斤·K
D	直径, 米、厘米; 扩压因子
e	2.718282; 压比参数 $e = \pi^{\frac{k-1}{k}}$
F	力, 公斤; 费用
f	频率, 赫芝、1/秒
G	重量流量, 公斤/秒、公斤/小时
g	重力加速度, 米/秒 ²
g_{ry}	油气比, 公斤燃油/公斤空气
H	高度, 米
H_r	燃油热值, 千卡/公斤
h	单位气体焓, 千卡/公斤
i	冲角, 气流方向与叶型中弧线前缘切线之间夹角
J	热功当量, 426.935公斤·米/千卡
k	比热比, c_p/c_v
L	气体的功, 公斤·米/公斤; 实际空气量 (1 公斤燃料实际燃烧时所需空气量), 公斤/公斤
L_0	理论空气量 (1 公斤燃料完全燃烧时所需空气量), 公斤/公斤
l	长度, 米、厘米
M	马赫数
m	力矩、弯矩, 公斤·米; 质量, 公斤·秒 ² /米
N	功率, 马力
n	转速, 转/分
p	压力, 公斤/厘米 ²
P_r	普朗特数
Q/V	容热强度, 千卡/(米 ³ ·大气压·小时)
q	单位热量, 千卡/秒、千卡/公斤; 动压头, 公斤/米 ²
$q(\lambda)$	气动函数
R	推力、合力、反作用力, 公斤; 气体常数, 空气 29.2669、燃气 29.1642

	公斤·米/(公斤·K)
R_{aw}	单位流量推力, 公斤/(公斤/秒)
Re	雷诺数
ReI	雷诺指数
r	半径, 米
S	单位气体熵, 千卡(公斤·K)
T	绝对温度, K
t	摄氏温度, °C; 时间, 秒
u	单位气体内能, 千卡/公斤; 切线速度、圆周速度, 米/秒
V	飞行速度, 米/秒; 体积, 米 ³ ; 容积流量, 米 ³ /小时、米 ³ /秒
v	气流绝对速度, 米/秒
W	重量, 公斤
w	气流相对速度, 米/秒
X	阻力, 公斤
Y	升力, 公斤
α	迎角, 度; 线膨胀系数 $1/^\circ\text{C}$; 放热系数, 千卡/(米 ² ·秒·K); 余气系数, $\alpha = L/L_0$
β	燃料系数, $\beta = 1/\alpha$; 相对气流角
γ	重度, 公斤/米 ³ ; 多变指数
Δ	有限差
δ	绝对压力比值, $\delta = p/p_0$, $p = 1.0332$ 公斤/厘米 ² ; 厚度, 毫米
ε	角加速度, 弧度/秒 ²
η	效率
Θ	总推力系数
θ	绝对温度比值, $\theta = T/T_0$, $T_0 = 238\text{K}$
λ	速度系数
μ	分子量; 动力粘性系数, 公斤·秒/米 ² ; 流量系数
ν	运动粘性系数, 米 ² /秒
ξ	燃烧效率
π	圆周率 3.14159265; 压力比, 指部件出口压力与进口压力之比
$\pi(\lambda)$	气动函数
ρ	密度, 公斤·秒 ² /米 ⁴
Σ	总和
σ	总压恢复系数; 应力, 公斤/毫米 ²
τ	时间
φ	速度损失系数
χ	喘振裕度
ψ	冷却参数
ω	角速度, 弧度/秒

下角注符号

bi	壁 (T_{bi} , 壁温)
c	参考值, 压气机
ch	混合、掺合
cj	持久
cx	侧向
ck	出口
cz	喘振
d	低 (η_{dt} , 低压涡轮效率)
dl	当量
dq	大气
dw	单位
dx	等效
f	风扇 (π_f , 风扇增压比)
fd	发动机
fj	飞机 (V_{fj} , 飞机速度)
fq	放气
g	高 (η_{gT} , 高压涡轮效率)
H	在 H 高度上的参数
hd	化学当量
j	加力 (R_j , 加力推力)、几何、静子
jc	进场
jk	进口
jq	进气道 (σ_{jq} , 进气道总压恢复系数)
k	空气 (G_{k1} , 外涵空气流量)
ky	扩压器 (σ_{ky} , 扩压器总压恢复系数)
l	理论、理想 (R_{zl} , 总推力理论值)
le	冷却
lj	临界
m	机械 (η_m , 机械效率)
mc	慢车
0	标准海平面值, $T_0=288K$, $p_0=1.0332$ 公斤/厘米 ²
p	喷管 (σ_{p1} , 内涵喷管总压恢复系数), 等压 (c_p , 等压比热)
pg	爬高
pj	平均值

pq	排气、喷气 (R_{pq} , 喷气推力)
qf	起飞
r	径向 (V_r , 径向速度), 燃烧 (ξ_r , 燃烧效率), 燃气 (G_r , 燃气流量)
rl	热力 (η_{rl} , 热效率)
ry	燃油 (G_{ry} , 燃油流量)
s	等熵 (Δh_s^* , 等熵过程总焓增量), 设计
sj	实际
t	涡轮 (η_{gt} , 高压涡轮效率)
tj	推进 (η_{tj} , 推进效率)
ty	通用
v	体积、定容 (C_v , 定容比热)、速度 (π_v , 速度冲压增压比)
wj	外径
xh	巡航
yi	引气
yx	有效 (C_{yx} , 有效速度)
z	轴向、总 (R_z , 总推力)、转子、中 (n_{zt} , 中压涡轮转速)
zh	折合 (n_{zh} , 折合转速)
zs	指示 (V_{kzs} , 指示空速)
zsm	总寿命
I	涡轮风扇发动机内函 (R_I , 内函推力)
II	涡轮风扇发动机外函 (R_{II} , 外函推力)

上角注符号

* 滞止参数

侧 记 号

Σ 总和
 Δ 变化量、绝对增量
 δ 相对增量

顶 记 号

— 平均值
 $\sim$ 相对值
 $\wedge$ 峰值
 $\rightarrow$ 矢量

涡轮风扇发动机流路图特征截面符号

0 发动机远前方未受扰动截面
01 发动机进气道进口截面

- 1 压气机或风扇进口截面
- 2 压气机出口截面，即主燃烧室进口截面
- 3 主燃烧室出口截面，即涡轮进口截面
- 4 涡轮出口截面
- 5 内、外涵气流混合时混合器进口截面
- 6 加力燃烧室进口截面
- 7 加力燃烧室出口截面
- 8 拉瓦尔喷管的喉道截面
- 9 排气截面

在表示涡轮风扇发动机外涵这些相应特征截面时，在这些符号前加写罗马数字“Ⅰ”表示，Ⅰ 2 表示风扇出口截面，Ⅰ 9 表示外涵喷管出口截面。双转子涡轮风扇发动机流路图如图0-1所示。

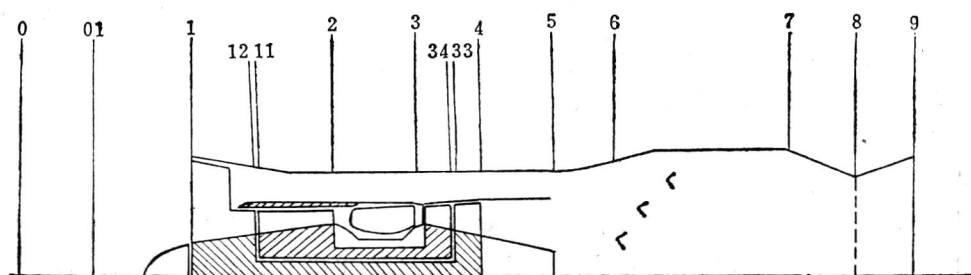


图0-1 双转子涡轮风扇发动机流路图

第一章 涡轮风扇发动机工作过程及其特性

§ 1.1 概 论

航空技术的进展在很大程度上取决于航空发动机的成就。在第二次世界大战后,燃气涡轮发动机取代了活塞式发动机,六十年代开始采用涡轮风扇发动机,这都显著提高了飞机的飞行速度、高度、航程。1945年以来,旅客机巡航速度由330公里/小时增加到950公里/小时,商务载重增长了10倍,航程约增长了6倍,客运量约增长了98倍。民航运输迅速发展是与不断采用新技术分不开的,其中包括发动机的重大改革。以民航运输机为例,用燃料利用率表征其运输效率:

$$F = \frac{P_s R}{W_{ry}} \quad (1-1)$$

式中 F ——燃料利用率,吨·公里/公斤或人·公里/公斤;

P_s ——商务载重,吨或旅客数;

R ——航程,公里;

W_{ry} ——燃料消耗,公斤。

式中 $P_s R$ 表示运输所作有效功, W_{ry} 代表燃料能量,故燃料利用率 F 就可代表运输效率。在稳态飞行时,假设发动机推力等于其飞行阻力,飞机升力等于其重量,则

$$F = \frac{P_s}{W_{jj}} \cdot \frac{Y}{X} \cdot \frac{V_{jj}/1000}{C_R} \quad (1-2)$$

式中 Y 、 X ——分别代表飞机升力与阻力,公斤;

W_{jj} ——飞机重量,吨;

V_{jj} ——飞行速度,公里/小时;

C_R ——耗油率,(公斤/小时)/公斤。

式(1-2)中第一项 P_s/W_{jj} 表征飞机结构水平,它与飞机结构重量、发动机重量、飞行时所需燃油重量等有关;升阻比 Y/X 表征飞机总的气动效率,取决于飞机的气动设计; $\frac{V_{jj}/1000}{C_R}$ 表征发动机的总效率,见§1.4;由此也可以看到发动机的重要性。

美、英、苏等国在不同年代投入使用的几种典型运输机主要性能列于表1-1。在分析表1-1数据时应考虑到现代客机为了保证旅客舒适,采用设备较多,如座舱增压及空调系统、供氧系统、生活设备(厨房、盥洗间)、应急救生设备等,因而每一旅客所占设备重量比早期客机要多得多。另外,中短程旅客机携带燃料少,故商务载重所占比例较大。早期客机也不满足现代适航性要求,没有考虑发动机空中停车情况,而现在如波音707客机双发停车仍能进行远程巡航,故现代客机中 P_s/W_{jj} 较早期客机增加不多。在五十年代运输机上广泛使用涡轮螺旋桨发动机,在亚音速巡航时耗油率较低,由表1-1可知,涡轮螺旋桨发动机耗油率比涡轮喷气发动机要低三分之一左右,但受螺旋桨效率急剧下降的影响,涡轮螺旋桨发动机只能用于 $M=0.80$ 以下飞行速度,故高速歼击机采用涡轮喷气发动机,但在亚音速飞行时,涡轮喷气发动机耗油率高。六十年代初期开始采用涡

表1-1 典型民航机主要性能一览表

项目 \ 飞机型号	哈莱特 W/8	子爵 700	波音 707-120	波音 707-320	伊 尔 62	波音 747	协 和
国 别	英	英	美	美	苏	美	英
投入使用年限	1920	1953	1958	1962	1967	1970	1976
动力装置, 型号	2 × 奈庇狮	4 × 达特500	4 × JT3C	4 × JT3D	4 × HK-8-4	4 × JT9D	4 × 奥林普斯 593 MK610
类 型	活 塞 式	涡轮螺旋桨	涡轮喷气	涡轮风扇	涡轮风扇	涡轮风扇	涡轮喷气
旅客座位	15	63	165	190	182	490	108
航程 R , 公里	800	950	5300	8000	7500	8000	5500
巡航速度 V_{ff} , 公里/小时	145	485	850	885	850	900	2140
飞机重量 W_{ff} , 吨	5.4	26	112	151	160	350	175
P_s/W_{ff}	0.22	0.23	0.15	0.16	0.15	0.18	0.065
Y/X	5.5	15	17.3	17.3	15.5	17.7	7.3
巡航耗油率 C_R , (公斤/小时)/公斤	0.14	0.66	0.99	0.796	0.810	0.623	1.19
巡航功率, 马力	2 × 300	4 × 1300	4 × 4280	4 × 6550	4 × 8650	4 × 14000	4 × 36400
F , 吨·公里/公斤	1.25	2.535	2.225	3.08	2.44	4.60	0.854

表1-2 波音707-120改用涡轮风扇发动机后性能改善

项 目 \ 飞机型号	波音 707-120	波音 707-120 B
动力装置	4 × JT3C-6	4 × JT3D-1
起飞重量, 吨	116.6	116.6*
最大航程, 公里	7845	10000
最大巡航速度, 公里/小时	919	995
实际升限, 米	11430	12800
爬高率, 米/分	731	1539
起飞滑跑距离, 米	3215	2270

轮风扇发动机, 由表 1-1 可知, 波音707由涡轮喷气发动机改用涡轮风扇发动机后使燃料利用率提高了38%, 而飞机的航程、巡航速度、爬高率、起飞距离等均有较明显的改善, 见表1-2, 因而涡轮风扇发动机在六十年代初期就开始迅速发展。目前在大型亚音速运输机上采用高函道比涡轮风扇发动机; 在超音速客机图144上采用 HK144加力涡轮风扇发动机; 在歼击机上也采用高推力重量比的加力涡轮风扇发动机, 美国 F-15空中优势战斗机就采用 F100-PW-100加力式低函道比涡轮风扇发动机, 其推力重量比近于8, 能满足多种状态的需要。对于垂直短距起落飞机, 涡轮风扇发动机也是一种合适的动力装置。目前, 新设计的旅客机及战斗机大都采用涡轮风扇或加力涡轮风扇发动机。

§ 1.2 涡轮风扇发动机作为热机与推进器

及其内、外涵推力的产生

§ 1.2.1 热机和推进器

热机是把热能转变为机械能的机器,把可用的机械能转变为推进功的机器称为推进器,推进功是指发动机的拉力或推力在飞机运动中克服阻力所作的功。喷气发动机综合了热机与推进器的功能,构成了飞行器的动力装置。

涡轮风扇发动机(见图1-1)的推力产生于两路:一路是燃气涡轮(即内函),另一路是风扇(即外函)。与涡轮喷气发动机比较,涡轮风扇发动机多了一个外涵道和一个风扇级组,相应地也增加了一个带动风扇的涡轮级组。图1-2为涡轮风扇发动机能量转换过程及推力产生的示意图。以JT3D-7涡轮风扇发动机为例,流经风扇并被压缩到 1.88公斤/厘米^2 的空气,从风扇出来后分成两路,一路 126.4公斤/秒 流进外涵道,经外涵喷管膨胀加速到 320米/秒 ,由外涵喷口向后喷出,产生外涵反作用推力 4124公斤 。另一部分 87.7公斤/秒 空气流进内函,经压气机压缩到 13.85公斤/厘米^2 后进入燃烧室,高压空气与燃料在燃烧室中燃烧,使燃料化学能转变为燃气热能,燃烧室出口燃气温度为 921°C ,高温燃气进入涡轮,燃气在涡轮中膨胀作功达 56400马力 ,以驱动内函压气机及

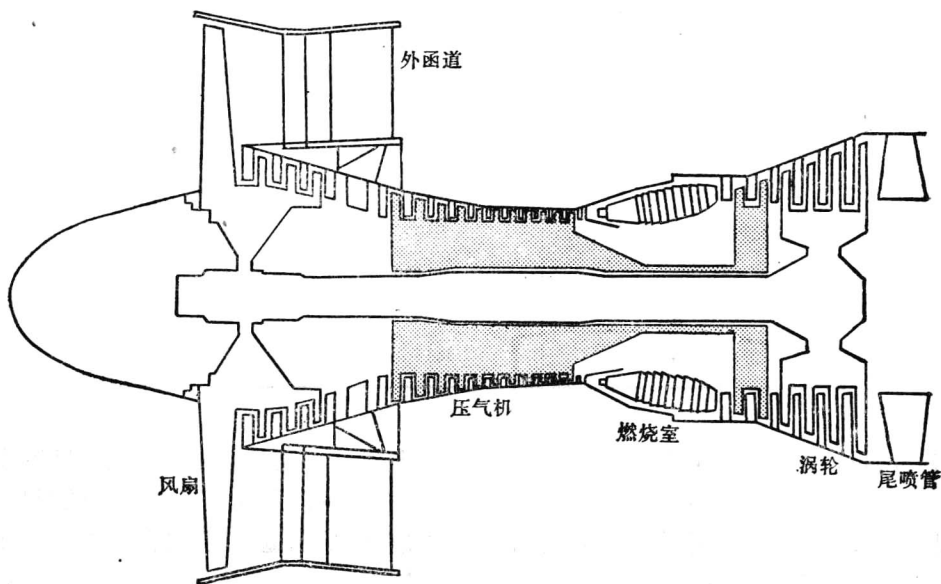


图1-1 内、外涵分开排气涡轮风扇发动机

外涵风扇。在涡轮后压力为 1.91公斤/厘米^2 、温度为 512°C 的内涵燃气在尾喷管内继续膨胀加速,使燃气以 493米/秒 高速由内函喷口向后喷出,产生 4484公斤 内函推力,内函的热力过程与涡轮喷气发动机没有什么区别。

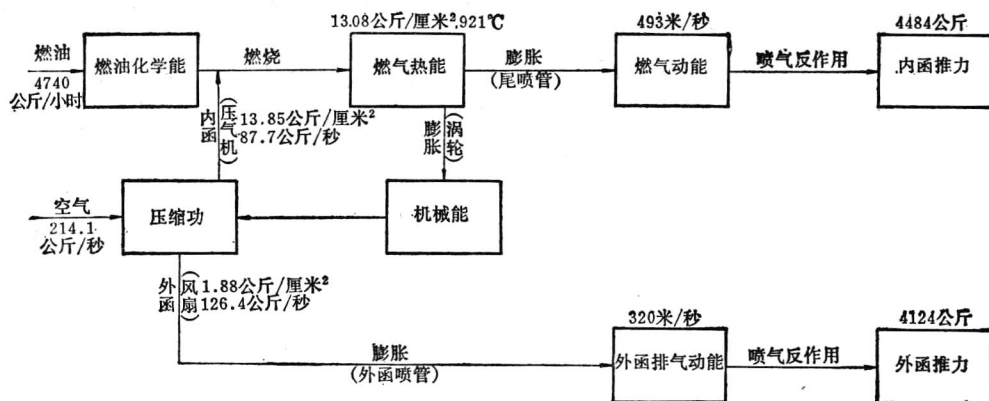


图1-2 涡轮风扇发动机能量转换过程及推力产生示意图

(图中数据系指JT3D-7发动机地面起飞状态)

§ 1.2.2 质量附加原理

由上述分析可知，涡轮风扇发动机的主要特点是：通过燃气可用能量的重新分配，把内涵一部分能量传递到外涵，以增加发动机总空气流量，降低其排气速度，在一定飞行速度范围内发动机推力增大，耗油率降低，这就是质量附加原理。即从作为热机的发动机中获得的机械能一定时，参加推进的质量越多，则发动机的推力越大。

为了便于分析问题，暂不考虑损失，并假设内、外涵排气均达到完全膨胀，而其速度相等，即 $C_{01} = C_{0I} = C_0$ 。假设有固定量的 G_{ry} 公斤/秒燃料，加入 G_k 公斤/秒空气，分析 G_k 为何值时，产生的推力为最大。由能量守恒方程可得

$$J G_{ry} q_{ry} \eta_{rl} = \frac{G_k}{2g} (C_0^2 - V_{ff}^2) + \frac{G_{ry}}{2g} C_0^2 \quad (1-3)$$

由动量方程可得推力表达式为

$$R = \frac{G_k + G_{ry}}{g} C_0 - \frac{G_k}{g} V_{ff} \quad (1-4)$$

式中 q_{ry} ——燃油热值，千卡/公斤；

J ——功热当量，426.935公斤·米/千卡；

η_{rl} ——循环热效率；

V_{ff} ——飞行速度，米/秒。

把式 (1-3)、(1-4) 对 G_k 求导数，得

$$\frac{dC_0}{dG_k} = \frac{V_{ff}^2 - C_0^2}{2(G_k + G_{ry})C_0} \quad (1-5)$$

$$\frac{dR}{dG_k} = \frac{G_k + G_{ry}}{g} \frac{dC_0}{dG_k} + \frac{1}{g} (C_0 - V_{ff}) \quad (1-6)$$

将式 (1-5) 代入式 (1-6) 得

$$\frac{dR}{dG_k} = \frac{(C_0 - V_{ff})^2}{2gC_0} \quad (1-7)$$

由式 (1-7) 可知，只要 $C_0 > 0$ ，则 $\frac{dR}{dG_k} > 0$ ，即对于固定的 G_{ry} 公斤/秒燃料，加入

的空气流量越大，则推力越大；换言之，参加推进的质量越多，则发动机的推力越大。这个原理称为涡轮风扇发动机质量附加原理。

取 $G_k = 0$ 时所产生的推力为 R_0 ，此时推力最小，实际上是不存在的，因为当 $G_k = 0$ 时，氧气也就不存在了，所以燃料根本不能燃烧。为了计算上的方便，以 R_0 作为基准，把 $G_k = 0$ 条件代入式 (1-3)、(1-4) 可得到

$$R_0 = G_{ry} \sqrt{\frac{2Jq_{ry}\eta_{rl}}{g}} \quad (1-8)$$

由式 (1-3) 求出 C_0 ，代入式 (1-4)，得

$$R = \frac{\sqrt{(G_k + G_{ry})(G_k V_{ff}^2 + G_{ry} 2gJq_{ry}\eta_{rl})} - G_k V_{ff}}{g} \quad (1-9)$$

由式 (1-8)、(1-9) 可得

$$\frac{R}{R_0} = \frac{G_k}{G_{ry}} \left[\sqrt{\left(1 + \frac{G_{ry}}{G_k}\right) \left(\frac{V_{ff}^2}{2gJq_{ry}\eta_{rl}} + \frac{G_{ry}}{G_k}\right)} - \frac{V_{ff}}{\sqrt{2gJq_{ry}\eta_{rl}}} \right] \quad (1-10)$$

式(1-10) 给出了对于固定值 G_{ry} 公斤/秒 燃料，当加入空气后其推力与不加入空气时推力之比。当 $V_{ff}/\sqrt{2gJq_{ry}} = 1$ 时， $R/R_0 = 1$ 。如取 $q_0 = 10300$ 千卡/公斤，则 $\sqrt{2gJq_{ry}} = 9286.99$ 米/秒，故在10000米高空巡航时， $V_{ff}/\sqrt{2gJq_{ry}} = 0.02$ 、 0.05 、 0.10 时相当于飞行马赫数 M 为 0.62 、 1.55 、 3.10 。

当 G_k/G_{ry} 、 η_{rl} 及 $V_{ff}/\sqrt{2gJq_{ry}}$ 为不同数值时由公式 (1-10) 求得的 R/R_0 数值列于表 1-3 中，利用表 1-3 可以求出涡轮风扇发动机推力随函道比增加而增加的 理论值。在涡轮喷气发动机中， G_k/G_{ry} 值为50左右，故取为50。为了求出函道比为2、 $V_{ff} = 0$ 时涡轮风扇发动机推力比纯涡轮喷气发动机推力增加的倍数，可利用表 1-3。当函道比 $b = 2$ 时， $G_k/G_{ry} = 50(1 + 2) = 150$ ；在 $V_{ff}/\sqrt{2gJq_{ry}} = 0$ 时，不论 η_{rl} 为何值，

表1-3 不同空气量、飞行速度及热效率下推力数值（以 R_0 为100%计）

G_k/G_{ry}	$V_{ff}/\sqrt{2gJq_{ry}}$ $R_{ws}/(R_{wp})_{M=0}$	$\eta_{rl} = 0.5$				$\eta_{rl} = 0.3$			
		0	0.02	0.05	0.10	0	0.02	0.05	0.10
15		400.00	359.97	308.66	243.94	400.00	349.21	287.33	216.04
50		714.14	586.86	444.88	302.84	714.14	554.99	393.56	253.32
100		1004.99	761.57	523.75	326.48	1004.99	704.74	447.89	266.31
150		1228.82	876.20	564.92	336.32	1228.82	798.38	473.92	271.37
200		1417.74	961.27	590.78	341.75	1417.74	865.32	489.43	274.07
300		1734.94	1083.41	621.85	347.57	1734.94	957.36	507.15	276.90
400		2002.50	1169.33	640.00	350.64	2002.50	1019.06	517.05	278.37
500		2238.30	1234.18	651.95	352.54	2238.30	1063.89	523.38	279.27
600		2451.53	1285.36	660.42	353.84	2451.53	1098.18	527.77	279.87
700		2647.64	1327.00	666.75	354.77	2647.64	1125.36	531.01	280.31

$R_{150}/R_0 = 1228.82\%$ ， $R_{50}/R_0 = 714.14\%$ ，因而 $R_{150}/R_{50} = 1.72$ ，即函道比为2时 涡轮风扇发动机推力可比纯涡轮喷气发动机推力增大72%。用此方法即可估算当 函道比及