

# 民用航空发动机限寿件适航符合性方法

王大伟, 王伟, 冯振宇

中国民航大学天津市民用航空器适航与维修重点实验室, 天津 300300

**摘要** 针对中国民用大涵道比涡扇发动机型号取证的需要, 开展发动机限寿件适航符合性方法研究。分析欧美航空发动机限寿件适航要求的安全目标, 对 AC33.70-1 和 AMC515 发动机限寿件定寿方面的适航符合性要求进行读解分析。以典型航空发动机为例, 研究了限寿件的判定方法, 分析发动机限寿件适航审定过程中的关键环节, 从发动机载荷谱制定、材料性能数据、安全寿命制定 3 个方面给出航空发动机限寿件适航符合性验证的关键流程和方法。参考国外设计标准给出限寿件应力分析和试验方案设计流程, 给出限寿件寿命散度系数的获取方法。本研究为编制航空发动机限寿件的适航指南提供参考依据。

**关键词** 航空发动机; 限寿件; 安全寿命; 适航符合性

**中图分类号** V23

**文献标志码** A

**doi** 10.3981/j.issn.1000-7857.2013.13.007

## Airworthiness Compliance of Life-limited Part of Civil Aircraft Engine

WANG Dawei, WANG Wei, FENG Zhenyu

Tianjin Key Laboratory for Airworthiness and Maintenance of Civil Aircraft, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

**Abstract** The airworthiness compliance method of civil aircraft engine life-limited parts is investigated, according to the needs of type forensics for civil high bypass ratio turbofan engine in China. Engine life-limited parts are rotor and major static structural parts whose primary failure is likely to result in a hazardous engine effect. Typically, engine life-limited parts include, but are not limited to, disks, spacers, hubs, shafts, high-pressure casings, and non-redundant mount components. The safety goals for the airworthiness requirement of aircraft engine life-limited parts in European and American are analyzed. The airworthiness compliance requirement for the life evaluation of engine life-limited parts in AC33.70-1 and AMC515 are analyzed and interpreted. The key process and method of aircraft engine life-limited part airworthiness conformity test are given. The model of safe life prediction for life-limited parts is founded. The proposed method provides an important reference for making airworthiness guide for aircraft engine life-limited parts.

**Keywords** aircraft engine; life-limited part; safe life; airworthiness compliance

### 0 引言

发动机限寿件 (欧洲航空安全局 EASA 称限寿件为关键件) 是制约发动机安全性、使用性和维修性的关键。欧美等国家十分重视航空发动机限寿件的适航技术研究, 及时颁布限寿件适航咨询通告、工作程序等支持性技术资料。中国虽然参考联邦航空规章 FAR33 在中国民航规章 CCAR33-R2 发动机适航标准中增加了发动机限寿件的适航要求<sup>[1]</sup>, 但是, 与美、欧适航规章与发动机技术和产品融合发展的历程不同, 中国的 CCAR33 部没有经历与工业实践的融合, 缺少先期对

于航空发动机限寿件所覆盖技术的专门性、系统性研究。这种缺失, 使得适航审定部门对限寿件的安全性机理把握不清, 难以对限寿件符合的过程和方法进行合理的判定。目前, 中国审定当局尚未建立起完善的航空发动机限寿件适航审定技术研究体系, 缺乏航空发动机限寿件适航审定技术和适航验证技术研究。因此, 为了满足适航当局对发动机限寿件的适航审定需要, 为适航审定提供足够的航空发动机限寿件的初始适航和持续适航管理信息, 迫切需要开展航空发动机限寿件的适航符合性技术研究。本文依据国外对发动机限寿件的适航

收稿日期: 2012-12-04; 修回日期: 2013-02-25

基金项目: 中央高校基本科研业务费项目 (ZXH2011C004); 中国民航大学科研启动基金项目 (2010QD08X)

作者简介: 王大伟, 讲师, 研究方向为航空发动机适航审定技术, 电子信箱: wdwcauc@163.com

要求<sup>[2-6]</sup>,研究适合中国大涵道比发动机限寿件的适航符合性流程和方法,为适航当局编制发动机限寿件适航指南和咨询通告提供参考。

## 1 限寿件适航技术解析

### 1.1 适航要求分析

AC33.70-1 航空发动机限寿件要求的指导材料规定<sup>[2]</sup>,发动机限寿件的失效可能导致航空规章 33 部中 33.75 条所定义的危险性发动机影响,申请者在一系列寿命管理过程中应满足规定的完整性规范。安全寿命方法要求在发展进入危险状态(初始裂纹出现)前更换部件。

欧洲航空安全局适航标准 CS-E515 条款(发动机关键件)规定<sup>[6]</sup>,在 CS-E510(安全性分析)中标明的发动机关键件的完整性,必须通过制定工程计划确定,通过已证明正确的分析、试验或使用经验,使每个发动机关键件,在危险性发动机影响可能发生前,达到批准的使用寿命时,从使用中撤回。

为保证航空发动机限寿件的完整性,美国联邦航空局(FAA)和欧洲航空安全局对限寿件提出了 3 点要求:(1) 工程计划。这是建立和维持发动机限寿件寿命能力的行为计划,是取证行为的一部分。工程计划由一套综合寿命评定方法和技术组成,考虑载荷、材料性能、环境和工作条件的影响,通过分析、计算和试验确定限寿件的批准寿命,以保证在危险发生之前更换该件。(2) 制造计划。这是确定具体的零件制造过程限制的计划,为了使限寿件能满足工程计划中提出的要求,对制造过程,如图纸、工艺、技术要求等给出限制条件。(3) 管理计划。这是对发动机限寿件相关的维修限制,使该件保持工程计划要求的特性,管理计划是持续适航说明书的一部分。

### 1.2 发动机限寿件的判定

FAA 发布的咨询通告 AC33.70-1 和 EASA 发布的发动机合格证规范 AMC515 提出了发动机限寿件的确定方法,指出发动机限寿件是一次性破坏可能导致危险性发动机影响的发动机转子和主要静子结构件。旋转件如盘、轴、衬套、毂等,主要的静子结构件如压气机机匣、燃烧室、涡轮机匣等,发动机限寿件应主要关注由低周疲劳所控制的原发性损伤机制。如果部件是由多个零件组成,而且是不可分割的一个整体,说明实际发动机的限寿件绝大多数是旋转件,而受压力载荷的静子零件和其他零件也有可能被定为限寿件。

因为适航标准 FAR33.70 和 CS-E515 的内容都是 3 项计划,而且 3 项计划的内容也完全相同,所以认为限寿件和关键件是一回事,以前欧洲和美国都曾称关键件为 A 组零件。从定义看,限寿件必须满足两个条件:

(1) 只有失效可能造成危险性发动机影响的零件,才有必要定义为限寿件。

(2) 只有能按照 3 项计划确定和保持安全使用寿命,并实施使用寿命消耗管理的零件,才可能定义为限寿件。

调研国内两种民用航空发动机对限寿件的判定,结果如表 1 所示。

表 1 发动机限寿件

Table 1 Life-limited part of aircraft engine

发动机型号	限寿件总数	限寿件名称
CFM56	19	风扇转子:风扇盘,增压器转子,风扇轴
		压气机转子:前轴,1~2 级转子,3 级盘,4~9 级转子,压气机后封严盘
CF34-1A	26	HP 涡轮转子:前轴,封严盘,盘和后轴
		LP 涡轮转子:1,2,3,4 级盘,LP 涡轮轴,LP 涡轮短轴和锥形支承
		风扇转子:风扇盘,风扇前轴,风扇驱动轴
CF34-1A	26	压气机转子:1 级盘,前轴,2 级盘,前鼓筒,后鼓筒,后轴 CDP 封严圈,后轴,9 级盘
		HP 涡轮转子:平衡活塞封严环,HP 涡轮轴,1 级盘,2 级盘,外扭矩连接器,内扭矩连接器
		LP 涡轮转子:轴,3 级盘,3/4 级封严环,4 级盘,5 级盘,5/6 级封严环,6 级盘,驱动锥壳,4/5 级封严环

通过收集整理国外航空发动机限寿件清单,几乎所有民用发动机的限寿件都是转子零件,只有个别军用发动机的静子件定义为限寿件。例如,F100 发动机的核心机扩散器组件和燃烧室机匣等。欧洲航空安全局的适航性标准 CS-E 在 AMC E515 关键件定寿可接受的方法中分别说明旋转零件、受压力载荷的静子零件和其他零件的定寿要求。其主要篇幅是旋转零件定寿,受压力载荷的静子零件定寿篇幅不多,其它零件的定寿要求只有一句话,显然是照顾全面。这说明受压力载荷的静子零件和其它零件也有可能被定为限寿件。说明实际发动机的限寿件绝大多数是旋转零件,而且是主转子零件。

### 1.3 典型限寿件定寿流程

AC33.70-1 列出了一个典型的用于确定发动机旋转件安全寿命的方法,如图 1 所示。

从以上流程所要求的内容分析,可以得到一个完整的航空发动机限寿件定寿流程应包括以下 3 个关键点:

(1) 制定发动机载荷谱。依据飞行剖面、任务混频、环境混频等,确定发动机在使用过程中所承受的典型载荷状态及各种载荷状态发生的频次。

(2) 获取材料力学性能。取得发动机限寿件材料在不同

温度下的应力、应变寿命曲线。

(3) 寿命预测。采用传统的安全寿命法,依据应力分析结果和材料的力学特性,模拟环境条件和边界条件,对限寿件的寿命进行预测和寿命试验验证。

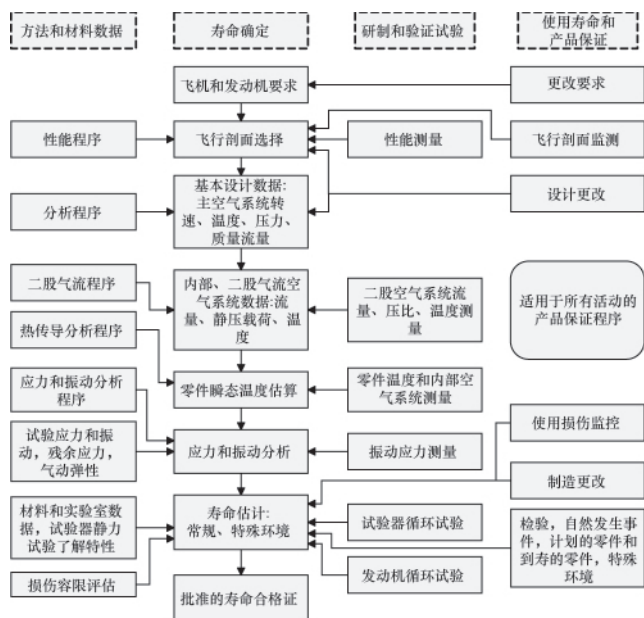


图1 确定批准寿命限制值的典型方法

Fig. 1 Representative process to establish approved life limits

## 2 制定发动机载荷谱

发动机载荷谱是为发动机及零部件的寿命、可靠性和强度分析及试验考核而编制的有关载荷要素的组合,是发动机在规定的飞行任务、用法和使用条件下载荷参数的统计结果,是发动机限寿件定寿的载荷依据。发动机载荷谱主要依据飞行任务剖面、任务混频、环境混频制定<sup>[7-10]</sup>。

### 2.1 飞行剖面获取

飞行剖面是各种飞行任务多种载荷参数的时间历程,是发动机载荷谱获取的关键环节,可通过机载飞行参数记录器或专门改装的记录设备得到。原则上,飞行任务剖面能直接或间接地提供与发动机载荷相关的各种参数的时间历程,如飞行高度、速度、马赫数、过载、角速度、角加速度、发动机转速、涡轮后燃气温度、内流参数和舱压等。为方便处理,把地面维护开车载荷参数时间历程也纳入飞行任务剖面之中。

由飞行参数记录仪获取发动机飞行剖面,要求飞行参数记录系统能提供主要的、与发动机载荷有关的飞机发动机使用数据。从发动机载荷分析的需求出发,飞行参数记录仪至少提供与发动机载荷有关的状态控制、转子转速、内流、外部作用力和环境等5大类参数的时间历程。

### 2.2 任务混频获取

发动机任务混频是通过调查发动机飞行任务和地面开车情况的调查,所得到的发动机使用任务分部规律。任务混频

给出发动机每千使用小时启动次数和各种飞行任务与地面维护开车的频次。

发动机任务混频调查的基本方式有两种:定时段抽样法和逐台抽样法。前者是在选定的日历期内抽取若干飞机,以其飞行任务作为统计子样;后者是抽取若干台发动机,以其到抽样时为止的全寿命期内执行的任务作为统计子样。定时抽样,便于得到不同时期的任务混频;逐台统计,便于得到现役发动机历经的任务混频。随着定时段抽样定时期的延长,其混频结果趋向逐台统计的结果。

### 2.3 环境混频获取

环境混频是发动机在不同的大气条件下工作的百分比。在环境混频中考虑的大气条件,仅限于对发动机热力循环有影响的大气温度和大气压力。大气中的其他因素,如湿度、盐度等对发动机特定构件的影响,是在损伤分析中另行考虑。

从寿命研究的角度,对民用涡轮发动机,主要是考虑机场和低空环境大气对发动机的影响。民用飞机在高海拔机场起飞时,由于大气压力的降低,其起飞离地速度要增加,可以通过增加滑跑距离实现。然而,大气温度的变化却会导致发动机燃气温度的变化。因此,涡轮发动机环境混频通常仅考虑大气温度混频,将机场地面大气温度进行简单分段,给出发动机在各温度段下工作时间的比例。

## 3 获取材料力学性能

材料力学性能(材料强度)数据是结构分析、设计和寿命估算的基础,是结构完整性的重要环节。

### 3.1 常规力学性能

将原始试验数据按生产厂家、冶炼方法、制品形式、生产工艺、尺寸参数、取样方向、热处理制度、试验条件和测定的性能进行分类,从而得到不同情况下该材料的全部原始子样及其统计量。

### 3.2 应力疲劳性能

同一批疲劳试验所使用的试样尺寸、形状、加工方法、表面状态等因素应当是相同的,否则必须在试验报告中注明。要测定一条代表材料中值 S-N 曲线,有效试样约 24 根。测定一条 S-N 曲线应在不少于 6 级应力水平下进行。如果使用不同试验频率完成一条 S-N 曲线,那么在改变频率处,必须予以注明。

### 3.3 应变疲劳性能

测定一种材料在规定条件下的应变疲劳性能,即  $\Delta\epsilon_f-N_f$  曲线,一般需要 15~20 根试样,在 5~7 级总应变范围  $\Delta\epsilon_f$  下进行试验, $\Delta\epsilon_f$  通常在  $\pm 0.3\% \sim \pm 3\%$  内选取。失效循环数  $N_f$  尽可能均匀分布在  $50 \sim 5 \times 10^4$  范围内。在选取不同的  $\Delta\epsilon_f$  进行试验时,应使最低一级  $\Delta\epsilon_f$  下得到的  $N_f$  值不小于  $10^4$ 。试验除进行到预定失效标准,例如循环应力下降到某一预定比例,或其滞后回线压缩部分出现拐点等,还应将试验进行到试样断裂,直到得到断裂时的失效循环数。

## 4 安全寿命预测

限寿件使用到安全寿命从发动机拆下时,绝大多数限寿件用现有的无损探伤手段检验不出任何裂纹。但由于限寿件对发动机安全性的重要性,100%的民用发动机和绝大多数军用发动机都用安全寿命控制限寿件的使用。限寿件数量不多,经济损失与安全性相比,完全可以接受。安全寿命预测流程如图2所示。

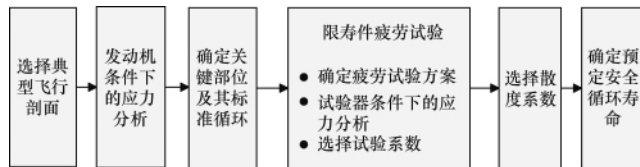


图2 安全寿命预测流程

Fig. 2 Safe life prediction flows

### 4.1 发动机条件下的应力分析

#### 4.1.1 确定寿命关键点

关键部位指限寿件上有可能发生低循环疲劳破坏,并导致危险性发动机影响的高应力区。轮盘一般有3个可能的关键点:中心孔/盘心、偏心孔和轮缘。如果起始于限寿件某部位的失效,不可能导致危险性发动机影响,则该部位不应定为关键点,也不必确定该部位的安全寿命。通常一个限寿件上有几个可能的关键点,分别确定安全寿命后,按零件的预定安全循环寿命最短,得到限寿件限制寿命的关键点。

#### 4.1.2 确定应力飞行剖面

应力飞行剖面是指一个飞行科目关键点的应力-时间历程,考虑对疲劳寿命的影响,忽略持续时间,只要峰谷值。应力飞行剖面被简化成一个科目关键点的应力峰谷值,称为简化应力飞行剖面。科目应力飞行剖面由科目的参数飞行剖面确定,参数飞行剖面是指参数-时间历程。确定轮盘应力飞行剖面需要的参数飞行剖面有转速剖面和温度剖面,包括瞬态温度剖面。

#### 4.1.3 确定标准循环

标准循环是用作寿命计量单位的应力循环,按关键部位确定,是各关键部位的0—最大应力—0的循环。例如,从零到最大转速再回到零的循环。通常标准循环包含发动机正常工作中遇到的最严重的应力-温度组合。从更广泛的意义上说,标准循环是包括温度影响、从正常工作条件下的最小应力到最大的应力再回到最小应力的循环。换句话说,在某些情况下关键部位的最小应力可能不是零,或者是负值(压应力)。最小应力是负值的情况虽然不多,但确实存在,而且会使疲劳寿命变短。例如,涡轮盘轮缘部位的周向应力,当发动机在高状态连续工作后快速拉回到低状态时,就可能出现压应力。关键部位的标准循环通过分析典型飞行剖面(1个或多个)确定,取大多数飞行剖面共有的主循环(用雨流法求出的

飞行剖面的0—最大应力—0的循环称为主循环,其余为次循环)作为标准循环。通常各关键部位有自己的应力飞行剖面和标准循环。标准循环是关键部位循环寿命的计量单位,也是试验批准的安全寿命的计量单位。

### 4.2 疲劳试验设计

#### 4.2.1 试验方案

疲劳试验方案应该具备的条件:

- (1) 模拟关键部位的应力和应力分布。
- (2) 模拟装配应力和边界条件(以便模拟关键部位的应力和应力分布)。
- (3) 有时为了节省时间,在同一个试验中同时对多个关键部位(一个盘或多个盘)进行疲劳试验,各关键部位的应力系数 $\alpha$ 应该合理(接近并在给定范围内)。
- (4) 其他部位不先于关键部位破坏。

#### 4.2.2 确定试验器条件

疲劳试验是通过试验器转速的等幅循环变化,实现关键部位应力和应力分布的循环变化以确定安全寿命。装配应力虽然不循环变化,但是如果它是关键部位应力必要的组成部分,则应该通过设计合理的试验件装配条件加以模拟。如果边界条件影响关键部位的应力和应力分布,则应该尽量模拟实际情况。重要的试验器条件有:试验件的装配条件,等幅循环疲劳试验的上、下限转速,试验温度和是否需要模拟轮盘的轴向变形。

#### 4.2.3 循环疲劳试验的上、下限转速

疲劳试验的上限转速由选择合适的超应力试验系数(亦称应力系数) $\alpha$ 确定。

$$\alpha = \frac{\sigma_{\text{试验}}}{\sigma_0}$$

式中, $\sigma_{\text{试验}}$ 为试验器循环的应力幅, $\sigma_0$ 为标准循环的应力幅。

对中心孔部位的试验,RR公司常取应力系数 $\alpha$ 为1.10~1.15,这与英国罗·罗公司轮盘设计的应力标准有关。有时也按中心孔应力等于 $\sigma_{0.1}$ 确定疲劳试验的上限转速。取应力系数 $\alpha$ 为1.10~1.15进行疲劳试验,不只是为了节省试验时间,也为应力留安全储备。国内轮盘疲劳试验习惯取 $\alpha=1.0$ 或稍大于1.0。

#### 4.2.4 试验温度

从试验效率考虑,试验温度难以与应力同步循环变化。国外发动机公司的轮盘定寿试验也普遍在均匀温度场的恒定温度下进行。因为温度不循环,所以也不允许有温度梯度,否则不循环的热应力对疲劳寿命的影响难以估计。为考虑温度对材料疲劳性能的影响,在轮盘疲劳试验过程中,可按关键部位的标准循环温度,对轮盘施加均匀的恒定温度,做热态试验。也可以在室温下试验,不加温做冷态试验,用温度修正系数加大疲劳试验应力 $\sigma_{\text{试验}0}$ 温度修正系数为

$$K_T = \frac{\sigma_b}{\sigma_{b0}}$$

式中, $\sigma_b$ 和 $\sigma_{b0}$ 分别是室温和标准循环温度下轮盘材料的

极限拉伸强度。

### 4.3 安全寿命确定

航空发动机限寿件关键点的安全寿命是考虑应力系数、温度系数和寿命散度系数(与试验结果的数量有关),由试验循环数  $N$  确定的寿命。安全寿命  $F_r$  的计算公式为

$$F_r = \frac{N\alpha^{5.28}}{Y}$$

式中,  $N$  为试验循环数;  $\alpha$  为应力系数;  $Y$  为寿命散度系数,与试验结果的数量有关。

#### 4.3.1 试验循环数

优先推荐用出现一条长裂纹的循环数乘以 2/3 确定  $N$ 。通常假设长裂纹就是功能失效。用功能失效的循环数确定的关键部位安全寿命称为不可延长寿命。

如果试验后检验关键部位没有发现裂纹,可假设在下一个循环时出现裂纹确定  $N$ 。由这种试验结果给出的是可延长的寿命。但是,仅当  $F_r \leq 2/3$  的功能失效的循环寿命时,才能被认可。

#### 4.3.2 寿命散度系数

Def Stan00-971、Def Stan00-970-11 的附录 A 和 BCAR-C 的 C3-2 章附录 2 都给出了寿命散度系数<sup>[1]-[5]</sup>,如表 2 所示。

表 2 寿命散度系数  
Table 2 Life scatter factor

试验结果的数量	寿命散度系数		
	用于对数平均寿命	用于最小寿命*	用于最大寿命
1	4.00	4.00	4.00
2	3.46	3.07	4.00
3	3.25	2.71	4.00
4	3.13	2.505	4.00
5	3.05	2.365	4.00
10	2.86	2.02	4.00

注:\*表示一般不推荐使用。

Note: \* indicates generally is not recommended for use.

以上寿命散度系数,对传统材料国外有多年使用经验。随超高强度钢和粉末冶金材料的使用,Def Stan00-970-11 又提出利用小子样疲劳试验结果,判断寿命散度系数是否足够的公式,以及散度不够的处理方法,详见 Def Stan00-970-11 附录 A。

## 5 结论

航空发动机限寿件制约整机的安全性,限寿件的适航符合性是整机适航取证的关键技术。本文以欧美发动机限寿件适航要求为指导,对限寿件的适航符合性流程和方法进行研究。研究了限寿件的判定方法,分析了限寿件安全寿命制定的关键环节,给出了限寿件疲劳试验设计要求和安全寿命的计算方法。本研究为民航局编制航空发动机适航指南和航空发动机适航咨询通告提供参考依据。

## 参考文献 (References)

- [1] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. CFR14 Part 33: Airworthiness standards: Aircraft engines [S]. Washington DC: FAA, 2013.
- [2] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33.70-1: Guidance material for aircraft engine life-limited parts requirements[R]. Washington, DC: FAA, AC 33.70-1, 2009.
- [3] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33.70-2: Damage tolerance of hole features in high-energy turbine engine rotors[R]. Washington DC: FAA, AC 33.70-2, 2009.
- [4] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33.14-1: Damage tolerance for high energy turbine engine rotors[R]. Washington DC: FAA, AC 33.14-1, 2001.
- [5] US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33.75-1A: Guidance material for 14CFR 33.75, safety analysis[R]. Washington DC: AC 33.75-1A, 2007.
- [6] European Aviation Safety Agency. Certification specification for engine CS-E[S]. Koeln DC: European Aviation Safety Agency, 2010.
- [7] 苏清友. 航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.  
Su Qingyou. Service guide of turbojet and turbofan engines main components life determination[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004.
- [8] 空军装备研究院. GJB 241A-2010. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2010.  
Research Institute of Air Force Equipment. GJB 241A-2010 General specification for engine, aircraft, turbojet and turbofan[S]. Beijing: General Equipment Department, People's Liberation Army of China, 2010.
- [9] 甘晓华, 李伟. 现役航空发动机使用寿命确定和控制方法 [J]. 航空工程进展, 2010, 2(1): 103-106.  
Gan Xiaohua, Li Wei. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 2(1): 103-106.
- [10] 航空工业出版社. HB/Z281-95 航空发动机故障模式、影响及危害性分析指南[S]. 北京: 航空工业出版社, 1996: 21-25.  
Aviation Industry Press. HB/Z281-95 Guide for fault mode, effect and severity analysis of aero-engine [S]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996: 21-25.
- [11] UK Ministry of Defence. DEF STAN 00-970 Part 11, Design and airworthiness requirements for service aircraft part 11 Engines [S]. London: UK Ministry of Defence, 2006.
- [12] US Department of Defense. JSSG 2007B Joint service specification guide engines, aircraft, turbine [S]. Washington DC: Department of Defense, 2008.
- [13] US Department of Defense. JSJS 87231A Joint Services Guide Specification, engines, aircraft, turbine [S]. Washington DC: Department of Defense, 1995.
- [14] US Department of Defense. MIL-E-5007E engines aircraft turbojet and turbofan general specification [S]. Washington DC: Department of Defense, 1983.
- [15] US Department of Defense. MIL-HDBK-1783B engine structural integrity program[S]. Washington DC: US Department of Defense, 2002.

(责任编辑 吴晓丽,张玉肖)