

高温梯度轮盘低循环疲劳试验件设计方法

高仁衡,曹廷云,沈 莲,张 根,林淑环,古远兴
(中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 610500)

摘要:针对航空发动机设计中高温梯度轮盘低循环疲劳试验的需求,基于国内外航空发动机轮盘低循环疲劳试验件设计经验及国内现有轮盘试验器的试验条件,总结了该类高温梯度航空发动机轮盘低循环疲劳寿命试验件设计的难点主要为轮盘热应力难以在试验过程中模拟、轮盘寿命考核位置多、轮盘试验件试验转速高、轮盘试验件寿命限制位置容易转移等,并针对各难点给出了用离心载荷补偿热载荷、以损伤程度定考核位置、在不改变考核位置应力特征的前提下可以改变非考核位置局部结构特征等解决方案,形成了一套高温梯度轮盘低循环疲劳寿命试验件设计方法。应用该方法设计了某航空发动机轮盘低循环疲劳寿命试验件并进行了试验,完成了寿命考核试验,结果表明:该方法是可行的。

关键词:低循环疲劳试验;多考核位置;高温梯度;设计方法;试验件设计

中图分类号:V216.3

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.02.013

Design Method for Low Cycle Fatigue Test Pieces of Large Temperature Gradient Turbine Disk

GAO Ren-heng, CAO Ting-yun, SHEN Lian, ZHANG Gen, LIN Shu-huan, GU Yuan-xing

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Aimed at the requirement of large temperature gradient LCF test of disk in aeroengine design, also based on the design experience of LCF test pieces and the existing test conditions at home and abroad, the design difficulties of the disk LCF test pieces was summarized which include the difficulty to simulate thermal stress, too many test positions, high test speed, the life limit displacement of test piece was easy to transfer, etc. In view of these difficulties, some solutions were given, such as compensating the thermal load with centrifugal load, determining the assessment position according to the damage degree, and changing the geometric structure of the non-assessment position without changing the stress characteristics of the assessment position. A design method for high temperature gradient LCF test pieces of disk was formed. By applying this method, one LCF life test pieces part of a disk was designed and the life test was completed, the results show that the method is feasible.

Key words: low cycle fatigue test; multiple assessment position; high temperature gradient; the design method; design of test pieces

0 引言

低循环疲劳失效是航空发动机使用过程中最严重和耗资最大的问题之一。然而,对于像轮盘这样工作在高温高压环境中且带有螺栓孔、通气孔等容易产生应力集中的发动机构件,一旦失效,就会发生机毁人亡的灾难性事故^[1-3],因此其低循环疲劳寿命的考核极为重要。目前各种疲劳寿命预测方法分析出的结果分散度较大,还不能准确地预测轮盘的寿命^[4-6],所以进行轮盘的低循环疲劳试验研究是预测其安全循环寿命的必经之路^[7-9],而轮盘低循环疲劳试验件

设计是试验研究的必要前提。

国内外均在发动机设计规范^[8-10]中明确了轮盘要按照安全循环寿命进行设计的要求,并积极开展轮盘低循环疲劳试验。PW公司的轮盘疲劳寿命设计系统有15000个材料低循环疲劳试验数据和1500个轮盘低循环疲劳试验数据支持^[11],RR公司根据多年轮盘疲劳试验研究成果,在假设疲劳寿命服从对数正态分布的基础上,给出了考虑轮盘疲劳寿命散度的S-N曲线和分散系数典型值^[12-13],俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)也积累了100多个轮盘超转、破

收稿日期:2020-09-10 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:高仁衡(1985),男,硕士,工程师,从事航空发动机强度设计工作;E-mail:1149059706@qq.com。

引用格式:高仁衡,曹廷云,沈莲,等.高温梯度轮盘低循环疲劳试验件设计方法[J].航空发动机,2021,47(2):74-78. GAO Renheng, CAO Tingyun, SHEN Lian, et al. Design method for low cycle fatigue test pieces of large temperature gradient turbine disk[J]. Aeroengine, 2021, 47(2): 74-78.

裂和低循环疲劳试验数据。中国航空类院所也开展了大量的研究工作, 在轮盘低循环疲劳寿命预测方法的基础上, 通过修正总应变寿命方程中关键参数的确定方法, 并且考虑尺寸效应和应力梯度对寿命的影响, 最终确立了一种轮盘疲劳寿命评估方法^[14-15]。然而开展轮盘的低循环疲劳试验是确定其寿命最可靠的方法。中国从最初开展单级涡轮盘低循环疲劳试验到 2 级涡轮盘联合低循环疲劳寿命试验^[16], 再到模拟扭矩载荷作用、轴向力的涡轮盘低循环疲劳寿命试验, 都证明试验技术在向着模拟发动机最真实工作状态的方向发展。

随着发动机推重比的日益提高, 轮盘所受的温度、压力、转速载荷日益苛刻。尤其是轮盘径向温度梯度日益增加, 热应力越来越大, 导致轮盘低循环疲劳试验设计难度越来越大。本文对国内外轮盘低循环疲劳试验件设计方法开展研究, 提炼总结出高温梯度轮盘低循环试验件设计方法, 解决轮盘低循环试验件设计中的难点, 可为航空发动机研制过程中类似的试验件设计作指导。

1 轮盘低循环疲劳试验件设计难点及解决方法

轮盘的低循环疲劳试验是确定轮盘关键部位安全寿命的基本方法, 试验既可以在发动机上进行, 也可以在各种试验器上进行。考虑到时间和经费的问题, 大多数低循环疲劳试验是在试验器上进行。

轮盘的低循环疲劳试验载荷通常由转速载荷和温度载荷组成, 上限转速载荷由关键部位的应力(离心应力+热应力)确定, 试验循环下限转速通常取为上限转速的 5%。受试验设备的限制, 轮盘的低循环疲劳试验中温度载荷通常取关键部位的温度, 施加均匀温度。

限制寿命的高应力区不止 1 个, 轮盘通常有多个关键部位, 即多个限制寿命的高应力区——中心孔、轮缘和偏心孔等。要综合考虑各高应力区出现裂纹后对轮盘的损伤程度, 选择损伤程度最大的作为考核位置。英国发动机 DEFSTAN 00-971 中指出轮盘低循环疲劳试验优先选择中心孔作为考核位置, 这是由于起源于中心孔部位的破坏, 裂纹会迅速贯穿整个轮盘, 后果严重, 必须给出安全寿命。

高温梯度轮盘在不均匀的温度分布下产生热应力, 与机械应力一起随发动机的循环使用而变化,

加剧零件的疲劳损伤。由于目前试验器中无法实现温度梯度的循环, 高温梯度在中心孔位置产生的热应力只能通过离心载荷来模拟。

当考核位置为中心孔时, 可以选择模拟叶片代替真实叶片, 以便降低轮缘的负荷, 通过提高试验转速来模拟中心孔的应力。

试验件中寿命限制位置转移, 在轮盘试验过程中通过提高试验转速来模拟温度梯度引起的热应力, 导致试验转速较发动机设计转速提高很多, 轮盘上某些非考核位置应力远高于考核位置应力, 寿命限制位置转移, 无法考核到发动机考核部位的寿命。为防止非考核部位先于考核位置破坏, 在不影响考核位置局部应力特征的前提下, 可以改变非考核部位的局部结构。

2 轮盘低循环疲劳试验设计思路

轮盘低循环试验件设计思路如图 1 所示。

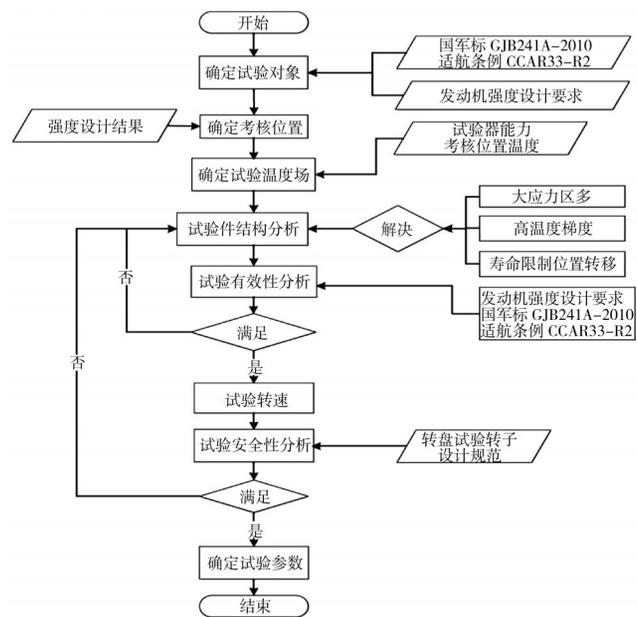


图 1 轮盘低循环疲劳试验设计思路流程

3 低循环疲劳试验件设计实例

某被试件结构如图 2 所示。在被试件考核状态下盘心温度为 200 °C, 盘缘温度为 500 °C, 径向温差达 300 °C。

3.1 应力集中关键部位统计
被试件结构设计中心孔、

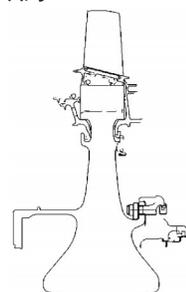


图 2 被试件结构

槽等易出现应力集中的位置统计见表1,具体位置结构如图3所示。

表1 被试件低循环疲劳寿命较低位置

编号	位置描述	编号	位置描述
P1	盘心	DC	端齿螺栓孔
P2	盘喉部,进气边	SC	榫槽
P3	盘喉部,排气边	LSK	后安装边螺栓孔
P4	盘前挂钩,圆形缺口	QDB1	前挡板通气孔
P5	盘后挂钩,圆形缺口	P6	盘后挂钩,平衡块销钉孔
P7	周向定位槽		

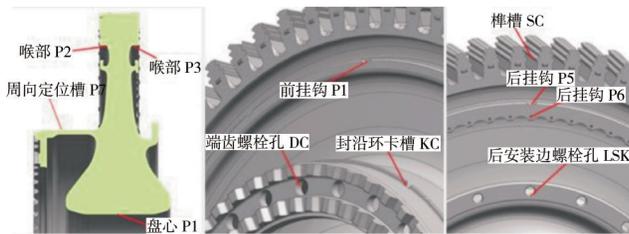


图3 关键位置

3.2 低循环疲劳寿命分析方法

在某被试件低循环疲劳试验件设计中,鉴于各应力较大位置实际应力状态为多轴应力状态,为尽可能准确分析低循环疲劳寿命,对各应力较大位置进行多轴应力分析,寿命分析按多轴应力下的通用斜率公式计算

$$\Delta \epsilon = 3.5 \frac{\sigma_b - \sigma_m}{E} N_f^{-0.12} + D^{0.6} N_f^{-0.6} \quad (1)$$

式中: $D = \ln(\frac{1}{1 - \Psi})$,为疲劳塑性系数,其中 Ψ 为断面收缩率; E 为弹性模量,MPa; σ_b 为拉伸强度,MPa; σ_m 为平均应力,MPa; $\Delta \epsilon$ 为应变范围; N_f 为循环数。

在多轴应力状态下等效应力不能直接相加减,因此在确定载荷循环过程中的应力幅、应变幅和平均应力时,必须采用多轴疲劳等效应变破坏准则中的应力幅和平均应力。

多轴疲劳等效应变破坏准则中的应力幅和平均应力的确定过程如下。

弹性应力范围为

$$\Delta \sigma = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{\frac{(\Delta \sigma_{11} - \Delta \sigma_{22})^2 + (\Delta \sigma_{12} - \Delta \sigma_{33})^2}{+(\Delta \sigma_{33} - \Delta \sigma_{11})^2 + 6(\Delta \sigma_{12}^2 + \Delta \sigma_{23}^2 + \Delta \sigma_{13}^2)}} \quad (2)$$

其中

$$\Delta \sigma_{ij} = \sigma_{ij}^{(load)} - \sigma_{ij}^{(unload)} \quad (3)$$

式中: $\Delta \sigma_{ij}$ 为*ij*方向的弹性应力($i=1,2,3,j=1,2,3$)。

上标load表示低循环疲劳峰值状态解,unload表示低循环疲劳谷值状态解

当 $\sigma_{max} < \sigma_{0.2}$ 时,平均应力估算为

$$\sigma_m = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{\frac{(\sigma_{11m} - \sigma_{22m})^2 + (\sigma_{12m} - \sigma_{33m})^2}{+(\sigma_{33m} - \sigma_{11m})^2 + 6(\sigma_{12m}^2 + \sigma_{23m}^2 + \sigma_{13m}^2)}} \quad (4)$$

其中

$$\sigma_{ijm} = \frac{(\sigma_{ij}^{(load)} + \sigma_{ij}^{(unload)})}{2} \quad (5)$$

否则

$$\sigma_m = \sigma_{0.2} - \frac{\Delta \sigma}{2} \quad (6)$$

式中: σ_{ijm} 为*ij*方向的平均弹性应力($i=1,2,3,j=1,2,3$)。

3.3 考核状态低循环疲劳寿命分析结果

基于多轴应力下的通用斜率公式低循环疲劳寿命分析方法,对某被试件考核状态各应力集中部位低循环疲劳寿命进行统计,见表2。

表2 考核状态下各部位低循环疲劳寿命统计

位置	峰值应力/MPa	低周寿命	位置	峰值应力/MPa	低周寿命
P1	1500	3500	P6	1069	7187
P2	899	30929	P7	891	24757
P3	897	30990	DC1	1600	2896
SC1	1300	3611	LS1	822	63289
P4	472	>1e6	QDB1	931	7327
P5	1052	7515			

从表中可见,被试件在考核状态下中心孔、端齿螺栓孔、榫槽的低循环疲劳寿命较低。鉴于中心孔位置应力梯度小,大应力区域面积大,本次试验件设计以中心孔为考核目标,兼顾端齿螺栓孔和榫槽。

3.4 试验件设计

3.4.1 试验件设计难点及解决方案

(1)难点1:试验件径向温差为300℃,如图4所示,仅温度载荷在盘心位置引起的热应力为300MPa。由于目前受试验条件的限制,无法对试验件施加径向温差并随转速循环。

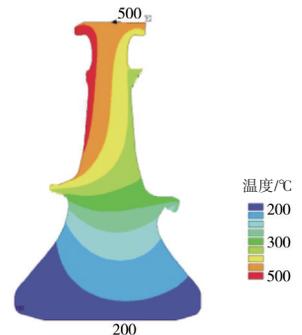


图4 被试件考核状态

温度分布
解决方案:通过提高试验转速,由离心载荷补偿热载荷,提高中心孔应力。

(2)难点2:试验转速提高后,轮盘的破裂转速储

备为 1.0, 试验存在风险。

解决方案: 为提高轮盘破裂转速储备, 需降低轮缘载荷, 通过模拟叶片代替真实叶片的方案降低轮缘载荷, 经分析, 模拟叶片离心载荷为真实叶片离心载荷的 60% 时, 轮盘破裂转速储备为 1.15, 满足试验要求。

(3) 难点 3: 试验转速提高后, 寿命限制位置转移, 被试件前后挂钩处、前挡板通气孔、前后挡板周向定位槽、前封严环周向定位槽处局部应力已远超中心孔位置应力, 寿命限制位置转移, 见表 3。

表 3 转速提高前后局部位置应力变化对比

位置	转速/MPa	
	提高前	提高后
试验件前挂钩处	1052	1608
试验件后挂钩处	1069	1701
前挡板通气孔	931	1650
前挡板周向定位槽	1230	1623
后挡板周向定位槽	997	1525
前封严环周向定位槽	891	1691

解决方案: 鉴于被试件前后挂钩处、前挡板通气孔、前后挡板周向定位槽、前封严环周向定位槽这些位置距离考核位置较远, 且在考核状态下这些位置应力不大, 寿命较长。为保证中心孔为本试验的寿命考核部位, 对这些位置进行处理, 以达到考核中心孔的目的。

对被试件做如下处理, 如图 5 所示, 处理后各位置峰值应力见表 4。

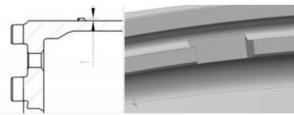


图 5 试验件补加工

表 4 被试件处理前后局部位置应力变化对比

位置	转速/MPa	
	提高前	提高后
试验件前挂钩处	1608	1266
试验件后挂钩处	1701	1169
前挡板通气孔	1650	
前挡板周向定位槽	1623	
后挡板周向定位槽	1525	
前封严环周向定位槽	1691	1126

(1) 前后挂钩处圆形缺口半径由原先的 5.0 mm 加大至 40.0 mm, 减少此位置的应力集中, 去掉后挂钩平衡销钉孔, 减小此处应力集中;

(2) 前挡板更换为模拟前挡板, 模拟前挡板无通气孔和篦齿;

(3) 试验件前鼓筒上篦齿盘周向定位槽补加工,

槽深留 1 mm;

(4) 前、后挡板上的周向定位槽补加工, 车平凹槽。

3.4.2 试验件设计方案

低循环疲劳试验件结构如图 6 所示。其试验参数: 试验温度为 200℃; 试验谷值转速为 1000 r/min, 试验峰值转速为 20000 r/min。

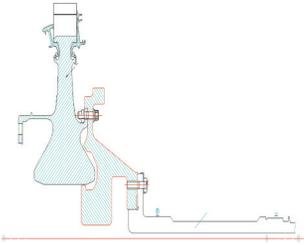


图 6 试验件结构

在被试件在考核状态与试验状态下低循环疲劳寿命对比分析见表 5。

表 5 被试件低循环疲劳寿命对比

考核状态		试验状态	
关键位置	寿命	关键位置	寿命
P1	3500	P1	3500
P2	30929	P2	4877
P3	30990	P3	5397
SC1	3611	SC	3409
P4	>1e6	P4	4157
P5	7515	P5	5030
P6	7187	P7	5516
P7	24757	DC1	2108
DC1	2896	LS 1	4500
LS1	63289		
QDB1	7327		

从表中可见, 中心孔位置在试验状态与考核状态下的低循环疲劳寿命相当, 榫槽、端齿螺栓孔的低循环疲劳寿命在试验状态下的稍低于在考核状态下的。本试验以中心孔位置低循环疲劳寿命为设计基准, 榫槽、端齿螺栓孔考虑为加速试验。

3.4.3 试验安全性分析

为保证被试件在试验过程中的安全, 对试验过程中轮盘的破裂转速储备进行评估。

在试验状态下, 被试件、转接盘的破裂转速储备均大于 1.15, 在试验过程中各止口配合可靠。

本轮盘低循环试验件按照上述设计方案顺利完成寿命考核试验, 试验后被试件经荧光检查未发现裂纹, 试验结果有效。

4 结论

(1) 高温梯度轮盘高应力区不只 1 个时, 要综合考虑各高应力区出现裂纹后对轮盘的损伤程度, 选择损伤程度最大的作为考核位置;

(2)当考核位置为中心孔时,可以选择模拟叶片代替真实叶片,以降低轮缘负荷,通过提高试验转速来模拟中心孔应力;

(3)为防止其它部位先于考核位置破坏,在不影响考核部位应力特性的前提下,可以改变非考核位置局部结构。

参考文献:

- [1] 田忠贤,陈光. 从国外几起全面停飞事件看发动机研制的艰巨性[J]. 航空发动机, 1995(3):58-62.
TIAN Zhongxian, CHEN Guang. Looking at the arduous development of engine development from several foreign comprehensive groundevents[J]. Aeroengine, 1995(3):58-62.(in Chinese)
- [2] 李其汉. 航空发动机结构完整性研究进展[J]. 航空发动机, 2014, 40(5):1-6.
LI Qihan. Investigation progress on aeroengine structural integrity [J]. Aeroengine, 2014, 40(5):1-6.(in Chinese)
- [3] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006:15-20.
CHEN Guang. Structural design and analysis of aero engine[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006:15-20.(in Chinese)
- [4] 王延荣,杨顺,李宏新,等. 总应变寿命方程中疲劳参数的确定和寿命预测[J]. 航空动力学报, 2018, 33(1):1-14.
WANG Yanrong, YANG Shun, LI Hongxin, et al. Determination of fatigue parameters in total strain life equation and life prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1):1-14.(in Chinese)
- [5] 石亮,魏大盛,王延荣. 考虑应力梯度的轮盘疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6):1236-1242.
SHI Liang, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Fatigue life prediction of turbine disk based on stress gradient [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6):1236-1242.(in Chinese)
- [6] 李宏新,王延容,石亮,等. 涡轮盘疲劳寿命评估流程及应用[J]. 航空动力学报, 2017, 32(10):2419-2426.
LI Hongxin, WANG Yanrong, SHI Liang, et al. Fatigue life evaluation procedure and its application for turbine disk [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10):2419-2426.(in Chinese)
- [7] 刘大成,黄福增,刘闯,等. 施加轴向力的旋转轮盘低循环疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6):1388-1394.
LIU Dacheng, HUANG Fuzeng, LIU Chuang, et al. Low cycle fatigue test of rotating disc under axial loading [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6):1388-1394.(in Chinese)
- [8] 李伟,董立伟,耿中行,等. 模拟扭矩载荷作用的涡轮盘低循环疲劳寿命试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6):1346-1351.
LI Wei, DONG Liwei, GENG Zhongxing, et al. Experiment of turbine-disk low cycle fatigue life with additional torque [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6):1346-1351.(in Chinese)
- [9] 刘闯,陈国栋,刘大成. 基于安全寿命法的高压涡轮盘低循环疲劳寿命试验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5):1156-1161.
LIU Chuang, CHEN Guodong, LIU Dacheng. Low cycle fatigue life test of high pressure turbine disk based on safe life procedure [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5):1156-1161.(in Chinese)
- [10] Federal Aviation Administration. FAR33 airworthiness standards aircraft engines[S]. United States: Federal Aviation Administration, 2007:22.
- [11] European Aviation Safety Agency. Certification specification for engine CS_E [S]. Koeln: European Aviation Safety Agency, 2010:43-45.
- [12] U K Ministry of Defense. general specification for aircraft gas turbine engines:DEF STAN 00-971[S]. U K: Ministry of Defense, 1987.
- [13] U.S.Department of Defense. Engine structural integrity program:MIL-HDBK-1783B[S]. Washington: U.S.Department of Defense, 2004:1-188.
- [14] U.S.Department of Defense: Joint service specification guide engines aircraft turbine:JSSG-2007B[S]. Washington: U.S.Department of Defense, 2007:1-370.
- [15] 中国人民解放军总装备部. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范:GJB 241A-2010 [S]. 北京:总装备部军标出版发行部, 2010:25-26.
The People's Liberation Army General Armament Department. general specification for aviation turbojet and turbofan engines:GJB 241A-2010[S]. Beijing: General Armament Department Military Standards Publishing and Distribution Department, 2010:25-26.(in Chinese)
- [16] 杨俊,张贵斌,祁圣英,等. 发动机高压两级涡轮盘联合低循环疲劳寿命试验[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(1):9-12.
YANG Jun, ZHANG Guibin, QI Shengying, et al. Joint test of two-stage HP turbine disk low cycle fatigue life[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(1):9-12.(in Chinese)

(编辑:程海)