

# 谈航空发动机工作可靠性的几个问题

王通北 陈美英

(沈阳发动机设计研究所 沈阳 110015)

**摘要:**介绍了英国航空发动机通用规范的可靠性要求和 RR 公司在发动机设计、试验和投入使用后的可靠性评定,并针对中国航空发动机可靠性工作存在的问题进行了分析。

**关键词:**可靠性;航空发动机;可靠性评定

## Some Issues on Aeroengine Operational Reliability

Wang Tongbei Chen Meiyang

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** Reliability requirements of British aeroengine General Specifications are introduced. Rolls - Royce reliability tests in development stages and reliability evaluations in service are described. Existing reliability problems in China are presented.

**Key words:** reliability; aeroengine; reliability evaluation

## 1 引言

航空发动机的工作可靠性是发动机用户、生产厂家、设计研制单位和国家主管部门都十分关心的问题。但是,对可靠性目标、可以接受的风险、如何进行航空发动机的可靠性设计、试验验证和产品的可靠性评定,也就是说,为了实现航空发动机的工作可靠,应该做些什么具体工作,在认识上还存在很大差异。希望通过介绍英国 RR 公司的某些发动机可靠性工作,求得更多的共识。

## 2 概述

### 2.1 可靠性定义

可靠性的定义从广义上是指:“产品在规定条件下和规定时间内,完成规定功能的能力。”对航空发动机而言,其可靠性是指:在规定的飞行包线、环境和条件下,在规定的寿命期内,无故障工作的能力。所谓故障包括不能工作或性能恶化到一定程度。

### 2.2 影响发动机工作可靠性的因素

对可靠性的概率量度被称作可靠度。发动机运转时的可靠度称为工作可靠度  $R_o$ ,它与发动机的固有可靠度  $R_i$  和使用可靠度  $R_u$  有近似关系:  $R_o = R_i \cdot R_u$ 。固有可靠度取决于发动机的设计、制造和试验;使用可靠度与使用条件密切相关,受使用环境、操作水平和维护保养等因素的影响,因使用单位管理水平不同而不同。因此,提高管理水平是提高使用可靠度的重要保证。

### 2.3 可靠性与发动机其他特性的关系

可靠性不是发动机的一个孤立特性。它与发动机的安全性、维修性、寿命、经济性和可用性是紧密联系并互相影响的。所以对发动机的可靠性、安全性和维修性必须综合考虑。英国 RR 公司提出的关于发动机的可靠性、安全性和维修性的主要问题有空中停车率、提前维修率、提前换发率、任务失效率、发动机引起的飞机损失率、超转和盘与叶片的包容,以及燃、滑油和钛引起的火灾等。

收稿日期: 2004 - 07 - 15

第一作者简介:王通北(1937—),自然科学研究员,1962年9月毕业于清华大学数学力学系固体力学专业,从事航空发动机强度寿命与可靠性研究。

## 2.4 评定发动机工作可靠性的参数

评定发动机工作可靠性最常用的参数主要有:

(1) 平均故障间隔时间(MTBF)。由测量时间内,一定数量的发动机累计飞行小时数除以总的故障次数得出。该参数通常用于给出发动机整机、单元体、组件或零件的设计指标。

(2) 空中停车率。在发动机每1000飞行小时中,由发动机故障造成的空中停车次数。

(3) 提前换发率。在发动机每1000飞行小时中,由发动机故障造成的提前拆换发动机的次数。

空中停车率和提前换发率是评定发动机工作可靠性的常用参数。为了随时掌握发动机工作可靠性情况,最好每个月都有统计数据。为了降低偶然性,RR公司用前3个月空中停车或提前换发的次数除以这3个月发动机的飞行小时数,作为这个月的数据。从提前换发的原因和对用户的影响不同考虑,除总的提前换发率外,还有基本的和非计划的提前换发率。前者是指由发动机本身原因引起的提前换发;后者是指必须立即进行的换发,它对用户造成的影响最大,例如叶片断裂。

## 3 可以接受的风险

提高发动机的可靠性并不是无限制的。因为可靠性是以经济性为代价的。另外,从技术上讲,由于发动机结构复杂,其零件工作在高温、高压、高转速、强振动以及飞机机动飞行载荷的复杂环境下,又要求发动机具有高推重比,尽量减轻结构质量。因此,要求发动机在使用中不发生故障,是不现实的。

《英国民航适航性要求BCAR-C篇》和《军用航空涡轮发动机通用规范Def Stan 00-971》(简称《BCAR-C篇》和《Def Stan 00-971》)中都规定了可以接受的风险,或称允许的失效率。

对于不同的故障,允许的失效率也不同。按失效对飞机和乘员造成影响的严重程度,失效影响分成3等,即危险性影响、重大影响和轻微影响,在上述规范中有明确的定义。相应地也定义了3种失效率:“一般可能的”、“很少可能的”和“极少可能的”。“一般可能的”是指一种型号的飞机中,每架飞机的总使用寿命期内,可能发生一次或几次。“很少可能的”是指对每架飞机在总使用寿命期内不太可能发生,但在装这种发动机的某些飞机的总使用期内可能发生几次。“极少可能的”是指装这种发动机的某些飞机的总使用寿命期内,也不太可能发生,但从概率上讲,仍应认为是有可能发生的。

可以接受的风险是:有危险性影响的失效不应超过“极少可能的”失效率;有重大影响的失效不应超过“很少可能的”失效率;有轻微影响的失效不应超过“一般可能的”失效率。当用数值概率表示时,应使用以下失效率或称每飞行小时的风险,见表1。

表1 数值失效率

失效率	载客运输机	其他飞机
一般可能的	$10^{-3} \sim 10^{-5}$ 次/h	$10^{-3} \sim 10^{-4}$ 次/h
很少可能的	$10^{-5} \sim 10^{-7}$ 次/h	$10^{-4} \sim 10^{-5}$ 次/h
极少可能的	$10^{-7} \sim 10^{-9}$ 次/h	$10^{-5} \sim 10^{-7}$ 次/h

为对失效影响正确分类,《BCAR-C篇》和《Def Stan 00-971》还特别举例说明了以下失效的影响应认为是危险性影响:(1)高能碎片明显的不包容;(2)空勤组和乘客舱的供气中有毒物质超标;(3)推力与要求方向相反,或不能关闭发动机。

对多发飞机,其中1台发动机失去推力或功率,应认为是轻微影响。对单发飞机,发动机失去维持水平飞行的推力或功率,应认为是重大影响;如果完全失去推力或功率,飞机不能着陆,则应认为是危险性影响。

显然,用于单发飞机的发动机,其可靠度要求应该更高。发动机不论是民用还是军用,也不论是用于单发飞机还是多发飞机,其设计和制造方法是完全相同的<sup>[1]</sup>。惟一不同点在于,发动机发生故障时,对多发飞机,目标是继续安全地飞行和着陆;而对单发飞机,目标是保证有一稳定地撤离平台,使乘员能安全地撤离飞机。

## 4 发动机研制阶段的可靠性设计和验证试验

### 4.1 可靠性设计

一般采用平均故障间隔时间(MTBF)作为可靠性设计指标。

《BACR-C篇》和《Def Stan 00-971》规定:对整台发动机的从方案设计开始直到定型,都要不断地进行失效模式和影响分析,评估可能发生的所有失效模式的后果,找出所有可能导致重大影响和危险性影响的失效模式,并估计发生的概率,列出关键件清单,但不要求对有轻微影响的失效发生的概率进行估计。

所有的零、部件设计都必须通过故障模式、影响与危害性分析、故障树分析、可靠性建模和预估等进

行严格的可靠性评定。以确保在发动机投入使用时满足可靠性要求。

#### 4.2 可靠性验证试验

按照《Def Stan 00 - 971》的要求,可靠性验证不要求进行专门的可靠性试验,应全部结合发动机定型试验进行。这些试验包括原型机飞行许可试车、150h 持久试车、加速任务持久试车和专项试验。其中专项试验有以下 3 方面。

(1) 环境和吞咽试验。包括结冰、腐蚀敏感性、吞鸟、吞雹、吞冰、吞水、吞沙、噪声、排气发烟、红外辐射、电磁兼容性、核武器影响、雷击和外物损伤等试验。

(2) 发动机特性和燃油试验。包括性能保证、地面起动、座舱供气污染、超速调节器、最高温度限制器、最低燃油压力、常用燃油和代用燃油、应急燃油、污染燃油、补燃加力系统失效模拟、自由动力涡轮旋转和限制转速机构、工作姿态、机动飞行——零  $g$  与负  $g$  等试验。

(3) 结构试验。包括非旋转件静力试验——验证结构分析模型和变形、机动飞行载荷下发动机承力系统与安装节的屈服和极限强度、发动机地面吊点的屈服强度、压力零件的屈服和极限强度、转子超转、涡轮轴的静力和疲劳、叶片包容、叶片破坏后发动机的运转、主要旋转件和非旋转件的低循环疲劳、陀螺载荷、发动机超转、超温和超扭(自由动力涡轮)、附件传动和振动等试验。

成功地通过以上试验,就可使轻微以上影响的失效发生的概率降到可以接受的低。同时,发动机全面的工作可靠性也得到初步评定。军用发动机就会被批准定型,交付用户使用;民用发动机就可以取得适航证投入航线使用。

### 5 发动机使用阶段的可靠性评定

《BCAR - C 篇》和《Def Stam 00 - 971》都规定,对有轻微影响的失效,通过台架试车和使用经验加以评定。发动机投入使用后,其可靠性评定工作也随之开始。首先要收集可靠性数据。飞行使用的可靠性数据对发动机设计和制造的评价最具权威性,可真实地反映使用条件和环境;评定结果反映了发动机趋向成熟或达到成熟期的可靠性水平,是发动机可靠性工作的最终检验,也是以后发动机可靠性设计最有用的参考。可靠性数据的收集与分析是一项基础性工作,在可靠性工作中始终发挥着重要作用。

以斯贝发动机为例。安装于 BAC111 飞机上的斯贝 MK506 - 14 民用发动机,使用 10 ~ 15 年以后,在 1975 ~ 1979 年的可靠性情况见表 2。

表 2 MK506 - 14 发动机 1975 ~ 1979 年的可靠性情况

年份	飞行小时	基本提前换发率		空中停车率	
		非计划的	总的	基本的	总的
1975	175.891	0.32	0.46	0.01	0.03
1976	168.766	0.25	0.50	0.04	0.09
1977	170.880	0.15	0.36	0.04	0.05
1978	171.508	0.19	0.39	0.02	0.05
1979	170.418	0.18	0.39	0.04	0.05

由表 2 可见,该发动机空中停车率已稳定在 0.05,提前换发率也已下降到 0.39,可以认为是该发动机成熟期的可靠性水平。

在 1978 和 1979 年中,导致该发动机基本非计划提前换发的主要原因见表 3。

表 3 主要的基本非计划提前换发原因

原 因	次数	换发率	改进措施 (更改单号)	生效时间
高压涡轮轴承后滑油封严圈漏油	7	0.02	Mod 5277 改篦齿封严	现在 1981
高压第 1 级涡轮叶片叶身断裂	6	0.02	Mod 5070	现在
低压压气机第 1 级静子叶片定位销凸缘磨损或松脱	4	0.01	Mod 5182	现在
低压压气机不平衡	4	0.01		
放气活门连接带断裂	3	0.01	Mod 5802	现在
第 2 级高压涡轮叶片叶身断裂	3	0.01	Mod 5581	现在
第 1 级低压涡轮叶片叶身断裂	3	0.01	限制蠕变寿命	现在
第 1 级高压涡轮叶片前缘氧化凹坑	2	0.01	Mod 5070	现在
第 1 级高压涡轮叶片锁片松脱	2	0.01	Mod 5683	现在
			Mod 5684	现在
			Mod 5823	现在
第 3 级低压压气机静子叶片叶身断裂	2	0.01	Mod 3382	现在

由表 3 可见,可靠性成熟的发动机,在 2 年内涡轮叶片共断裂 12 起,仅第 1 级高压涡轮工作叶片就断裂 6 起。

安装于鬼怪式飞机的斯贝 MK202 军用发动机于某 1 年的可靠性情况见表 4。

表4 斯贝 MK202 发动机某年的可靠性情况  
(发动机飞行时间为 29551h)

原因	次数	率
空中停车	25	0.85
总提前换发	124	4.20
主要的提前换发	69	2.33
主要的基本非计划提前换发	40	1.35

与民用发动机相比较,军用发动机的空中停车率和提前换发率都高出 10 倍以上;空中停车和提前换发的主要原因见表 5 和表 6。

表5 空中停车原因

部 件	次数	停车率
N/√T 控制器	2	0.07
温控放大器	1	0.03
压比控制器	1	0.03
加速溢流阀	1	0.03
第 1 级高压涡轮叶片	2	0.07
高压压气机隔圈	2	0.07
引气活门/进口导向器	1	0.03
加力筒体一喷口	1	0.03

表6 主要的基本非计划提前换发原因

部件或故障	次数	换发率
排气装置和支承罩	7	0.24
高速齿轮箱漏油	6	0.20
第 1 级高压涡轮叶片断裂	5	0.17
高压压气机隔圈损坏	5	0.17
高压涡轮轴承和支承	3	0.10
滑油系统回油泵磨损	2	0.07
低压涡轮导向器	1	0.03
附面层控制总管	2	0.07

提前换发率高并不一定都是因为发动机有问题,还存在非发动机原因引起的提前换发率,见表 7。

表7 主要的非基本提前换发原因

原因	次数	换发率
外物打伤(低压压气机)	7	0.24
鸟撞击	2	0.07
操作错误	4	0.14
未得到证实的故障	3	0.10
维修错误	4	0.14
高压压气机外物打伤	2	0.07
飞机系统不正常	1	0.03

在 1983~1987 年,斯贝 MK202 发动机空中停车和提前换发的情况如图 1 和图 2 所示。图中 1986 年 3 月至 1987 年 2 月的数据是按前 3 个月的平均值计算的。第 2 级高压涡轮叶片可靠性逐年增长的情况如图 3 所示。从 1982 年开始贯彻 Mod5438 号更改。后来采用定向结晶叶片,该叶片的失效率颇低。斯贝发动机的更改有 6 种方式,其中 3 种是换图更改,见表 3 所例 Mod 换图更改就多达 6 400 多项。使发动机的固有可靠性不断提高。

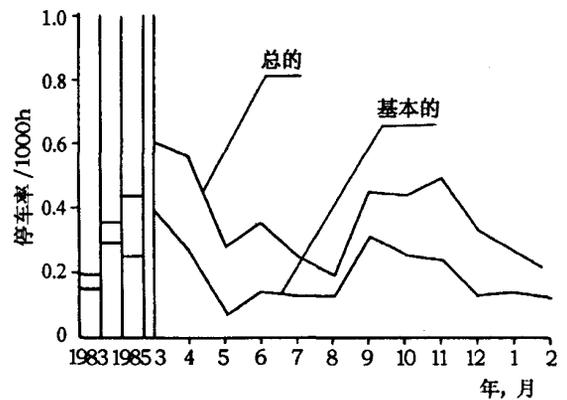


图1 斯贝 MK202 发动机的空中停车率

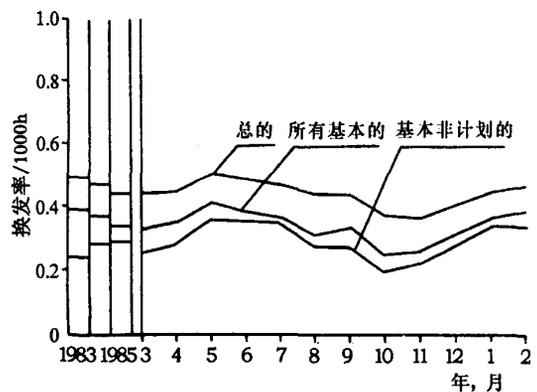


图2 斯贝 MK202 发动机的提前换发率

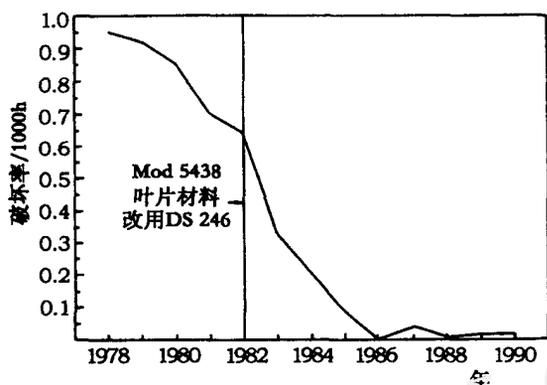


图 3 斯贝 MK202 发动机第 2 级高压涡轮叶片可靠性的情况

## 6 中国航空发动机可靠性工作中需要解决的问题

(1) 发动机在定型和取证时,产生重大和危险性影响的失效率必须降到足够低。这是个经验性极强的工程问题。美国联邦航空条例 FAR33 部以及大量的军用规范和手册都有这方面的要求,但却没有给出达到要求的具体方法。只有英国的《BCAR - C 篇》和《Def Stan 00 - 971》中明确规定:“对这种低概率问题绝对的证明是不可能的,必须依靠工程判断和经验,并配以稳妥完善的设计和试验准则。”最重要的是,它提供了这些设计和试验准则。另外,RR 公司的相关设计和试验资料可作为执行该设计和试验准则的说明和补充。我国对这种重大的安全性和可靠性问题,应该认真借鉴国外的先进经验,采用国外成熟的规范方法。

(2) 发动机的可靠性评定和成熟需要足够的飞行使用时间做保证。《BCAR - C 篇》和《Def Stan 00 - 971》中要求,在发动机研制阶段,即发动机定型和取得合格证时,发动机在使用中发生有重大和危险性影响的失效率足够低。但是要求在使用中发生轻微影响的失效率也足够低,实际上是做不到的。以叶片断裂故障为例,在研制阶段,要进行叶片的应力和振动分析、寿命估算、台架动应力测量,在试验器上进行频率和寿命试验,在发动机上进行高循环疲劳试车等一系列工作。但是,使用中仍然不能完全避免发生叶片断裂故障,这是因为飞机进气道、侧风、外物打伤、气流冲刷、飞行中气流的激振能量、机动飞行的哥氏力引起的叶片应力和涡轮瞬时超温等都可能对叶片寿命产生重要影响,要完全避免叶片在使用中发生断裂故障几乎是不可能的。所以《BCAR - C 篇》和《Def Stan 00 - 971》要求在研制阶段,对发动机每个压气机和涡轮转子由于一个叶片

榫头发生破坏及引起的二次破坏对飞机造成的影响进行分析,并通过试验验证机匣的包容性和发动机在叶片断裂后能继续运行 15s 而不会危及飞机安全的能力,以便有足够的反应时间关闭发动机。

单纯避免叶片断裂故障的方法并不一定是科学的。例如,斯贝 MK202 发动机共有 4 级涡轮叶片,第 1,2 级高压涡轮叶片破坏造成的经济损失较大,所以规定其使用寿命为 700h。为了降低第 2 级高压涡轮叶片的失效率,采用了定向结晶材料,使失效率大幅降低(见图 3),但仍维持使用寿命不变。第 1,2 级低压涡轮叶片破坏后造成的经济损失不大,因此就不限制它们的使用寿命,可视情作报废处理。受燃气流冲刷,涡轮叶片进、排气边变薄而发生疲劳破坏,只要缩短叶片的使用寿命就可以减少叶片破坏,提高可靠性。但从经济性考虑,就没有限制第 1,2 级低压涡轮叶片的使用寿命。这些方法值得思考。

(3) 发动机工作可靠性评定的过程,也是发动机可靠性成熟和增长的过程。对暴露的问题进行更改是不可避免的,民用斯贝发动机每年飞行约 17 万小时,军用斯贝发动机每年飞行约 3 万小时,用十多年时间,才使空中停车率和提前换发率达到稳定的较高水平。

中国的发动机使用率没有这么高,如果要达到发动机可靠性成熟需要更多的时间。通常把发动机定型后的可靠性成熟过程称作可靠性增长,与发动机投入使用后的可靠性评定分开管理,这是不科学的,因为可靠性指标是否实现,只有通过发动机的使用才能加以评定。

## 7 结束语

中国的航空发动机可靠性工作,应该从如实地收集和整理现役发动机的可靠性数据入手,结合修理厂丰富的维修管理经验,借助国外规范和标准的技术指导,恰当地评定现役发动机和寿命和可靠性,为新机的寿命和可靠性工作提供参考。

### 参考文献

- Hopper, P.J., Designing for Reliability - the Rollss - Royce Approach, 1998. 5.
- Def Stan 00 - 971 General Specification, For Aircraft Gas Turbine Engine. 29 May 1987.
- British. CAA Civil Airworthiness Requirements 28 August 1981.

(责任编辑 沈广祥)