

TiB₂ 增强铝基复合材料低压压气机静子叶片高循环疲劳试验研究

周超羨, 李 迪, 廖连芳, 陈云永

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

[摘要] 根据某型航空发动机减重设计需求, 考虑到 TiB₂ 颗粒增强铝基复合材料轻质、高强的特点及某型航空发动机低压压气机静子叶片结构特征, 开展了基于颗粒增强铝基复合材料的低压压气机静子叶片试验件的高周疲劳性能试验工作。试验结果表明: 叶片试验件在 3×10^7 次循环下的高循环疲劳强度为 246.30MPa, 基本能够满足某型航空发动机静子叶片类零件的高循环疲劳设计要求。

关键词: TiB₂; 颗粒增强; 铝基复合材料; 叶片; 高循环疲劳

Study on High Cycle Fatigue Experiment of Low Pressure Compressor Stator Vanes of TiB₂ Reinforced Aluminum Metal Matrix Composite

ZHOU Chaoxian, LI Di, LIAO Lianfang, CHEN Yunyong

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

[ABSTRACT] According to the requirements of aero-engine weight reduction design, based on the characteristics of light and high strength of TiB₂ particle-reinforced aluminum matrix composites, the paper focuses on the stator vanes structure of a certain aero-engine low pressure compressor (LPC), finishes the job on design and machining of the specimen of particle-reinforced metal matrix composites, and studies on high cycle fatigue (HCF) test process. The results indicate that: (1) the design and manufacturing processes of specimens can achieve the goal of the HCF test; (2) the HCF strength of the specimens made from particle-reinforced metal-matrix composites is 246.30MPa, which can achieve the goals of the test; (3) the particle-reinforced metal-matrix composites used in this kind of stator vane specimen can meet the aero-engine design requirement for LPC stator vanes.

Keywords: TiB₂; Particle-reinforced; Aluminum metal matrix composite; Stator vane; High cycle fatigue

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.16.085

减重设计是新一代大型客机发动机性能达标基础上的第一要务, 完成这一任务的重要基础条件是基于目标零件的高性能轻质材料的工程化应用, 进而实现整机推重比的不断提升。低压压气机单元体温度较低 (不超过 300℃)、转子转速低、气动负荷小, 铝基复合材料用于低压压气机静子叶片成为可能; 同时, 相比于目前低压压气机静子叶片所使用的 17-4PH 不锈钢材料, 采用铝基复合材料后, 叶片本身可减重 67%, 将机匣、连接件的相应减重计入后, 收益将更高。因此, 在低压压气机静子叶片上采用铝基复合材料, 是目前航空发动机减重设计的一条可行路线^[1-3]。

与传统金属材料相比, 颗粒增强铝基复合材料因具有陶瓷颗粒与铝合金的复合, 使得颗粒增强铝基复合材

料展现出低密度、高比强度、高比刚度、耐磨性能好、高热导率和低热膨胀系数等优点; 同时, 与纤维增强树脂基复合材料相比, 颗粒增强铝基复合材料能够适用于大多数传统机械加工工艺, 工艺成熟度高、稳定性强、成本低。因而, 颗粒增强铝基复合材料因具有优异性能而在航空航天领域得到广泛关注^[4-7]。

综上, 采用铝基复合材料制造低压压气机静子叶片, 其减重效果是确定的, 但如何实现服役性能的达标, 则需要通过气动结构设计优化与材料微观织构优化进而实现性能的优化, 优化的结果应得到试验验证。本研究拟结合静子叶片应力场分析结果, 选用超细长丝织构 TiB₂ 颗粒增强 7050 铝基复合材料制备叶片试验件, 采用高频振动试验方法对试验叶片进行指定寿命 3×10^7

高循环疲劳强度的试验考核。

1 试验方法

1.1 压气机静子叶片应力场分析

针对采用该型铝基复合材料的静子叶片,选用发动机工作包线内最严苛工况开展强度分析,获取等效应力分布和一阶弯曲振型如图1和图2所示。大量研究结果表明,若能使材料流线织构方向与受载方向趋于一致,则能最大程度发挥材料的潜在性能。等效应力分布和一阶弯曲振型等高线的法线方向即为载荷的传递方向。

1.2 材料微结构形态选型

受往复循环载荷作用的结构和零件,当选用颗粒增强复合材料制造时,颗粒含量不宜超过10%,这样能在适当增加强度的同时,使材料保持相当的韧性。经初期性能优化和筛选,本试验最终选定TiB₂重量百分比含量为6%的7050铝合金。另一方面,材料在零件主要的受载方向上最好存在有利的微结构形态,如丝织构。

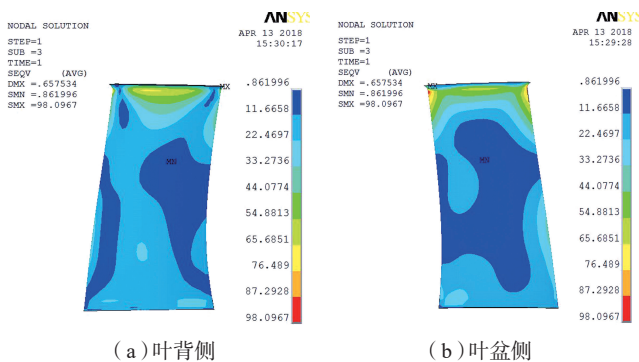


图1 叶片最严苛工况等效应力分布(单位:MPa)

Fig.1 Equivalent stress distribution of stator vane at the most severe working condition

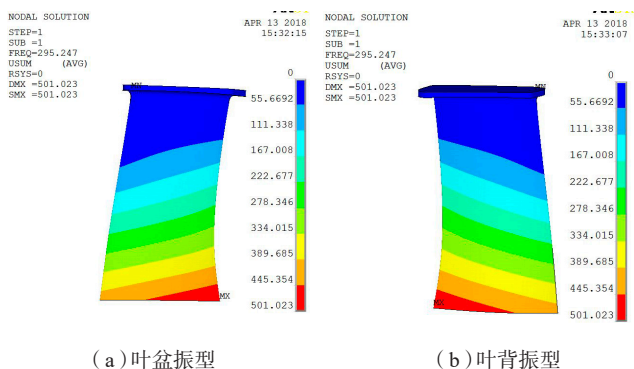


图2 某型航空发动机低压压气机第1级静子叶片一阶弯曲振型

Fig.2 First-order bending mode of the first stage stator vane of a certain aero-engine LPC

图3为选用的挤压成型6% TiB₂/7050铝基复合材料微结构反极图,可见该种材料具有高轴比的[111]丝织构和[001]丝织构,其中[111]丝织构约占2/3体积百分比。[111]方向为密排方向,该方向受载将响应出更高的弹性模量和强度,而[001]丝织构方向的受载则能获得较好的塑性。试验材料选用的是上海交通大学开发的“熔体控制自生”铝基复合材料(6% TiB₂/7050),其材料特性如表1所示。

1.3 叶片试验件设计

静子叶片缘板尺寸较小且距离叶身较近,在进行试验时存在装夹困难、叶片振幅受限等问题,因此需要对叶片缘板部分重新设计,形成叶片试验件(图4)。

为确保叶片试验件能够满足高循环疲劳试验件的

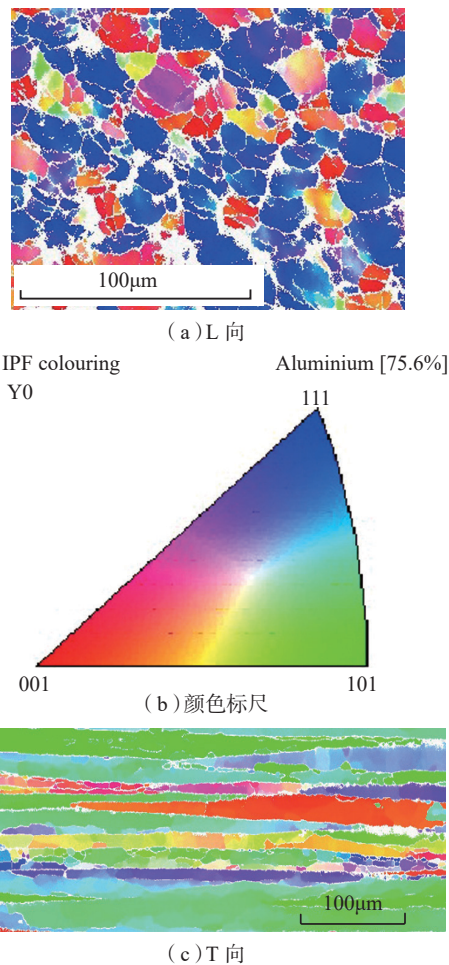


图3 TiB₂增强铝基复合材料微结构反极图

Fig.3 Inverse pole figures of microstructure of TiB₂ reinforced aluminum matrix composites

表1 6% TiB₂/7050铝基复合材料力学性能

密度/(kg·m ⁻³)	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	抗拉强度/MPa
2930	77	0.33	640	710

设计目的,采用发动机工作载荷对叶片试验件进行强度分析。叶片试验件的一阶弯曲振型及相对振动应力分布见图 5、图 6 所示,前十阶固有频率计算结果见表 2。通过分析可知,叶片试验件最危险位置出现在叶根进排气边位置,其屈服安全系数满足设计要求,修改缘板后的叶片试验件能够代替真实叶片用于高循环疲劳试验,且试验结果能够具有代表性。

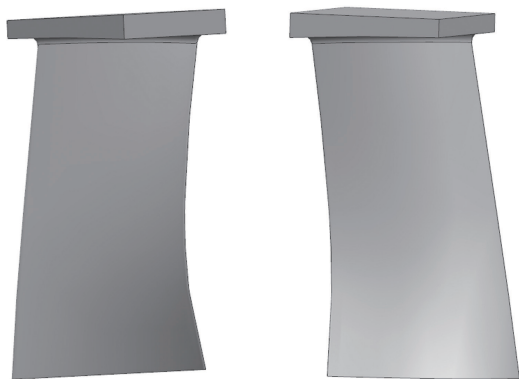


图4 叶片试验件三维模型示意图

Fig.4 Schematic diagram 3D model of stator vane specimen

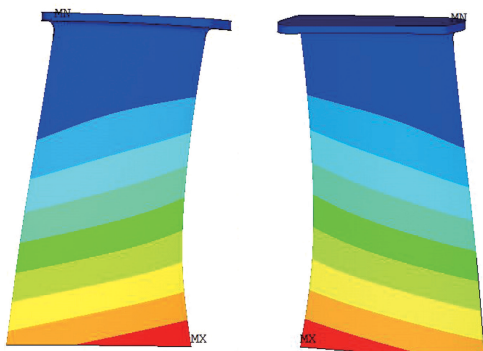


图5 叶片试验件一阶弯曲振型

Fig.5 First order bending mode of stator vane specimen

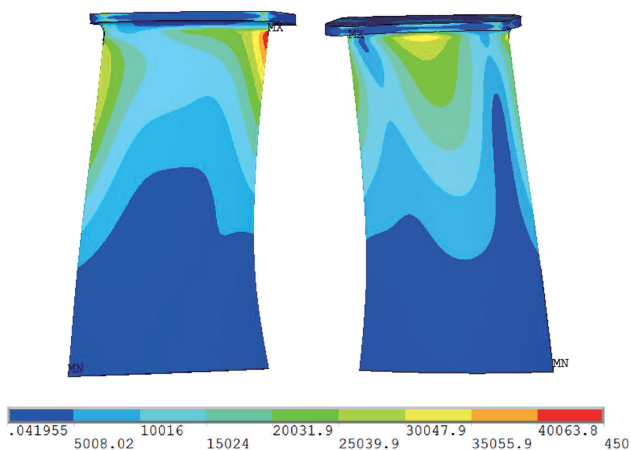


图6 叶片试验件一阶弯曲振型相对振动应力分布

Fig.6 Relative vibration stress distribution of the first order bending mode of stator vane specimen

1.4 试验方案设计

为实现对叶片抗高循环疲劳能力的考核目的,设计了一套叶片高循环疲劳试验方案及其装置。本项试验仅考虑气动激励产生的振动,即高循环疲劳试验简化为叶片试验件的振动疲劳试验,试验装置的设计主要包括夹具和转接段的的结构方案设计,以最终获得应力水平可以接受的试验方案和结构。

鉴于叶片试验件为模拟构件,在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,按照简化后的叶片结构将叶片试验件榫槽夹具简化为 3 部分: 方形盖板、夹具主体和顶块。方形盖板通过螺栓与夹具相连,覆盖叶片缘板上表面,通过顶块对叶片试验件缘板底部施加顶紧力进行固定。具体如图 7 所示。

经振动特性分析可知,夹具、设备系统前两阶共振频率分别为 2528.28Hz、2738.19Hz,远高于叶片试验件

表2 叶片试验件前10阶固有频率数据(静止状态)

阶次	频率值/Hz
1	310.2
2	788.7
3	1778
4	2300.4
5	3341.4
6	4571.1
7	4661.3
8	5730.9
9	6955.1
10	7319.8

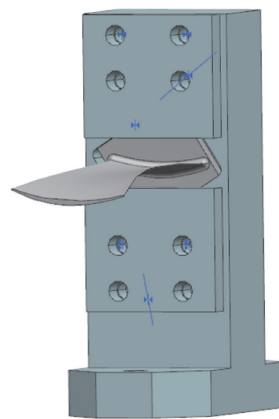


图7 叶片试验件试验装置

Fig.7 Test device of stator vane specimen for HCF test

前3阶固有频率。因此,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。

叶片高循环疲劳试验采用共振驻留法,在0.5t振动台上对试验件进行一阶弯曲振型下的试验,具体步骤按照《HB 5277—1984 发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》^[8]规定实施。试验设备和测试系统示意图如图8所示。

试验步骤为:(1)进行振动特性试验,获取单个叶片试验件的一阶弯曲振型及频率;(2)在振动应力集中区域(叶盆侧进排气边、叶背侧中部)粘贴应变片,通过应力分布测试获取试验件上最大振动应力位置,应变片粘贴位置及振幅监测点如图9所示;(3)开展叶片最大振动应力与监测点振幅关系的标定,建立振动应力-振幅标定曲线,用于试验应力控制;(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 3×10^7 次循环的振动疲劳强度。

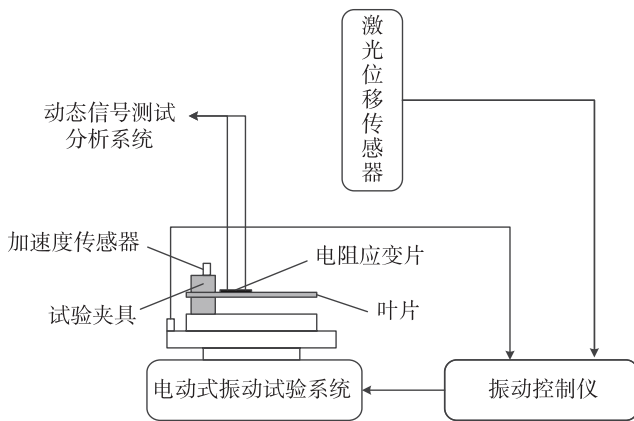


图8 叶片高循环疲劳试验原理图
Fig.8 Schematic diagram of stator vane HCF test

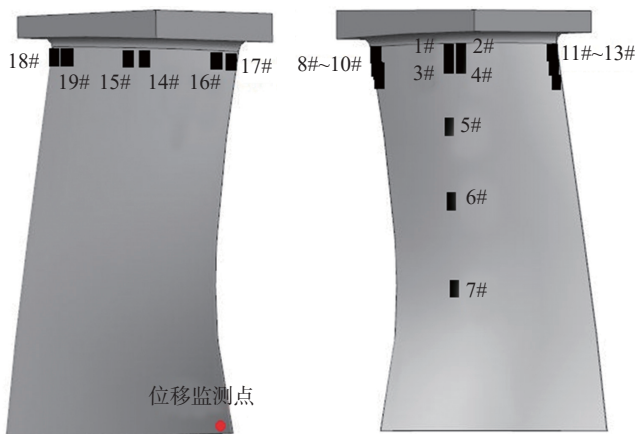


图9 应变片粘贴及振幅监测点示意图
Fig.9 Schematic diagram of location of strain gauge adhesion and amplitude monitoring

2 结果与讨论

2.1 叶片振动疲劳试验结果

通常,针对有色金属材料叶片类零件,其高循环疲劳寿命应至少达到 3×10^7 循环。因此,本试验以通过 3×10^7 循环的中值疲劳强度为考核目标。根据前期材料工艺研究过程中的探索性试验,试样级的铝基复合材料在进行旋转弯曲疲劳试验时,其 1×10^7 次循环下的疲劳强度约为300MPa。在同一材料的试样级试验中,考虑 1×10^7 次循环和 3×10^7 次循环下疲劳强度关系为1.1倍,则 3×10^7 次循环下铝基复合材料试样级疲劳强度应为272MPa;由于构件级试验较试样级更复杂、构件表面粗糙度($R_a=0.8\sim 1.6\mu\text{m}$)也差于试样($R_a=0.1\mu\text{m}$),因此考虑构件级疲劳强度估计为233.6MPa(考虑影响系数0.85)。

经试验可知,1#试验件在233.6MPa应力水平下完成 3×10^7 次循环,表明1#试验件对应 3×10^7 次循环的振动疲劳强度高于233.6MPa,后续应力增量定为11.7MPa(5%初始应力)、按照升降法进行后续振动疲劳试验,试验结果见表3。

根据《HB/Z 112—1986 材料疲劳试验统计分析方法》^[9],上述试验数据中可获取到7个对子,计算数值如下。

子样均值:

$$S_{am} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n S_i = 246.30\text{MPa} \quad (1)$$

子样标准差:

$$S_{as} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n S_i^2 - S_{am}^2} = 10.75\text{MPa} \quad (2)$$

变异系数:

$$\gamma = \frac{S_{as}}{S_{am}} = 0.0437 \quad (3)$$

由上述试验结果可知,铝基复合材料叶片试验件在 3×10^7 次循环下的高循环疲劳强度为246.30MPa,该数值满足置信度95%、相对误差不超过 $\pm 5\%$ 的最小子样数要求。

2.2 叶片振动疲劳寿命可靠性分析

通常认为,中低寿命区的疲劳寿命服从对数正态分布,而进入 10^7 数量级的高寿命区后,疲劳寿命不服从对数正态分布,仅服从韦布尔分布^[10],其原因被认为是在高寿命区的疲劳寿命具有超长尾分布。韦布尔分布的关键问题是在工程上难以进行统计推断。为消除长寿命区超长尾分布造成的非对数正态性,本文提出基于升降法断裂数据的半区域对数正态分布法对叶片振动

疲劳寿命进行可靠性分析,具体步骤如下:

(1)将升降法中配对的断裂寿命数据取对数,然后以寿命列进行关联排序,见表3。

(2)以配对数的两倍为子样数 n ,通过式(4)将排序号 i 代入得到每个寿命下的可靠度估计量,见表3。

(3)在正态坐标系中将对数寿命与可靠度估计量数据作图,并进行线性拟合,以检验升降法配对的断裂对数寿命是否服从正态分布。数据拟合结果见图10所示,拟合相关系数大于0.9,表明半区域寿命数据服从对数正态分布。

(4)以 3×10^7 的对数 7.47712 为均值,将越出数据的虚拟断裂对数寿命进行对称虚拟增广,见表3。进而由式(2)可求出对数寿命标准差为 0.844705,由此得到了叶片在 246.3MPa 疲劳强度加载时的寿命分布密度函数的估计,见式(5)。

$$\hat{p} = \left(1 - \frac{i}{n+1}\right) \times 100 \quad (4)$$

$$f(x) = \frac{1}{0.844705\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-7.47712)^2}{2 \times 0.844705^2}} \quad (5)$$

式(5)表明,当施加的疲劳应力为 246.3MPa 时,要使试验件不断裂的高可靠性达到 99.9999% 以上^[11],则加载循环数不得大于指定寿命的对数减去 4.753 倍的标准差,即小于 $7.47712 - 4.753 \times 0.844705 = 3.426317$,其对应的循环数为 2669,如图11所示。图11给出了纵坐标取对数的对数疲劳寿命分布的概率密度曲线。由图11所展示的式(5)表明,对叶片而言几千次的循环

是一个在工程上不可接受的低值寿命,可见在疲劳强度水平的服役将会导致灾难性结果。因此,有必要进一步分析当服役载荷适当降低条件下,获得 3×10^7 次循环而不断裂的高可靠性服役的载荷条件。

2.3 叶片振动疲劳强度可靠性分析

在工程应用中,可假设疲劳强度服从正态分布^[10],则可将式(1)给出的子样均值看成是疲劳强度正态分布的均值 μ 的估计值,同时可将式(2)给出的子样标准差作为疲劳强度正态分布的标准差 σ 的估计值。那么式(4)就给出了基于7个对子数据的母体分布密度函数,图12给出了纵坐标取对数的疲劳强度分布的概率密度曲线。由图12所展示的式(6)表明,当施加的疲劳应力小于疲劳强度减去 4.753 倍的标准差时,即小于 $246.3 - 4.753 \times 9.23 = 202.4\text{MPa}$ 时,试验件获得 3×10^7 次循环不断裂的可靠性达到 99.9999% 以上^[11]。

$$f(x) = \frac{1}{9.23\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-246.3)^2}{2 \times 9.23^2}} \quad (6)$$

文献[12]表明:航空发动机压气机叶片在工作状态下的振动应力一般不超过 69MPa。考虑到叶片在发动机工况下工作时激振力、安装方式、温度场分布等因素的不确定性,本文将许用振动应力上浮 50%,同时参考 Goodman 曲线,本试验将 6% TiB₂/7050 铝基复合材料叶片的中值疲劳极限值定为不低于 121MPa。由此可见,高可靠性下的许用应力 202MPa 远高于实际可能的服役载荷,表明采用叶片应力流线与材料流线一致性设计理念研制出的具有典型叶型特征的叶片试验件,能够

表3 指定叶片寿命 3×10^7 升降法疲劳强度试验数据

试验序号	应力 /MPa	寿命 cycle/ 10 ⁶	对数寿命 / lg(cyc.)	结果	排序号	可靠度估计量	增广数据组
12#	245.46	1.37	6.13672	破坏	1	93.33	6.13672
10#	245.46	1.7	6.23045	破坏	2	86.67	6.23045
4#	268.92	3.8	6.57978	破坏	3	80	6.57978
7#	257.19	10.6	7.02531	破坏	4	73.33	7.02531
5#	257.19	12	7.07918	破坏	5	66.67	7.07918
8#	245.46	13.6	7.13354	破坏	6	60	7.13354
14#	245.46	27.6	7.44091	破坏	7	53.33	7.44091
1#	233.74	30	7.47712	越出	—	—	7.51333
2#	245.46	30	7.47712	越出	—	—	7.8207
3#	257.19	30	7.47712	越出	—	—	7.87506
6#	245.46	30	7.47712	越出	—	—	7.92893
9#	233.74	30	7.47712	越出	—	—	8.37446
11#	233.74	30	7.47712	越出	—	—	8.72379
13#	233.74	30	7.47712	越出	—	—	8.81752
15#	233.74	30	7.47712	越出	—	—	—

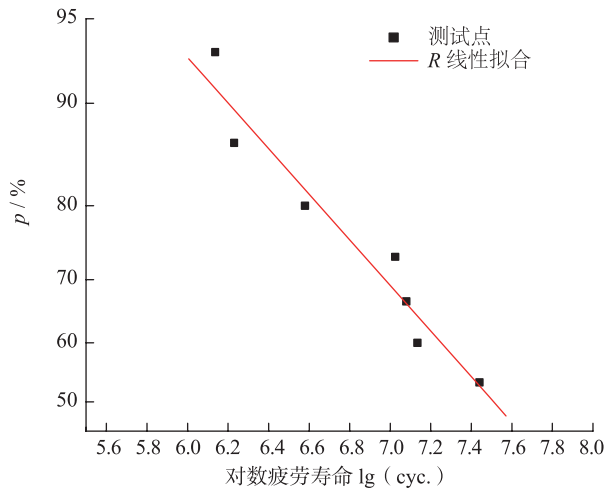


图10 半区域对数寿命正态分布检验
Fig.10 Normal distribution test of half-area logarithmic life expectancy

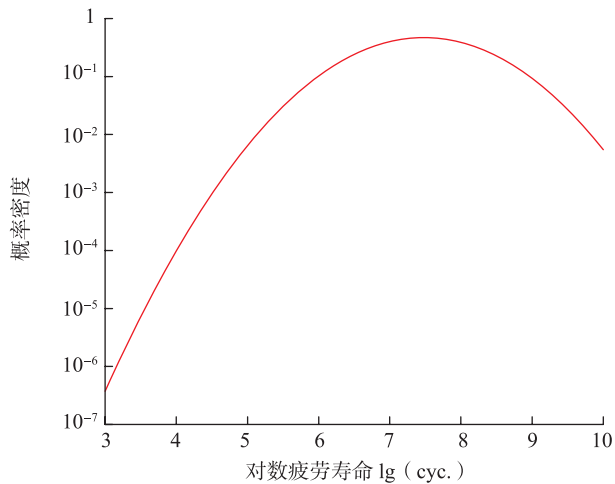


图11 对数概率密度下的对数疲劳寿命正态分布图
Fig.11 Logarithmic fatigue life normal distribution under logarithmic probability density

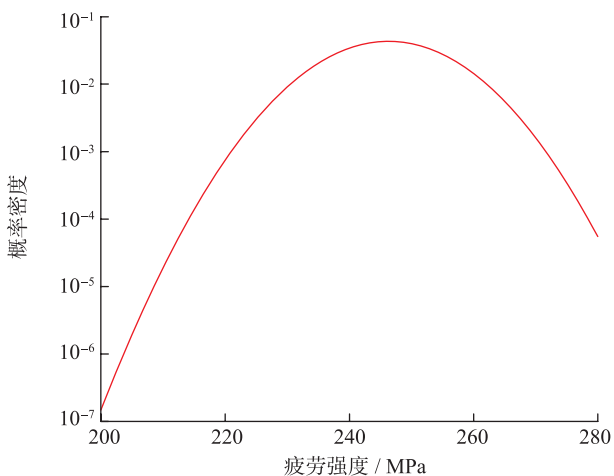


图12 对数概率密度下的疲劳强度正态分布图
Fig.12 Fatigue strength normal distribution under logarithmic probability density

满足某型航空发动机叶片类零件的高循环疲劳设计要求,为下一步 6% TiB₂/7050 铝基复合材料真实叶片的研发提供了重要的数据支撑。

3 结论

针对 6% TiB₂/7050 铝基复合材料应用于某型航空发动机低压压气机静子叶片的需要,采用叶片应力流线与材料流线一致性设计理念,研制出具有典型叶型特征的叶片试验件,对其叶身部分的抗高循环疲劳能力采用升降法进行了试验验证,得到结论如下:

(1)通过分析和试验表明了该叶片试验件和夹具的设计及加工达到了叶身抗高循环疲劳试验能力考核的目的;

(2)试验结果表明叶片试验件在 3×10^7 次循环下的高循环疲劳强度为 246.30MPa,满足置信度 95%、相对误差不超过 $\pm 5\%$ 的最小子样数要求;

(3)叶片试验件的高循环疲劳强度能够满足某型航空发动机叶片类零件的高循环疲劳设计要求。

参考文献

- [1] 金鹏,刘越,李曙,等. 颗粒增强铝基复合材料在航空航天领域的应用[J]. 材料导报, 2009, 23(11): 24-27, 39.
JIN Peng, LIU Yue, LI Shu, et al. Aerospace applications of particulate reinforced aluminum matrix composites[J]. Materials Review, 2009, 23(11): 24-27, 39.
- [2] 李沛勇,戴圣龙. 高阻尼铝基复合材料的研究动向[J]. 航空材料学报, 2000(3): 164-171.
LI Peiyong, DAI Shenglong. Trends in high damping aluminum matrix composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2000(3): 164-171.
- [3] 陈东,乐永康,白亮,等. 原位 TiB₂/7055 铝基复合材料的力学性能与阻尼性能[J]. 功能材料, 2006(10): 1599-1602.
CHEN Dong, YUE Yongkang, BAI Liang, et al. Investigation of mechanical properties and damping capacity of in situ TiB₂/7055 composites[J]. Journal of Functional Materials, 2006(10): 1599-1602.
- [4] PARKA B G, CROSKY A G, HELLIER A K. Fracture toughness of microsphere Al₂O₃-Al particulate metal matrix composites[J]. Composites: Part B, 2008, 39(7): 1270-1279.
- [5] CHEN S H, WANG T C. Size effects in the particle-reinforced metal-matrix composites[J]. Acta Mechanica, 2001, 157(1-4): 113-127.
- [6] PANDEY A B, MAJUMDAR B S, MIRACLE D B. Deformation and fracture of a particle reinforced aluminum alloy composite: Part I. Experiments[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2000, 31(3): 921-936.
- [7] 郑喜军,米国发. 碳化硅颗粒增强铝基复合材料的研究现状及发展趋势[J]. 材料热处理技术, 2011, 40(12): 92-96.

(下转第 95 页)

性测试结果的影响,对比分析了钛合金实心结构与空心结构的阻尼特性,得到以下结论。

(1) 半功率带宽法测量阻尼特性时,测试结果受扫频速率影响显著,而几乎不受激励条件改变的影响,测试中扫频速率不应高于 1.0oct/min。

(2) 小振幅条件下,钛合金薄壁空心结构的一阶阻尼特性大于实心结构一阶阻尼特性,均在 10^{-4} 的量级上。

(3) 大振幅下,钛合金薄壁空心结构的阻尼特性随着振幅的增加而增加,初始振幅 10.0mm 时的阻尼比是 3mm 时的 1.20 倍,在结构设计中可以利用这一优点。

参考文献

- [1] 李志强,郭和平.超塑成形/扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J].航空制造技术,2010,53(8):32-35.
- LI Zhiqiang, GUO Heping. Application progress and development tendency of superplastic forming/diffusion bonding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(8): 32-35.
- [2] 于卫新,李森泉,胡一曲.材料超塑性和超塑成形/扩散连接技术及应用[J].材料导报,2009,23(11):8-14.
- YU Weixin, LI Miaoquan, HU Yiqu. Superplasticity and application of superplastic forming/diffusion bonding technology[J]. Materials Review, 2009, 23(11): 8-14.
- [3] 张强,张永峰,马双元.大涵道比涡扇发动机风扇叶片振动模态分析[J].沈阳航空航天大学学报,2011,28(3):14-17.
- ZHANG Qiang, ZHANG Yongfeng, MA Shuangyuan. Modal analysis of high bypass ratio fan blade[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2011, 28(3): 14-17.
- [4] 唐铃,尚柏林,高星伟,等.某型发动机风扇叶片的损伤预测与振动分析[J].噪声与振动控制,2016,36(5):164-168.
- TANG Ling, SHANG Bolin, GAO Xingwei, et al. Damage prediction and vibration analysis of the fan blades of an engine[J]. Noise and Vibration Control, 2016, 36(5):164-168.
- [5] CHRISTOPHE N. Measuring dynamic stiffness of preloaded distal phalanges in vibration test bench validation and parameter study[J]. International Journal of Industrial Ergonomics, 2017, 59: 64-79.
- [6] KOO J. Effects of frequency response spacing on vibration fatigue analysis[J]. Springer Berlin Heidelberg, 2013, 195: 253-265.
- [7] 应怀樵,刘进明,沈松.半功率带宽法与 INV 阻尼计法求阻尼比的研究[J].噪声与振动控制,2006,26(2):4-6.
- YING Huaiqiao, LIU Jinming, SHEN Song. Half-power bandwidth method and INV damping ration solver study[J]. Noise and Vibration Control, 2006, 26(2): 4-6.
- [8] 温华兵.复杂薄壳结构振动声辐射特性及控制技术研究[D].镇江:江苏大学,2014.
- WEN Huabing. Research on sound radiation characteristics and vibration control technology of complex thin shell structure[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2014.
- [9] 李晖,孙伟,张永峰,等.悬臂薄板结构阻尼特性几种测试

方法的比较[J].中国工程机械学报,2013,11(4):347-353.

LI Hui, SUN Wei, ZHANG Yongfeng, et al. Comparative study on testing methods for damping property of cantilever thin-plate structures[J]. Chinese Journal of Construction Machinery, 2013, 11(4): 347-353.

[10] 孙伟,齐飞,韩清凯.基于自由振动衰减信号包络线法辨识硬涂层复合结构的阻尼特性[J].振动与冲击,2013,32(12):50-54.

SUN Wei, QI Fei, HAN Qingkai. Estimating system damping for a hard coating composite[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(12): 50-54.

[11] DE SILVA C W. Vibration damping, control, and design[M]. Boca Raton: CRC Press, 2007.

[12] 邓瑛,韩秀全,邵杰,等.钛合金三层空心结构模拟件设计及高周疲劳实验[J].航空制造技术,2013,56(16):52-54.

DENG Ying, HAN Xiuquan, SHAO Jie, et al. Titanium alloy three layers hollow component-like specimen design and high cycle fatigue test[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(16): 52-54.

通讯作者:邓瑛,高级工程师,研究方向为轻量化结构设计、强度及振动, E-mail: yingdeng@buaa.edu.cn.

(责编 铃兰)

(上接第 90 页)

ZHENG Xijun, MI Guofa. Research status and development trend of SiC_p/Al composite[J]. Material & Heat Treatment, 2011, 40(12): 92-96.

[8] 中华人民共和国航空工业部. HB 5277—1984 发动机叶片及材料振动疲劳试验方法[S].北京:中国标准出版社,1984.

Department of Aviation Industry of PRC. HB 5277—1984 Engine blade and material vibration fatigue test method[S]. Beijing: China Standard Press, 1984.

[9] 中华人民共和国航空工业部. HB/Z 112—1986 材料疲劳试验统计分析方法[S].北京:中国标准出版社,1986.

Department of Aviation Industry of PRC. HB/Z 112—1986 Material fatigue test statistical analysis method[S]. Beijing: China Standard Press, 1986.

[10] 郑修麟,王泓,鄢君辉,等.材料疲劳理论与工程应用[M].北京:科学出版社,2013.

ZHENG Xiulin, WANG Hong, YAN Junhui, et al. Material fatigue theory and engineering application[M]. Beijing: Science Press, 2013.

[11] 高镇同,熊峻江.疲劳可靠性[M].北京:北京航空航天大学出版社,2000.

GAO Zhentong, XIONG Junjiang. Fatigue reliability[M]. Beijing: Beihang University Press, 2000.

[12] U.S. Air Force. MIL—HDBK—1783B Engine structural integrity program (ENSIP)[S]. Washington: U.S. Air Force, 2002.

通讯作者:周超羨,硕士、工程师,研究方向为风扇、压气机零部件强度设计, E-mail: zhou0510zcx@126.com.

(责编 逸飞)