

航空涡喷、涡扇发动机

结构设计准则

(研究报告)

第一册 总论



中国航空工业总公司发动机系统工程局

航空涡喷、涡扇发动机
结构设计准则

(研究报告)

第一册 总 论

中国航空工业总公司发动机系统工程局

1997年

《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》

审 定 委 员 会

名誉主任: 吴大观

主 任: 李其汉

副 主 任: (按姓氏笔划为序)

尹泽勇 孙 慈 许 棠 江和甫
严成忠 张恩和 顾家柳 唐智明
董德耀

委 员: (按姓氏笔划为序)

王旅生 宁宣熙 李文明 刘启洲
朱明俊 任培正 邢德顺 杨治国
陈 光 陈士煊 张连祥 林继红
钱笃元 聂景旭 黄劲东 龚梦贤
温卫东 韩红志

《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》

编 写 委 员 会

主 任: 杨士杰

副 主 任: (按姓氏笔划为序)

吕文林 朱梓根 岳承熙 范引鹤

饶寿期 高德平

委 员: (按姓氏笔划为序)

王延荣 支钟和 田忠贤 乐晓斌

李 勇 刘廷毅 刘湘生 陆 山

张 锦 陈 伟 陈俊粤 胡舜东

徐林耀 晏砺堂 徐鹤山 屠一鹤

龚良慈 熊昌炳

总 编: 杨士杰(兼)

《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》

第一册 总 论

主 编: 岳承熙

副 主 编: 刘湘生

编 写: (按姓氏笔划为序)

刘湘生 岳承熙 杨士杰 韩红志

主 审: (按姓氏笔划为序)

宁宣熙 李其汉 吴大观 陈 光

钱笃元 董德耀

序 言

自从燃气涡轮发动机问世以来,各国在发动机研制初期,普遍存在着重性能、轻结构强度、耐久性和可靠性的倾向,直到外场出现故障、影响使用,给军事上和经济上造成重大损失后,才把结构强度放到与发动机性能同样重要地位来对待,美国F100发动机的惨痛教训是值得人们深思的一例。我国航空发动机历经仿制、使用、改进改型和自行研制约四十年,国外重性能、轻结构强度的错误观念也反映在我国航空发动机的自行研制的过程中,所幸的是在1987年颁布了《GJB241—87涡轮喷气、涡轮风扇发动机通用规范》。现在,新研制的发动机已按制定的型号规范要求研制,根据规范规定的研制阶段和程序、质量保证条例和定型试验要求安排研制工作,开始不单从性能方面,而且在结构强度、耐久性方面较全面地贯彻和实施有关内容。但是,由于重性能、轻结构强度的影响时间较长,即使在近十多年研制技术有所改进的情况下,也还没有彻底的扭转,结构强度工作还没有得到足够的重视。特别是从管理方面,如何结合我国国情和有限的研制、使用经验,逐步摸索并总结出符合国情的航空发动机研制程序和研制方法,避免重走国外“重性能、轻结构强度”的覆辙,是当前从事发动机研制工作的各级领导和广大科研人员极为关注的迫切需要解决的问题。

经过发动机行业同志们数十年的辛勤劳动,在型号研制工作中不停地探索,结合学习国外发动机研制中结构强度设计的经验教训,也摸索到不少自己的经验。从事发动机研制的人员,特别是结构强度工作人员,通过发动机结构完整性大纲的研究,以及从结构故障成为阻碍发动机研制进程的棘手问题的经验教训中,对结构强度工作在发动机研制过程中的重要性有了更深的认识。进一步认识到结构强度工作程序化、规范化的重要性,以及组织编写《发动机结构完整性指南》(简称《指南》)和《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》(简称《准则(研究报告)》)的迫切性。

当前,发动机研制工作正处于关键时期,研制观念也正开始从单一追求性能转向性能与可靠性、耐久性并重,对结构强度工作提出了更高的要求,因此,《指南》和《准则(研究报告)》正适应了我们发动机当前研制的急需,希望能起到“对症下药”的作用。另外,目前发动机行业正处于新老科技人员交替的关键时刻,通过《准则(研究报告)》的编写,既可通过老科技人员言传身教,向中、青年科技人员传授研制经验,又可将老科技人员宝贵的知识财富,融入《准则(研究报告)》内容之中,供青年科技人员学习应用。这也是编写《准则(研究报告)》主要目的之一。

《准则(研究报告)》是关系到航空发动机结构性能方面的推荐性和指导性的综合研究文件,它是衔接《指南》和设计分析、试验验证的中间环节,是提高发动机结构完整性的设计要求和工作的依据。

《准则(研究报告)》不同于一般的参考性工具手册,它是根据研制实践,总结了发动机的研制和预研经验,所提供的设计、验证方法及其评定标准,可供型号研制直接使用或结合型号特点研制要求进行剪裁、修改和补充后使用。

《准则(研究报告)》的使用对象,主要是发动机结构强度工程技术人员和技术管理人员。《准则(研究报告)》提供的不同设计阶段的计划网络、评审节点和内容以及风险评估等内容是发动机研制过程中结构强度工作的管理准则。《准则(研究报告)》又好比一面镜子,用它可照出发动机可能存在的故障隐患,并可找到解决该隐患的途径和方法,这也是编写《准则(研究报告)》的重要原因。

值得指出的是《准则(研究报告)》的编写体现了先进性、科学性和实用性相结合,也反映了发动机结构完整性研究和其他相关预研项目的研究成果,总结了我国发动机研制中结构强度工作的经验教训和吸取了国外有关先进技术经验,为研制具有较高的结构可靠性、耐久性的发动机提供技术比较先进的指导系统。《准则(研究报告)》中所提供的方法、数据、图表和其它资料取之有据,内容较为具体明确、可操作、可实施,可作为发动机研制的有效参考依据。

《准则(研究报告)》的核心内容是第5章结构设计准则。第11章计划网络是贯彻结构设计准则全过程的一条主线,介绍了在发动机研制进程中,按照以时间分阶段的原则,制订强度工作在探索研究、先期发展和工程研制三个重要阶段中的研究网络,应该将此纳入先进发动机的设计、研制和使用计划中去。这种方法将是我们发动机研制中的革新点。

《准则(研究报告)》的编制历经四年之久。是在中国航空工业总公司发动机局的直接领导和关怀下进行的,三所部内高等院校和三个发动机研究所的专家、教授和从事发动机结构强度工作多年的老、中、青科技人员付出了辛勤劳动,做出了卓越贡献,在此表示衷心地感谢。《准则(研究报告)》的出版,是我国发动机行业值得庆幸的喜事。希望《准则(研究报告)》出版后,经试用、剪裁、修改和补充,能成为指令性的《发动机型号结构设计准则》,使发动机研制中的结构强度工作早日走向制度化、规范化和标准化。这是发动机研制工作者企盼已久的心愿。

吴大观

1997.10.20

编写说明

航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则研究是涡喷、涡扇发动机结构完整性研究中的重点研究课题。《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》是一份指导性和推荐性的综合研究报告,它较集中地反映了我国航空发动机行业多年来的研制、使用经验,体现了发动机结构完整性和其他相关预研项目的研究成果,并吸取了国外有关的先进经验。在本研究报告的基础上,经过一段时间的试用验证后,还将形成《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则》,供发动机设计研制单位参考。经型号研制单位剪裁、修改和补充后,可成为该型号研制中的指令性设计文件。

本研究报告共分六册,第一册为总论,重点叙述了准则的研究方法,以及发动机研制进程中的结构强度工作内容和要求;第二册至第六册分别为轮盘、叶片、机匣、燃烧室与加力燃烧室和转子系统结构设计准则,均由载荷、结构、故障模式、准则、计算分析、材料与工艺、试验验证、评定标准、风险评定和计划网络等十一章组成。

本研究报告是在中国航空工业总公司发动机系统工程局领导下,组织结构强度行业专家编制的,由六〇六研究所任总编单位,第一册由六〇六研究所任主编单位;第二册由西北工业大学任主编单位;第三、第六册由北京航空航天大学任主编单位;第四、第五册由南京航空航天大学任主编单位,六〇六研究所还为各册的副主编单位。

参加本册编审工作的人员还有:田忠贤、沈迪刚等同志。在此一并表示感谢。

由于编写经验及水平有限,文中不妥之处敬请阅者批评指正。

《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》编委会

目 录

第1章 绪论	(1)
1.1 引言	(1)
1.1.1 忽视结构可靠性的代价	(1)
1.1.2 发动机研制观念的转变	(3)
1.1.3 为配套贯彻各类规范、标准的需要	(5)
1.1.4 初步具备编制结构设计准则的条件	(5)
1.2 研究目的	(5)
1.2.1 适应型号研制的急需	(5)
1.2.2 实现《发动机结构完整性研究》计划的主要目标	(6)
1.2.3 历年发动机结构强度研究工作与专项预研成果的体现	(6)
1.2.4 适应新老科技人员交替的急需	(6)
1.3 研究方法	(6)
1.3.1 分阶段开展结构强度的研究工作	(6)
1.3.2 系统工程管理与全面质量管理的有机结合	(7)
1.3.3 内容安排	(8)
1.4 性质和范围	(9)
1.4.1 性质	(9)
1.4.2 范围	(10)
参考文献	(11)
第2章 航空发动机研制中的结构强度工作	(12)
2.1 航空发动机研制的进程	(12)
2.1.1 发动机研制阶段的一般规定	(14)
2.1.2 国内现有规定和实际研制过程	(14)
2.1.3 阶段的演变与拓宽	(15)
2.2 结构强度工作进程	(16)
2.3 计划网络	(17)
2.3.1 探索研究阶段	(17)
2.3.2 先期发展阶段	(24)
2.3.3 工程研制阶段	(29)
2.4 风险评定	(37)
2.4.1 定义与内容	(37)
2.4.2 示例——先进涡轮盘研制的风险评定	(38)
参考文献	(47)
第3章 结构设计通用要求	(48)
3.1 综合要求	(48)
3.1.1 可靠性要求	(48)
3.1.2 耐久性要求	(50)

3.1.3	维修性要求	(52)
3.2	基本要求	(52)
3.2.1	强度	(52)
3.2.2	蠕变与应力断裂	(54)
3.2.3	振动	(55)
3.2.4	耐久性和经济寿命	(56)
3.2.5	损伤容限	(60)
3.2.6	破损安全与包容性	(64)
3.3	总体载荷条件	(65)
3.3.1	设计使用寿命与设计用法	(65)
3.3.2	设计任务循环与蠕变寿命	(66)
3.3.3	在飞行包线关键点上的工作时间	(75)
3.3.4	外部作用力	(78)
3.4	环境条件	(80)
3.4.1	外部大气条件	(80)
3.4.2	内部环境	(81)
3.4.3	外物和内物损伤	(82)
3.4.4	腐蚀和氧化	(83)
3.5	材料与工艺	(83)
3.5.1	材料	(83)
3.5.2	工艺	(86)
3.5.3	无损检测——作用与要求	(89)
3.6	整机试车考核	(91)
3.6.1	发动机振动测量	(91)
3.6.2	零件振动应力测量	(91)
3.6.3	温度测量	(91)
3.6.4	轴承轴向力测量	(91)
3.6.5	吞鸟	(92)
3.6.6	包容性	(92)
3.6.7	发动机超温	(92)
3.6.8	发动机进气畸变	(92)
3.6.9	发动机喘喘和防喘	(92)
3.6.10	高空台试车	(92)
3.6.11	飞行前规定试验(PFRT)阶段的持久试车	(92)
3.6.12	定型试验(QT)阶段的持久试车	(93)
3.6.13	发动机低循环疲劳试车	(93)
3.6.14	加速任务试车	(93)
	参考文献	(94)
第4章	构件结构设计准则编制要求	(95)
4.1	载荷及载荷谱	(95)

4.1.1	确定零件载荷特征	(95)
4.1.2	确定强度与寿命计算条件(计算点)	(96)
4.1.3	关键部位的载荷敏感性分析	(96)
4.1.4	适时提供结构分析所需载荷	(97)
4.1.5	载荷测量要求	(97)
4.2	结构分析	(98)
4.2.1	典型结构介绍和分析	(98)
4.2.2	设计要点	(98)
4.2.3	典型结构图和数据	(98)
4.3	故障模式、影响和危害性分析(FMECA)	(99)
4.3.1	目的	(99)
4.3.2	同类构件现有故障的统计与分析	(99)
4.3.3	新机设计中的FMECA	(99)
4.3.4	确定关键件	(99)
4.4	结构设计准则	(99)
4.4.1	制定的依据	(102)
4.4.2	各构件结构设计准则	(102)
4.4.3	结构设计细则	(103)
4.5	计算分析项目与方法	(103)
4.5.1	设计准则要求	(103)
4.5.2	不同研制阶段的要求	(104)
4.6	材料与工艺	(105)
4.6.1	材料	(105)
4.6.2	工艺	(107)
4.7	试验验证项目与方法	(107)
4.7.1	结构的试验器试验	(107)
4.7.2	结构环境的验证	(108)
4.7.3	工作寿命验证	(108)
4.8	评定标准	(109)
4.8.1	内容	(109)
4.8.2	说明	(109)
4.9	风险评定	(110)
4.9.1	风险评定	(110)
4.9.2	误差带分析	(110)
4.10	计划网络	(111)
	参考文献	(112)
	附录 主要结构试验项目表	(113)

第1章 绪论

1.1 引言

自人类尝试进行有翼飞行器飞行以来,经历了无数次失败,只是在使用了活塞式内燃机以后,才在本世纪初把第一架飞机送上蓝天。30年代末发明了喷气发动机,人类才有可能突破音障进入超音速飞行的时代。60年代,由于涡扇发动机的问世,大大降低了耗油率,才有可能设计制造出大型喷气飞机,大幅度提高载重量和航程,实现跨洋飞行。涡轮发动机还大大提高了战斗机的性能,使其飞行速度达到2倍以上的音速。总之,人类在航空领域的每一次重大的革命性进展无不与航空发动机技术的进步与突破密切相关。

除航空领域外,目前工业用燃气轮机也已形成规模产业,在电业、海军舰艇、民用船舶、油田和海上钻井平台、以及火车、战车动力等方面均得到广泛应用。1980年至1994年,全世界大中型舰艇中60%采用了燃气轮机动力;美、俄两国的主战坦克、法国的高速机车均已采用燃气轮机作为动力;在今后十年新增加的发电设备中,燃气轮机在美国将占2/3,在全世界将占36%。如此得到青睐的燃气轮机动力便是建立在先进航空发动机技术基础上的。

因而,“现在人们已经普遍认识到燃气涡轮发动机工业是任何国家的军事实力和领导作用的脊梁”^[1]。

我国的航空发动机事业在共和国成立的初期诞生,经历了引进-仿制-改进改型-自行研制的发展过程。目前已经生产了三万多台发动机,为我国空军和现代化建设作出了巨大的贡献,已经形成了一支研制、生产队伍,积累了一定的发动机研制、生产的经验。与之相应的,人们在发动机研制的观念上也经历了一段认识与提高的过程。

1.1.1 忽视结构可靠性的代价^[2,3]

提高发动机的性能一直是人们关注的焦点。从图1-1、1-2可见,在过去40多年中,发达国家航空发动机的涡轮前温度提高了近1倍、推重比提高了约1.5倍。性能的提高是通过改善性能、采用高强度材料以及降低零件强度储备裕度来实现的。然而,在无确切技术保障的情况下,零件强度储备的降低便会带来发动机可靠性方面的问题。

据美国空军材料试验室(AFML)的统计,在1963-1979年间发生的3824起飞行事故中,属于发动机结构事故的有1664起,占43.5%。在发动机的事故中,属于低循环疲劳破坏的占28%,高、低循环疲劳和蠕变损伤之和占46%。发动机结构故障造成的后果往往都很严重。据报导,美国J85-GE-21型

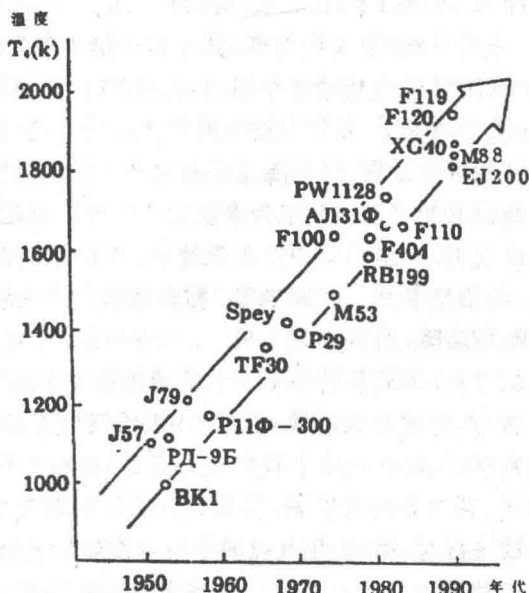


图1-1 涡轮前温度逐年增加趋势

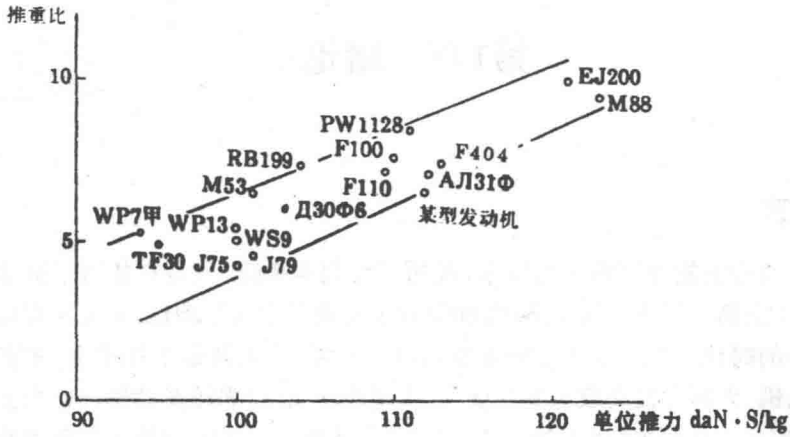


图1-2 单位推力和推重比增加趋势

发动机在通过了定型试车、开始投产之后，遇到了压气机叶片颤振问题，几乎耽误了F-5E虎式飞机的交付期限；F100发动机在定型试车过程中，第1级风扇叶片也因气弹不稳定问题导致颤振产生裂纹，不得不修改叶片设计，影响了整个武器研制计划；美海空军的A7D/F飞机是一种单发攻击机，所装TF41发动机的两级涡轮轮毂间的隔圈发生低循环疲劳破坏，造成机毁人亡事故；英国RB211发动机在装至L1011三星飞机投入航线使用后不久，便连续发生了两次风扇轮盘低循环疲劳破裂甩出的严重故障；前苏联TY154M客机装备的Д30KY-154发动机，也发生过主轴折断后低压涡轮转子甩出的严重故障。尤其值得注意的是，1987年F404发动机在一年内4次钛机匣着火，引起F/A-18飞机坠毁；1991年F101发动机风扇叶片甩脱6次，全线停飞，97架B-1轰炸机成为唯一不能投入海湾战争的机型；1994年F100发动机低压涡轮叶片断裂，三分之一F-15E飞机停飞；自1994年7月以来，美国F-16、F-14战斗机所配装的F110发动机因封严篦齿偏磨损坏，先后导致8架飞机失事，其中有售给以色列的2架、售给埃及的2架，以致500台发动机在长达4个月的时间内被禁止使用，1995年F110发动机又发生风扇叶片断裂，200余架F-16飞机停飞。这清楚地表明，尽管发达国家技术较为先进，也执行了诸如《结构完整性大纲》之类的先进结构性能保证计划，仍不能完全避免产生结构故障。

我国的航空发动机也曾多次发生过与国外相似的故障情况。据空军对几种现役发动机的调查统计表明，在全部空中停车事故中，有45%是由于发动机结构故障所致，诸如导管断裂、叶片断裂、轮盘破裂和主轴断裂等，都曾造成灾难性后果。例如：WP6发动机在70年代曾多次发生涡轮轴断裂故障，造成多起飞机一、二等事故，主要原因是飞机进行螺旋飞行时，涡轮轴承受过大的陀螺力矩，导致其轴颈第一台阶圆角处发生疲劳破坏；该型发动机还曾由于镀镉后，镉元素渗入轮盘，产生脆断敏感性，引起第9级压气机轮盘轮缘破裂甩脱，造成飞机失火坠毁；此外，该型发动机1级涡轮盘还由于残余应力过大、材料存在应力腐蚀问题，导致榫齿产生裂纹，在仓库存贮期间，裂纹竟继续扩展，导致数以千计的涡轮盘积压，不敢使用；WP7型发动机在飞机进行大马赫数飞行时，第1级压气机转子叶片发生失速颤振断裂，造成多起一、二等事故；该型发动机的中央传动锥齿轮连续多次出现连着几个齿的幅板整块断裂的严重故障，造成数起飞机失事坠毁，主要原因是工作时出现节径振型共振，导致齿轮发生疲劳断裂；WJ5型发动机第1级涡轮转

子叶片连续几次出现在伸根段断裂的故障,侥幸的是都未曾导致飞机失事;如此等等。这些故障不仅造成发动机的损坏,导致多起飞机失事,乘员伤亡,还严重影响战备完好性和民航运营,并造成大量提前返厂更换零、部件的巨大经济损失。

除此之外,在一些研究部门进行的先进部件预研和新型发动机研制中,也出现过许多结构强度问题。如60年代中期,在将WP5发动机改进为后风扇发动机WS5时,就遇到了涡轮—风扇叶片连续三次近40个叶片因失速颤振而在根部出现裂纹,使发动机调试工作被迫中断一年多;70年代中,研制WS6发动机时,在72%~75%额定转速内出现了因低压涡轮轴临界转速问题,振动剧增,采用弹性支承后,临界转速问题得到了控制,但又发生弹性杆振动应力过高而折断等一系列故障;此外,在新发动机研制中,也出现了高压涡轮盘销钉孔应力集中,导致其在低循环疲劳试验中损坏,低压涡轮盘因加工粗糙,圆角过渡处出现台阶状尖角,导致轮盘过早出现疲劳裂纹、扩展及轮缘破裂等严重故障。这些均导致了延误新机研制进度,使本来就不充足的研制经费因排故等意外开销而显得更为紧张的严重后果。

造成前述故障与事故的直接原因是零件设计不合理、材料(或防护涂层)选择不当,在发动机生产、使用、维修中操作不当、质量控制不严、忽视了结构可靠性等。而其根本原因则是在发动机研制观念方面。

1.1.2· 发动机研制观念的转变^[4,5]

长期以来,在航空部门内外,存在着两个方面的不平衡。首先是在对待飞机与发动机的态度和投入上,有相当一部分人只是将发动机看成是飞机的附属物。未完全认识到,由数以万计的零件组合在一起、尺寸和重量受到严格控制的发动机,要在很大范围内、在不断变化着的温度、压力和应力状态下,可靠而耐久地工作,还要满足性能、环境和操纵性等方面许多特殊要求,这是必须综合结构力学、气体动力学、热力学、自动控制技术、工艺和材料等方面的最新知识和技术,并在预研的基础上,反复地设计—制造—试验,才能实现的一项复杂的系统工程。国内外经验表明,在过去的40多年中,喷气发动机技术一直是整个航空发展的带头学科。目前世界上能独立研制和生产先进航空发动机的只有美、俄、英、法四个国家。这些国家早在二战结束后就把发展航空发动机技术作为国策,投入巨额研究发展基金,以保持其在世界范围的领先地位。统计资料表明,这些国家在航空发动机行业的技改投资和研究发展经费约占整个航空工业总投入的四分之一以上。在80年代末和90年代初,四个国家每年用于发动机科研的经费分别为25亿、16亿、8亿和5亿美元,分别约占国民生产总值的0.05%、0.11%、0.08和0.06%。研制一台发动机要做1万多小时整机试验,10万小时以上的零、部件和系统试验。由于发动机的热件和旋转件较多,研制难度大,所以发动机的研制周期一般比飞机机体约长3~5年。而且,飞机试飞时必须有几台比较成熟的、具有一定寿命的发动机作为动力。显然,作为飞机的一个重要分系统,发动机研制应该先行起步,这是一个客观规律。随着科学技术的发展,航空发动机研制所需的资金和周期也显著增加。美国为九十年代战斗机用先进发动机研制的计划周期为12年,费用为12.5亿美元。相比之下,我国的航空发动机研制的技术基础本已十分薄弱,在研制计划的安排和资金投入上,却远不如发达国家,一直存在着厚飞机、薄发动机的问题。为了彻底扭转我国航空发动机研制发展的被动落后局面,必须彻底纠正厚彼薄此的陈旧观念,加大对发动机研制发展的重视程度与资金投入。

在发动机行业内部,则存在着对待性能与结构可靠性、耐久性二者态度上的不平衡。存在着偏重发动机性能的片面思想。在预研和研制计划的安排与资金投放上,又存在一个厚此薄彼的问题。其结果便会出现性能上不去,或是上去了保不住,更暴露出前述那些结构强度方面的问

题。最终落得个欲速则不达的结果。

经过数十年的辗转反复与痛苦摸索,以及许多有关人员多年不懈的宣传呼吁,更由于外场使用及新机研制中不断湧现的发动机结构故障的困扰,使人们的思想终于发生了转变。如今在各级领导中,发动机行业已逐渐得到重视。在行业内部,也开始走出以性能为中心的误区,逐渐形成性能与耐久性、可靠性、维修性并重、提高产品综合效能的研制指导思想。发动机研制观念的这一转变固然是重要的,但更重要的应该是在政策上和管理机制上进行根本的变革。这是需花大力气予以解决的问题。在这里,借鉴一下国外的发动机研制经验是不无裨益的。

美国早在七十年代初就提出要把发动机研制工作的重点从单纯追求性能转变为性能与可靠性、耐久性并重上。这是发动机研制道路上的一次重大转变,但却是花了近20年才实现了这一飞跃,从而转入新一代更高性能的发动机的研制。将F100发动机与J75发动机作一比较可见,在15年内,前者的推重比比后者增加了一倍,于1975年成为第一个投产的、推重比达到8一级的发动机。但由于它的可靠性较差,使得大批飞机被迫停飞,不得不花了11年的时间来提高可靠性。改进了的F100-PW-220发动机于1985年才投产使用,推重比还有所下降。从1974年F100发动机装备F-15飞机使用至今,20年来,先进的在役发动机推重比一直维持在这一水平,一个重要的原因便是都在致力于提高可靠性、耐久性的工作上。

这一事例有力地说明,正确的发动机研制指导思想的建立是十分不易的。

积国内数十年发动机研制、生产和使用的经验,从发动机结构可靠性、耐久性角度出发,归纳了以下一些应吸取的经验教训:

1) 要坚持发动机性能、耐久性、可靠性、维修性并重,提高发动机产品综合效能。要充分认识具有一定可靠性、耐久性的高性能发动机的研制过程,是设计、试制、试验、修改、再试验、再修改的反复实践的过程。推重比要求越高,采用高新技术就越多、研制难度越大、就越要坚持性能、耐久性、可靠性、维修性并重的思想。

2) 贯彻《发动机结构完整性大纲》和结构设计准则至关重要。要按照系统工程管理思想,结合发动机研制规律,建立一套发动机结构设计、分析、验证、定型、生产和寿命评定的有组织、有条理的管理方法,防止决策错误。要建立、健全各项规范、标准,强化网络管理,严格进行评审,运用结构审查检验清单和材料数据检验清单,进行结构设计的误差带分析和风险评定。

3) 载荷和载荷谱的研究制定工作是研制发动机的重要前提条件。要基于以往发动机载荷统计分析和新飞机使用任务分析,正确导出新研制发动机的设计用法和设计任务循环,并在研制中和投产后,根据发动机试飞和领先使用情况修正为实际用法。从而确定零件设计应力谱、零、部件和全尺寸发动机的试验谱。

4) 材料选择和材料数据的可靠性是研制发动机的重要基础,要尽早获得足够的设计所需的材料性能数据。材料设计许用值必须是研制部门的经验和设计方法证明是正确的。材料性能必须由“类似产品状态”的材料试样测取,因为零件的关键性能往往取决于其冷、热加工工艺。

5) 要尽早确定发动机的关键件、重要件及其特性,按成熟的设计方法对这些零件进行设计。对断裂关键件应认为存在初始裂纹缺陷,并进行损伤容限分析、设计。对关键件、重要件应进行故障模式、影响及危害度分析(FMECA)和故障树分析(FTA),并确定适当的监控措施。

6) 要强调预研先行,对核心机及其关键零件要进行充分的分析与试验,待较为成熟以后再转入原型机研制。在发动机研制工作之初,就要尽早采用适当的测试手段,获取在真实环境条件下发动机内部的温度和振动参数,验证计算分析的结果。

7) 加强关键件、重要件结构试验和核心机、发动机整机结构试验,采用有效的测试手段,

尽早获取在真实环境和边界条件下的结构性能参数,验证并修正计算分析结果。

8) 要尽快建立和完善发动机及其主要零、部件寿命分析、跟踪、监控、评估、维修等综合管理系统,建立相应的数据库,实现对发动机全寿命期的闭环管理。

9) 努力研究并建立一套有效的动态信息网络系统,大力收集、积累国内外航空发动机信息数据,为我所用,积极了解并服务于市场需求。

10) 考虑到我国与国际先进水平的巨大差距,在发动机研制过程中要结合国情,既要坚持高标准、严要求的目标,又要积极稳妥、实事求是的逐步施行。

1.1.3 为配套贯彻各类规范、标准的需要^[4-6]

近年来,为了适应深入开展的在役机种排故、改进、延寿、定寿的需要,为了保证在研机种工作可靠而顺利地进行,以及为了适应日益广泛的对外技术交流的需要,在发动机行业,一些通用规范与型号规范、结构完整性指南,以及可靠性大纲等标准、规范正在制定或贯彻,这是我国发动机行业的基础建设,无疑是十分必要的。然而,这些标准、规范提出的要求较高,包括一系列结构性能的技术要求和验证内容,却缺乏具体的实施手段和技术保障,特别是缺乏发动机及其主要零件的较完善的设计准则。已有的一些准则、指南、方法之类的规定,也多是各单位参照国外一些型号发动机的标准或通用规范自行确定的。它们往往不够全面,更欠缺评定标准。此外,目前的一些结构分析计算方法与准则并不配套,某些准则要求又缺乏验证手段与测试技术来保证实施。这种局面不尽早纠正,是难以研制出高水平发动机的,更难以提高行业自身的水平。

1.1.4 初步具备编制结构设计准则的条件

“六五”计划以来,针对老机在外场使用中出现的结构故障,特别是前述那些导致严重后果及重大经济损失的事故,有关部门组织了全行业的技术力量,集中进行了专项排故工作。从调查统计、分析研究、试验研究、材料研究等多种途径入手,对故障原因及排故措施等进行了系统、全面的分析研究,最终排除了故障。在“高性能推进系统研究”项目中,安排了转子动力学、轮盘疲劳寿命和叶片颤振等一批结构强度研究的课题。还组织了“WP6发动机寿命研究”专项研究。通过排故研究,不但使参研单位创造了社会效益和经济效益,更重要的是使参研人员积累了知识与经验,增长了才干,使行业总体技术水平得到提高。

“七五”计划以来,专门以结构强度、耐久性与可靠性为研究内容的“发动机结构完整性研究”由国防科工委批准立为重点预研课题,连续开展了十多年的课题研究工作。这是我国首次由国家拨专款支持的、全行业参与的、有确定目标——制定我国的《发动机结构完整性指南》和《发动机结构设计准则》——的一项科研系统工程研究工作。在十多年的时间里,开展了有关发动机载荷、材料、结构强度、振动、转子动力学、疲劳、蠕变等多方面的分析与试验研究,以及误差带分析、计划网络与风险评定、可靠性分析、大型结构分析程序开发等专项科学研究。取得了丰硕的科研成果,提高了参研单位的技术与学术水平,培养锻炼了新一代的学科带头人,形成了一支能攻克发动机结构强度关键问题的行业科技队伍,更重要的是为新机研制、老机排故、寿命与可靠性研究等方面解决了许多实际工程问题,增加了技术储备。正是在这些成果的基础之上,参考国外有关标准,完成了适合我国国情的国家军用标准《发动机结构完整性指南》的编制工作,并进而编制我国的发动机结构设计准则。

1.2 研究目的

1.2.1 适应型号研制的急需

目前,国内各主机厂、所在研的新型发动机均已进入到工程研制阶段或验证机阶段,高推重比与

高功重比一级的发动机方案予预研也正向纵深发展。各个发动机型号的设计思想都开始从单纯追求高性能转向性能、可靠性、耐久性并重。同时,根据我国改革开放形势的需要,国产发动机行业也正面临着向国际市场转轨、接轨的任务。这些都对发动机结构设计提出了更高的要求。各主机厂、所都急需一套较为先进、适用的结构设计准则。开展《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》(简称《准则研究报告》)的编制,将为各厂、所制定型号发动机结构设计准则提供较好的参考依据,也可为航空涡桨、涡轴发动机的设计准则编制提供借鉴。

1.2.2 实现《发动机结构完整性研究》计划的主要目标

发动机结构完整性预研总课题立项伊始,便已确定将编制《结构完整性大纲》和《结构设计准则》列为主要研究目标,并据此安排各个子课题的研究工作。发动机行业的“七五”、“八五”预研计划中,都将编制《大纲》与制定《结构设计准则》作为主要研究内容。本书及《结构完整性指南》的编撰与制订,即是这一既定目标的具体体现。经过一段时间的试用改进,必将进一步编制出适合国情的《结构设计准则》和《结构完整性大纲》。

1.2.3 历年发动机结构强度研究工作与专项预研成果的体现

自“六五”计划以来,国内工程界、学术界就不断出现的老机排故、定寿、延寿、新机研制中的结构强度问题开展了相当规模的研究工作。“七五”期间开始的结构完整性课题研究中,开展了规模较大、范围较广、较为系统的研究工作。这些研究均取得了在工程上、学术上十分有价值的科技成果。本书的编制,将集中体现这些研究成果,并使之进一步工程化和系统化,以便在工程应用及新机研制中发挥更大作用。

1.2.4 适应新老科技人员交替的急需

目前,发动机行业正处于新老科技人员交替的高峰时期。拥有丰富科研(设计、分析、试验)知识和经验的老科技人员,陆续进入退休离职阶段。通过《准则研究报告》的编制研究工作,既可通过他们的言传身教,向参加编制工作的中青年科技人员传授科研知识和经验,更可将老科技人员的宝贵知识财富融入《准则研究报告》内容之中,供广大中青年科技人员学习借鉴。

1.3 研究方法^[7,8]

《准则研究报告》的编制,是针对先进航空发动机研制全过程的,它要兼顾发动机结构设计、结构强度研究和发展的特点。发动机的研制,是一项工程系统工程,即整个发动机系统的规划、预研、设计、试制、试验、生产、使用以及保障工作均被纳入到一个科学的组织管理体系之中。《结构设计准则》本质上也是一部管理法规。它既属于发动机工程系统工程的一部分,要为特定的工程项目服务;同时,《准则研究报告》又具有自身的相对独立性和系统性。这些均体现在本书的内容和研究方法上(在2.2节内详述)。

1.3.1 分阶段开展结构强度的研究工作

如下一章所述,目前关于发动机研制阶段的划分存在不同的提法。但是,无论怎么划分,结构强度工作都要贯穿于发动机研制的全过程中;另一方面,就结构强度研究内容来说,在发动机的各个研制阶段,都有可能要重复进行某项分析任务。例如,在工程研制阶段,由于零件材料需更换,故而在验证机阶段进行过的强度与寿命分析工作要重新进行。因此,结构强度工作程序既与发动机研制过程有关联,本身又具有一定的系统性和规律性。根据多年的发动机结构强度工作的经验,从结构强度的研究与发展工作体系看,将发动机结构强度研究工作程序划分为三个阶段,即

- 探索研究阶段