

钛合金三层空心结构模拟件设计及高周疲劳实验

Titanium Alloy Three Layers Hollow Component-Like Specimen Design and High Cycle Fatigue Test

中航工业北京航空制造工程研究所 邓 瑛 韩秀全 邵 杰 邓武警

[摘要] 本文设计了具有真实部件内、外部结构特征的模拟件,高周疲劳实验表明,裂纹萌生于空心区。试验数据对研究钛合金3层空心结构的动态响应特性、疲劳性能影响因素以及提高结构设计水平具有重要意义。

关键词:钛合金 空心结构 疲劳 模拟件设计

[ABSTRACT] Component-like specimen whose geometry features are similar to that of servicing parts is designed. Fatigue tests results show that crack initiates at hollow section. The results would be used to investigation the dynamic feature, key factor of fatigue life. Therefore, it is highly important for improving the structure design skill.

Keywords: Titanium alloy Hollow structure Fatigue Component-like specimen design

钛合金比强度高,在航空发动机中的使用比重已超过了30%^[1]。20世纪80年代后,利用钛合金“超塑成形/扩散链接”(SPF/DB)特性制造的空心轻量化结构进一步获得了20%~30%减重优势,因此,集材料的高比强度特性以及结构的轻量化特征为一体的钛合金空心结构在国外先进动力装置中得以大量使用,近年来,一些关键承载结构也采用了这类结构。

关键承力结构需具备足够的疲劳强度,杨剑秋等^[2]利用有限元方法对钛合金3层结构的几何参数做了正交优化设计,杨雯^[3]、王营等^[4]利用有限元方法对3层空心叶片结构进行了分析。然而,建立有限元模型时通常需要简化结构几何外形,使之难以准确描述细微结构,如扩散连接界面、结构中存在的小过渡圆角,内部结构中可能存在的接触、摩擦等非线性问题等。因此,为研究钛合金空心结构的力学性能需要开展相应的试验研究,如刘建明等^[5]提出了一种外形类似平板、等截面的3层空心结构试验件,用于外物损伤试验,然而,用于研究这类结构的动力特性及疲劳性能的模拟件,尚未看到相关报道。

针对这一现状,本文提出了一种模拟件,用于钛合金3层空心结构结动力特性及疲劳性能试验研究,以提

高这类结构的高周疲劳性能和设计水平。

1 模拟件结构特点

通常,模拟件应满足以下3个方面要求:(1)具有真实结构的典型几何特征;(2)考核部位应力分布相对简单;(3)试验难度小,便于夹持、激励和监控。

典型钛合金3层空心部件,两侧平板形成蒙皮,中间平板形成瓦楞状的加强结构。图1所示为结构外形的主要控制参量:(1)蒙皮厚度“ D_s ”;(2)结构的厚度“ h_{max} ”;(3)瓦楞板的厚度“ d_w ”;(4)瓦楞板夹角“ D ”;(5)扩散连接界面宽度“ b ”。

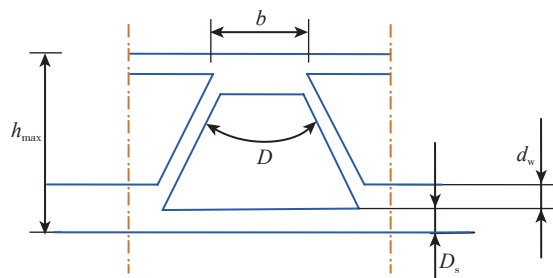


图1 3层结构几何控制参量

Fig.1 Geometry control parameters for three layers structure

结合真实钛合金3层结构的几何特征以及上述5个参量设计模拟件,模拟件横截面如图2(a)所示,随后,沿着该截面法向拉升获得实验段,为避免高周疲劳实验中在加持端可能出现的应力集中,在一端设计了凸台并

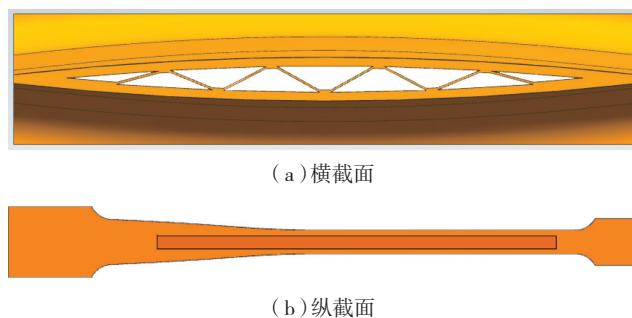


图2 模拟件截面

Fig.2 Cross section area of specimen

且增加加持端附近截面尺寸,随后截面逐步减小,并通过大圆弧与实验段连接,此外在模拟件的顶端设计了另一个凸台,用于调整试件一阶固有频率,使模拟件的一阶固有频率在 150Hz 附近,模拟件的纵向截面如图 2(b) 所示。最终得到的模拟件如图 3 所示,内部结构参数如表 1 所示。

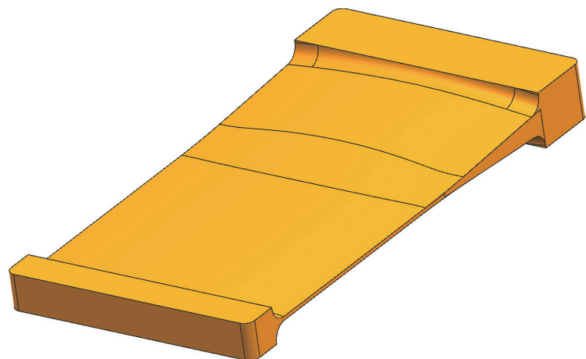


图3 模拟件外形
Fig.3 Figuration of specimen

2 应力分布

采用有限元方法对模拟件的应力分布、振动特性进行预测,采用线弹性材料模型,材料性能参数如表 2 所示,边界条件为 一端固支,另一端自由。分析获得模拟件的前 4 阶共振频率如表 3 所示,模拟件在一阶弯曲振动时的应力云图和位移云图如图 4 所示。

从图 4 中看出,该模拟件在高周疲劳实验中,沿模拟件高度方向的应力分量的最大位置处于模拟件中部,并处于蒙皮外表面,距离底面约 128.4mm,该位置处于结构空心区,最大应力点附近的应力梯度较

表1 模拟件几何参数

参数名称	h_{max}/mm	b/mm	d_s/mm	D_s/mm	$D/(\circ)$
数值	10	3	0.5	2	120

表2 材料性能

E/MPa	μ	$\rho/(\times 1000kg \cdot m^{-3})$
115000	0.34	4.44

表3 前4阶固有频率

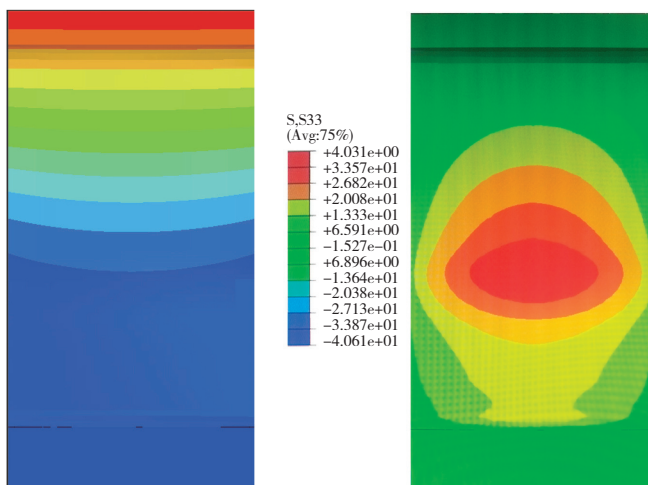
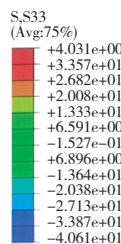
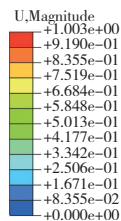
阶数	1	2	3	4
频率 /Hz	149	482	936	1360

小,此外,结构的一阶固有频率为 149.1Hz,如进行 10^7 次循环,需 18.5h。

3 高周疲劳试验

按照现有钛合金 3 层结构制造规范,完成模拟件制造,随后开展高周疲劳试验,激励源为航天希尔生产的 4t 级推力振动台,首先,在模拟件上安装应变片开展标定实验,结果表明,最大应力点位置与理论分析结论相一致。其中图 5 所示为应变片安装位置,图 6 所示为模拟件夹持方式,标定获得一阶固有频率为 160Hz。

随后开展疲劳试验,加载频率为 161Hz,考核部位应力比 $R=-1$,应力幅值为 360MPa,在稳定正弦交变应力作用下,测定试件破坏时间,本文中以裂纹萌生时间作为试件的破坏时间,模拟件失效后,观测叶片裂纹位置,并将之于理论破坏位置进行对比,如表 4 所示,从中可以看出,裂纹所在位置均位于数值分析预测的高应



(a) 一阶振型 (b) 应力云图

图4 模拟件一阶振型及应力云图

Fig.4 Displacement and stress contour at 1st mode

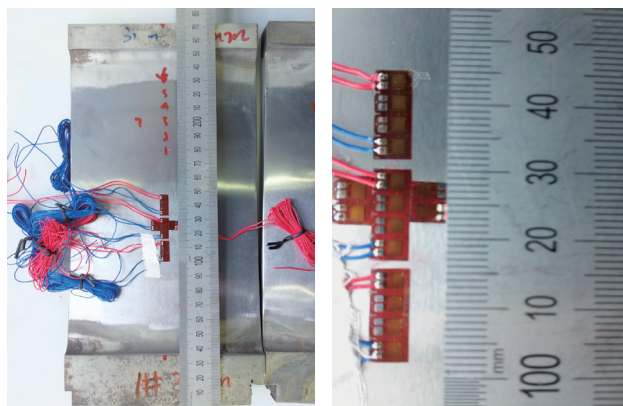


图5 应变片安装位置

Fig.5 Strain gage and locations

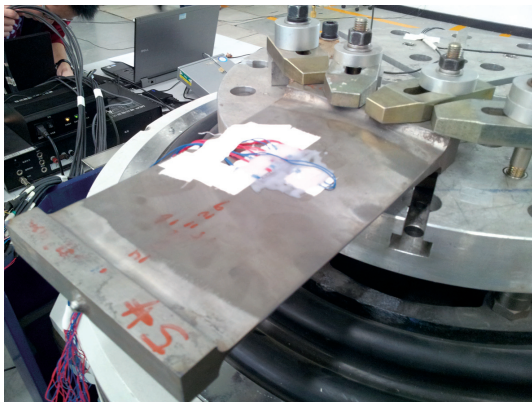


图6 夹持方式
Fig.6 Fixture of specimen

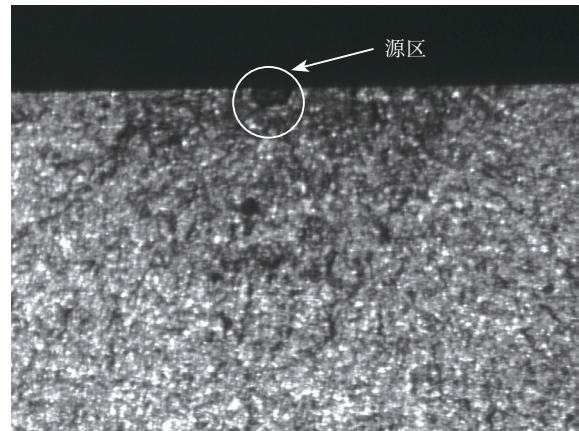


图9 疲劳源区图片
Fig.9 Picture of crack initiation

表4 试验结果

编号	应力幅 /MPa	寿命 $N_f \times 10^5$	考核位置 /mm	断裂高度 /mm
1	360	2.58	128.4	134
2	360	3.41	128.4	128

萌生于高应力区,从图9中的源区图像可知,源区存在放射状棱线,棱线汇聚于模拟件表面,棱线汇集处有一直径约为0.25mm的凹坑。

通过断口分析可知,本次试验中的模拟件失效模式为高周机械振动疲劳失效,失效部位位于高应力区,裂纹萌生于高应力区结构外表面上存在的制造缺陷。

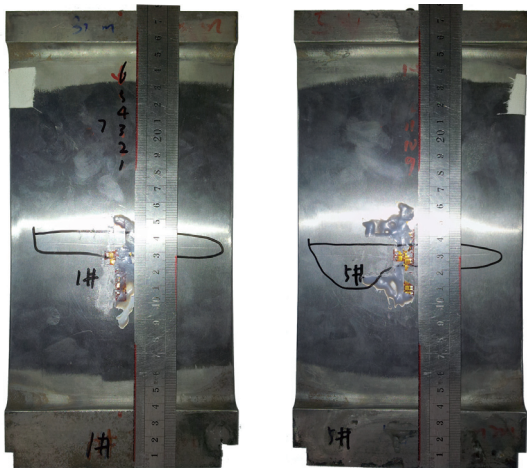


图7 模拟件疲劳裂纹位置
Fig.7 Locations of cracks

4 结论

为研究钛合金3层空心结构振动特性及疲劳性能控制参量设计了模拟件,其具有真实部件的典型几何特征,模拟件考核部位应力分布相对简单,固有频率可控并且一阶固有频率为160Hz,通过理论分析和验证试验获得以下结论。

(1) 模拟件破坏部位位于空心区,因此,研究中提出的模拟件能够用于研究钛合金3层空心结构的疲劳性能及影响因素;

(2) 裂纹萌生于制造过程中造成的缺陷,需要进一步加强制造过程控制;

(3) 钛合金3层空心结构高周疲劳寿命主要控制参量仍为应力幅值。

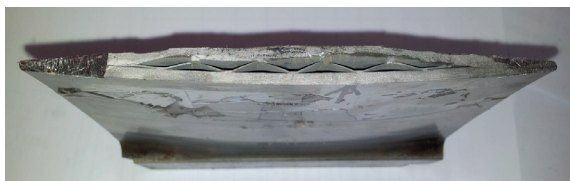


图8 疲劳断口图片
Fig.8 Picture of a crack face

力区,两件失效模拟件外观如图7所示。

打开模拟件断口进行观察,断口和源区分别如图8、图9所示,图8中箭头所示部位为裂纹源区,可知裂纹

参考文献

[1] Cervenka M. The Rolls-Royce trent engine. London: Rolls-Royce PLC, 2000.
 [2] 杨剑秋,王延荣. 基于正交试验设计的空心叶片结构. 航空动力学报,2011,26(2):396-404.
 [3] 杨雯,杜发荣,郝勇,等. 宽弦空心风扇叶片动力响应特性研究. 航空动力学报,2007,22(3):444-449.
 [4] 王营,陶智,杜发荣,等. 宽弦空心风扇叶片流固耦合作用下的疲劳分析. 系统仿真学报,2009,21(19):6009-6012.
 [5] 刘建明,蒋向华,武卉,等. 基于流固耦合的实体元空心叶片鸟撞数值模拟. 航空发动机,2011,37(2):7-11.

(责编 良辰)