

空心风扇叶片高循环疲劳试验设计与验证

李 迪, 陈云永, 廖连芳
(中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司
设计研发中心, 上海 201108)

摘 要: 基于实际大涵道比航空涡扇发动机宽弦风扇叶片的结构特征,设计、加工了空心风扇叶片结构模拟件,完成了空心风扇叶片高循环疲劳试验设计,并着重对其叶身空心结构部分抗疲劳能力进行了试验验证. 试验结果表明试验夹具和试验件的设计能够完成空心风扇叶片高循环疲劳考核的目的. 同时,该空心风扇叶片结构叶身部分对应 1×10^7 次循环的高循环疲劳强度介于 370 MPa 至 400 MPa 之间,满足其在最大工作状态下疲劳强度不小于 324 MPa 的高循环疲劳设计要求. 因试验件数量相对较少,仅获得了给定应力水平下的高循环疲劳寿命数据,后续可按照该技术途径和方法流程适当增加试验件数量,以获取疲劳极限进而构建其应力-疲劳寿命曲线,为工程研制奠定基础并积累数据.

关 键 词: 空心风扇叶片; 高循环疲劳; 圆弧形燕尾榫头; 试验设计; 验证

中图分类号: V231.9 **文献标志码:** A

Experimental design and verification of hollow fan blade high cycle fatigue

LI Di, CHEN Yunyong, LIAO Lianfang
(Research and Development Center,
Commerical Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 201108, China)

Abstract: Based on the structure feature of wide chord blade of actual high bypass ratio turbo-fan engine, the design and manufacturing of hollow fan blade specimen were finished, followed by high cycle fatigue experimental design and emphasized verification of the fatigue endurance of hollow structure. The experiment results indicate that the design of fixture and fan blade specimen could accomplish the high cycle fatigue experiment on hollow fan blade. Meanwhile, the high cycle fatigue strength of the hollow fan blade which lies between 370 MPa and 400 MPa for 1×10^7 cycle could fulfill the high cycle fatigue design requirement that the hollow fan blade should have high cycle fatigue strength no less than 324 MPa under maximum operating condition. However, due to the lack of sufficient quantity of specimens, high cycle fatigue data were only derived under limited stress levels. Further research could be carried out similarly with increased quantity to estimate the fatigue endurance and then construct the stress-fatigue curve, providing prime data base for engineering research.

收稿日期: 2015-09-22
作者简介: 李迪(1983—),男,高级工程师,硕士,主要从事压气机强度设计.

引用格式: 李迪,陈云永,廖连芳. 空心风扇叶片高循环疲劳试验设计与验证[J]. 航空动力学报,2017,32(6):1359-1365. LI Di, CHEN Yunyong, LIAO Lianfang. Experimental design and verification of hollow fan blade high cycle fatigue[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1359-1365.

Key words: hollow fan blade; high cycle fatigue; curved dovetail root; experimental design; verification

大涵道比航空涡扇发动机钛合金宽弦空心风扇叶片轮毂比小,尺寸大,工作中承受很高的气动负荷与离心力负荷,振动问题尤为突出.叶身空心段设计参数多,且相互影响,设计难度大.另采用扩散焊接/超塑成型等特种工艺制备后,原设计参数可能会发生变化,而这种变化对叶片振动疲劳能力产生的影响因不易检测而难以定性、定量分析确定,且目前国内在该方面的研究较少^[1-8],国外的相关研究又少见报道^[9-13].因此,针对工程研制急需,为考核钛合金宽弦风扇叶片瓦伦空心结构抗因振动引起的高循环疲劳能力,开展研究具有实际工程意义.

鉴于钛合金宽弦空心风扇叶片结构复杂,尺寸大,设计参数多,针对实际风扇叶片的结构特征,本文设计了内部采用瓦伦空心结构的空心风扇叶片结构试验件,并通过开展振动疲劳试验设计与试验研究,以验证设计和加工的空心结构抗高循环疲劳的性能,为后续开展用于实际航空涡扇发动机的空心风扇叶片研制奠定基础.

1 试验件模型与加工

本文的研究对象为具有圆弧形燕尾榫头和瓦伦空心结构的风扇叶片叶身部分结构,如图 1 所示.该风扇叶片结构的材料为钛合金,其高循环疲劳设计目标为 1×10^9 次循环.

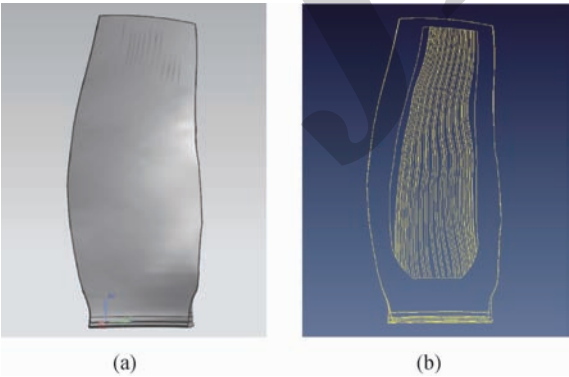


图 1 空心风扇叶片模型
Fig. 1 Hollow fan blade model

钛合金空心风扇叶片的主要结构设计难点包括叶身的瓦伦空心结构和圆弧形燕尾榫头两部分,考虑到榫连结构涉及的微动疲劳问题,国内已开展了仿真分析和专项试验研究^[14-15],本文仅对

钛合金空心风扇叶片的瓦伦空心结构进行研究.鉴于所选用的加工工艺为扩散焊接/超塑成形,根据该工艺加工时的实际情况,在钛合金空心风扇叶片试验件设计时进行了适当的简化,将圆弧形燕尾榫连结构改为圆弧形柱面结构用于振动试验件的夹持固定,以避免试验时榫连结构因微动磨损而先于叶身空心段结构失效,简化后的结构如图 2 所示.

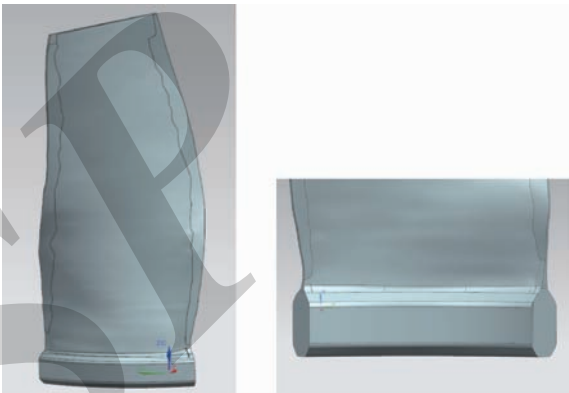


图 2 空心风扇叶片振动疲劳试验件
Fig. 2 Hollow fan blade specimen for vibration-induced fatigue

2 静强度和高循环疲劳设计要求

通常大涵道比航空涡扇发动机钛合金风扇叶片/盘结构高循环疲劳设计目标为 1×10^9 次循环,接近于无限寿命,因而钛合金宽弦空心风扇叶片叶身应能满足该高循环疲劳设计目标.

图 3 为空心风扇叶片有限元模型.图 4 为空心风扇叶片在最苛刻工况下的静强度分析结果,可知空心风扇叶片叶身在该工况下的径向应力最大值为 564 MPa,位于叶背侧近叶根的弦中区域.

文献[16]表明:发动机构件在工作状态下的振动应力一般不超过 69 MPa,基于保守考虑,空



图 3 空心风扇叶片有限元模型
Fig. 3 Finite element model of the hollow fan blade

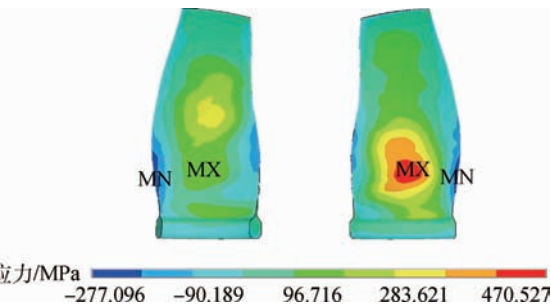


图 4 空心风扇叶片径向应力分布

Fig. 4 Radial stress distribution of the hollow fan blade

心风扇叶片在 69 MPa 基础上留 50% 的储备裕度,则空心风扇叶片在工作状态下应能承受最大 103 MPa 的振动应力. 该钛合金材料的室温屈服强度为 827 MPa,根据修正后的 Goodman 图,以最苛刻工况下 564 MPa 的静应力和 103 MPa 的许用振动应力来进行计算,可知该高循环疲劳强度应不小于 324 MPa.

3 高循环疲劳试验设计

鉴于试验件 1 阶弯曲频率仅为 65 Hz, 1×10^9 次循环相当于 4 273.5 h 的试验时数,从试验周期和成本考虑,难以实现. 对于 1×10^9 次循环的疲劳强度,一种可行的方法是基于相对较少(但不少于 1×10^7)循环数下得到的疲劳强度插值获得^[16-17], 1×10^9 次循环下的疲劳强度可采用 1×10^7 次循环下疲劳强度的 90% 作为近似^[17]. 因此本试验以通过 1×10^7 次循环的振动疲劳强度为试验考核目标,且该试验目标应在疲劳设计目标的基础上除以 0.9 的系数,即 1×10^7 次循环下试验获取的疲劳强度不小于 360 MPa.

为实现该目标,设计了一套空心风扇叶片高循环疲劳试验方案及其装置,以验证其叶身瓦伦空心结构的抗高循环疲劳能力. 简化起见,仅考虑气动激励产生的振动,即高循环疲劳试验简化为空心风扇叶片的振动疲劳试验. 试验装置的设计主要包括夹具和转接段的结构方案设计及其相关几何尺寸的确定. 在设计时参考空心风扇叶片及榫头的结构和尺寸,以最终获得应力水平可以接受的试验方案和结构.

鉴于空心风扇叶片为模拟构件,且本身质量约为 1 kg,试验时对振动台的支反力相对较小,可直接在振动台上进行试验. 为较好地实现试验状态下的模拟,按照简化后的风扇榫头结构,将圆弧形榫槽夹具简化为两个分离的夹块,通过位于转接段上的 3 个螺钉将夹块、叶片固定在转接段内,

转接段与振动台通过螺栓固定,如图 5 所示. 同时,考虑到激振能量由振动台提供,且叶片为宽弦复合弯掠叶片,为保证试验时振动能量的有效施加,转接段设计时将安装夹块和叶片的夹槽与振动台面成约 50°,以确保试验时叶身相对于振动台尽可能处于水平位置.

对试验装置进行了预应力分析和振动特性分析,其 1 阶弯曲振动频率为 65 Hz,振型如图 6 所示.

为了确定 1 阶弯曲振型下空心风扇叶片的振动应力分布,对其进行了谐响应分析. 计算结果如图 7 所示,振动应力最大值位于叶根盆侧进气边,

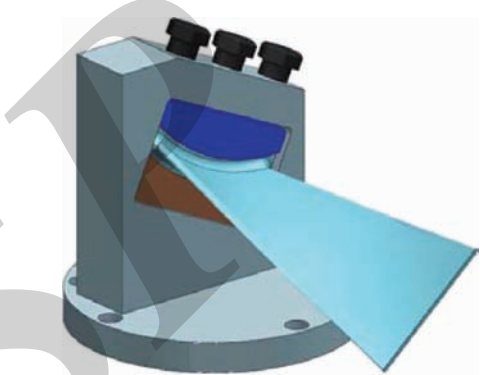


图 5 空心风扇叶片高循环疲劳试验夹具

Fig. 5 Fixture for hollow fan blade high cycle fatigue experiment



图 6 空心风扇叶片 1 阶弯曲振型

Fig. 6 First bending mode of the hollow fan blade

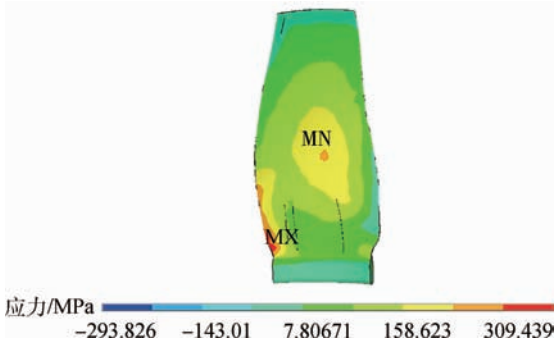


图 7 空心风扇叶片振动应力云图

Fig. 7 Vibrational stress distribution on the hollow fan blade

应力集中在叶根盆侧进、排气边和叶背弦中空区域,这些区域有可能成为振动疲劳试验过程中首先破坏的部位,均为试验考核关键位置。

由分析可知,该试验方案及装置结构可用于振动引起的高循环疲劳试验,预期能够满足空心风扇叶片的高循环疲劳试验考核要求。

4 高循环疲劳试验及其结果分析

高循环疲劳试验采用共振驻留法,在 2000 kg 振动台上对试验件进行 1 阶弯曲振型下的试验考核,具体步骤按照国标 HB 5277-84 发动机叶片及材料振动疲劳试验方法规定实施。试验设备和测试系统示意图如图 8 所示,试验装置照片如图 9 所示。

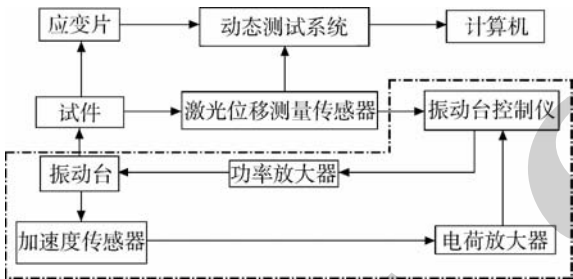


图 8 试验设备和测试系统图

Fig. 8 Diagram of experiment equipment and measurement system

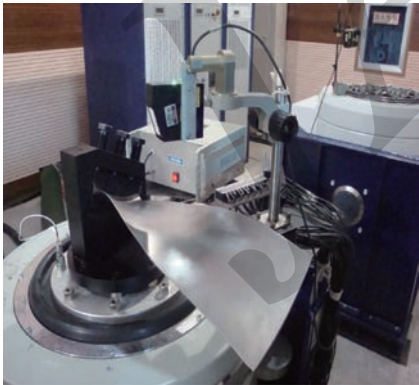


图 9 空心风扇叶片试验装置

Fig. 9 Experimental facility of hollow fan blade

试验步骤如下:①进行振动特性试验,获取其 1 阶弯曲振型及频率;②在振动应力集中区域(叶根盆侧进排气边、叶背弦中)粘贴应变片,通过应力分布测试来获取试验件的最大振动应力点,应变片粘贴位置及振幅监测点如图 10 所示;③开展叶片最大振动应力与监测点振幅关系的标定,以建立振动应力-振幅标定曲线,用于试验应力控制。鉴于空心风扇叶片展向较长,在 1 阶弯曲振型

下叶尖振幅过大,为实现激光位移传感器的有效监测,振幅监测点选取在叶盆侧距叶尖 300 mm 的位置;④采用共振驻留法对试验件进行振动疲劳试验,确定其通过 1×10^7 次循环的振动疲劳强度。

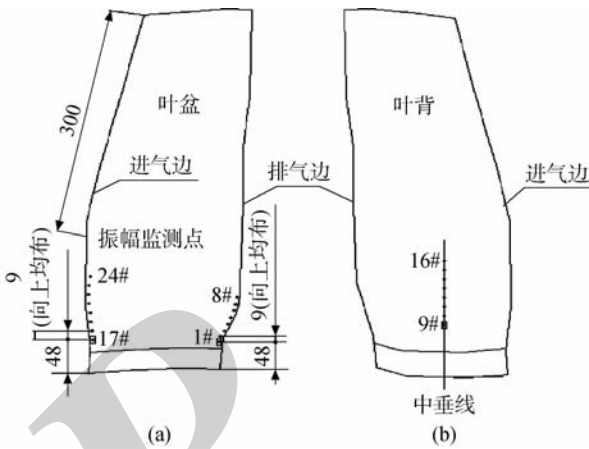


图 10 应变片粘贴及振幅监测点示意图(单位:mm)
Fig. 10 Diagram of strain gauge positioning and vibration amplitude monitoring locations (unit: mm)

文献[12]研究表明:经扩散连接/超塑成形工艺后,钛合金空心叶片常温下的力学性能(如强度极限和屈服极限)约为采用该工艺前的 90%,而弹性模量和断后延伸率约为原来的 95%。鉴于加工单位所提供的空心风扇叶片用钛合金板材对应 1×10^7 次循环的旋转弯曲疲劳强度为 410 MPa,对扩散连接/超塑成形对高循环疲劳强度的影响进行保守考虑,取其影响系数为 1.1,确定初始试验应力水平为 370 MPa。

1# 试验件在 370 MPa 应力水平下通过了 2×10^7 次循环的考核试验,表明 1# 试验件对应 1×10^7 循环的振动疲劳强度高于 370 MPa;为考核其振动疲劳能力及失效形式,在 400 MPa 应力水平下继续对 1# 试验件进行试验,历经 1.6×10^6 次循环后在其叶盆侧进气边出现裂纹,如图 11 所示。

鉴于试验件加工成本高、周期长,本次用于试验的件数相对较少,仅 6 件。为实现对叶身空心结构部分抗高循环疲劳能力考核的目的,参照 1# 试验件的疲劳结果,将应力水平逐级提高,分别在 385,400 MPa 下进行了后续振动疲劳试验,试验结果见表 1。

由表 1 可以看出,在 385 MPa 应力水平下,3# 试验件通过,2# 和 4# 试验件破坏时约为 8.7×10^6 次循环,即试验件对应 1×10^7 次循环的振动疲劳强度基本达到 385 MPa;在 400 MPa 应

力水平下,5# 试验件经历 6.6×10^6 次循环破坏,6# 试验件经历 1.9×10^6 次循环破坏,即空心风扇叶片试验件对应 1×10^7 次循环的振动疲劳强度低于 400 MPa.

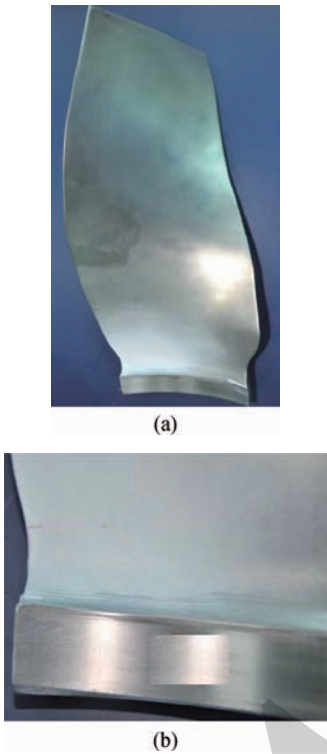


图 11 1# 试验件裂纹示意图

Fig. 11 Diagram of the crack on specimen 1#

表 1 高循环疲劳试验数据

Table 1 High cycle fatigue experiment data

试验件	应力/MPa	寿命/ 10^6 cycle	结果
1#	370	20	通过
2#	385	8.7	未通过
3#	385	10	通过
4#	385	8.7	未通过
5#	400	6.6	未通过
6#	400	1.9	未通过

由上述试验结果得出结论,空心风扇叶片叶身的高循环疲劳强度介于 370 MPa 至 400 MPa 之间,高于 1×10^7 次循环下的高循环疲劳强度应不小于 360 MPa 的试验目标,可满足空心风扇叶片在最大工作状态下疲劳强度不小于 324 MPa 的高循环疲劳设计要求.

5 断口分析

空心风扇叶片试验件试验中出现的裂纹均在

叶根盆侧进气边、叶背中部空心区域等高振动应力区域,与有限元分析确定的高振动应力区域吻合.为确定空心风扇叶片试验件的失效模式及原因,选择叶背空心区破坏的 5# 试验件进行断口分析,试验件裂纹形态如图 12 所示.

由图 12 可以看出,5# 试验件裂纹位于叶背侧,约处于 1/4 叶高处,裂纹外观连续,呈现圆弧形.将断口打开,对上端匹配断口进行观测,可以看出,5# 试验件裂纹起源于叶背侧壁板内表面,如图 13 所示,如以进气边为基准,裂纹源区位于第 2 个扩散连接界面的左侧.图 14 为裂纹源区低倍照片,图 15 为裂纹源区的高倍照片.对叶片断口及金相组织分析,认为叶片断口处未见材质类缺陷,金相组织也未见异常,即表明叶片的材质正常,裂纹的萌生、扩展与材质无关.对叶片断口进行宏微观检查,发现叶片断口较为平坦,说明裂纹扩展较充分;另外,在断口上可见细密的疲劳条带



图 12 5# 试验件裂纹示意图

Fig. 12 Diagram of the crack on specimen 5#

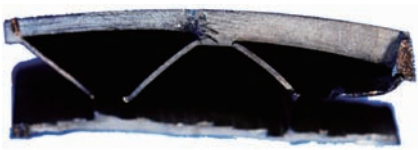


图 13 5# 试验件断口示意图

Fig. 13 Diagram of the fracture on specimen 5#

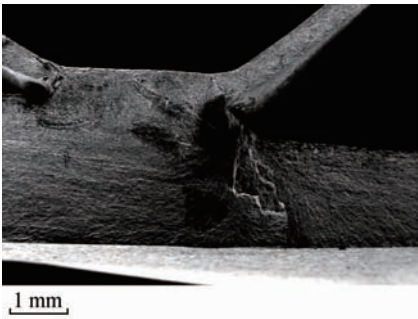


图 14 5# 试验件裂纹源区低倍照片

Fig. 14 Low magnification photo of the crack initiation on specimen 5#

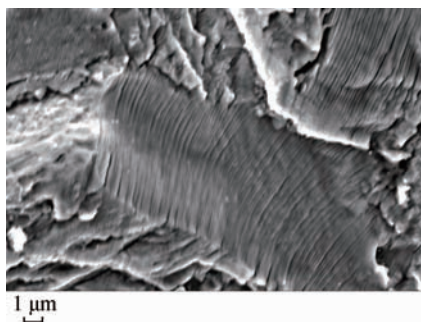


图15 5#试验件裂纹源区高倍照片

Fig. 15 High magnification photo of the crack initiation on specimen 5#

特征,说明裂纹的性质为疲劳,且疲劳裂纹的扩展应力相对较小。

由图13、图14可以看出,5#试验件疲劳裂纹源区与扩散连接部位略有偏离,裂纹源区附近壁板厚度存在较为明显的突变。分析认为该位置的裂纹萌生可能与叶片扩散连接部位附近的壁板厚度突变有关,建议后续结构改进应关注该处的空腔设计,同时在工艺中提高该区域的成型质量,并加强检测手段。

6 结 论

针对钛合金宽弦风扇叶片内部瓦伦空心结构的高循环疲劳设计要求,设计、加工了只有瓦伦空心结构的风扇叶片试验件,实现了空心风扇叶片高循环疲劳试验设计,并着重对其叶身空心结构部分抗高循环疲劳能力进行了试验验证,对试验中出现裂纹的叶片断口进行了分析,得到结论如下:

1) 实际试验表明设计的试验件及试验用夹具实现了叶身空心结构部分抗高循环疲劳能力考核的预期目的。

2) 试验结果表明所设计的空心风扇叶片结构叶身部分具有所要求的抗高循环疲劳能力,可满足实际大涵道比航空涡扇发动机空心风扇叶片的高循环疲劳设计目标。

因空心风扇叶片制造加工难度大,费用高,周期长,本文的试验件数量相对较少,仅获得了给定应力水平下的高循环疲劳寿命数据,后续可按本文的技术途径和方法流程,适当增加试验件数量,以获取其疲劳极限进而构建其应力-疲劳寿命曲线,为工程研制奠定基础,并积累数据;当然,为考虑风扇叶/盘圆弧形榫连结构的影响,后续可开展带圆弧榫头的空心风扇叶片高循环疲劳研究。

参考文献:

- [1] 杨剑秋,王延荣. 空心风扇叶片结构优化设计方法及程序实现[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 97-103.
YANG Jianqiu, WANG Yanrong. Structural design optimization method and program implementation for a hollow fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 97-103. (in Chinese)
- [2] 杨剑秋,王延荣. 基于正交试验设计的空心叶片结构优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 376-384.
YANG Jianqiu, WANG Yanrong. Structural optimization of hollow fan blade based on orthogonal experimental design[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 376-384. (in Chinese)
- [3] 于洋,张力,战鹏,等. 宽弦空心风扇转子叶片叶身结构设计参数分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 24-26.
YU Yang, ZHANG Li, ZHAN Peng, et al. Analysis of design parameters of wide chord hollow fan blade structure[J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 24-26. (in Chinese)
- [4] 杨雯,杜发荣,郝勇,等. 宽弦空心风扇叶片动力响应特性研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 444-449.
YANG Wen, DU Farong, HAO Yong, et al. Investigation of dynamic response property of wide-chord hollow fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 444-449. (in Chinese)
- [5] 王振培,王丹,朱继宏,等. 叶片参数化有限元建模与罩量优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2450-2458.
WANG Zhenpei, WANG Dan, ZHU Jihong, et al. Parametrical FE modeling of blade and design optimization of its gravity center eccentricity[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2450-2458. (in Chinese)
- [6] 纪福森,丁拳,李惠莲. 2/3层板结构空心风扇叶片设计与对比分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(2): 49-51.
JI Fusen, DING Quan, LI Huilian. Design and analysis of hollow wide-chord fan blade with two-layers and three-layers plat[J]. Aeroengine, 2013, 39(2): 49-51. (in Chinese)
- [7] 吴惠松,黄致建,郝艳华,等. 桁架式空心风扇叶片结构参数化设计平台开发[J]. 机械设计与制造, 2013(10): 66-68.
WU Huisong, HUANG Zhijian, HAO Yanhua, et al. The parametric design platform development for hollow fan blade of girder internal structure[J]. Machinery Design and Manufacture, 2013(10): 66-68. (in Chinese)
- [8] ZHAO Bing, LI Zhiqiang, HOU Hongliang, et al. Three dimensional FEM simulation of titanium hollow blade forming process[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2010, 39(6): 963-968.
- [9] FITZGERALD G A, BROUGHTON T. The Rolls-Royce wide chord fan blade[R]. San Francisco, US: The 1st International Conference of the Titanium Development Association, 1986.
- [10] WEISERT E D. Hollow titanium turbofan blades[C] // Topical Symposium on Superplasticity in Aerospace. Warrendale, PA: Metallurgical Society Incorporation, 1988:

315-330.

[11] MCELHONE M. The hollow wide chord fan blade (WCFB); a stiffened metallic structure[C] // Proceedings of the Seminar on Designing High-performance Stiffened Struck. London: Institution of Mechanical Engineers, 1999:45-57.

[12] XUN Y W, TAN M J. Applications of superplastic forming and diffusion bonding to hollow engine blade[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2000, 99(1/2/3): 80-85.

[13] MOFFAT T J, CLEGHORN W L. Prediction of bird impact pressures and damage using MSC/DYTRAN[R]. ASME Paper 2001-GT-0280, 2001.

[14] 魏大盛, 王延荣. 榫连接结构几何参数对接触应力的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(4): 473-477.

WEI Dasheng, WANG Yanrong. Effects of critical geometrical parameters on distribution of contact stress in a tenon jointing[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(4): 473-477. (in Chinese)

[15] 古远兴. 高低周复合载荷下燕尾榫结构微动疲劳寿命研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.

GU Yuanxing. Research on fretting fatigue life of dovetail joint under HCF-LCF load[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)

[16] US Air Force, MIL-HDBK-1783B Engine structural integrity program (ENSIP)[S]. Washington: US Air Force, 2002: 1-115.

[17] Nicholas T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective[M]. Kidlington, US: Elsevier Limied, 2006.

(编辑: 陈 越)