

文章编号: 1000-8055(2008)01-0032-05

发动机轮盘低循环疲劳寿命试验模拟件设计

刘廷毅¹, 耿 瑞², 张峻峰²

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 10083;
2. 中国航空工业第一集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 通过研究影响疲劳寿命的众多因素及寿命估算误差较大的原因, 得出考核部位的应力梯度也是影响疲劳寿命的重要因素之一, 并据此研究了一种模拟件, 该模拟件可以根据给定应力曲线, 通过优化计算几何参数, 使模拟件最大主应力及应力梯度与实际构件考核部位的应力一致. 其设计以 ANSYS 为平台, 经实验验证, 与实际构件寿命非常接近. 该模式为机械部件低循环疲劳试验提供了一种简单且费用很少的方法.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 疲劳; 优化; 应力

中图分类号: V231. 91

文献标识码: A

Design of simulated specimen for low cycle fatigue of turbine engine disk

LIU Ting-yi¹, GENG Rui², ZHANG Jun-feng²

- (1. School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Institute,
China Aviation Industry Corporation I, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based upon the research on many influential factors to the fatigue and bigger estimation error of fatigue, the stress field of actual component was proved to be a key influential factor. A specimen was then studied to optimize the geometric parameters through the given stress curve, so that the maximum stress and stress field correspond to the actual component stress field. Based on the platform of ANSYS, it's learnt that the simulation result is very close to the actual component life. This mode provides a simple and cost-effective solution for the component fatigue test.

Key words: aerospace propulsion system; fatigue; optimize; stress

在型号规范中, 强调了对发动机轮盘低循环寿命可靠性的要求, 根据型号规范对盘低循环疲劳寿命的要求, 轮盘的疲劳寿命要求满足规定的循环数, 即 0~最大/中间~0、慢车-最大/中间-慢车、巡航-最大/中间-巡航三类循环规定的循环数. 并按照发动机强度、寿命计算点及其与设计工作循环进行匹配, 并将 3 个循环细分多个循环, 来进行寿命计算及做考核试验.

一般来说, 轮盘盘缘榫槽、幅板偏心孔、中心孔、榫齿、凸台和其它几何不连续部位是轮盘的关键部位, 在相同载荷谱作用下, 这些部位往往表现出不同的应力-应变循环特征. 如涡轮盘榫齿及凸台部位, 在一个飞行循环中, 应力可能出现拉压反复而造成的疲劳损伤, 而盘中心孔部位, 受弹性恢复及温度的共同作用出现负应力. 所以轮盘的疲劳寿命考核, 必须对不同的危险部位制作不同

收稿日期: 2006-12-27; 修订日期: 2007-04-17

作者简介: 刘廷毅(1961-), 男, 辽宁抚顺人, 博士生, 主要从事凸肩叶片的优化设计研究.

的模拟件,在不同的试验条件和试验器上分别进行疲劳寿命试验。

鉴于目前材料的分散性、工艺、载荷、环境的复杂性以及低循环疲劳寿命预测方法的局限性,使寿命的预测有较大的误差。因而采用实际轮盘或接近轮盘的子结构和模型盘^[1]在模拟实际轮盘工作条件下进行低循环疲劳试验,对于设计具有足够低循环疲劳寿命的轮盘有着重要意义,但试验费用很高。

国外对轮盘疲劳寿命的预测及试验手段资料较少,据我国到罗-罗公司培训人员的了解,罗-罗公司对发动机轮盘疲劳寿命的处理方式,是通过大量的实验件做疲劳试验,将试验结果与轮盘关键部位计算得到的应力或应变以数据库的形式存储,建立两者之间的关系,根据轮盘实际结构尺寸,计算关键部位的应力或应变,通过插值的方法确定寿命。因真实轮盘的造价很昂贵,只能是通过制造便宜的模拟件来进行疲劳寿命的试验,以获得轮盘的疲劳寿命数据。

本文针对这种模拟件的设计在理论方面做了深入研究,并根据本文设计的模拟件通过试验进行了验证。

1 理论和方法

影响构件疲劳寿命的因素包括:应力集中(K_t)、尺寸效应(η)、显微组织、残余应力(α)、表面状况(表面光洁系数 β)、加工工艺、超载停滞。当采用相同的材料、相同的毛坯、相同的加工工艺和表面质量加工两个大小不同、形状相同时,在不同载荷谱作用下,表面状况、显微组织、残余应力、超载停滞对疲劳寿命的影响将完全相同,所以,这样的模拟件与实际构件相比,只有应力集中(K_t)、尺寸效应(η)两个影响因素有可能不同。对于尺寸效应(η),存在这样的事实,在弯曲试验中,尺寸大小不同的两个试样,在不同载荷作用下,保证 K_t 相同。实验结果表明,其疲劳极限或疲劳寿命是不相同的,较小的试样具有较高的疲劳极限,文献^[2]中认为是应力区金属结晶颗粒数目多少造成两种试样疲劳寿命不同。从结构应力分析比较大缺口试件,我们会发现,虽然在应力区处的最大主应力值相等,但应力场不相同,也就是应力梯度有较大差别。

在理论计算疲劳寿命方面,目前对发动机轮盘的疲劳寿命一般采用局部应力-应变法^[2-3],公式为

循环应力-应变曲线

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma}{K} \right)^{1/n'} \quad (1)$$

Neuber 公式

$$\alpha \varepsilon = \frac{K_t^2 \nabla S^2}{E} \quad (2)$$

材料的应变-寿命曲线

$$\frac{\varepsilon}{2} = \varepsilon \{ (2 N_t)^c + \frac{\sigma'}{E} (2 N_t)^b \} \quad (3)$$

$$K_t = a \log(N_t) + b \quad (4)$$

其中 ε 是疲劳延性系数, c 疲劳延性指数, σ' 疲劳强度系数, b 疲劳强度指数, n 循环硬化指数, K' 循环应力系数, K_t 有效应力集中系数, ∇S 名义应力, σ 最大主应力, ε 最大主应变, a 和 b 为有效应力集中系数的拟合系数。该计算公式虽然考虑了塑性变形的迟滞特征,但影响因素中,仅考虑了应力集中区域的最大主应力或应变。从工程实际检验来看,其估算的寿命与构件的实际寿命仍有较大误差。

根据以上两个事实,本文认为疲劳寿命不但与最大应力有关,同时与应力集中区的应力场有关系,即与最大主应力梯度有关,即

$$N_t = f(\partial \alpha_{\max} / \partial x, \dots) \quad (5)$$

所以模拟件的设计在保证与发动机轮盘实物结构、材料、加工方法及热处理工艺相同的前提下,还要满足最大应力及应力梯度与轮盘考核部位一致。

2 模拟件的设计

根据理论分析,为了达到降低试验费用及试验难度的目的,模拟件设计必须满足:(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主应力梯度相同;(3)模拟件与发动机轮盘的材料、加工方法及热处理工艺完全相同。

普通缺口试验件,在受拉状态下,缺口处应力梯度受到缺口处倒角加工限制,不能提供较大的应力梯度。本文对普通缺口试件进行了简单处理,使模拟件在单向拉伸作用下,在缺口处能够提供足够大的弯矩,通过控制几何参数调节应力梯度。本文设计的模拟件见图1所示,模拟件左右对称,图中只画了一侧。

模拟件的几何尺寸作为调节变量,本文规定如下:加载边长度(LB1_FORCE),倒角半径(R_{KF}),缺口深度(DEPTH_KF)和缺口张开角度

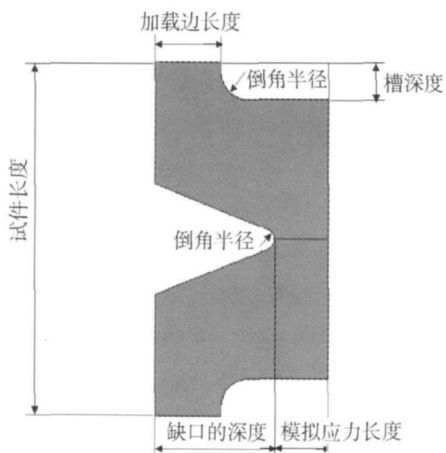


图 1 模拟件示意图

Fig. 1 Sketch of the simulated specimen

(Theta_ang)为模拟件可调变量,其它尺寸固定.模拟件加工缺口倒角时,为了满足加工的精度,必须使倒角半径大于 1.0 mm.

2.1 结论应力梯度模拟计算

为了使模拟件缺口处的最大应力和应力梯度与设定的最大应力和应力梯度相近,采用 ANSYS 软件提供优化设计技术,优化设计是一种寻找确定最优设计方案的技术.所谓“最优设计”,指的是一种方案可以满足所有的设计要求,而且所需的支出最小.也就是说,最优设计方案就是一个最有效率的方案.设计方案的任何方面都是可以优化的,比如说:尺寸(如厚度),形状(如过渡圆角的大小),支撑位置,制造费用,自然频率,材料特性等.实际上,所有可以参数化的 ANSYS 选项都可以作优化设计.

ANSYS 程序提供了两种优化的方法,这两种方法可以处理绝大多数的优化问题.零阶方法是通用的方法,使用所有因变量(状态变量和目标函数)的逼近,可以有效的处理绝大多数的工程问题.一阶方法基于目标函数对设计变量的敏感程度,因此更加适合于精确的优化分析.该方法使用偏导数,即,使用因变量的一阶偏导数.此方法精度很高,尤其是在因变量变化很大,设计空间也相对较大时.但是,消耗的机时较多.对于这两种方法,ANSYS 程序提供了一系列的分析——评估——修正的循环过程.就是对于初始设计进行分析,对分析结果就设计要求进行评估,然后修正设计.这一循环过程重复进行直到所有的设计要求都满足为止.

2.2 优化程序设计

本程序采用 ANSYS 自身的 APDL 语言编

写,针对已知的结构模型,调整相关设计变量(DV),使缺口处沿 Y 方向应力和给定应力曲线对应点的差值最小.其目标函数(OBJ)也是这个差值,同时还要满足缺口附近应力梯度与参考结果的一致性(由状态变量 SV 限定).程序中所采用的优化方法是零阶方法,程序框图见图 2.

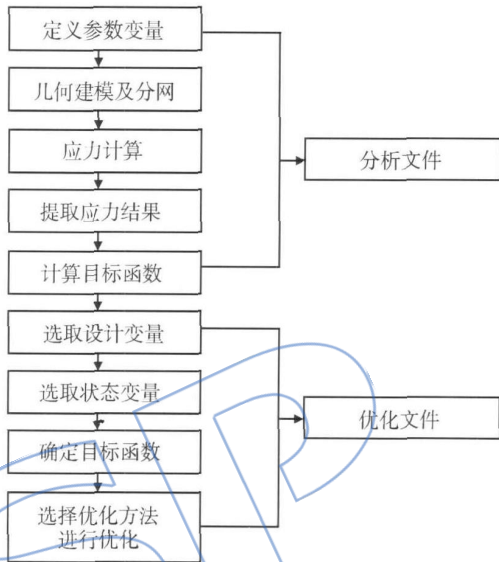


图 2 程序框图

Fig. 2 Program structure

每个框图 APDL 的主要步骤如下:

(1) 参数化建模主要包括:

几何建模

如:构造点 (Keypoint): K,1,0,0,,

网格划分

如:划分线段数约定: L ESIZE,13,, , N_
div, , , , ,0

添加边界条件

如:位移边界: DL,6,, UX,位移协调: CP,1,
U Y,All

(2) 求解器用于定义分析类型和分析选项,施加载荷,指定载荷步,完成有限元计算,该模型的求解只是线性问题的求解,所以问题变的很简单.

(3) 结果提取,本模块中,提取结果并赋值给相应的参数.这些参数一般为状态变量和目标函数.通常用 POST1 来完成本步操作,特别是涉及到数据的存储,加减或其他操作.

(4) 指定优化相关参数并进行优化.不同的优化过程可以系列地完成,比如,可以在零阶方法的分析结束后再做等步长搜索.下面的命令对最佳设计序列做等步长搜索:

ANSYS 程序提供了一些优化工具和方法.

缺省方法是单次循环,优化方法是使单个函数(目标函数)在控制条件下达到最小值的传统化的方法.除此之外,用户可以提供外部的优化算法替代 ANSYS 本身的优化方法.使用其中任何一种方法之前,必须先定义目标函数.

3 工程应用

3.1 轮盘应力计算

以某型发动机低压压气机一级盘榫槽为例,该盘共 24 个榫槽和 24 片叶片,该轮盘试验载荷谱接近 0~最大~0,试验中,经过 8 100 个循环后检查发现在榫槽处出现裂纹.取盘的 1/24 扇型段,建立有限元模型,见图 3,材料 1Cr11Ni2W2MoV^[4],常温 20℃下,泊松比 μ 为 0.3,弹性模量 E 为 206 GPa,密度 ρ 为 $7.8 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$,工作状态选取最大工作状态,边界条件按照传统方法施加.计算结果

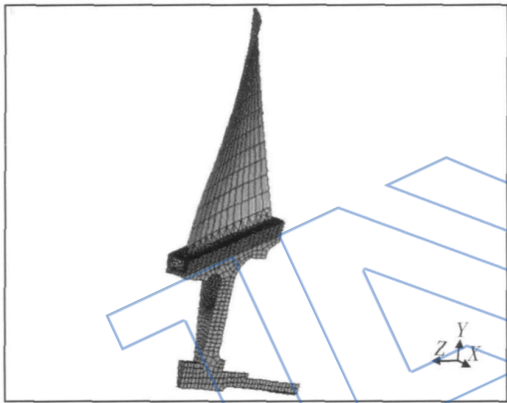


图 3 轮盘有限元模型
Fig. 3 FE Model of disk structure

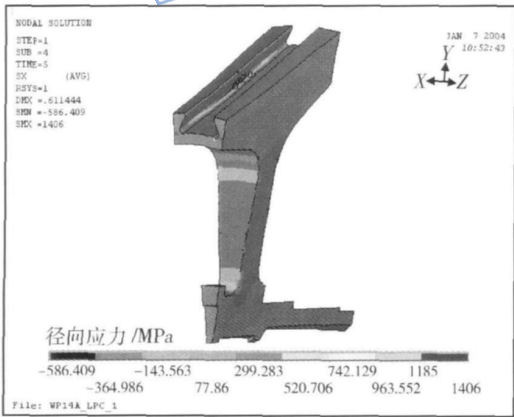


图 4 低压压气机一级盘径向应力分布

见图 4,选取危险截面上主应力梯度最大的路径见图 5,其选取结果见图 6.

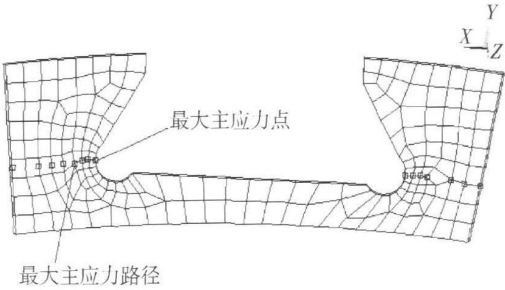


图 5 榫槽槽底最大主应力分布的获取路径
Fig. 5 Sketch of the simulated path for max stress in disk slot

3.2 模拟件优化计算

利用本文程序对此给定应力曲线进行优化设计模拟件,其参数优化结果见表 1,单位长度载荷为 541 N,板厚 5 m.用优化后得到的几何模型进行应力计算,其结果与被优化的应力对比见图 6 (图上横坐标为主应力方向上,距离初始裂纹的长度).结果显示模拟件与真实部件槽底的径向应力分布吻合的很好.

表 1 优化结果
Table 1 Result of optimize

设计变量	优化结果	实际取值
加载边长度/mm	7.500 9	7.50
倒角半径/mm	1.119 3	1.12
缺口深度/mm	13.497	13.5
缺口张开角度/(°)	21.000	21.0

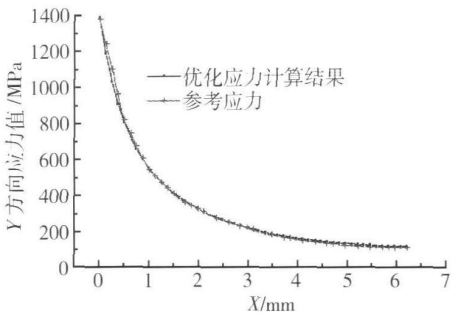


图 6 模拟件拉伸应力与真实部件槽底径向应力比较
Fig. 6 Stress distribution comparison between the simulated specimen and disk slot

3.3 试验验证

用该模拟件在拉伸疲劳试验机上按 0~最大~0 的载荷进行试验,该模拟件选用与该轮盘相同的材料、相同的工艺、相同的表面加工质量,共加工

了 10 件模拟件,见图 7(试验完成后的模拟件),其试验结果:缺口处裂纹均在 8 000~9 000 个循环范围内产生或断裂,与此轮盘榫槽处的低循环疲劳寿命非常接近。

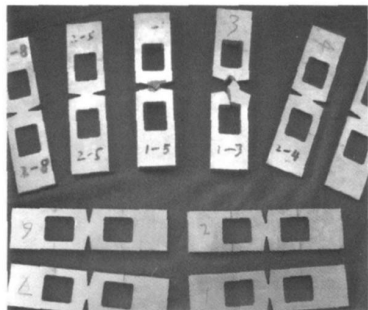


图 7 模拟件

Fig. 7 Simulated specimen

4 结 论

通过对某型发动机真实轮盘模拟件的设计及试验分析,可得到如下结论:

(1) 疲劳寿命的理论计算,因仅考虑了考核部位的应力或应变,没有考虑应力集中区域应力

场对低循环疲劳寿命的影响,所以造成计算结果与构件的实际寿命有较大误差。

(2) 试验结果表明,应力梯度对疲劳寿命有着重要影响,模拟件的设计必须考虑考核部位处的应力场。本文研究设计的模拟件模型,能在缺口处提供任意大小的弯矩,通过优化计算可以模拟任意情形下的应力及应力梯度,其设计及加工很简单,对试验条件要求也很低,使费用大大降低,特别是在发动机轮盘设计阶段能完成对低循环疲劳试验的考核,可有效降低设计风险,缩短发动机轮盘的设计周期。

参考文献:

- [1] 吕文林,陈俊粤,陆山,等.航空涡轮、涡轮发动机结构设计准则:第 2 册轮盘[R].北京:中国航空工业总公司发动机系统工程局,1997.
- [2] 伊阿毕尔盖尔.燃气轮机发动机材料和零件的结构强度[M].北京:航空工业出版社,1990.
- [3] 曾春花,邹十践.疲劳分析方法及应用[M].北京:国防工业出版社,1991.
- [4] 北京航空材料研究所主编.航空发动机设计用材料数据手册[M].北京:中国航空发动机总公司,1997.