

# 评定轮盘安全寿命的方法与流程研究

潘少杰 陈豪 刘博文

中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室 湖南株洲 412002

**摘要:** 本文探讨了轮盘定寿的目的、当前轮盘定寿的方法;介绍了评定轮盘安全寿命的方法,内容包括:发动机条件下的应力分析、轮盘的试验器试验、材料性能试验、飞行载荷统计分析与换算、轮盘预定安全寿命计算;最后给出了评定轮盘安全寿命的流程。

**关键词:** 轮盘;安全寿命

## Introduction of Method and Process for Disk Safe Life Assessment

Pan Shaojie Chen Hao Liu Bowen

Hunan Key Laboratory of Turbo machinery on Small and Medium Aero-Engine, Zhuzhou, China 412002

**Abstract:** The purpose and technology of disk life determination were discussed first in this paper. Then the method for assessing the safe life of disk was introduced. The Safe Life Method consists of several steps which are material property tests, flight load statistic and analysis, disk rig tests, predicted safe cyclic life computation. Finally, the flow chart for the application of Safe Life Method is given.

**Key Words:** Disk, Safe Life

### 1. 轮盘定寿的目的

轮盘是航空发动机的主要零部件之一,在高转速下工作,一旦破裂往往造成非包容的毁坏。《航空发动机适航规定》亦有相关规定,如第 33.70 条要求轮盘制定工程计划,使轮盘达到批准的使用寿命时,在危险性发动机后果发生前,从使用中拆下<sup>[1]</sup>。

因此轮盘应该进行工程研究以确定轮盘的安全寿命,在其破坏而造成危险性发动机后果前进行更换,这也是航空发动机进行适航取证的必要过程。

### 2. 轮盘定寿方法简介

目前,航空发动机的寿命研究主要有整机长期试车定寿、安全寿命定寿、损伤容限定寿三种方法<sup>[2]</sup>。采用整机长期试车定寿具有耗时长、费用高、浪费大、地面台架试车条件与实际飞行条件差别较大等缺点;损伤容限定寿方法虽然兼具安全可靠和经济的优点,但损伤容限定寿研究需要进行大量的试验研究和理论分析,目前国内还不足够成熟。安全寿命法是一种传统的、典型的、得到广泛应用的方法,在现行的安全标准下,预定安全寿命法操作简单、安全性高,仍将继续被大部分的军、民用发动机所使用<sup>[3]</sup>。

### 3. 评定轮盘安全寿命的方法

低循环疲劳是造成轮盘寿命消耗的主要原因,安全寿命法主要内容是通过零件的低循环疲劳试验定寿,通过低循环疲劳试验确定轮盘安全寿命的内容有:

- 1) 发动机状态下的轮盘应力分析;
- 2) 进行试验器试验,确定轮盘的试验器寿命,即预定安全循环寿命;
- 3) 进行材料性能研究,研究轮盘在不同应力条件下的材料性能及其分散度;

4) 飞行换算率统计分析;

5) 计算轮盘寿命,将预定安全循环寿命转化为飞行小时寿命。

#### 3.1. 发动机状态下的轮盘应力分析

轮盘工作时主要承受离心载荷和温度载荷的作用。轮盘的离心载荷出现在发动机的最大工作转速,而温度载荷往往难以准确给定,为准确分析轮盘的应力情况,有必要进行温度测量,以获得轮盘准确的温度分布,准确分析轮盘的应力。

##### 3.1.1. 温度测量

由于轮盘的结构特点——轮缘薄、轮心厚,导致轮缘和轮心的温升/温降不一致,轮盘最大的温度载荷往往不是出在稳态情况。因此,不仅要考虑测量稳态条件下温度分布,有条件还应测量瞬态条件下的温度分布。

##### 3.1.2. 温度修正

由于测量总是有限的条件下进行,难以模拟发动机包线范围内所有的状态点,因此,应当根据温度测量结果,对计算程序进行修正,计算出轮盘在包线范围内所有状态点的温度。

##### 3.1.3. 应力分析

在发动机包线范围内,各状态点发动机的转速、推力(功率)也不一样,因此,根据温度计算的结果,对各状态点的离心载荷-温度载荷进行分析,确定轮盘的高应力区,为轮盘的试验器试验、材料性能研究和载荷分析换算提供依据。

#### 3.2. 轮盘的试验器试验

轮盘寿器试验以轮盘的应力分析结果为基础,先确定轮盘的关键部位及标准循环,再进行试验器试验,最后根据试验结果确定轮盘试验寿命。

##### 3.2.1. 确定轮盘关键部位

关键部位是指在零件上低循环疲劳破坏可能性很大的经过验证的高应力区,这种零件的破坏可能引起非包容的高能碎片,危及飞机或乘客的安全<sup>[4]</sup>。通常轮盘上有几个可能的关键部位,如轮盘中心孔、偏心孔,榫槽部位虽同为高应力区,但是榫槽破坏的后果是叶片飞出,而叶片飞出一般能被包容,因此榫槽不一定作为关键部位。

一般而言,轮盘的中心孔孔径大、应力集中系数小,偏心孔孔径小、应力集中系数大,有可能出现中心孔比偏心孔应力小的情况,但是不能简单认为应力小的寿命就短。据研究[5-7],疲劳寿命不但与最大应力有关,还应考虑尺寸效应、应力场、残余应力等因素,如 Rolls-Royce 公司根据大量试验结果得到各种轮盘材料的设计 S-N 曲线,都是两条曲线,一条适用于应力梯度不大的中心孔,另一条适用于应力梯度大的偏心孔。在确定轮盘的关键部位时应避免忽略应力较低的中心孔。

### 3.2.2. 确定标准循环

标准循环是用作寿命计算基准的应力循环。例如从零到最大转速或最大扭矩,然后再回到零的循环,通常标准循环包含发动机正常工作中遇到的最严重的离心载荷-温度载荷的组合<sup>[4]</sup>。

### 3.2.3. 试验器试验

代表轮盘进行寿命试验的试验件应随机从批生产/使用中抽取。由于试验器试验难以模拟轮盘的温度应力,一般需要通过等效应力换算到恒温条件下进行,比较有代表性的试验器试验应力系数应为:既不低于发动机的(有效)应力,也不大于该(有效)应力的 1.3 倍。在许多情况下,合适的应力系数是 1.10—1.15,试验器应力系数  $\alpha$  为<sup>[4]</sup>:

$$\alpha = \frac{\text{试验器循环的有效应力}}{\text{发动机标准循环的有效应力}} \quad (1)$$

试验过程中应定期检查,以及时发现试验件的疲劳损伤。

如果轮盘的关键部位不只一处,试验器试验时若不能同时考核到关键部位,则应制定不同的试验方案分别考核关键部位。

### 3.2.4. 确定试验寿命

当试验是在用了应力系数  $\alpha$  的情况下完成的时候,带系数的试验寿命 Fr 可由下式得到<sup>[4]</sup>:

$$Fr = \frac{N\alpha^{5.28}}{Y} \quad (2)$$

其中散度系数 Y 按表 1 给定,试验循环数 N[1]确定的原则为:

1)N 的计算是基于裂纹出现前或开始出现时所达到的试验循环数。该裂纹是用常规的检验方法可以检查出来的(典型的是一条 0.75mm 长的表面线裂纹)。

2)N 的计算是基于试验到破坏,或者试验到出现一条长裂纹的试验循环数。由试验结果除以一个系数(典型的是 1.5)得到,以保证一定的安全裕度。

3)当振动或其他环境影响,或者高工作应力可能导致短的裂纹扩展寿命时,应给予特殊考虑。

表 1

试验结果的数量	寿命散度系数 Y		
	用于对数平均寿命 $\bar{N}$ 的系数	用于最小寿命的系数	用于最大寿命的系数
1	4.0	4.0	4.0

2	3.46	3.07	4.0
3	3.25	2.71	4.0
4	3.13	2.505	4.0
5	3.05	2.365	4.0
10	2.86	2.02	4.0

### 3.3. 材料性能研究

发动机轮盘结构局部理论应力集中系数及名义应力难以确定<sup>[8]</sup>,为进行设计寿命估算和试验器试验分析,应对轮盘的材料性能进行研究,以获得轮盘材料的 S-N 曲线、分散度。

为获得有代表性的材料数据,进行材料性能试验的试件应从轮盘或轮盘毛坯上切取<sup>[4]</sup>。为了获得适用的 S-N 曲线和分散度,应设计不同的模拟件,对不同的危险部位制作不同的模拟件,进行疲劳寿命试验,模拟件的设计必须满足<sup>[9]</sup>:

- 1)能在普通拉伸疲劳试验机上通过拉伸提供真实部件危险部位的最大应力;
- 2)在模拟件的模拟应力区内,最大主应力的梯度必须与真实部件的最大应力梯度相同;
- 3)模拟件的与发动机轮盘的材料、加工方法及热处理工艺完全相同。

### 3.4. 飞行载荷统计分析与换算

国、内外军用发动机通用规范<sup>[10-13]</sup>都要求航空发动机要求给出结构寿命的小时数,而通过轮盘的试验器试验,得到的是轮盘的标准循环寿命,因此还须换算成发动机使用的小时寿命。

为完成换算工作,需确定轮盘的飞行换算率,轮盘的飞行换算率可以定义为每飞行小时消耗的标准循环数,文献[14]给出确定轮盘飞行换算率的实施步骤。

#### 3.4.1. 确定轮盘关键部位的应力飞行剖面

确定轮盘关键部位的应力飞行剖面首先要收集飞行使用的参数飞行剖面。参数飞行剖面指参数随时间的变化历程,如发动机转速飞行剖面、扭矩飞行剖面、压力飞行剖面等。根据参数飞行剖面可以求出零件关键部位的应力飞行剖面。简化指略去应力随时间的变化,只保留应力的峰值和谷值,得到简化应力剖面,如图 1 所示。

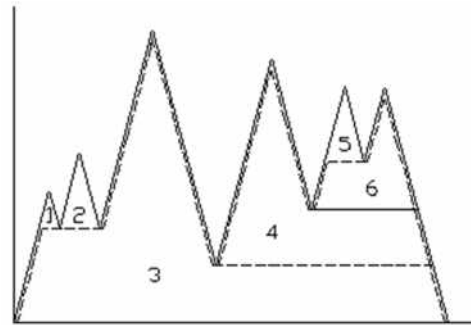


图 1 应力剖面分解成单个循环

#### 3.4.2. 将应力剖面分解成单个循环

目前公认最成功的、也是应用最广泛的将应力飞行剖面分解成单个循环并计数方法是雨流法<sup>[15]</sup>。雨流法分解剖面的方法如下:从最高的峰值开始(最高峰值多于一个时,可从其中任意一个开始),沿两侧边向下滑落,遇谷底则沿水平线向两边平移,遇剖面线再继续滑落,一直滑落到水平轴线为止,如图 1 中虚线所示。这样就从飞

行剖面中分解出由最大应力构成的零-最大-零的循环,该循环称为剖面的主循环(图1中循环3)。对分解出主循环后的剖面剩余部分,用同样方法,再从剩余的最高峰顶开始,继续分解,只是滑落终止在以前分解划出的水平线上,而不是终止在水平轴线上。这样,剖面的剩余部分就被分解成若干次循环(图1中循环1,2,4,5和6),每个次循环都由应力  $S_1-S_n-S_i$  组成。

### 3.4.3.循环应力换算

将  $S_1-S_n-S_i$  应力循环换算成  $0-S_{max}-0$  循环。

$$S_{max}=(S_n-S_i)/(1-S_i/\sigma_b) \quad (3)$$

为了安全,有时用  $\sigma_b/1.1$  代替  $\sigma_b$ 。

### 3.4.4.循环寿命换算

利用3.3研究出的S-N曲线,将任意  $S_1-S_n-S_i$  循环消耗的循环寿命折算成等效标准循环寿命。1次标准循环的疲劳损伤是  $1/N_1$ , 1次  $S_1-S_n-S_i$  循环的疲劳损伤是  $1/N_i$ , 表示成标准循环为  $N_i/N_1$ 。

### 3.5.计算轮盘安全寿命

根据线性累积损伤理论,一次轮盘的使用寿命消耗是组成该次飞行的所有循环造成的寿命消耗之和,则该飞行循环消耗的标准循环数  $K$ :

$$K = \sum \left( \frac{N_i}{N_1} \right) \quad (4)$$

在已知一次飞行循环的消耗的时间  $t$  的情况下,计算出每小时消耗的循环数  $\beta$ :

$$\beta = K/t \quad (5)$$

则轮盘关键部位的小时寿命为  $A_r$ :

$$A_r = Fr/\beta \quad (6)$$

若轮盘有多个关键部位,对应不同的关键部位有不同的小时寿命  $A_r$ ,对于轮盘的寿命  $P_r$ ,则为各关键部位中最小的  $A_r$ 。

## 4.评定轮盘安全寿命的流程

根据评定轮盘安全寿命的方法,绘制出评定轮盘安全寿命流程图,如图2所示。

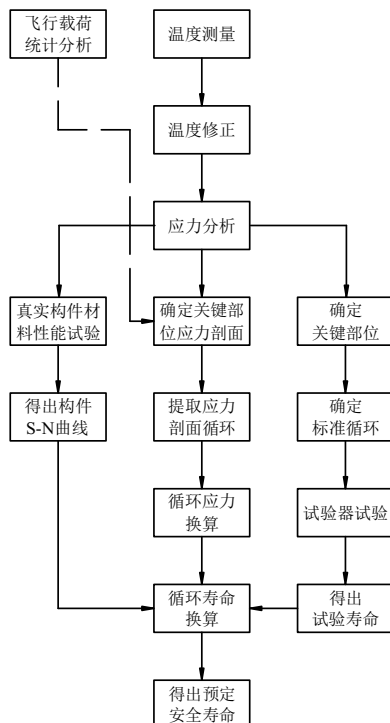


图2 评定轮盘安全寿命流程图

## 5.结语

通过上述方法得出的是轮盘预定安全寿命,因为该寿命只是根据试验结果确定,在试验中不可能完全模拟实际使用条件,如使用中存在的振动、腐蚀、蠕变等,所以还需要经过实际使用的验证。为此,应该从使用中抽回足够数量的零件进行检验,并根据掌握的使用情况修订各阶段的预定安全循环寿命和换算率。

## 参考文献

- [1] CCAR-33R2, 《航空发动机适航规定[S],2011:35.
- [2] 宋兆泓,《航空发动机寿命研究》[M].北京:航空工业出版社,1987:2-4.
- [3] 陈国栋,《国外航空发动机关键件定寿和延寿方法分析》[J],航空发动机,2011,39(5):59-64.
- [4] Def Stan 00-971, GAS TURBINE ENGINE GENERAL SPECIFICATION FOR AIRCRAFT[S].1987.
- [5] 陆山等,《考虑尺寸效应的轮盘应力疲劳概率寿命分析方法》[J],航空动力学报,2011,22(9):2039-2043.
- [6] 石亮等,《考虑应力梯度的轮盘寿命预测》[J],航空动力学报,2013,28(6):1236-1242.
- [7] 吴波等,《疲劳寿命预测的应力梯度效应研究》[J],机械制造,2009,47(53):56-59.
- [8] 杨剑秋等,《中长寿命轮盘应力寿命及可靠性分析方法》[J],航空动力学报,2007,26(6):992-995.
- [9] 刘廷毅等,《发动机轮盘低循环疲劳寿命试验模拟件设计》[J],航空动力学报,2008,23(1):32-35.
- [10] GJB241-87,《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》[S],1987:19.
- [11] GJB242-87,《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》[S],1987:19.
- [12] MIL-E-5007D, Military Specification, engines,aircraft ,turbojet and turbofan[S].1973
- [13] JCSG-87231A, Joint Services Guide Specification,engines, aircraft,turbine[S].1988
- [14] 苏清友等,《航空涡喷、涡扇发动机定寿指南》[M].北京:航空工业出版社.2004:269-271.
- [15] 王通北等,《发动机零件的低循环疲劳寿命消耗和循环换算率》[J],航空发动机,1995,(1):10-18.

作者简介:姓名:潘少杰,(出生:1979年6月-),性别:男,民族:汉,籍贯:福建省泉州市,学历:大学本科,学位:学士,职称:高级工程师,研究方向:航空发动机设计