

# 某发动机后机匣的低 循环疲劳寿命试验研究

蒲 瑞 刚

(沈阳航空发动机研究所)

## 摘 要

本文从标准循环载荷的确定、试验件及其安装设计、全尺寸机匣多点协调加载应力试验和循环试验、批准循环寿命和使用寿命的确定等几方面具体介绍某发动机后机匣低循环疲劳寿命试验研究的方法和概况。

## 一、前 言

机匣是发动机的承力构件,受包括内压的各种静载荷、振动负荷和热负荷等。在发动机的实际使用中,静子机匣的故障屡见不鲜。据美国对TF33-P-7, TF30-P-1/P-3, TF30-P-100和F100等四个机种的调查结果,由于高循环疲劳、低循环疲劳、热应力和蠕变等原因造成静子机匣裂纹或变形的故障,从进气机匣至加力燃烧室机匣,几乎所有机匣上都发生过。对国内某发动机后机匣故障的统计表明,外套壳体上,两种安装座焊缝处裂纹故障都接近2%,曾发现过长达100mm以上的裂纹,开车时喷火冒烟,显然这是一种潜在的危及飞行安全的故障。尽管机匣本体的许多故障未必会引起整机的损坏,或者造成灾难性事故,但不得不进行修理或更换,这将带来不小的经济损失。以某发动机为例,一个后机匣的价格比主轴高出好几倍,可见提高机匣的使用寿命是有经济意义的。

限制机匣寿命的重要因素之一是低循环疲劳,一些发动机规范对静子机匣的低循环疲劳寿命及验证试验的要求作了规定<sup>[1,2]</sup>。

本文介绍某发动机后机匣低循环疲劳寿命试验研究的方法和概况。

## 二、标准循环载荷

某发动机后机匣由外套、内套、压气机末级导向叶片和封严圈等组成(见图1)。后机匣

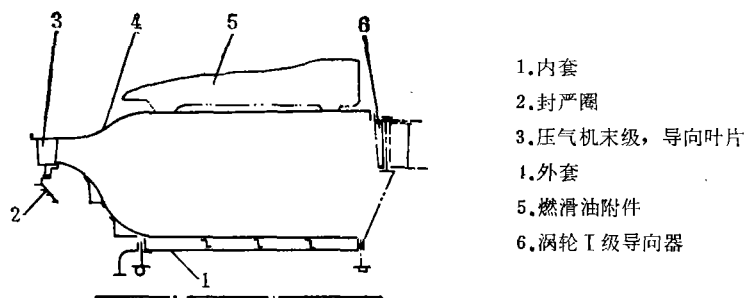
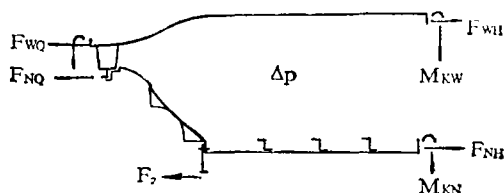


图1 后机匣简图

本文曾于1985年10月在中国航空学会发动机结构、强度、振动第三次学术会议上宣读。

在使用中受到随飞行工作状态而变化的各种载荷作用,其中主要的低循环载荷有:作用在内、外套上的轴向力、扭矩,中支点轴向力,压差以及温度负荷等。进行寿命研究时,不可能把飞行中的实际载荷直接用于试验,最简单的解决办法是采用等幅的零-最大标准应力循环载荷来计算和确定机匣的安全寿命。一般取发动机在使用中经常出现的、疲劳损伤度最大的零-最大循环作为标准循环,这样可以减少试验与飞行使用损伤之间的换算误差。

根据具体条件,我们选取发动机在海平面、飞行马赫数为 1 的状态下后机匣所受上述主要低循环载荷为最大值的零-最大等幅循环载荷,作为后机匣的标准应力循环载荷(见图2)。



$$\begin{aligned} F_{WQ} &= 13560\text{N}, \Delta P = 9.64 \times 10^5 \text{Pa}, \\ F_{WH} &= 58980\text{N}, F_{NQ} = 23950\text{N}, \\ F_{NH} &= 68840\text{N}, M_{KW} = 13270\text{N}\cdot\text{m}, \\ M_{KQ} &= 16850\text{N}\cdot\text{m}, F_z = 12900\text{N}, \\ M_{KN} &= 3580\text{N}\cdot\text{m}, \text{壁温} = 334.9^\circ\text{C} \end{aligned}$$

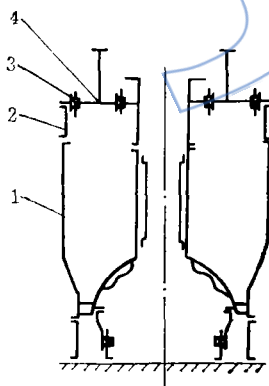
图 2 后机匣的标准循环载荷（最大值）

根据后机匣及装在它上面的附件重量轻、机匣上没有发动机吊挂点、内外套壁薄并且连接刚性不大等特点,在标准循环载荷中忽略了惯性负荷和热应力的影响。

### 三、试验件及其安装设计

试验件应从一批合格机匣中随机抽取。如因试验的需要不得不在结构上做某些改动时,不应考核整个机匣的低循环疲劳寿命带来任何影响。例如本试验为了给试验件打压密封,去掉了内套前端的封严圈,代之以一个转接段,封严圈所受工作负荷不大,外场使用中也未发生过故障,去掉封严圈并不改变其余零件的受力状况,也不会给后机匣试验件的寿命带来影响。

试验件的安装主要考虑边界条件的模拟和加载的方便。我们采用对试验件内腔充油压的办法模拟后机匣所受气体压差,这比采用气压加载安全,并能提高载荷的循环速度。为此,给试验件的前、后安装边设计了转接段和密封件,当机匣充压时,能够提供要求的径向压力和轴向力,多余的轴向力通过承力板传到承力框架上。承力板与转接段间有活动密封,保证机匣在受力时能沿轴向和角向自由变形(图3)。其它外载荷由液压作动筒施加,用加载仪通过伺服阀控制各路载荷的同步协调,加载系统中还设置了必要的超载保护装置。



1. 试验件 2. 转接段  
3. 活动密封 4. 承力板

图 3 试验件安装简图

## 四、应力测量和循环试验

用电测法在室温下对后机匣进行了应变测量, 获得49个测点的应变数据。

在试验载荷下, 内套上6个测点的主应变均为负值, 外套圆柱段(光亮处)测得最大应力达232.4MPa, 在喷咀安装座焊缝附近测得最大应力375.8MPa(均为当量应力)。测量结果表明, 后机匣所受载荷中, 压差(含轴向力)在外套上引起的应力占总应力的95%以上, 是影响寿命的主要载荷, 后机匣有可能出现的危险区是: (1)外套诸安装座焊缝; (2)外套壳体的纵向焊缝。

循环试验在室温下进行, 试验载荷是将标准循环载荷乘以温度修正系数得到的。温度修正系数等于试件材料在室温下的拉伸强度与标准循环温度下的拉伸强度之比, 它考虑了机匣工作温度与试验温度的不同对材料性能的影响。

在整个试验过程中, 压差(含内外套轴向力)的加载误差不大于2%, 其它外载荷误差4%。

经过4784次和13659次零—最大—零加载循环后, 分别在外套圆柱段纵向焊缝和外套扩散段放气管安装座焊缝处发现了疲劳裂纹。

检验证明, 外套圆柱段纵向焊缝裂纹处局部材料厚度比图纸要求的尺寸减薄超差达15%以上。显然, 试验件的这不应有的原始缺陷是引起裂纹过早出现的原因。所以我们不取4784次而取13659次试验器循环作为给出批准循环寿命的依据。

## 五、批准循环寿命

疲劳的一个显著特点就是它数据的分散性, 疲劳数据的分散性可以用分散系数来表示, 在给定的寿命下, 一种构件的“最好”和“最差”疲劳强度的比值称为疲劳强度的分散系数。

如果构件的疲劳强度分散系数已知, 并且假定从一批合格构件中随机抽取的一件就是“最好”构件, 那么就可以根据一个典型试件的疲劳试验结果来推断同一批构件中疲劳强度最差构件的循环寿命。

图4表示后机匣内外套材料的钎金焊接件在室温下的疲劳寿命曲线<sup>[2]</sup>。曲线的纵坐标是零—最大循环的最大许用工作应力与材料拉伸强度之比 $\sigma_{\max}/\sigma_b$ , 横坐标是循环寿命N, 两条曲线中的“最差”试件线是由“最好”试件线考虑疲劳强度分散系数得到的。有了试验器循环试验结果, 即可利用该曲线确定试验件的批准循环寿命。

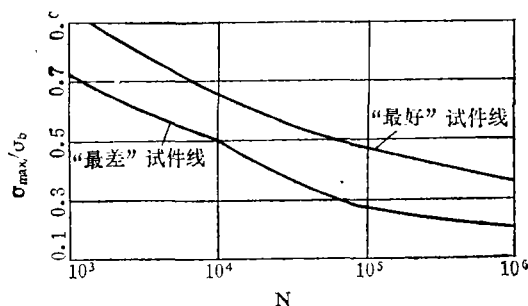


图4 疲劳寿命曲线

根据试验得到的直至破坏的循环数13659, 在图4的“最好”试件上查出 $\sigma_{\max}/\sigma_b$ 值, 并从“最差”试件线上查出对应的循环寿命 $N = 2470$ , 这就是后机匣的批准循环寿命。

## 六、后机匣的使用寿命

在外场使用中, 一般用飞行小时数表示发动机的寿命, 而试验批准的寿命是以标准循环数表示的循环寿命。二者之间的换算关系用飞行换算率表示。某科目一次飞行所消耗的标准循环数称这一科目的飞行换算率。已知全部 $n$ 个科目的飞行换算率, 即可用下式将批准循环寿命换算为以飞行小时表示的使用寿命:

$$\text{使用寿命} = N / \left( \sum_{j=1}^n C_j m_j \right)$$

式中  $N$  —— 试验得到的批准循环寿命

$C_j$  —— 科目 $j$ 的飞行换算率

$m_j$  —— 科目 $j$ 在单位飞行时间内平均出现次数, 采用飞行训练的统计结果。

按文献〔2〕给出的方法, 计算了由空测得到的17个练习科目37个飞行剖面的飞行换算率(见图5)。在飞行资料不全的情况下, 我们根据飞行训练大纲规定的各科目飞行高度、速度和动作特点, 估计其负荷情况, 将大量没有空测的科目用负荷相近的已空测科目来代表, 从而近似地得到全部科目的飞行换算率。

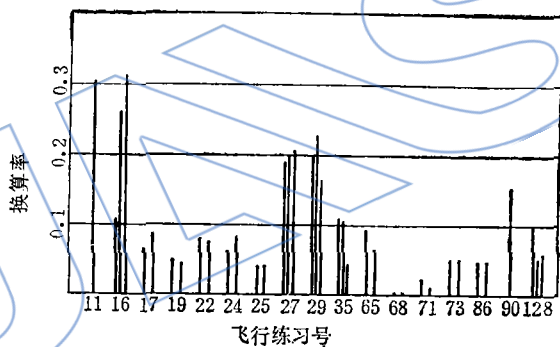


图5 后机匣17个飞行练习的飞行换算率

考虑到发动机在低气温、高气压地区的使用, 还可以对换算率进行修正, 得到相应条件下机匣的使用寿命。

参加试验研究工作的还有王通北、成乐中等同志, 本文经沈丙炎高工审阅并提出宝贵意见, 在此致谢。

## 参 考 文 献

- 〔1〕 航空涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机通用规范 (MIL-E-5007D), 航空标准化编辑组, 1976年。
- 〔2〕 斯贝MK202发动机应力标准 (EGD-3), 国际航空编辑部, 1979年。

(责任编辑 郑祺选)

vibrator of 60% or more.

A design method of uncentralized squeeze-film dampers is also recommended, which gives the bearing parameter  $B=0.1$  to  $0.2$  and the gravity parameter  $W=0.05$  to  $0.1$ . The theoretical results and the experimental data have been found in good agreement.

## LOW CYCLE FATIGUE LIFE TESTING RESEARCH OF AN AEROENGINE CASE

Pu Ruigang

(Shenyang Aeroengine Research Institute)

### Abstract

This paper presents in detail the method of low cycle fatigue life testing research on engine cases in connection with the following aspects: the determination of standard cycle load, testing samples and the design of its connection, stress testing and cycle testing under the synchronously loaded conditions at several points of a fully-sized case, the determination of approved cycle life and usage life.

## MASS TRANSFER EXPERIMENTAL STUDIES ON THE FILM COOLING EFFECTIVENESS OVER THE CONVEX SURFACE WITH DOUBLE-ROW DISCRETE HOLES

Yao Yongqing, Xia Bing, Ge Shaoyan

(Institut of Engineering Thermophysics)

F.K.Tsou

(Drexel University)

### Abstract

The distribution of film cooling effectiveness for staggered double-row discrete holes has been measured extensively over the whole area of convex surface. It has been found that whether or not the blowing ratio of first row is equal to