

中国航空学会

第四届航空发动机结构强度振动专业

学术会议论文集

一九八七年十一月

— 南京 —

V23-13
1002

中国航空学会

第四届航空发动机结构强度振动专业

学术会议论文集



30272472

一九八七年十一月
631943

南京航空学院服务公司印刷厂

胶 印

目 录

文章题目	作 者	页 码
结构强度技术在航空发动机中的地位	吴大观	1
飞机发动机外场载荷调查中的数据处理技术	高尧林	9
挤压油膜阻尼器的加速特性及突加不平衡度响应的理论研究	冯心海	15
涡轴六发动机振动分析	黄太平	19
多跨转子稳态不平衡响应研究	任平珍	23
裂纹转子的运动稳定性初探	岳国金	27
关于不平衡响应的一种实数运算法	陈士煊	31
某型发动机振动的排除	董奇志	36
WP-7 发动机涡轮导向器叶片的失效分析及数据处理	孙瑞连	41
某型发动机最小喷口直径过小引起的振动故障的原位诊断	郭润苗	46
航空发动机支承系统的动柔度系数矩阵及其测量	李智炜	48
模态综合法在双转子发动机中的应用	欧园霞	53
发动机结构完整性与完整学	何晋瑞	57
套轴双转子航空发动机临界转速的计算	和兴锁	63
用于轴承转子瞬态分析的阻抗矢量法	郜 新	68
柔性转子—挤压油膜阻尼器 (SFD) 系统双稳态特性的试验研究	祝长生	72
带挤压油膜阻尼器刚性转子双稳态特性	晏砺堂	76
复杂转子—阻尼支承系统动态稳定性计算	李 彦	81
用模态综合法分析无定心弹支的挤压油膜阻尼器动力特性	邱士均	85
对转子—SFDB 系统非线性特性的一点探讨	徐建康	89
现役发动机使用中的结构强度故障	赵福星	97
返修发动机振动过大的几点分析	高敦陆	99
某甲型发动机 1 级压气机叶片断裂故障的试验研究	徐建春	104

文章题目	作者	页 码
盘形锥齿轮的横向振动特性分析	晏砺堂	115
提高锥齿轮抗振性能的研究与应用	宋乐民	119
圆锥齿轮共振转速计算及实验测量	艾贻人	125
直齿圆锥齿轮静强度有限元分析	颜世英	129
圆锥齿轮在离心力作用下变形和应力的有限元分析	张日辉	131
发动机中央传动锥齿轮光弹性应力分析	董本涵	135
影响齿轮振动应力主要因素分析和实验	艾贻人	140
圆锥齿轮静频和振型的有限元分析	郭星辉	144
航空发动机中央传动锥齿轮共振破坏的实验研究	许鐸俊	148
圆锥齿轮行波共振应力响应的仿真计算	韩二中	156
叶片在不均匀气流中的受力计算与进气道不均匀度指标的讨论	沈达宽	160
非均匀叶片转子抑制颤振的理论分析	宋兆泓	164
叶片颤振转子的设计与流体诱发振动的实验研究	宋兆泓	170
非均匀叶片转子抑制颤振的优化设计	宋 弘	176
叶片振动实验实时数据采集系统及应用	张成胜	182
失调叶片盘的振动特性	顾家柳	186
叶片失调及离心力效应对叶栅颤振边界的影响	陈静波	194
叶片失调对盘片耦合振动的影响	樊会涛	198
一种旋转周期结构的模态综合	王文亮	204
变厚度锥形壳的自由振动	朱梓根	208
巡回采样振动信号的混合谱分析	张益松	212
转动惯量大扭角振动测定的修正	汪有前	218
叶片振动信号数据处理技术	李清红	222

文章题目	作者	页 码
7T17S 信号处理机模态分析软件的应用	李可东	2 2 5
齿轮共振转速及动频测量	艾貽人	2 2 9
对涡流传感器几个固有特性的研究	赵福安	2 3 4
做好发动机状态监控的基础工作	刘国玉	2 3 7
K 5 0 透平压气机故障诊断	温彬炎	2 4 0
故障诊断中的气路分析方法探讨	钟俊令	2 4 2
航空发动机故障诊断的 Fuzzy 方法探讨	马北辰	2 4 6
某型机事故喷嘴应力电测实验分析	郑光华	2 5 0
微机涡流无损检测系统在航空维修的应用	刘 凯	2 5 4
活塞五发动机空中转速摆动的原因与排除措施	刘必豪	2 5 7
航空燃气涡轮喷气发动机维修中抽样检查故障法	古 远	2 5 9
微机用于测试航空发动机的试车参数	王 雷	2 6 2
载荷谱中次循环对轮盘低循环疲劳寿命的影响以及载荷谱的 一种处理方法	徐林耀	2 6 5
涡喷 8 发动机 I 级涡轮盘封严环裂纹扩展研究	南 斌	2 6 9
预应力处理对 GH33A 低周疲劳及裂纹扩展性能的影响	谢济洲	2 7 3
预制具有残余拉应力的特形疲劳裂纹的方法研究	任虎钦	2 8 1
GH901 带孔板片高存活率疲劳寿命估算	龚梦贤	2 8 5
疲劳/蠕变交互作用下构件寿命预测的试验研究	徐林耀	2 8 9
GH36 循环蠕变寿命预测应用研究	吕又年	2 9 3
GH901 新材料的蠕变特性及其在发动机中的应用	穆霞英	3 0 0
轮盘低循环疲劳寿命预测方法试验研究	王旅生	3 0 4
结构快速循环蠕变分析方法	王旅生	3 0 8

文章题目	作者	页 码
高低周疲劳实验机的研制	廖明夫	3 1 2
模拟外来物撞击损伤实验方法的研究	孙振德	3 1 4
外物打伤对叶片疲劳寿命的影响及叶片允修容限的试验研究	鲁启新	3 2 1
T C - 1 1 钛合金叶片的振动疲劳特性	侯静泳	3 2 6
三维光弹性法求解半圆表面裂纹应力强度因子 K_I	吴正熙	3 3 5
轮缘裂纹数目和长度对旋转轮盘应力强度因子的影响	洪其麟	3 3 9
大扭转叶片的几何非线性应力分析	支钟和	3 4 3
W P - 6 发动机压气机转子一级叶片强度计算	王保华	3 5 0
二维斜边界问题的边界元分析	温卫东	3 5 5
采用解析积分的常单元边界元法	温卫东	3 6 1
枞 树形榫槽槽底形状的变化对其强度的影响	郑光华	3 6 8
二维组合结构的有限元应力分析	尹 晶	3 7 2
几种常用单元的网格细化程序	尹 晶	3 7 8
轮盘—叶片组件的统一应力分析	尹泽勇	3 8 3
燃气轮机轮盘的循环弹/粘塑性有限元算法	童云生	3 8 7
一种膜盘在轴向载荷作用下的应力分析	钱亚云	3 9 7
涡轮轮缘刚性对涡轮盘弹塑性应力分布的影响	吕文林	4 0 1
瞬态热弹塑性应力分析	梁 辰	4 0 5
轮盘在加速情况下销钉孔部位的热弹塑性应力应变分析	吴永礼	4 1 0
涡轮盘温度场的影响因素	郑祺选	4 1 4
用 SAP 6 分析 F Z - 2 发动机结构的几个问题	刘学文	4 1 9
用 SUMT 法的旋转圆盘的最优化设计	张万仁	4 2 4
涡轮盘型面优化设计	支钟和	4 2 8

文章题目	作 者	页 码
轮盘剖面形状的优化设计	林秀荣	4 3 5
旋转体形状优化及网格自适应	余晓明	4 4 1
挠性膜盘联轴器优化设计	王心丰	4 4 5
航空锥齿轮传动的优化设计	孙 进	4 4 9
民航客机用发动机的使用与设计特点	廖家慧	4 5 5
陶瓷发动机的展望	熊昌炳	4 6 0
氮化硅陶瓷材料的振动模态参数的研究	温卫东	4 6 4
陶瓷材料的高温力学特性的几个问题	庄忠良	4 6 7
新一代润滑系统的设计特点分析	陈 光	4 7 1
斯贝MK 202发动机扩散机匣的强度研究	范引鹤	4 7 5
飞行载荷谱及其在航空发动机研制、定寿中的地位与作用	朱朝栋	4 8 2
发动机飞行载荷、故障诊断 数据处理方法研究	程德金	4 9 5
航空发动机涡轮盘表面温度空测研究	朱妙珍	5 0 2
涡喷六发动机涡轮叶片温度空测	张其华	5 0 7

结构强度技术在航空发动机中的地位

吴 大 观

摘 要

随着科学技术的迅速发展和航空发动机研制工作的经验教训,航空发动机的结构强度技术,到六十年代后期才逐渐得到从事航空发动机工作者的重视。本文根据国内外近三十年由于忽视结构强度工作的大量事例,综述在研制和使用中出现的故障问题,从发动机的性能与可靠性、耐久性、使用性和维修性之间的综合权衡,原型发动机与改进、派生出新发动机,以及发动机研制周期、寿命期费用等方面,结构强度对其所起的保证作用,及其主次关系,阐明了结构强度技术在航空发动机中的重要地位。并通过几种发动机研制历史教训,对比了CFM56与V2500发动机, F110与F100发动机是否重视结构强度,所得到的后果各不相同。实践证明,结构强度技术对可靠性、耐久性的保证作用要远远胜过对发动机性能的保证。文中强调人们高度认识到提高发动机的可靠性、耐久性、经济性等,要彻底扭转我们以往研制发动机重性能轻结构强度的错误倾向,必须彻底贯彻发动机通用规范及发动机结构完整性大纲,必须充分重视结构强度工作的重要性。

前 言

近三十年来,航空发动机在研制过程中,曾经出现过以追求推重比和耗油率为主要目标。到七十年代中期才逐渐转化为以性能与可靠性、耐久性、使用性和维修性的综合权衡。由于世界科技快速发展,航空涡轮发动机的推重比在三十年间增加了一倍,涡轮前温度提高约450℃,燃油消耗率降低15—20%;同时随着新材料新工艺的出现,研制出的新发动机在使用初期故障增多。实践证明,航空发动机从研制方案开始,如果不在结构强度设计,试验技术上采取有效措施,性能再先进的发动机,却不能可靠地运行和获得一定的循环寿命。在军用飞机上将失去战斗力,国防力量遭受损失;在民航飞机上飞行事故不断出现,不能保证安全飞行,不但产品失去市场竞争能力,而且这个研制部门将会遭到失败。从国内外航空发动机使用经验证明,迫使从事航空发动机研制的工程技术人员、经营管理人员,必须在结构强度工作上狠下功夫,挽救大量出现可靠性、耐久性差的危险局面。因此,可以看出结构强度工作在航空发动机的现在或未来,都处于特殊重要地位。

一、结构强度工作是航空发动机部件和整机性能的保证

与其他机械产品一样,要获得高性能的发动机,必须首先以发动机的结构设计来保证。这是众所周知的。但是在航空发动机的研制历程中,确实出现过盲目追求性能,忽视结构强度工作的偏向。美国六十年代研制的F100发动机在使用初期暴露出大量故障,而且结构故障占90%以上,发动机返厂,飞机停飞,等待修理,推重比再高的发动机,也不能得到

有效地使用保证。

另外，从航空发动机问世以来，总是通过结构来保证发动机部件和整机性能来实现。经过数十年的研制实践，部件的结构设计，在发动机研制使用中反复多次改进考验。发动机主要部件如风扇、压气机、燃烧室、涡轮、加力燃烧室和附件调节系统等的设计，已到了相当成熟的程度，有些部件精心设计，有很多新的突破。例如，八十年代开始五国联合发动机公司研制的 V2500 发动机（图 1），是集英国罗罗公司 RB211-535E4 发动机，美国普、惠公司 PW2037、PW4000，及日本 RJ500 发动机，近期结构设计上的精华。其中的风扇部件，是根据 RB211-535E4 的经验设计采用宽叶弦、无凸台、蜂窝夹层空心风扇叶片，它改进了风扇的气流通过，和提高振动强度，和抗外物打伤能力，使风扇效率达 93%，单级压比达 1.76。这是打破常规结构设计的新一代风扇（见图 2，3）。高压压气机除了采用可控扩散叶型（超临界叶型）和叶片端弯来控制附面层，减少二次损失，以高压十级达到压比 2.0，平均级压比达 1.349，多变效率达 0.913，喘振裕度达 30%。

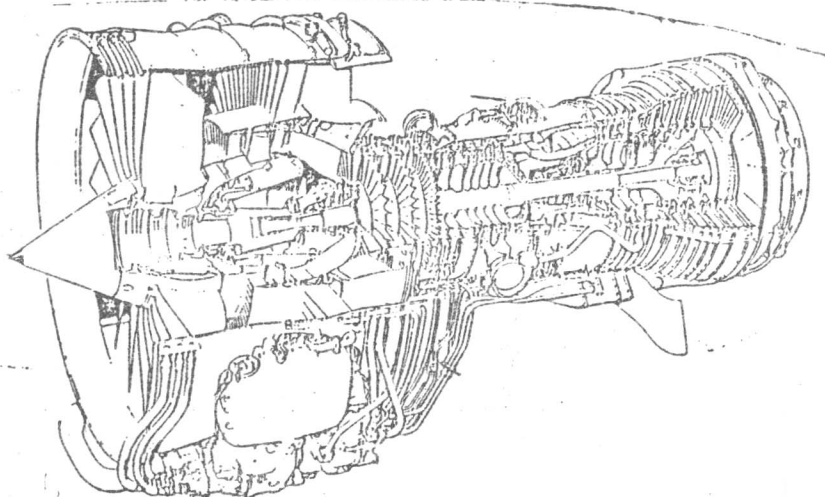
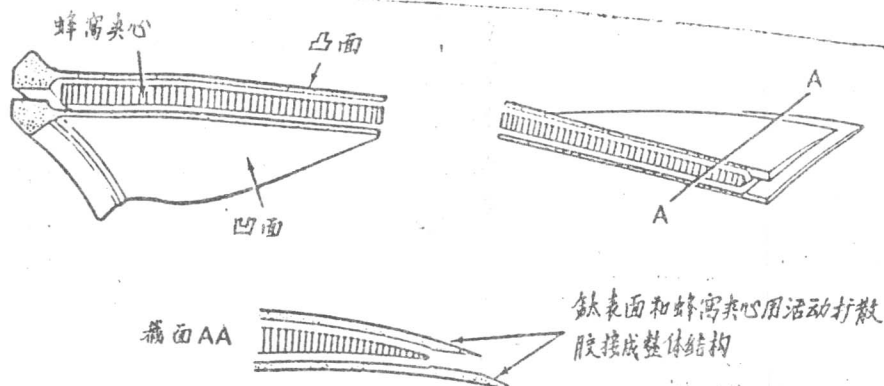


图 1



用先进结构来完成有竞争性的寿命、完整性和重量的目标

图 2

阴影面积表示允许修磨边缘区

允许在翻修中修磨边缘区

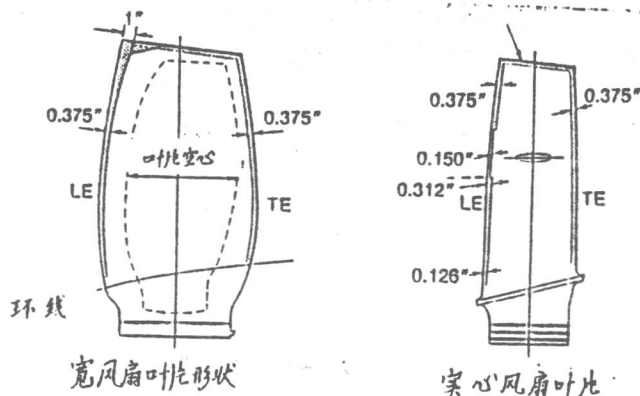


图 3

(图4)。在燃烧室采用了精密铸造、瓦片式内壁板(图5),提高了抗高温变化能力,而且方便拆卸修复。涡轮采用三元气动设计,在结构上改进封严技术,采用主动间隙控制技术,及热障涂层的导向叶片,单晶气冷空心叶片, MERL76 粉末冶金涡轮盘,使高压涡轮效率达0.902,低压涡轮效率达0.93。这是大涵道比涡轮风扇发动机新一代设计典型。主要是通过几家大发动机公司多年设计经验积累,部件结构不断改进来保证V2500发动机提高效率和压比,耗油率比CFM56-5A1发动机(图6)降低5%。总的性能上超过了通用电气公司研制的新一代的涡扇发动机,(表1)。也是现代性能最好的民航发动机。

端弯叶型
减少二次损失

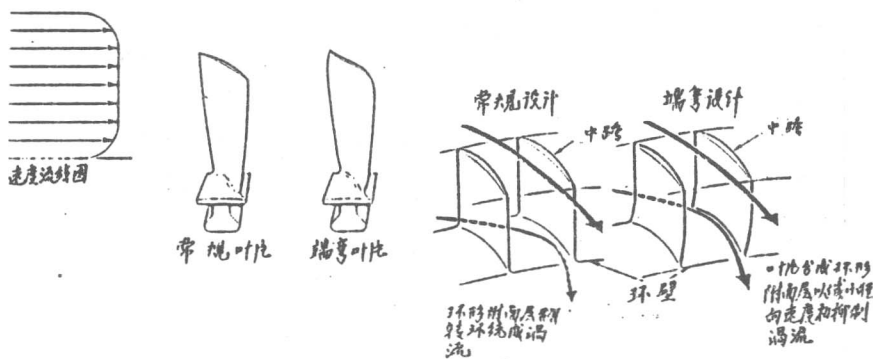


图 4

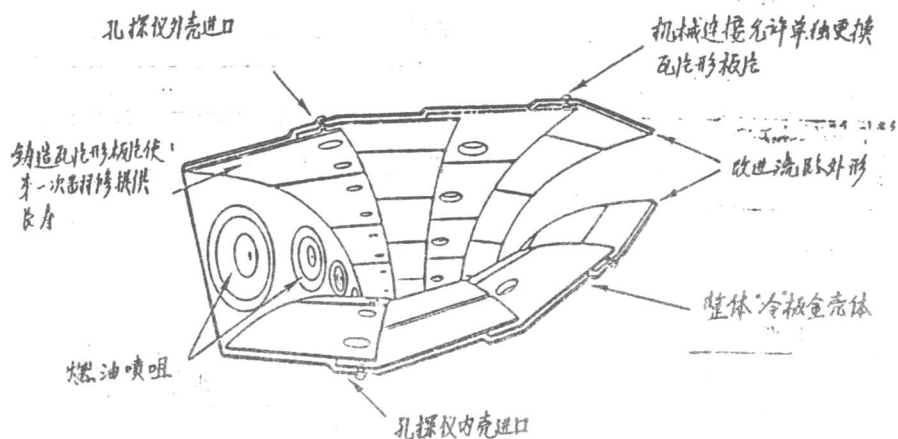


图 5

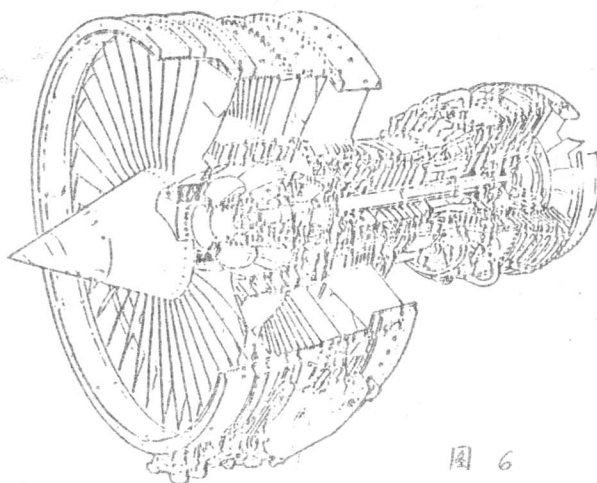


图 6

CFM56-5A1 和 V2500 发动机的性能

表 1

	CFM56-5A1	V2500
起飞推力 (KN)	113	111
空气流量 (Kg/s)	386.5	358
涵道比	6	5.8
总增压比	25.5	36.2
风扇直径 (m)	1.735	1.6
发动机质量 (Kg)	2204	2242
发动机长度 (m)	2.423	2.96
起飞耗油率 (Kg/N·h)	0.0348	0.0326
巡航耗油率 (Kg/N·h)	0.0616	0.0586

应当指出：V2500发动机是八十年代开始研制，虽然在结构设计上保证达到发动机的性能，但是发动机部件和整机的结构强度会出现些什么故障，能否顺利通过适航性条例，有待今后研制使用中相当长的时间来考验。而CFM56-5A1发动机的核心机经过工厂和飞机运转达44000小时，它的-2、-3型发动机在航线上有300多万小时使用经历表明很高的可靠性和耐久性，V2500发动机是无法与其相比。V2500发动机当前仅能表明结构强度对发动机可能保证性能的实现，但是真正能起保证性能作用的，还是要通过对可靠性、耐久性的保证，才能体现出对性能的保证作用。

二、结构强度工作是航空发动机可靠性和耐久性的保证

研制任何一型发动机，如果可靠性、耐久性很差，即是发动机性能达到设计要求，而在使用中故障频繁出现，返厂率和空中停车率过高，发动机不能正常使用，如是军机则作战训练遭受损害，是民机则影响飞行安全性和经济性差，最终在市场上失去竞争能力。美国六十年代的TF30发动机和七十年代投入使用的F100发动机，由于结构强度工作做得不够，可靠性、耐久性很差，而造成研制工作的返工。F100发动机的型号发展费用为4.57亿美元，由于使用中故障多，结构强度和疲劳寿命方面出现故障占90%以上，从而花在部件改进计划费用到1984年达到6.65亿美元，超过型号发展费用的1.45倍，这种反常现象震惊了美国空军。

美国由于吃够了不重视结构强度工作的苦头，才于1969年提出发动机结构完整性大纲(ENSIP)，经过十多年在研制发动机上试行，1984年正式列入军用标准(MIL-STD-1783)推广使用，并修订了涡轮发动机通用规范(MIL-E-5007D及MIL-E-8593A)，此后事实证明，凡是重视发动机结构强度工作，贯彻发动机结构完整性大纲的型号，发动机的可靠性和耐久性就大有提高。在民用发动机最典型的例子，就是美国通用电气公司和法国SNECMA公司合作研制的CFM56发动机。它是在民用发动机中第一个按结构完整性大纲，设计强度储备较大的发动机，在研制过程中的持久试验按苛刻的“C”循环进行，结构故障暴露比较充分，从而该发动机的返厂率低于0.04/1000飞行小时，空中停车率低于0.007/1000飞行小时，使用正点率高达99.9%，是现代大涵道比涡扇发动机中可靠性和耐久性最佳的发动机。它与正在进行研制的同等推力级的V2500发动机竞争，CFM56发动机的可靠性和耐久性却占有突出的优势。据悉V-2500发动机在试车中出现故障，高压压比达不到20，需要修改设计，拖延交货日期。

在军用发动机方面通用电气公司以F101发动机派生研制F110发动机，目标用来取代普惠公司的F100发动机，F110发动机虽然推重比较F100发动机低，但它是采用F101发动机的核心机，第一个执行发动机结构完整性大纲和美国涡轮发动机通用规范的发动机。几年来使用考验F110发动机的故障少，可靠性和耐久性都优于F100发动机。因此通用电气公司在军用发动机市场上，通过F110发动机的可靠性和耐久性大大

提高,扭转了通用电气公司在市场上的被动局面,以压倒的优势战胜普惠公司。通过这类事实,足以说明,发动机的结构强度工作对发动机的可靠性和耐久性起的保证作用,是很明显的。

三、结构强度工作是改进或派生更先进发动机的保证。

由于研制新一代发动机的经费不断提高,近二十年来,选用老机种改进或派生出新发动机,在军用和民用发动机方面已屡见不鲜。其中一个关键,就是在研制的发动机上,从方案设计开始就考虑了下一步的改进和派生型发动机的发展潜力,部件的结构强度储备留有较大余量。比较典型的发动机仍然是通用电气公司七十年代研制的CFM56发动机,为了市场的需要,曾有一2,一3型的发展型。为了与V2500发动机竞争,提出改进型CFM56-5发动机的研制,提高发动机性能、增大推力、降低油耗和提高可靠性和耐久性,都在原型发动机结构强度基础上进行。在主要部件结构强度允许条件下,采取改进措施,例如:增加风扇叶片的厚度,取消风扇叶尖戴冠,增加减振小凸台,及调整叶片轴向间距离,改进进气导叶等,以提高抗外物打伤能力,改善气流通道提高风扇效率。压气机和涡轮采用三元气动设计,压气机叶尖机匣开斜槽,在叶尖与机匣间隙控制,隔圈封严措施、结构细节上精心设计,狠下功夫,找到通过结构设计,来提高效率,提高可靠性和耐久性的门路。在原来整体机械加工全气膜短环燃烧室的基础上,降低污染,先进冷却技术,进一步改进与新涡轮流路的配合,做到长寿命燃烧室,高低压涡轮改进了流路,降低冷却空气量,调整了主动间隙控制,使得CFM56-5发动机进一步提高性能和可靠性、耐久性,结果,派生型发动机研制,减少了研制经费,降低了成本,缩短了研制周期(2至3年可以完成),成为与V2500发动机市场竞争对手。改进或派生发动机的前提,就是原型机设计时,结构强度留有准备进一步发展的余量,做好精细的部件结构强度工作,这是改进和派生发动机的保证条件之一。

四、结构强度工作是有效地缩短研制周期降低寿命期费用的保证

根据多种发动机的研制经验证明,研制周期的长短与发动机结构强度工作做的是否充分彻底有密切关系。美国军用发动机加强发动机结构强度工作的主要措施,就是贯彻发动机结构完整性大纲和执行航空涡轮发动机的通用规范。根据航空涡喷涡扇发动机通用规范(MIL-STD-5007D)规定,严格结构强度的计算分析,规定部件和整机的试验项目和试验要求,使结构故障充分暴露在型号研制阶段,最终使得发动机研制周期缩短,寿命期费用得到降低。从通用规范中统计,有关发动机飞行前评定试验(PFRT)和发动机合格鉴定试验(QT)中规定的各种试验共计108项,其中有关结构强度试验方面的63项,占试验项目总数58%,可以肯定结构强度试验所占的时间不止一半;按照美国适航性条例(FAR)有关发动机的试验为21项,结构强度试验约占50%,所占的时间也是较其他试验的多。具体的例子如斯贝RB153-1发动机研制中,整机试车时数总计6530小时,其中应力测量和

模拟循环持久试车共占72%。这就指出如果在发动机研制过程中重视结构强度工作,充分做好部件的结构强度分析计算,留有足够的强度储备,在研制中出现故障少,就容易顺利通过各种考核试验,送到外场使用,也能按常规工作,研制周期就能有效地缩短,寿命期费用就会降低。还要顺便提出的是缩短周期附带的一种试验方法,就是加速任务试验,是一种在试验中加大载荷,改变工作环境,以减少试验时间,加速充分暴露故障的试车方法,在国外根据每型发动机的飞行任务、使用特点,制定加速任务试验谱,在研制、生产、大修中进行多种类型的加速任务试验。

要缩短发动机的研制周期和降低寿命期费用,必须从结构强度工作着手。它的有效措施主要就是贯彻发动机结构完整性大纲,根据该大纲的定义告诉我们:发动机结构完整性大纲是一项对燃气涡轮发动机结构设计、分析、研制、生产及寿命管理的有组织、有步骤的改进措施,其目的在于通过显著地减少发动机在使用期间发生的结构耐久性问题,确保发动机的结构安全、延长使用期限,减少寿命期成本”。应该说发动机结构完整性大纲又是发动机结构强度工作的保证措施。

结 束 语

以上所述结构强度工作对发动机起着四种保证作用,是发动机研制工作中决定研制成败的关键。而且这四种保证是互相关联互相制约的关系,尤其在保证性能和保证可靠性、耐久性之间,是要根据具体要求来权衡,从今后航空发动机发展趋势来看,将仍以可靠性、耐久性和经济性为主要目标。

我国内航空发动机研制生产经验,和国外一样,凡是不重视结构强度工作的生产研制的厂、所,发动机在外场使用结构故障不断出现,而且多数集中在盘、轴、叶片、火焰筒、齿轮及燃油系统等出现故障,因此,发动机的研制周期长,费用大,影响生产工厂向使用方交付,外场飞机停飞,大批发动机返厂维修,或跑遍全国更新零件,造成生产上的混乱,使国家在政治上、经济上遭受很大损失,教训非常深刻。

根据美国的经验,为了提高航空发动机的可靠性,从而编制了发动机结构完整性大纲,并在发动机通用规范中贯彻了这个大纲,使新研制的发动机提高了可靠性。也就是有了发动机结构完整大纲才解决了结构强度对发动机可靠性的保证作用。我国经国防科工委批准的两本发动机通用规范,是以发动机结构完整性大纲为主要内容,我们今后研制发动机必须根据我国的发动机通用规范来编写型号规范。应在我国可能条件范围内全面规定型号的可靠性要求和达到这些要求所采取的相应措施。只有严格贯彻这样的型号规范,改革发动机研制方法和程序,使发动机研制工作走上系统工程和规范化的道路,才能彻底扭转以往研制发动机重性能、轻结构强度的错误倾向。才是我们在发动机研制过程中应用可靠性技术,提高产品可靠性的根本途径。

结构强度工作如何对发动机起保证作用,并不是单纯从强度理论研究、计算方法所能解

决。结构强度工作必须掌握断裂力学、有限元法、损伤容限理论、新的计算程序等新技术，关键在于结构强度的先进理论与具体发动机研制实践相结合，结构强度工作对发动机才能真正起保证作用。根据我国当前发动机研制技术发展情况，结构强度的试验验证、使用经验，更应优先于理论研究分析，才能把我们已有的理论分析计算方法得到验证，通过几个型号的研制或改进改型的实践考验，转变为可信可用的理论计算分析方法。才能制定自己的发动机强度设计准则、和自己的发动机结构完整性大纲、强度规范。这些具体数据，唯有靠我们自己在强度工作中积累，从国外是买不到的。有些数据就是能买来，也不一定适合我们的条件来应用。这是从事发动机结构强度工作的工程技术人员必须努力奋斗的目标。

飞机发动机外场载荷调查中的数据处理技术

高 尧 林

空军航空修理研究所

摘 要

本文结合发动机外场载荷调查实践对包括统计数据的采录和分类、统计数据分布研究、统计数据的异常数据处理在内的一系列与发动机外场载荷调查有关的数据处理技术进行了讨论。

本文提出的一些原则、方法虽然是从发动机外场载荷调查的角度出发的,即使在外场广泛采用机载数据采集装置以后,这些原则、方法仍然是适用的。

利用飞机发动机的外场使用资料,开展发动机外场使用载荷研究,不仅是改善发动机外场维护水平、提高内厂翻修质量的需要,也是开展发动机寿命研究、改进新机设计水平的需要。

本文将结合一九八二年涡喷六发动机外场调查实践对发动机外场调查中的数据采集、分类以及处理技术作一些讨论。对外场载荷调查抽样方式所作的讨论请见文献〔1〕。

统计数据的采录和分类

外场积累的发动机使用资料种类繁多,这些资料中所包含的可供采录的统计数据内容繁杂、数量庞大。因此在开展调查之前,应该根据该次调查、研究的预定目标事先划定统计数据的采录范围。所需采录的统计数据应能反映所调查发动机的有关载荷特征,还应当具备易于获取、易于整理的特点。

完成统计数据的采录工作后,还应对采录的数据进行包括统计数据分类归纳在内的预处理。其中尤其要进行统计数据的分类归纳处理。

发动机外场载荷调查涉及的飞行训练科目有一、二百个,所需采录的起落数和空地