



航空 发动机 试验技术

张宝诚 陈本柱 盛元生 编著

吴大观 主审

730221

航空工业出版社

前 言

本书是根据航空高等院校发动机测试专业教育计划的规定编写的,供航空高等院校发动机专业作为教学用书,也可供从事飞机和航空发动机、燃气轮机及热能动力装置、动力工程等相近专业的设计、试验、生产、检测和维护的工程技术人员以及技术管理人员参考。对于提高研制航空发动机产品质量、贯彻通用规范和适航条例、探索新的试验方法和发展航空发动机的途径,本书亦颇有参考价值。

航空发动机是具有复杂的气动力、热力和结构的动力装置。它的历代发展,很大程度上取决于试验技术的先进性。试验技术与设计分析相结合,成为研制航空发动机的两个基本环节。

六十年代,马赫数2以上的加力涡喷发动机的研制成功,其主要试验是确定性能。随着军用加力涡扇发动机和大涵道比民用涡扇发动机的研制,在七十年代初,进气道与发动机的匹配和环境适应性试验研究及设备获得了很大的发展,从而深化了发动机及其适航性的研究。由于七十年代以前研制重点放在性能上,而忽视了发动机的耐久性、可靠性,因而导致发动机在作战中出现了大量故障。自1973年,美国制订了发动机结构完整性大纲(ENSIP),从结构设计准则、试验要求、设计和分析方法及寿命监控四个方面,为发动机结构发展提供了基础和方法。该大纲规定了发动机耐久性试验的基本要求。对于现在和未来的发动机试验,将围绕性能、可靠性、操纵性这三方面进行稳态、非稳态的更深入、更广泛、更精确的研究和探索。

基于上述的发展过程,编者综合了国内外航空发动机试验技术的现状和发展,根据多年从事航空发动机研制和教学的经验,在本教材中向读者重点阐述了航空发动机现代试验方法、试验设备、军用发动机通用规范和民用发动机适航性条例,并在此基础上较详细论述整机试验、耐久性考核方法,主要零部件试验、高空台模拟、飞行空测技术以及各种航空发动机的试验特点。

由于航空发动机试验技术发展日新月异,新试验领域的开拓及试验与计算的相互渗透与补充,编者还引述了传感器新技术、激光测量在航空发动机上的应用、机动飞行载荷模拟器、发动机系统分析的计算机模拟、状态监控及故障诊断等的现状和发展。

为了适应航机改型、应用于发电及烧劣质燃料,还专门阐述了航空改型燃气轮机的调试技术。

全书引证了大量航空发动机试验的典型实例,使读者掌握国内外航空发动机试验方法上的共性、特性、实施途径及发展。从培养航空发动机试验技术的专门人材及介绍新的试验方法出发,论述使发动机研制走上规范化、系统化的性能、耐久性和可操纵性试验的主要方面,以适应不断发展的提高试验技术的需要。

全书由沈阳航空工业学院张宝诚主编。第一、二章由陈本柱编写,第三章由盛元生编写,第四、五、六、七、八、九章由张宝诚编写。全书由航空航天工业部科技委常委吴大观主审。沈阳航空工业学院刘玉华描绘了部分稿图。

编者十分感谢航空工业部教材编审室对本教材给予的指导、帮助，并对提出的许多宝贵意见深致谢意。

由于编者的理论水平和实践经验有限，因此，书中难免有许多缺点和错误，恳请读者批评指正。

编者

1988年6月

主 要 符 号

<p>A—横截面积</p> <p>A_e—尾喷口横截面积</p> <p>A_{j_0}—发动机进口横截面积</p> <p>A_{T_0}—涡轮导向器面积</p> <p>a_{cr}—临界音速</p> <p>B—动频系数；温度退化指数</p> <p>C—光速</p> <p>C_r—尾喷口排气系数</p> <p>C_p—一定压比热</p> <p>C_{p_a}—空气定压比热</p> <p>C_{p_g}—燃气定压比热</p> <p>C_v—一定容比热</p> <p>D_e—尾喷口直径</p> <p>D_z—总畸变度</p> <p>d_w—湿度</p> <p>E—光强</p> <p>E_z—总流场误差</p> <p>F—推力</p> <p>F_{eh}—推力测量值</p> <p>F_f—飞行时发动机推力</p> <p>F_{h_s}—换算推力</p> <p>F_n—净推力</p> <p>f—油气比</p> <p>f_D—动频；多普勒频差</p> <p>f_i—稳定性安全系数</p> <p>f_j—静频</p> <p>f_p—屈服安全系数</p> <p>f_u—极限安全系数</p> <p>f_w—外激振力频率</p> <p>g—重力加速度</p> <p>H—高度</p> <p>H_{jh}—实际高度（几何高度）</p> <p>H_q—气压高度</p>	<p>H_T—温度高度</p> <p>H_u—燃料低热值</p> <p>H_Δ—密度高度</p> <p>h_c—燃烧热</p> <p>I^*—单位质量的总焓</p> <p>I_f—每公斤燃油在发动机进口温度下的焓</p> <p>J—惯性矩；热功当量</p> <p>J_c—冲量系数</p> <p>K—K准则；幂律模型退化率</p> <p>$K_f \cdot K_p$—用供油量或压力表示的稳定工作裕度</p> <p>K_{t_i}—稳定性试验安全系数</p> <p>K_{tr}—屈服强度试验温度系数</p> <p>K_y—稳定工作准则</p> <p>ΔK_y—稳定工作裕度</p> <p>k—绝热指数；弹簧常数</p> <p>L—长度；L准则；寿命</p> <p>L_0—完全燃烧一公斤燃料所需的理论空气量</p> <p>M—马赫数</p> <p>M_a—绝对运动马赫数</p> <p>M_0—起动机最初扭矩</p> <p>M_A—A截面的弯矩</p> <p>M_f—克服摩擦和转动的扭矩</p> <p>M_g—陀螺力矩</p> <p>M_k—扭矩</p> <p>M_T—涡轮扭矩</p> <p>M_u—弯矩</p> <p>m—几何模化比例；质量流量</p> <p>m_a—空气质量流量</p> <p>m_f—燃油质量流量</p> <p>m_g—燃气质量流量</p>
---	--

- Δm_a —从压气机提取的空气量
 Δm_{L0} —漏气量
 N —功率; 循环次数
 N_c —压气机功率
 N_{eq} —当量功率
 N_h —换算功率
 N_i —在循环应力 S_i 下的循环寿命
 N_s —汽轮机输出效率
 N_{st} —起动机功率
 N_T —涡轮功率
 N_x —纵向过载
 N_y —法向过载
 n —转速; 标准燃油燃烧产物的剩余热容量; 个数
 n_h —换算转速
 n_g —多变过程指数
 n_i —材料在循环应力 s_i 作用下的工作循环数
 n_{Fh} —破裂转速
 P —压力; 轴向力
 $P_{b,d}$ —标准大气压力
 P_t —试验载荷
 PR_s —失速压比
 P_1, P_2, \dots, P_n —样本出现频率
 Q_A —A 截面横向力
 Q_i —蕴藏热; 输入热量
 Q_L —散失热量
 Q_o —以燃气和灰形式向大气散失的热量
 $q(\lambda)$ —流量函数
 q_1, q_2, q_3 —气体压力
 q —动压头
 R —气体常数
 R_e —雷诺数
 $R(t)$ —产品能够工作而不出现故障的概率
 S —应力; 苛刻度
 S_c —循环苛刻度
 S_s —稳态苛刻度
 S_r —总苛刻度
 sfc —单位耗油率
 T —温度
 $T_{a,d}$ —绝热火焰温度
 $T_{b,d}$ —标准大气温度
 T_H —高度H的大气温度
 T^* —总温
 U —风速仪输出电压
 U_o —遇到结冰条件的几率; 零速度时的输出电压
 U_{RMS} —均方根电压表测得的脉动压力
 U_T —相应温度T。结冰时重复率占总机会的%
 U_w —在温度 T_o 下空气含水量超过 ω_o 时遇到水分的几率
 v —速度
 v_b —飞行表速
 $v_{d,s}$ —地面指示速度
 V_F —飞行速度
 V_{in} —发动机进口速度
 V_w —切向速度
 V_y —垂直上升速度
 V_z —指示速度
 V_i —第i组分的摩尔体积
 X, Y, Z —直角坐标系分量
 α —余气系数; 对湿度敏感的材料常数
 $\alpha_{s,t}$ —加力燃烧室余气系数
 α_o —进口气流角
 α_T —涡轮后燃气出口角
 β_d —考虑湿度影响的修正系数
 β_T —考虑温度影响的修正系数
 δ_s —燃烧室出口温度分布系数
 $\delta_{s,r}$ —燃烧室出口径向温度分布系数
 ϵ —空气膨胀修正系数

η —效率
 η_b —锅炉效率
 η_c —压气机效率
 $\eta_{c_{at}}$ —加力燃烧室燃烧效率
 η_{cc} —主燃烧室燃烧效率
 η_g —燃气轮机装置效率
 η_p —多变过程效率；装置效率
 η_s —蒸汽循环效率
 η_T —涡轮绝热效率
 η_{sp} —螺旋桨效率
 η_m —考虑摩擦损失和附加功率消耗的机械效率
 θ —空气加热比；总温与大气温度之比；夹角
 Λ —频率因子
 λ —速度系数；波长；故障率
 λ_{T_n} —气流流过第1级导向器最小截面 A_{T_n} 的速度系数
 μ —动力粘度
 μ_i —第 i 组分摩尔数
 μ_{T_n} —通过第1级导向器的燃气质量流量系数

ξ_c —叶片局部冷却效率
 ξ_{cpj} —叶片平均冷却效率
 π^* —压气机增压比
 π_{in}^* —进气道中空气增压比
 π_T^* —涡轮落压比
 π_{Σ}^* —发动机中空气总增压比
 ρ —质量密度
 σ^* —总压恢复系数
 σ_c^* —尾喷管中总压恢复系数
 σ_{cc}^* —燃烧室总压恢复系数
 σ_T^* —持久极限
 $\sigma_{T_n}^*$ —涡轮导向器中总压恢复系数
 τ —时间
 τ_L —寿命加速系数
 τ_R —化学反应时间
 τ_s —混气在燃烧室中停留
 ϕ —相位
 ψ —流阻系数
 Ω —反力度；进动角速度
 ω —转动角速度
 ω_n —计算水量
 ω_0 —初始水脚

角 注

*—气流滞止参数
 a—绝对运动；空气；轴向
 ad—绝热
 b—和放气有关的参数
 bd—标准大气
 c—压气机；和级特性有关的参数
 cc—燃烧室
 ch—测量
 cr—临界
 f—燃料
 fr—火焰筒
 F—飞行
 g—燃气
 hs—换算
 H—高度

i—截面号
 in—进口；内部
 j—发动机任一部件
 M—模型
 max—最大
 min—最小
 N—序号；级序
 OP—共同工作线
 out—外部
 pj—平均
 r—参考状态；相对的
 R—径向
 s—喘振；实物
 T—涡轮
 Tn—涡轮导向器

u—相对运动

v—与级容积有关的参数

z—发动机最大工作状态；轴向

Σ —总的

—无因次

主要流通截面

0—未受扰动气流截面，发动机进口

1—压气机进口截面

2—压气机出口截面

3—燃烧室出口截面

4—涡轮出口截面

e—尾喷管出口截面

5—尾喷管出口处

I—内涵

II—外涵

目 录

主要符号

第一章 发动机试验概述	1
§ 1—1 试验的必要性及发展趋势.....	1
§ 1—2 现代航空发动机和未来航空发动机.....	2
一、军用发动机 二、民用发动机 三、部件的发展	
§ 1—3 现代试验方法和未来试验方法.....	20
一、试验的类型和项目 二、现代的试验方法 三、未来的试验方法	
§ 1—4 军用发动机通用规范和民航发动机适航性条例.....	24
一、军用发动机规范 二、民用发动机适航性条例	
§ 1—5 发动机的工作状态.....	33
§ 1—6 发动机的试验分类.....	34
一 研究、探索性试验 二、新机或改型试验 三、批生产发动机常规试车	
第二章 整机试验	39
§ 2—1 相似工作条件、相似参数和换算参数.....	39
一、大气条件对发动机工作参数的影响 二、相似工作状态、相似参数	
三、发动机工作过程参数对标准大气条件的换算	
§ 2—2 沿发动机流道主要热力参数及工作特性的测量.....	44
一、沿发动机流道热力参数的确定 二、节流特性试验 三、过渡状态试验	
四、涡轮前后燃气温度的确定	
§ 2—3 试车台及试车程序.....	56
一、典型试车台 二、用于特定试验的试车台 三、试车程序和检测参数	
§ 2—4 典型的整机试验.....	66
一、常规的性能试验—典型涡喷发动机全流程参数测试与分析 二、进气畸变试验及模拟方法 三、压气机的气动稳定裕度试验方法 四、研究发动机噪声的设备及其试验 五、起动特性试验 六、防冰系统试验	
§ 2—5 通过整机试验研究压气机和燃烧室.....	92
一、用改变喷口面积法研究压气机特性 二、用整机试验调试燃烧室	
§ 2—6 发动机操纵性的研究.....	98
一、操纵性包括的主要问题 二、主要试验	
第三章 耐久性试验	104
§ 3—1 可靠性、耐久性及寿命的概念.....	104

一、可靠性和耐久性	二、可靠性技术在航空发动机上的应用	三、寿命的概念	
§ 3—2	早期的发动机耐久性考核试验—150小时持久试车		114
一、持久试车的目的和任务	二、持久试车内容	三、持久试车的评定	
§ 3—3	发动机结构完整性概述		118
一、结构完整性概念的形成	二、发动机结构完整性大纲(ENSIP)的基本内容和含义	三、发动机结构完整性中的试验内容	
§ 3—4	典型的发动机结构完整性考核试验		127
一、发动机加速任务试验	二、低循环疲劳试验	三、转子结构完整性试验	
四、发动机环境和吞咽试验	五、包容试验		
§ 3—5	发动机振动测量		146
一、发动机的振源及振动特点	二、发动机振动测量	三、整机测振分析	
第四章	航空发动机主要部件试验方法和试验设备		156
§ 4—1	概述		156
§ 4—2	压气机试验和设备		156
一、压气机模型试验	二、真实压气机试验	三、压气机气动试验	
§ 4—3	主燃烧室试验		177
一、主燃烧室的试验内容	二、燃烧室试验设备	三、环形燃烧室试验	
四、模拟准则			
§ 4—4	涡轮试验		189
一、涡轮主要试验内容	二、涡轮试验装置	三、典型涡轮试验—高温涡轮气冷叶片冷却效率的试验测定	
§ 4—5	加力燃烧室试验		196
一、试验设备	二、加力燃烧室性能的台架燃气分析法		
§ 4—6	喷管试验		199
§ 4—7	机匣静强度试验、载荷及边界条件模拟方法		201
一、机匣强度试验主要内容	二、载荷和边界条件的模拟	三、试验加载方法	
§ 4—8	主轴的疲劳试验及典型试验器		205
一、概述	二、试验载荷谱的确定	三、主轴疲劳寿命试验器	
§ 4—9	转盘的超转、超温与破裂试验		211
一、试验内容	二、试验方法	三、试验装置	四、主要参数的测量
§ 4—10	叶片静频和动频的测量		218
一、静频的测量	二、动频的测量	三、叶片疲劳试验	
§ 4—11	发动机控制系统试验设备的发展		223
一、概述	二、环境可靠性联合试验设备		
第五章	高空模拟试验及飞行试验空测技术		227
§ 5—1	概述		227

§ 5—2	高空模拟试验内容	228
§ 5—3	高空试验台	230
	一、现状 二、高空试验技术的发展	
§ 5—4	试验性能的计算	236
	一、推力的计算 二、动量阻力和净推力 三、耗油率	
§ 5—5	发动机风洞	238
§ 5—6	发动机飞行试验	240
	一、使用方法和环境对寿命的影响 二、发动机飞行载荷谱 三、飞行高度速度图及飞行科目	
§ 5—7	飞行参数的换算	257
	一、国际标准大气 二、高度定义 三、飞行高度、速度和M数的确定 四、大气静温的确定	
§ 5—8	典型飞行试验	263
	一、概述 二、F100发动机飞行试验 三、发动机全权数字式电子控制系统的飞行试验 四、发动机常规空测技术	
第六章	航空发动机试验技术的发展	273
§ 6—1	传感器技术的发展	273
	一、概述 二、光纤传感器 三、薄膜传感器 四、光学高温计 五、拉曼相干反斯托克斯光谱仪 六、声导波应变传感器 七、空测用综合传感器 八、传感器的发展	
§ 6—2	激光技术在发动机试验中的应用	283
	一、概述 二、脉冲激光测量瞬态温度 三、激光测雾 四、应用激光风速仪测量流场 五、应用激光测量发动机叶尖间隙	
§ 6—3	发动机耐久性考验的新型装置—机动载荷模拟器	298
	一、机动载荷模拟器设计要求 二、机动载荷模拟器 三、X射线间隙探测装置	
§ 6—4	单独部件试验结果对整台发动机的适用性	303
	一、概述 二、稳定工作状态 三、过渡状态性能	
§ 6—5	发动机系统分析的计算机模拟技术	309
	一、集总形式的气体动力学方程 二、部件模拟模型 三、模拟结果	
§ 6—6	发动机数字式电子控制系统	323
	一、概述 二、电子控制系统的分类 三、典型全权数字式电子控制系统	
§ 6—7	研究相容性的新型装置	330
	一、空气射流式畸变发生器 二、动态压力畸变模拟设备	
§ 6—8	发动机的故障诊断和监控技术	334
	一、诊断与监控的定义及作用 二、诊断系统和监控系统的组成 三、常用的故障诊断技术	
第七章	航空改型燃气轮机的调试技术	341

§ 7—1 航空改型燃气轮机的主要发展途径·····	341
§ 7—2 航改机应用于联合循环发电·····	342
一、两种基本热力循环 二、流化床燃烧锅炉 三、与增压流化床锅炉联合循环有关的调试问题	
§ 7—3 烧中、低热值气体及重油的航改机试验问题·····	348
一、航改机烧中、低热值燃料的主要试验 二、航改机改烧重油的主要试验	
第八章 各种航空发动机的试验特点·····	354
§ 8—1 涡扇发动机的试验特点·····	354
§ 8—2 加力式涡喷发动机的试验特点·····	355
§ 8—3 涡桨发动机和涡轴发动机的试验特点·····	356
一、涡桨发动机试验特点 二、涡轴发动机的试验特点	
第九章 数理统计方法在发动机试验中的应用·····	359
§ 9—1 实验数据的几种平均方法·····	359
§ 9—2 回归分析在航空发动机试验研究中的应用·····	360
一、分析实例的说明 二、回归方程的推导 三、算例	
§ 9—3 正交设计的应用实例·····	362
一、指标、因素和水平 二、试验方案和试验结果 三、方差分析和结论	
参考文献·····	368
附表1、标准大气表·····	374
附表2、国产喷气燃料的技术数据·····	375
附表3、飞行试验常用传感器·····	376

第一章 发动机试验概述

§ 1—1 试验的必要性及发展趋势

一种新型号航空发动机的诞生，现役发动机的改进改型都离不开试验。试验研究不仅为新机设计提供大量的资料数据，而且完善了计算方法，巩固了设计的理论基础和依据。发动机试验的必要性主要表现在以下几点：

(1) 获取用理论计算不可能得到的技术数据。例如，确定压气机和涡轮叶片的自振振型和自振频率，作用在发动机元件上的振动载荷、燃烧室出口温度分布、压气机容忍进气畸变能力及发动机过渡过程的性能参数等。

(2) 为了适应现役機種提高推力，降低油耗，提高机动性、可靠性和耐久性的要求，就必须通过试验来探索某种改进的可能性和有效途径。

(3) 为了查明外部作用对发动机主要技术参数的影响。在发动机上各个部件相互关联、相互影响的情况下，外部作用会引起发动机气动力、强度和使用性能变化的二次效应。诸如飞鸟、杂物、雨滴进入进气道、结冰、大角度俯冲造成的过载，飞行员急收油门造成的燃烧室极大贫油等都必须通过试验来检验对发动机各种性能的影响。

(4) 检查和修正用计算方法算得的特性和参数，验证发动机设计和生产工艺修改的效果。当通过试验发现录取的特性和参数不符合技术条件时，即调整发动机。

(5) 在批生产发动机中，按验收标准规程的试验来检验各个组件及全台发动机的质量是否达到技术要求。

各种试验都按一定的规程或步骤进行，要尽可能减少试验费用，缩短试验周期，试验前要周密审查步骤，调整仪器、检验被试试件，以及试验数据的整理等。下面简单介绍几个试验常用术语：

(1) 试验对象(俗称试验件)：用以试验、检测的被试实物，这实物可以是部件、组件甚至零件，也可以是整台发动机。通常要求试验件特性不应与使用的样件或样机的特性有重大的差别。

(2) 试验目的：考察试验件经过设计、工艺改进的效果，或对比试验件与样件、样机的性能参数。

(3) 试验内容：它包括试验件的改进概述，规定预测量的性能参数，试验程序，注意事项，特殊要求等。

(4) 试验状态：用以考察试验件的环境条件，试验状态应在发动机使用状态范围之内。

(5) 试验设备：用以造成所要求的试验条件的装置，它还必须保证对试验条件不产生气动的、热的和它的作用，这些作用在发动机使用中是没有的。

完全模拟发动机的真实使用条件的试验设备不是都可以做到的。当可以用计算法计入模拟使用条件的误差，并且这样做又能简化试验时，就没有必要完全模拟使用条件，例如，进气压力在 19.62N/cm^2 以上时，压力变化对燃烧效率的影响就很小了，因此一般燃烧试验不一定按真实工作压力进行。但应该准确指出设备提供的试验条件与发动机真实使用条件的差异，以便确定试验结果的应用范围。

建立和调试试验设备，其任务之复杂、繁重，耗费之巨大都不亚于研制一台新的航空发动机。例如模拟高空压力、温度宽广范围的高空模拟试验台就是这样一类设备。

(6) 测试仪表：用来测取所需数据参数并能保证精确度、具有标准度量衡特性的装置。测试仪表应不影响所研究的试验对象和所研究的过程。测试仪表和辅助装置结合在一起形成测试系统，以便于自动处理和自动传输。

(7) 试验数据处理方法：应当能对试验作出统一的结果，工作量要小，一般还包括准确度分析，通常分为把仪表读数换算成物理量数值的初步整理和根据初步整理算出所研究过程参数的二次整理。回归分析，曲线拟合、优选及插值已广泛应用在试验数据处理过程中。

各种航空发动机的研制、使用和发展，使“航空发动机试验技术”已成为一门取得航空发动机性能及其工作过程试验数据方法的独立工程学科。当今和未来对先进发动机的需要量不断增加，因此对提高推重比、降低耗油率、低维护费用、低噪音、低有害物质排放、多状态最佳性能参数、恶劣使用条件、高可靠性和良好操纵性的发动机的研究越来越深入，这迫使航空发动机试验这门学科要适应这一发展的需要。它的途径其一是探讨适应新特性要求的试验方法，或研究新条件下发动机的特性。例如，变循环发动机全尺寸试验；暴雨条件下、断开滑油系统的自转状态；在 1300°C 以上的高涡轮进口温度时试验发动机。

其二是寻求并选择比较完善和经济的试验方法。它主要包括：

(1) 使试验条件尽量接近实际使用条件；

(2) 多任务试验；

(3) 在几何尺寸，气动参数或按时间都成缩尺的模型，如降压降流量的燃烧室扇形段试验，受损程度等效而时间却被缩短的加速任务试验(AMT方法)；

(4) 建立典型试验方法。如按热力学参数偏差诊断发动机法、模拟使用条件试验法。

(5) 试验自动化、微机化的准确测量系统；

(6) 发展不影响所研究过程的无接触测量法，如采用激光全息摄影技术观察风扇叶片通道内激波、涡流、尾迹、激波与附面层的相互作用及分离后的附面层等。

§ 1—2 现代航空发动机和未来航空发动机

一、军用发动机

(一) 现状

从第一台采用轴流式压气机的J47发动机诞生以来,30多年间已陆续出现了象F100、F404和RB199一类具有很高技术水平的加力式涡轮风扇发动机。在结构上,航空发动机也已由过去的单轴纯喷气、加力式双轴纯喷气发展到高流量比双轴涡轮风扇发动机、加力式三轴涡轮风扇发动机(图1-1)。

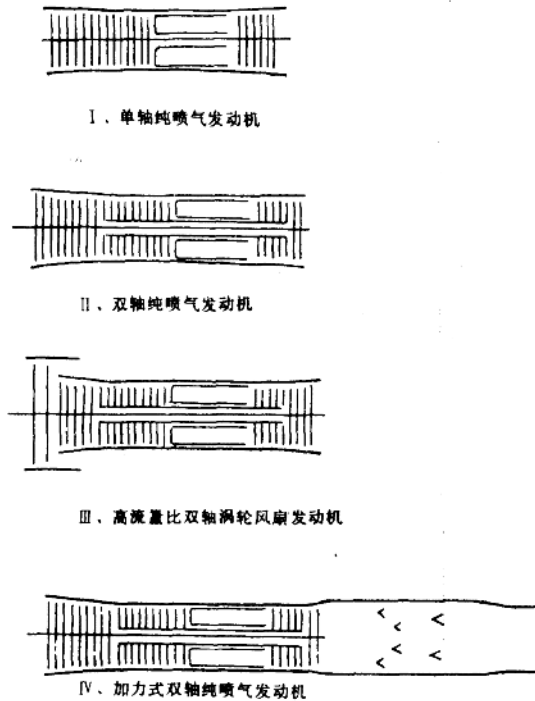


图1-1 航空发动机的几种简单形式

就性能而论,图1-2a、b、c、d示出了世界主要航空发动机推重比、耗油率、压比和涡轮进口温度随年代的变化。可以看到,推重比已由50年代的不到4提高到8以上;耗油率随年代大致按涡轮喷气、低流量比涡轮风扇和高流量比涡轮风扇的顺序下降,而同一类发动机,其耗油率也随年代下降;总压比的变化趋势是在从单轴发展为双轴的同时,大幅度的提高。涡轮进口温度从采用气冷叶片的时代开始明显提高,它与提高增压比、降低耗油率关系很大,涡轮进口温度的提高标志着技术发展的方向。

对歼击机发动机,推重比高、寿命长、操纵性好、使用维护简单已是主要技术要求。目前,能使这些要求有机结合的只有F100和F404等涡轮风扇发动机。它们是推行结构完整性计划全面贯彻美国通用规范MIL-E-5007D的结果。表1-1列出F100和F404主要性能与世界主要歼击机发动机的比较。

F100是现代发动机的典型代表。该发动机有10级压气机(由2级高压涡轮驱动)、3级风扇(由2级低压涡轮驱动)、带16个燃油喷嘴的全环形燃烧室、电点火的两股气流

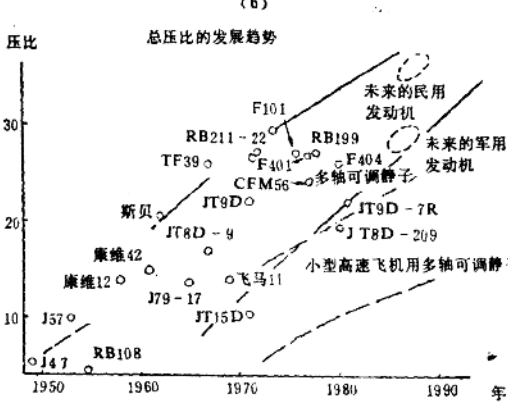
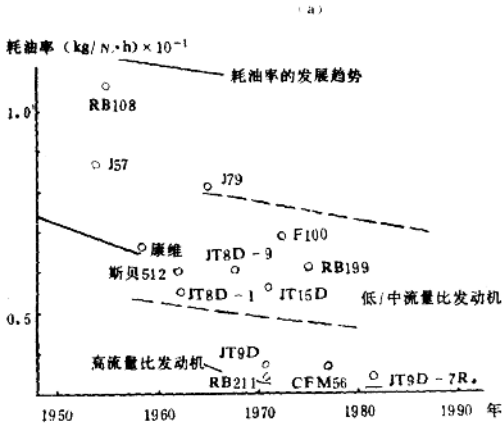
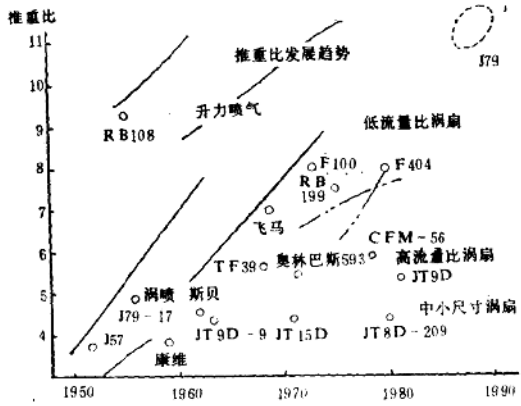


图1-2 世界主要航空发动机推重比、耗油率、压比和涡轮进口温度随年代的变化

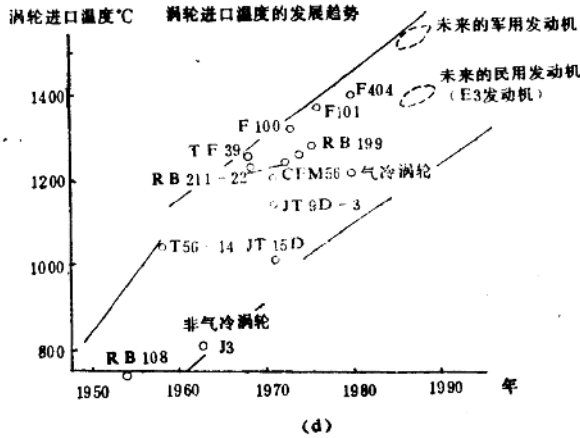


图1-2 世界主要航空发动机推重比、耗油率、压比和涡轮进口温度随年代的变化

混合的五段加力燃烧室和重量轻的平衡梁式的可调收敛-扩散排气喷管。齿轮箱安装在发动机的底部，以便传动飞机附件。为了便于维修和互换，F100采用了五个单元体结构，即进口风扇单元体、核心单元体、齿轮箱单元体、驱动风扇的涡轮单元体和加力燃烧室及排气喷管（图1-3）。

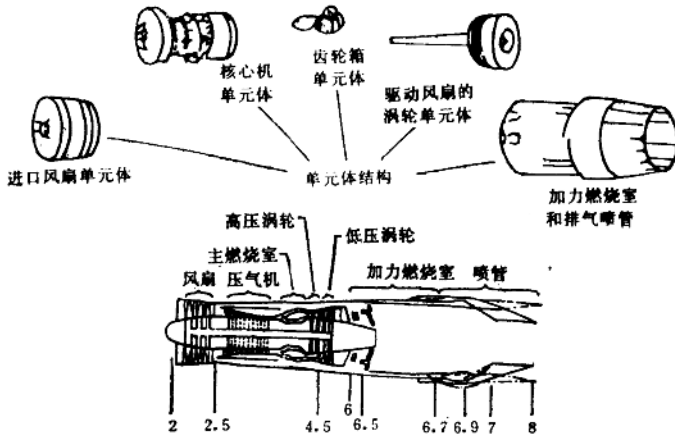


图1-3 F100-PW-100发动机简图

F100的冷端部件设计寿命为4000小时，热端部件寿命为2000小时，在其交付使用之前总试验时间达35000小时，其中包括6150小时模拟高空试验、4275小时额定涡轮进口温度试验，4150小时鉴定试验、300小时任务循环耐久试验和150小时超温持久试车，自装备部队，其累计飞行小时数已超过100多万小时。

在F100地面试验和使用中曾出现过整机爆炸、压气机失速、叶片断裂和烧坏、风扇静子刚性不足及主燃油泵和加力燃油泵故障等问题。特别是由于核心机处于高温、高压

表 1—1 几种歼击机发动机性能的比较

发动机名称	美 国			英 国	法 国	苏 联		
	F401	F100	F404	RB199	M53	P13	P25	129
形 式	涡 扇	涡 扇	涡 扇	涡 扇	涡 扇	涡 喷	涡 喷	涡 喷
总推力 KN kgf	125.53	105.92	71.17	64.53	83.26	64.73	67.18	122.59
	12800	10800	7257	6580	8490	6600	6850	12500
单位推力 KN/kg·s kgf/kg·s	1.051	1.097	1.115	0.915	0.952	0.966	1.002	1.026
	107.2	110	113.7	93.3	97.1	98.5	102.2	104.6
单位迎面推力 KN/m ² kgf/m ²	97.38	99.54	105.43	107.88	94.25	100.23	104.02	106.31
	9930	10150	10750	11000	9610	10220	10607	10840
最大状态 单位油耗 kg/N·h kg/kg·h	0.0652	0.071	0.077	0.0622	0.089	0.0979	0.0979	0.0958
	0.639	0.699	0.751	0.61	0.87	0.96	0.96	0.94
加力状态 单位油耗 kg/N·h kg/kgf·h	0.228	0.219	0.165	0.225	0.2027	0.227	0.229	0.203
	2.235	2.15	1.62	2.21	2.03	2.23	2.25	2.0
发动机推重比	8.22	8.16	7.58	8.02	5.8	5.8	6.01	6.5
π^*	26.9	24	25	24	8.5	8.9	9.1	13
T_3^* , K	1589	1695	1.90	1523	1473	1230	1300	1410
m_a , kg/s	119.3	103.4	63.5	70	84	66	68.5	110
装于飞机	F-14	F-15	F-18	狂风	幻影2000	米格21MΦ	米格21—GRC	米格2—3BM

、高转速工作条件，它是出现可靠性问题的主要单元体。在采用以加速任务试车代替传统的持久试车后，不仅减小了试验时间和费用，而且及早地暴露了发动机故障，以便全面分析故障模式及分布。F100发动机采用了性能监控、振动监控、滑油监控、孔探针、射线检查等措施，避免酿成更多的事故、使发动机从“定期维修”发展为“视情维修”。

第二个贯彻MIL-E-5007D的另一典型发动机F404，采用了6个单元体结构；有11个孔探针孔；外部部件都装在发动机下部；在F-18飞机的左右发动机可以互换。为了防止加力燃烧室熄火，装用了紫外线火焰探测器和有关的逻辑电路。与60年代中期至80年代初期大量装备部队的J79涡轮喷气发动机相比，F404虽与J79的推力大小相当，但其重量减轻1/2；长度减少1/4；直径减少11%；涡轮机匣温度降低343℃；压比为J79