

军用航空发动机可靠性和寿命管理

徐可君, 江龙平

(海军航空工程学院青岛分院航空机械系, 山东 青岛 266041)

[摘要] 以西方军用航空发动机可靠性和寿命管理为蓝本, 阐述了可靠性和寿命管理的基本要素, 并结合我国航空发动机可靠性和寿命管理的现状, 讨论了我国航空发动机可靠性和寿命管理工作存在的差距和误区, 指出了我国航空发动机可靠性寿命管理工作落后的根源在于管理观念落后、管理体制不健全、基础工作薄弱、标准不完善。参照西方国家的管理理念, 构建和完善我国航空发动机可靠性和寿命管理是必要的, 但完全照搬西方标准并不可取。正确做法是结合我国的现状, 走出一条合乎国情的道路。

[关键词] 航空发动机; 可靠性; 寿命; 管理

[中图分类号] V235 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2003)01-0082-07

1 引言

20世纪70年代中期, 发达国家在追求高性能军用航空发动机的研制思想指导下, 突出推重比、高涡轮前燃气温度和高增压比。如美国, 15年间涡轮前燃气温度提高了 430°C , 推重比增加了1倍, 耗油率降低了15%, 与此相适应, 涡轮部件的周向应力提高了92%。引发的突出矛盾是, 一方面高增压比、高涡轮前燃气温度使得构件所承受的气动负荷、热负荷和离心负荷大幅度增加, 另一方面高推重比又要求减轻零件的质量, 提高构件的工作应力, 其结果使得发动机的结构故障显著增加。据统计, 在1963—1978年的15年间, 美空军战斗机由发动机引起的飞行事故有1664起, 占全部飞行事故的43.5%, 而其中因结构强度和疲劳寿命问题导致的事故占90%以上。具有代表性的F100发动机, 装备部队后故障频频, 致使1979年F100发动机曾短缺90~100台, 1980年亦有90架F-15、F-16战斗机无发动机可装, 战备完好率下降。美军方在总结单纯追求高性能, 忽视可靠性和耐久性的惨痛教训基础上, 提出了设计发动机

时必须从规定发动机的最高性能转向制定更高耐久性, 于1984年11月30日发布了MIL-STD-1783《发动机结构完整性大纲》(ENSIP)。ENSIP是一项对发动机设计、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, 确保发动机结构安全, 延长使用期限, 降低寿命期成本。结构完整性的内容有: 结构耐久性准则, 耐久性设计要求, 维修性准则, 材料与处理特性计划, 环境说明, 地面广泛检验, 使用与跟踪政策。F404发动机的研制遵循了结构完整性要求, 采取了作战适用性、可靠性、维护性、费用、性能和重量的优先顺序, 取得了良好的效果。

国产发动机在使用中亦曾多次发生结构故障, 并造成事故。如WP-6发动机涡轮轴折断、九级盘镗脆、五级盘破裂, WP-7发动机四级盘爆破, 其他各型发动机转子与静子叶片损伤、折断等。这些故障均属结构完整性问题。有资料表明, 国产发动机结构完整性故障约占故障总量的62.5%。为此, 国内从1984年起相应开展了结构完整性研究工作。但由于基础工作薄弱, 认识不统一, 致使可

可靠性研究工作进展不快。

本文旨在借鉴西方国家经验，阐明军用发动机可靠性和寿命管理工作的基本任务及其程序，并就一些有争议的问题陈述笔者的观点，以期有助于我国军用航空发动机可靠性和寿命管理工作的决策。

2 可靠性管理

可靠性管理是实现发动机可靠性目标的管理活动，是实施全面质量控制和管理的主要环节。它通过对发动机的故障分析、使用跟踪、结构维修计划、飞行参数和数据收集及分析，做出管理决策。

2.1 可靠性管理的基本任务

发动机全寿命管理期通常划分为五个阶段：设计方案选定、验证及确认、全面工程研制、生产和使用。可靠性管理贯穿于每个阶段，每个阶段都有各自不同的基本任务和管理活动。例如，方案阶段主要是根据已投入使用机种的可靠性水平来预测新研制发动机的可靠性指标，并选定最佳设计方案；验证及确认阶段是在对所选方案及备用方案进行深入研究分析的基础上，进行样机试验及评估；全面工程研制阶段是做出设计决策、规定可靠性验证试验实施细则；生产阶段主要是质量控制，解决可靠性下降问题，评定生产工艺更改对可靠性的影响；使用阶段跟踪发动机的外场使用情况，收集数据，总结并修改可靠性判据及控制措施，确定可靠性改进范围。

2.2 可靠性指标的确定

根据发动机使用环境的特点，正确地选择可靠性参数并合理地管理其指标，是可靠性管理工作的主要任务。发动机可靠性指标选择的基本准则是：

- 1) 根据发动机的使用要求、飞行任务、类型和环境特点选择参数；
- 2) 根据维修方案选择参数，包括确定维修策略、维修任务、维修人员以及对工具设备的基本要求；
- 3) 有些参数之间有一定的关系，因此选择参数时应考虑到它们之间的相关性。

评定发动机可靠性的主要参数分列如下：

2.2.1 平均故障间隔时间 t_{BF} 平均故障间隔时间的数学表达式为

$$t_{BF} = \frac{1}{N_0} \sum_{i=1}^{N_0} t_i$$

式中 N_0 为发动机故障的次数， t_i 为第 i 次故障的

间隔时间。

t_{BF} 是一个重要的可靠性参数，它不仅表示发动机质量的优劣，而且还可作为系统可靠性预计和分配的重要参数。

2.2.2 空中停车率 R_{iFs} 空中停车率是指每 1 000 飞行小时中发动机空中停车的总次数。发动机空中停车可由发动机本身故障和飞机系统故障引起，空中停车率通常是指发动机本身故障引起的。

2.2.3 提前换发率 R_{UER} 和返修率 R_{SV} 提前换发率又称非计划换发率，指发动机在 1 000 飞行小时中由于发动机故障造成的提前更换发动机次数。返修率 R_{SV} 定义为每 1 000 飞行小时发动机返厂修理的次数。

2.2.4 平均维修间隔时间 t_{BM} 和每飞行小时直接维修工时 L_{DMF} 平均维修间隔时间 t_{BM} 和 t_{BF} 存在着一定的量化关系，二者具有相关性，选择参数时只能选一个。 t_{BM} 是以 t_{BF} 为基础，并考虑到环境和复杂程度的影响所确定的一个耐久性指标，是由美国空军和波音公司基于大量的统计而获得的，其基本表达式为

$$t_{BM} = k(t_{BF})^\alpha$$

式中 k 为环境参数， α 为复杂参数，在只考虑发动机故障时，一般选 $k = 2.39$ ， $\alpha = 0.66$ 。

L_{DMF} 是指每 1 000 飞行小时所需要的维修时间，通常包括维修站的维修工时。

各国对军用航空发动机可靠性参数的选取基本相同，均体现了战备完好性、任务成功性、维修人力和后勤保障能力。表 1 列出了部分典型机种的可靠性参数及指标。

表 1 几种典型军用航空发动机可靠性参数及指标

Table 1 Several typical reliability parameter and target of aero-engine served in army

发动机型号	t_{BF}/h	t_{BM}/h	R_{SV}	R_{iFs}	L_{DMF}/h	R_{UER}
F100-PW-100		94	4.9		1.2	
F100-PW-200		147	0.3	0.008		1
F100-PW-220			2.2(2.7)		0.39(0.55)	
F404		175	<2	0.1	1.2	
F110		175	<2	0.01	1.9	
M88	>300					<5
EJ200	>100					<1

2.3 可靠性要求

航空发动机的可靠性取决于发动机零件的可靠

性。为了合理地给出各种零件的可靠性,必须对发动机失效种类按失效后果的严重程度进行分类,对不同的失效提出不同的可靠性要求。通常可靠性也常用不可靠度或失效率来表示。

2.3.1 失效的分类 按失效的严重性分为三类:

a. 危险性影响。这种影响将导致安全裕度大幅度下降,机械影响或工作负荷使空勤组无法准确、安全地执行任务,重者将导致机组人员和乘员的伤亡。b. 重大影响。这种影响将导致安全裕度显著下降;由于工作负荷增加或空勤组效能受损害,使空勤组处理不利工作条件的能力降低,造成人员受伤。c. 轻微影响。它对于适航性没有显著影响,空勤组有能力予以控制。

一般情况下,下列影响之一的失效应视为危险性影响:高能碎片的明显不包容;向空勤组及乘员舱供气中有毒物质达到不可接受的浓度;与驾驶员推力方向相反的推力相当大或不能关闭发动机。对于单发动机的飞机和旋翼机,如果发动机故障引发飞机丧失维持水平飞行的推力或功率,则该故障应视为重大影响;如果没有功率,飞机不能降落,这种故障就属于危险性的。对于多发动机的飞机,若一台发动机的故障只引发该发动机部分或全部丧失推力或功率,这种故障应视为轻微影响。

2.3.2 失效率 在失效模式和影响分析中,有重大影响的每一种失效发生的可能频率规定如下:a. 一般可能。在该型飞机的每架飞机的总使用寿命期内,可能发生一次或几次;b. 很少可能。每架飞机在其总使用寿命期内不太可能发生,但在装这种发动机的该型许多架飞机的总使用寿命期内可能发生几次;c. 极少可能。尽管把装这种发动机的该型许多架飞机的总使用寿命作为一个整体加以考虑也不太可能发生,但仍认为是可能发生的。失效率规定为每小时的风险次数,风险次数用预计的平均飞行时间之和去平均。可接受的风险次数规定为,一般可能: $10^{-3} \sim 10^{-4} \text{ h}^{-1}$ (载客飞机: $10^{-3} \sim 10^{-5} \text{ h}^{-1}$);很少可能: $10^{-4} \sim 10^{-5} \text{ h}^{-1}$ (载客飞机: $10^{-5} \sim 10^{-7} \text{ h}^{-1}$);极少可能: $10^{-5} \sim 10^{-7} \text{ h}^{-1}$ (载客飞机: $10^{-7} \sim 10^{-9} \text{ h}^{-1}$)。不同失效类型发生的概率要求也不同:危险性影响不超过“极少可能”;重大影响不超过“很少可能”;轻微影响不超过“一般可能”。

3 寿命管理

寿命是衡量发动机耐久性的常用指标,它包括

技术寿命和服役期限。技术寿命定义为发动机从其使用时间开始,或经过翻修后恢复工作,直到极限状态前的工作时间;服役期限又称日历寿命,是发动机从其使用时间开始或经过一定形式修理后恢复工作,直到极限状态前的日历持续时间。

寿命管理工作的核心是通过工程学科中的先进技术,验证零件及其材料的疲劳寿命,并根据零件工作和负荷的性质,按危险性影响的程度对零件进行分类,以实施不同的寿命控制管理。

3.1 寿命

当发动机零件的寿命或几种寿命组合得到批准时,应对部件的各个元件按所批准的寿命进行控制。批准寿命是指预计某一元件在使用中至下一次大修前所能达到的最大寿命。寿命按其控制的等级分为三级:限定寿命、非限定寿命和软寿命。

3.1.1 限定寿命 指通过理论分析、台架试验和实际使用经验所确定的极限安全寿命,若超过这一寿命,相应零部件和组件就可能出现故障,产生不可接受的后果。

3.1.2 非限定寿命 指台架试验和实际使用经验已验证的某一零部件或组件的寿命,在进一步试验和积累后,该寿命将宣布为限定寿命。

3.1.3 软寿命 指以小时或周期为单位评估的可用的“视情”元件自新制时起或特殊修理之间的时间间隔。软寿命是可靠性管理计划的一部分,它不要求拆卸元件,但由于其他原因拆卸时,若发现元件已达到或超过软寿命,则由使用工程授权方决定将其拒收并要求特殊处理。

3.2 寿命控制

3.2.1 热部件和冷部件 热部件是指工作时直接暴露在燃气流中的部件,其余的称为冷部件。热部件包括火焰筒、导向器、涡轮叶片、加力燃烧室、火焰稳定器和尾喷管。过去视涡轮盘为热端部件,然而由于其不直接暴露于燃气中,且有冷却气流加以冷却,似不应视为热部件。但是涡轮盘上实际存在很大的温度梯度,其对涡轮盘的寿命影响很大,视其为热部件有其合理的一面。发动机的冷部件结构寿命应与飞机机体的结构寿命一致,且有100%的裕度。热部件的寿命为冷部件的一半。规定100%的裕度是考虑了设计和试验的分散性以及使用方面的未知因素。

3.2.2 寿命控制的程度 发动机各零部件整个寿命期内的寿命控制程度,因零件不同而异。为此,

将零件分为 A, B, C 三类^①。

1) A 类零件。亦称关键件，是指那些失效后可能有危险性影响，为达到特别高的完整性和可以接受的低破坏率而需要专门控制的零件。发动机的主要旋转件应列为 A 类零件，如盘和轴。这些零件有严格的寿命限制（限定寿命），使用中绝对不允许超过。A 类零件寿命的最初给定是根据发动机的基本主循环（例如从零到最大转速或最大扭矩然后再到零）或应力参数循环而确定的。寿命用标准循环和飞行小时规定，用一个精确的换算系数可以将标准循环换算成飞行小时。换算系数是根据发动机的工作剖面和任务混频推导出来的。必须保持全部 A 类零件的详细记录，这些记录是每个 A 类零件寿命消耗的唯一判据。

2) B 类零件。它包括两种不同类型的零件：
a. 是初始成本高的零件，这些零件的供应基于小数量的预防性库存，库存数量取决于可能要求短期更换完毕的那些长寿命零件的限制特征是否明显。为使预防性库存量最少，并避免发生突然的备件需要，必须确保这类零件的寿命在所有使用条件下能适当跨越整个发动机寿命期。“适当跨越”是在长寿命和短寿命零件之间有充分的分散带和远远大于大多数零件的长寿命零件有充分的数量。这样便有充分时间去处理任何寿命问题。
b. 是发生故障后会引发次生故障的零件，把这类零件使用到高故障率是不合算的。一般情况下，把这类零件使用到一个与可接受的故障率相对应的长寿命，然后从使用中的发动机上拆下来。应保持足够数量的寿命低于大多数其他零件寿命的这类零件，为的是在出现故障之前给出足够的寿命警告。为了监控 B 类零件寿命和延长寿命，必须坚持记录。

3) C 类零件。是除去 A 类零件和 B 类零件之外的所有其他零件。对这类零件要求记录直至该零件报废的使用寿命，以指导备件供应。

3.3 重要旋转零件的定寿

航空发动机旋转部件的高旋转速度和旋转能量是破坏的根源，定寿的主要目标是安全性。但就经济性和用户来说，需要尽可能长的寿命。故定寿过程必须两者兼顾。

3.3.1 定寿方法

1) 安全寿命法。其特点是在试验台上对构件或试样进行典型载荷下的疲劳试验，并根据试验结果的统计模型描述这些数据的故障分布模式，外推

到适用的最低寿命。

2) 一条裂纹寿命法。该法又称第一条工程裂纹定寿方法，其特点是要求在出现可检测裂纹之前把零件从使用中撤换下来。可检测裂纹的长度定为 0.77 mm。第一条裂纹是根据全尺寸发动机轮盘的旋转地坑试验确定的，考虑到试验经费昂贵，一般所取试样不超过 5 个。鉴于安全使用寿命裕度和采样的随机性，评定寿命要达到 95 % 的置信度，同时 20 次事件中有 19 次达到安全使用水平，且使用中抽样检查出的带有裂纹的零件数少于 1/750。另外，平均试验寿命必须除以系数才是所得的安全寿命。该系数称为平均寿命安全系数，它与所取试样数量的关系对应为：

子样数目	1	2	5	10
系数	4	3.47	3.05	2.86

第一条裂纹寿命法的不足是：
a. 置信区间反比于给定子样数目的平方根，使得给定的寿命大大降低，特别是小子样。
b. 寿命大小取决于 0.75 mm 裂纹扩展所需的循环数，但由于材料和几何尺寸的影响，不能在给定寿命和零件失效间给出一个不变的安全裕度。

3) 安全预测总寿命法。工程上采用“2/3 破裂”确定安全寿命的方法，其优点是可以在给定寿命和最后失效寿命间给出一个固定值。许多材料“2/3 破裂”时裂纹尺寸约为 0.75 mm。这与第一条裂纹相当。美国的试验分析表明，0.75 mm 表面裂纹寿命与平均破坏寿命间的比值为 0.72，但一般认为该比值可达 0.8。

4) 损伤容限和因故退役定寿法。前述各种定寿方法是基于假设零件投入使用时，均没有重要的、不适宜的缺陷，而实际上存在着有缺陷的可能性（如材料、尺寸等），并且存在寿命的浪费。美军分析表明，若按规定寿命报废盘，估计 80 % 的盘尚余 10 个以上低循环疲劳使用寿命，显然未能充分发挥零件的潜在寿命，从而导致采用损伤容限的概念来取代安全寿命法，即认为关键零件可以有裂纹或有缺陷，并用先进的应力分析法和断裂力学方法去分析适当的安全应力水平下的每个零件的循环寿命。

^① 军用航空发动机零件的低循环疲劳寿命 [R]. 中国国防科学技术报告，第六零六研究所，2000

损伤容限是指发动机在规定的修理使用期内,抵抗由裂纹、缺陷或其他损伤而导致失效的能力。一般假设损伤在材料中以小缺陷/裂纹形式存在,运用断裂力学计算出最大初始缺陷/裂纹扩展到临界尺寸时所需的循环数,来确定零件的剩余寿命。假定初始裂纹 a_i (单位: mm) 由能够实现的无损检测方法的敏感度和可靠性确定,典型的裂纹长为 0.8 mm、深为 0.25 mm,然后根据任务剖面的载荷进行裂纹扩展分析,确定假设的裂纹从低于可检测的门槛值增长到丧失功能的裂纹 a_d (单位: mm) 所需要的时间,此时间称为安全极限。安全返回周期取 1/2 安全极限,则达到一个安全返回服役周期检查所有零件,无裂纹零件返回执行下一个服役期,重复该过程直到获得预测的安全寿命,即达到 95 % 的置信度及达到“2/3 破裂”寿命或 0.75 mm 表面裂纹长度的零件不超过 1/750。

损伤容限法使用中特别重要的是安全检查间隔的确定,它与裂纹的扩展时间有关。若用 T_c 表示裂纹的扩展间隔,则有两种计算 T_c 的方法^[1]:

1) 应用裂纹尺寸计算为

$$T_c = \frac{a_c - a_i}{c(\Delta k)^n}$$

式中, n 值一般取 2.3, $c = 1.53 \times 10^{-7}$ mm/循环, $\Delta k = 4.5$, a_c 单位为 mm, 所得 T_c 为循环次数。

2) 威布尔分布和裂纹断口定量分析相结合,则

$$T_c = \frac{\text{失效裂纹尺寸} - \text{初始最大裂纹尺寸}}{\text{平均条带间距} \times \text{每一飞行任务的条带数(每小时)}}$$

式中条带间距与裂纹的扩展程度有关,美军对 J85 发动机第 5 级压气机盘的断口分析表明:长 0.8 mm 以下的裂纹条带间距为 0.5 μm ,长 0.8~1.0 mm 的裂纹条带间距为 1 μm ;而每一飞行任务的条带数取决于某一任务的主要油门杆动作。

表 2 常用的发动机低循环和应力断裂、寿命参数

Table 2 Aero-engine's low circle and stress fracture and life parameter in common use

机种	零件	低循环疲劳循环数			应力断裂、蠕变寿命参数		
		零-最大-零 (LCF)	慢车-最大-慢车 (FTC)	巡航-中间-巡航 (PTC)	加力点火或推力 换向次数	加力时间或换向 循环/h	等于或大于中间 功率时间/h
战斗机	冷件	3 200	20 000	24 000	17 000	200	
	热件	1 600	10 000	12 000	8 500	100	
轰炸机	冷件	2 700	30 000	30 000	16 000	250	180
	热件	1 350	15 000	15 000	8 000	125	90

发动机部件寿命是用循环寿命表示的,而实际使用中要求的使用寿命或消耗掉的使用寿命通常用

因故退役法由美空军引入,实际是对损伤容限基本法的扩展。它采用在使用中不断地检查反复确定寿命,并依据零件母体中给定的裂纹出现概率将零件报废,对各个零件确定裂纹前不予以报废。

美军的统计表明,采用损伤容限法后,维修间隔由 1 800~2 000 次循环增加到 4 000 次循环,可得到 50 %~200 % 的最小低循环疲劳寿命裕度,从而可利用零件的另一半寿命,加之在 8 000 次循环中取消了两次返厂修理,因此节约的寿命和维修效益与检查费用之比可达 40 倍。值得注意的是,损伤容限设计虽然可以预测安全寿命提高 50 % 以上,若把它换算成飞行任务数只不过增加 12 %。尽管美国认为采用因故退役法取得了巨大的经济效益,但英国认为,这种方法对长寿命发动机(特别是民用发动机)未必有效。

3.3.2 低循环寿命和换算率 发动机任务循环和外部作用力决定发动机的使用寿命。发动机任务循环代表发动机的实际用法,它以寿命期内循环载荷和应力断裂或蠕变载荷为主要载荷来描述发动机的用法,把对发动机寿命损耗起决定作用的低循环疲劳和应力断裂以任务循环的形式给出。低循环的基本计量单位是标准循环,定义为用作寿命基准的应力循环。例如:零-最大转速(军用)或最大扭矩-零的油门循环数,慢车-最大(军用)-慢车的油门循环数。通常标准循环应包括发动机正常工作中遇到的最严重的应力-温度组合。应力断裂和蠕变载荷用等于或大于军用功率的时间来衡量。一般的发动机低循环和应力断裂、寿命参数规定见表 2。表 2 表明了飞行的复杂性,即飞行中发动机转速发生复杂的变化。LCF 为主循环,FTC,PTC 为次循环。一个主循环即一个标准循环,而次循环则可通过古德曼图转换为主循环。

飞行小时数表示,这就需要确定一个安全使用的换算率,将安全循环寿命由标准循环转换为给定的使

用寿命。换算率定义为每小时消耗的使用寿命循环数，它的确定基于飞行剖面和任务混频，其中不可或缺的工作是样本飞机每次飞行训练计数及发动机用法数据记录。定寿的基本假设是损伤由大应力换向形成，不受中间插入的小应力换向的影响，次循环的影响可以简单地附加到主循环中，即疲劳损伤决定于应力幅值，而不直接与应力水平相关。为此，须将整个飞行剖面所记录的转速历程转换为应力-时间剖面，并从中提取主要应力循环，典型的提取方法是雨流计数法。发动机投入使用后，确定和宣布换算率非常重要，因为关键件的寿命是用使用小时数记录和衡量的，换算率定低了会导致所要求的低循环寿命不足，甚至发生重大的安全事故，定高了则会造成人力、物力的浪费，拖延研制周期。

4 讨论和建议

4.1 可靠性

发动机性能指标在研制之初即可以制定，而寿命可靠性指标则需要长期的工作和大量的使用数据积累，才可获得。可靠性工作贯穿于发动机设计、研制、生产、使用和维护的每个环节，任一环节的脱节都会导致可靠性工作的失败。在西方国家，可靠性工作的排序优于性能，设有统一的可靠性管理机构，各项任务的确定和更改均须通过可靠性评估，享有否决权。在我国，可靠性基础工作薄弱，缺少权威的可靠性统一管理机构和各部门之间沟通联系不畅，数据难以共享。根据我国国情构建相应的可靠性管理机构是发动机可靠性建设的当务之急。在新机研制过程中，不顾我国的技术现状，不切实际地追求高性能，忽视发动机的可靠性，甚至以牺牲可靠性指标来换得“高性能”，从新机研制一开始就埋下了可靠性问题的隐患，由此导致发动机研制胎死腹中也不乏先例。

可靠性指标应由用户确定，并以合同形式交由承包商负责完成，任何变更，都须经可靠性专家论证、评估，最终由用户决定。寿命工作也是如此。

应树立全寿命成本核算的意识。高可靠性来源于早期的经费投入，它将大大降低后期维修费用，从全寿命周期考虑是以小投入换取高效益。

成熟发动机的可靠性经验积累及验证是可靠性工作的基础。新机研制应吸收成熟发动机可靠性工作的经验，成熟发动机可靠性增长的经费投入，有助于发动机行业可靠性整体水平的提高。如斯贝发

动机，罗-罗公司至今还保持少量的经费投入。

可靠性指标的追求并非愈高愈好。发动机装于不同飞机及一架飞机所装发动机的数量，对可靠性指标有不同的要求；发动机各部件功能及其失效后的影响不同，可靠性指标也不同，因为在其他指标要求相同的条件下，高可靠性意味着低寿命、高成本。必须综合考虑可靠性指标与飞行安全、寿命成本间的关系。

4.2 关键件

一个零件的破坏危及飞行安全或导致发动机的破坏，这样的零件即定义为关键件。非包容性破坏的转子组件是关键件，至少盘和主轴是关键件；而对压气机匣则须因时而定，若机匣的破坏是先裂纹后破裂则不是关键件。爆炸性的破坏由于危及飞行安全应定义为关键件，如 WP-8 发动机的燃烧室机匣即产生过爆炸并导致发动机的破坏。关键件的设计寿命应是使用寿命的 2 倍，不允许超期服役。

确定关键件存在的主要问题是所认定的关键件过多。如斯贝发动机，除盘、轴之外，所有的压气机、涡轮叶片均未列入关键件控制目录，我国则多将其列为关键件，甚至将其作为定寿和返修的依据。关键件目录并非一成不变，基于实际使用的考验，适当地增减是必要的，如斯贝发动机初期确定的关键件有 26 个，近期又增加了高压涡轮盘定心衬套。

4.3 寿命

多年以来我国一直沿用前苏联的发动机寿命管理概念，即用发动机翻修寿命和总寿命控制发动机的使用，一般所给定的发动机总寿命只有几百小时。而西方国家则普遍采用单元体或大部件的寿命管理机制，只规定关键件及单元体或大部件的寿命，没有发动机总寿命的概念，实际使用寿命与飞机相当，可达几千小时。对于单元体或大部件寿命管理，要求同一单元体或大部件内各关键件的使用寿命尽量一致，若不同则应取其中最小者作为单元体或大部件的翻修寿命。基于维修过程中大部件的相互串装及经济性的考虑，应规定单元体或大部件的最小剩余寿命，即业已使用而寿命未尽的大部件的剩余寿命必须大于某一最小值，否则将是不经济的。如斯贝发动机，规定大部件的最小剩余寿命不得低于 400 h。这个最小剩余寿命的确定综合了维修、制造成本及使用安全等因素。在我国虽已按美国标准规定了新研制发动机须采用单元体寿命管理

体制,但现役发动机均采用前苏联的寿命管理模式,即使是引进的原采用单元体或大部件管理的发动机亦不例外,按翻修寿命和总寿命的概念不需要如此长的关键件寿命,这就造成了不必要的寿命成本浪费。究其原因,主要是未转变观念,管理体制不适应。

关键件的寿命是以低循环寿命确定的,这对于主要承受低循环疲劳的盘类零件是合理的,但对于主要承受弯矩和扭矩的主轴是否合适需加以研究。传统定寿是将次循环简单地加入主循环损伤中,而次循环经常发生,结果总是与高应力水平相联系。对大部分材料,疲劳不仅受应力幅值影响,也受平均应力影响,对此亦需予以考虑。

4.4 换算率

换算率的确定国外早已有一套成熟的方法,但国内仍是众说纷纭,难以有效执行。不同的部件其使用小时寿命可能相同,而所要求的标准循环可能不同,这主要是其换算率不尽相同所致。一般情况下,双转子发动机的高压转子换算率低于低压转子,如斯贝发动机高压转子的换算率为1.86,低压转子为4.30。而国内的有关技术规范则对许多部件要求同一个循环数,有的甚至给出了高压转子盘的换算率高于低压转子盘的换算率的错误结论。此问题如不及时解决,不仅会导致成本提高,严重时还会危及飞行安全。

换算率的确定与用法紧密相关,不同的用法载荷不同,换算率亦不相同。有关数据表明,我国现

役发动机和在研发发动机的用法与国外发动机差别较大,主要表现在循环载荷水平上,国内要比国外高,有时甚至高达1.7倍。因此,即使是对于已有换算率的引进机种,亦必须根据我国的实际用法重新确定换算率。

J85发动机五级压气机盘的疲劳断口分析表明,每一疲劳条带多数有5条裂纹。而在确定裂纹扩展速率中发现,每一条带实际代表了某种任务时的一组主要油门杆动作,即飞行时一次主要的油门杆动作相应于一条疲劳条带。这说明换算率确定的前提是获得典型飞行剖面、任务混频和外场经验,我国应加装油门杆移动次数数据记录仪。

5 结束语

我国的航空发动机可靠性寿命管理工作,经过不懈的努力取得了长足的进步,但与西方国家相比,依然差距明显。主要表现在观念落后、体制不健全、基础工作薄弱、标准不完善,以致造成执行时各种错误认识难以及时纠正,甚至造成管理的混乱。参照西方的管理理念,构建和完善我国的可靠性寿命管理是必要的,但完全照搬西方标准并不可取。正确的做法是结合我国的现状,走出一条合乎国情的道路。

参考文献

- [1] 张宝成,刘晓安. 航空发动机可靠性和经济性[M]. 北京:国防工业出版社,1998. 90~300

Reliability and Life Management on Aeroengine Used in Army

Xu Kejun, Jiang Longping

(Qingdao Branch of NAEI, Qingdao, Shandong 266041, China)

[Abstract] Based on the reliability and life management on aeroengines used in army in western countries, the basic elements of aeroengine reliability and life management are expatiated, and the differences and errors about reliability in China are discussed. The reason that the reliability and life management lag behind is pointed out, for example, outmoded management concept, inadequate management system, weak groundwork, imperfect standard. Finally, the paper points out the proper way to construct and improve the reliability and life management in China.

[Key words] aeroengine; reliability; life; management