

TC4 钛合金空心风扇叶片面板成形缺陷的蠕变修复

吴心晨¹, 陈明和¹, 谢兰生¹, 张铁磊², 胡智华¹

(1. 南京航空航天大学, 江苏 南京 210016)

(2. 无锡透平叶片有限公司 国家能源大型涡轮叶片研发中心, 江苏 无锡 214174)

摘要: 航空发动机用钛合金宽弦空心风扇叶片具有独特的结构特点, 其外部为等厚面板, 内部减重空腔与加强筋交替排列。成形中当叶片承受弯扭变形作用时, 其局部面板会发生失稳产生凹陷, 导致叶型超差。为了解决这一问题, 提出了一种基于蠕变成形的钛合金空心风扇叶片面板修复方法, 该方法采用气压加载, 在较高的温度下, 使凹陷部位发生蠕变变形, 恢复到理论外形。针对某型 TC4 钛合金宽弦空心风扇叶片试验件进行面板气胀蠕变修复工艺的研究, 对经历 2 次热循环的基体材料进行了高温蠕变拉伸试验, 建立了材料蠕变模型, 利用有限元软件 ABAQUS 对面板蠕变过程进行了数值模拟, 考察了保压压力以及蠕变时间对于修复效果的影响, 并选取了最佳的工艺参数进行实验。结果表明, 运用气压加载蠕变修复工艺, 采用最大保压压力为 4 MPa 的分段加压曲线, 在 750 °C 下经过 1 h 的气压加载, 能够有效修复钛合金空心风扇叶片面板在弯扭预成形中产生的凹陷, 可以作为辅助该类零件制造的一种有效方法。

关键词: 钛合金空心风扇叶片; TC4; 气压加载; 面板修复; 蠕变

中图分类号: V263.1; TG146.2+3

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2016)11-2942-06

钛合金宽弦空心风扇叶片作为大涵道比涡扇发动机的关键部件, 能够显著的减轻发动机质量, 提高推重比^[1], 已在外国型号上广泛应用。突破发动机关键技术, 解决国产大飞机动力问题是目前航空业界的一项重要任务, 目前我国对于大型钛合金宽弦空心风扇叶片的需求十分迫切, 但是现阶段对其制造工艺尚未完全掌握, 还在技术攻关, 因此研究其成形工艺具有十分重要的现实意义。

钛合金多层空心结构零件的制造依赖于以扩散连接为基础, 综合应用塑性超塑性成形、激光焊接等工艺的成形技术^[2-4]。相较于一般多层空心结构零件, 空心风扇叶片的结构更为复杂, 在制造上具有特殊的要求, 在成形中既要保证内外结构的完整性, 也要保证曲面形状的准确性。面板凹陷问题是目前空心叶片成形中的一大难题, 由于空心叶片中心区域为加强筋支撑的等厚面板, 成形中, 当叶片承受弯扭变形作用时, 面板局部区域处在两向压应力状态下, 很容易发生失稳产生凹陷, 导致叶型严重超差。由于面板失稳凹陷的产生决定于零件自身的结构特点以及塑性变形中材料的流动规律, 难以避免, 只能通过技术手段加以修复。

蠕变是指材料在温度、载荷不变的情况下, 变形量随着时间的延长而缓慢增加的现象。蠕变成形即是利

用了这一现象, 在一定的温度下对零件进行持续加载来达到成形的目的。蠕变成形广泛应用于航空宇航制造业, J. Zhang^[5]等人研究了单/双曲率 2124 铝合金件的蠕变时效成形, 吴阳^[6]研究了 7475 铝合金带筋条整体壁板的蠕变时效成形, 邓同生^[7]等研究了型材的热拉弯蠕变复合成形工艺。考虑到空心风扇叶片成形过程中具备进行蠕变成形的条件, 因此考虑采用蠕变成形的方法对面板凹陷部位进行修复, 然而目前的研究主要集中在蠕变时效成形方面, 对于蠕变凹陷修复的研究还非常少。

本研究针对某两层结构钛合金宽弦空心风扇叶片试验件在成形中出现的面板凹陷问题, 采用气压加载的方式对凹陷进行蠕变修复。具体利用高温蠕变拉伸实验得到了经过 2 次热循环的 TC4 钛合金材料的蠕变特性, 建立了蠕变本构方程, 采用通用非线性有限元分析软件 ABAQUS 对蠕变修复过程进行了数值模拟, 分析了不同工艺参数对于结果的影响, 并且选择最佳的工艺参数进行了修复实验。本研究推动了钛合金宽弦空心风扇叶片成形工艺的研究, 为其生产制造提供了参考。

1 材料蠕变模型

收稿日期: 2015-11-07

基金项目: 江苏省科技支撑计划项目 (BE2013123); 江苏省研究生工作站

作者简介: 吴心晨, 男, 1990 年生, 硕士生, 南京航空航天大学机电学院, 江苏 南京 210016, 电话: 025-84892508, E-mail: wxc439@qq.com

1.1 高温拉伸蠕变试验

钛合金空心风扇叶片的成形,需要经过扩散连接、热弯扭成形以及精整成形等多个工序,全程中基体材料经历 3 次热循环过程,3 次加热的目标温度以及升温、降温速度各不相同。过程中材料组织发生变化,主要体现在晶粒尺寸长大以及 α 相与 β 相比例的变化。微观组织的变化导致了材料蠕变特性的改变^[8]。为了获得准确的数值仿真结果,就需要得到准确的材料参数。因此,有必要实际测量经过 3 次加热后材料的蠕变曲线。

结合试验设备情况,采用按航标 HB 5151-1996 规定的高温拉伸蠕变试样尺寸进行缩放后的缩比试样。试样从未经加热的叶片毛坯榫头部位取下,在小型箱式电阻炉中进行 2 次升温以及随炉冷却,在高温拉伸试验机中进行第 3 次升温,模拟实际热循环过程。加热采用带 PID 调节的温度控制器进行控温,依据实际测量得到的成形中不同时刻的模具温度,经过简化作为试样的升温曲线。拉伸试验在高温拉伸试验机上进行,加热温度 750 °C,蠕变时间 1 h,获得在 25、40、55、65 MPa 4 个应力水平下的材料蠕变曲线,如图 1 所示。

1.2 蠕变本构方程建立

为了准确的描述材料的蠕变行为,需要建立合适的蠕变本构方程。典型的蠕变过程分为 3 个阶段,即初始蠕变阶段、稳态蠕变阶段以及破坏阶段,对应蠕变曲线上的不同阶段。对于不同的材料种类及应力水平,蠕变曲线 3 个阶段的比例及形态有很大的差异。目前用于描述蠕变行为的模型有很多,其中较为经典的有陈化理论、应变硬化理论、时间硬化理论以及塑性滞后理论等^[9-11]。蠕变行为的影响因素较多,机理复杂,蠕变量 ϵ_c 、蠕变速率 $\dot{\epsilon}_c$ 、应力 σ 、温度 T 和蠕变时间 t 之间存在着复杂的关系。不同的蠕变模型侧重的影响因素不同,适用的场合也存在差异。

结合经典蠕变理论,可以认为蠕变量 ϵ_c 受应力 σ 、

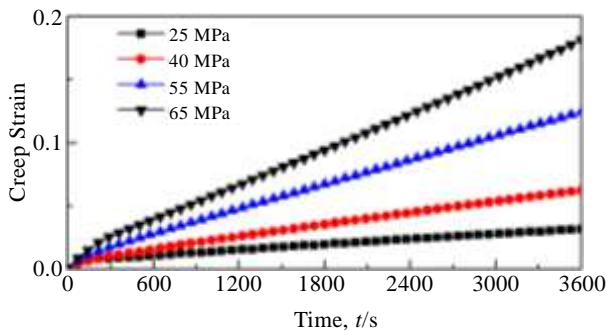


图 1 不同应力水平下的蠕变曲线

Fig.1 Creep curves of TC4 alloy at different stress levels

温度 T 和蠕变时间 t 的影响^[12],其函数关系可以表示为:

$$\epsilon_c = f(\sigma, t, T) \tag{1}$$

由于金属材料蠕变曲线的第 1 阶段和第 2 阶段往往具有几何相似的性质,上式又可表示为:

$$\epsilon_c = f_1(\sigma) f_2(t) f_3(T) \tag{2}$$

根据经验,材料的行为通常符合以下关系:

$$f_1(\sigma) = B\sigma^n \tag{3}$$

$$f_2(t) = Ct^m \tag{4}$$

因为实验时温度一定,因此认为 $f_3(T)$ 为常数,式(2)可表示为:

$$\epsilon_c = B\sigma^n t^m \tag{5}$$

$$\dot{\epsilon}_c = mB\sigma^n t^{m-1} \tag{6}$$

式中, B 、 C 、 n 以及 m 都是材料常数。

根据实际蠕变拉伸曲线可以看出,蠕变曲线的第 2 阶段占据曲线的绝大部分,瞬时变形以及第 1 阶段蠕变变形量很小,材料在受载后很快进入稳定蠕变阶段。并且可以看出,蠕变量呈明显的线性增长趋势,蠕变速率保持恒定,基本不随时间变化,因此认为蠕变时间 t 对于蠕变速率 $\dot{\epsilon}_c$ 的影响很小可以忽略,从而在方程(6)中,令 $m=1$ 。此时,蠕变速率与时间无关,蠕变模型退化为幂函数形式的恒速理论蠕变模型,如式(7)所示。

$$\dot{\epsilon} = A\sigma^n \tag{7}$$

式中, $\dot{\epsilon}$ 为蠕变应变速率, σ 为蠕变应力, n 为应力指数, A 为材料常数。

根据选用的蠕变本构方程以及蠕变拉伸实验数据,利用数据分析处理软件 OriginPro 对应力与应变速率的关系曲线进行拟合,得到本构模型中的应力指数 n 以及材料常数 A ,见表 1。

2 蠕变过程有限元模拟

使用通用非线性有限元分析软件 ABAQUS 对面板凹陷的气压加载蠕变修复过程进行有限元数值模拟仿真。通过预先进行的叶片成形模拟,获得了面板带凹陷的变形后网格,作为面板修复模拟的初始有限元模型,如图 2,图 3 所示。叶片建模采用三维八节点六面体线性缩减积分单元 C3D8R 以及各项同性材料模型。为降低计算规模,提高效率,对模型进行合理的简化,忽略了面板区域之外的材料对于面板修复过

表 1 蠕变本构方程材料参数

Table 1 Material constants of creep constitutive equations

Parameter	n	$A/s^{-1} \text{MPa}^n$
Value	2.488	1.539×10^{-9}

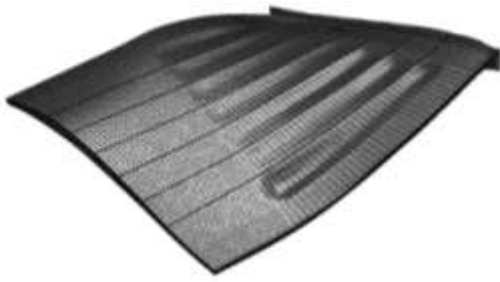


图 2 初始有限元网格
Fig.2 Initial FEM grid

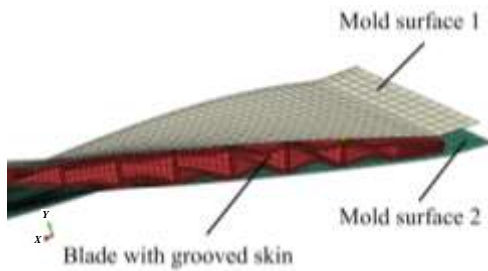


图 3 有限元模型

Fig.3 Finite element model of numerical simulation

程的影响，删去了相应的单元网格。设置边界条件时，考虑到蠕变过程中叶片不发生整体位移，仅仅是面板凹陷部分发生变形。因此，约束了模型四周表面节点的三向位移自由度。分析中模具表面采用线性完全积分四节点壳单元 S4 进行离散化，通过刚体约束限制其位移。面板与模具表面之间定义接触关系，采用点-面接触类型。

对于气压加载的模拟，采用在面板单元背部节点施加均布压力的方法进行。根据实际情况，拟定了 5 条曲线，作为压力加载的幅值曲线，如图 4 所示。每条曲线由多个升压以及保压阶段组成，总时间均为 1 h。升压阶段的时间为 300 s，相邻升压阶段之间安排 300 s 的保压时间，多轮升压后进入保压阶段，维持在最大压力直到

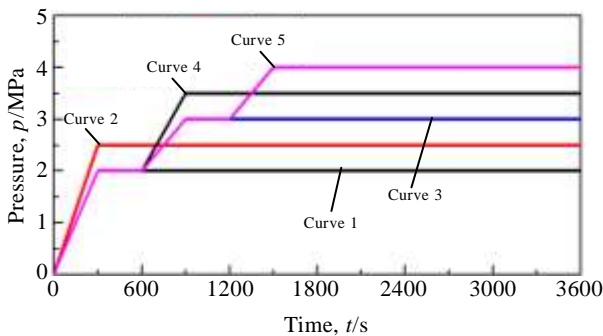


图 4 气压加载曲线

Fig.4 Load curves of inflating process

结束。选择了 2、2.5、3、3.5 和 4 MPa 5 个最大压力值进行保压。

3 蠕变修复实验

面板蠕变修复实验在 150 t 热成形机床上进行，安排在叶片精整工序中，在一个加热循环中先进行叶片的模压精整，再进行面板凹陷的气胀蠕变修复。加热中使用热电偶对模具以及叶片进行测温，通过设置合理的均温时间，保证蠕变时叶片温度为 750 °C。叶片在设计时预先留有充气通道，内部的减重空腔之间也有气孔相联通。实验中采用外径 8 mm，壁厚 1 mm 的钛合金 TC4 管材作为气管，将其焊接到叶片上，如图 5 所示。气压加载过程采用自研的气压控制柜进行控制，其核心元件为一台可编程高精度电子压力控制器，带反馈控制，线精度达到 ±0.05%，充入的气体为高纯度工业氩气。

4 结果与讨论

4.1 最大压力对修复效果的影响

为了在蠕变修复过程中直观的显示面板实际外形与理论外形之间的偏差，考察凹陷回复的情况，在有限元软件中输出了面板与模具表面之间的接触间隙。图 6 和图 7 分别为叶盆叶背面板在 750 °C 下蠕变修复 1 h 后的数值仿真结果，图 6b~6f，图 7b~7f 分别对应不同压力加载曲线作用的结果。由于叶片上留有一定的加工余量，当接触间隙小于 0.2 mm 时认为凹陷完全修复，大于 0.2 mm 说明面板与理想形状之间仍然存在明显的差异。对比图 6a，7a 未修复的叶片可以看出，在 750 °C 下采用气压加载的方法使面板发生蠕变变形，可以取得明显的凹陷修复的效果。面板上各个凹陷部位的下陷量均显著减小，大部分面板区域已经与模具表面相贴合，恢复到理论外形。然而在一些情况下，例如如图 6b 和图 7b~7e，面板局部与理论外形的偏差值仍然超过了 0.2 mm，残留了一些未被修复的局域。

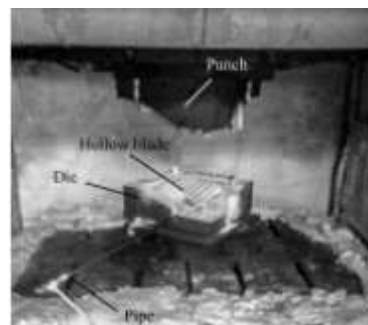


图 5 气管连接以及模具安装

Fig.5 Pipe installation and die mounting

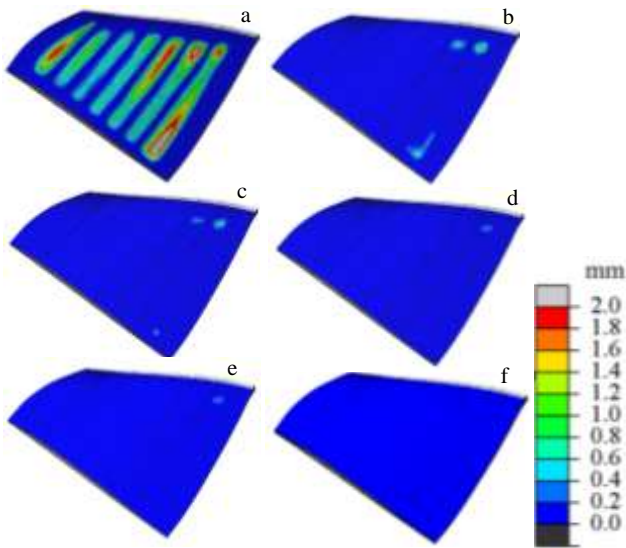


图 6 不同加载曲线下叶背面板修复情况

Fig.6 Repairing result of convex skin under different load curves: (a) unrepaired, (b) curve 1 (2 MPa max), (c) curve 2 (2.5 MPa max), (d) curves 3 (3 MPa max), (e) curve 4 (3.5 MPa max), and (f) curve 5 (4 MPa max)

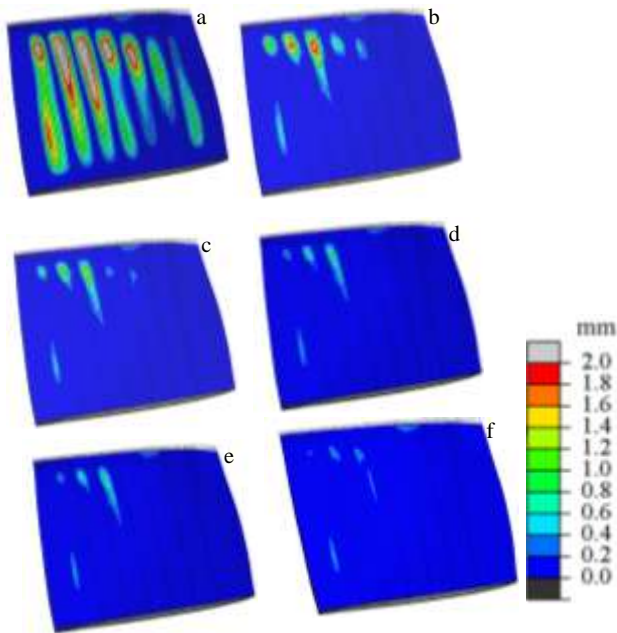


图 7 不同加载曲线下叶盆面板修复情况

Fig.7 Repairing result of concave skin under different load curves: (a) unrepaired, (b) curve 1 (2 MPa max), (c) curve 2 (2.5 MPa max), (d) curves 3 (3 MPa max), (e) curve 4 (3.5 MPa max), and (f) curve 5 (4 MPa max)

对比不同的加载曲线作用后的修复结果可以看出,一方面,初始下陷量越大,凹陷修复越困难。初始时叶盆和叶背面板上最大局部下陷量都超过了 2

mm,其中叶背面板为 2.25 mm,叶盆面板上达到 3.23 mm。在同一组加载曲线的作用下,无论是残余下陷量还是未修复面积,初始凹陷量较小的叶背面板的修复效果都要明显要好于初始凹陷量较大的叶盆面板。另一方面,加载曲线的最大压力数值对于面板修复效果有着明显的影响。图 8 所示为经过 1 h 的蠕变变形后,面板上相同测点残留的下陷量与保压压力之间的关系。可以看出当蠕变时间、温度以及初始下陷量相同时,保压压力越高,修复后的残余下陷量越低。当采用保压压力最高的加载曲线(曲线 5,最大 4 MPa)时,经过 1 h 的蠕变校形后几乎面板的所有区域都恢复到了理论外形,残余下陷量均小于 0.2 mm。因此实际凹陷修复时,在设备允许的条件下,应当尽量选择较高的保压压力。

4.2 下陷量随时间的变化

为了考察下陷量随时间的变化趋势,选取模型网格面板上下陷量最大的位置作为测量点,从加压开始每隔 300 s 测量一次这些点的接触间隙,获得的数据如图 9 和图 10 所示。从图上可以看出,在每一个升压阶段,压力增量越大,凹陷回复的速度越快。例如,

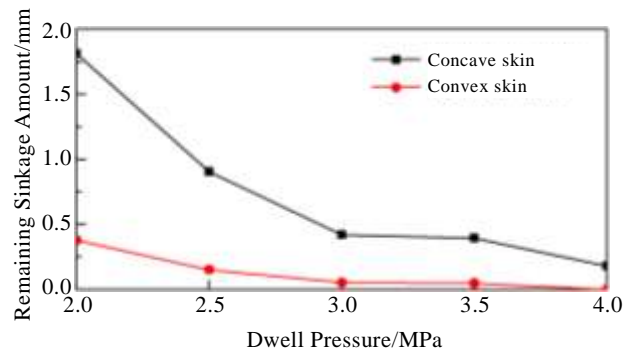


图 8 保压压力与残余下陷量之间的关系

Fig.8 Relationship between maximum pressure and the remaining sinkage

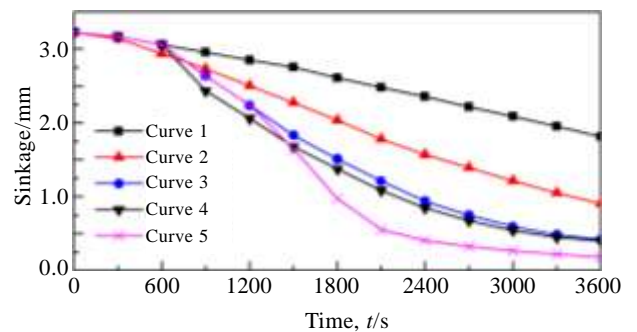


图 9 叶盆面板测点下陷量随时间的变化

Fig.9 Sinkage versus time of concave skin

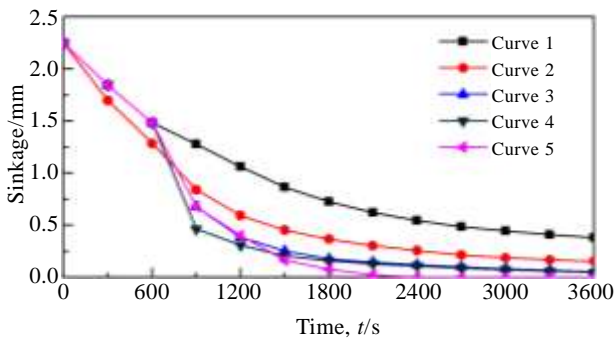


图 10 叶背面板测点下陷量随时间的变化

Fig.10 Sinkage versus time of convex skin

在 0~300 s, 加载曲线 2 在该段内压力增幅为 2.5 MPa, 而其他加载曲线的压力增幅为 2 MPa, 反映在图上, 前者对应的曲线更陡, 下陷量的减小速度明显快于其它; 又如 600~900 s, 加载曲线 3、5 在该段内压力增幅为 1 MPa, 而加载曲线 4 对应增幅为 1.5 MPa, 在 900 s 时刻, 加载曲线 4 对应的下陷量明显低于曲线 3、5 的下陷量, 表明其凹陷恢复的速度更快。

在压力维持不变的保压阶段, 凹陷回复的速度随着时间的延长呈现先快后慢的趋势。在保压阶段的前期, 下陷量以稳定较快的速度减小, 之后凹陷回复的速度逐渐减缓, 最终到达稳定状态, 下陷量趋于定值。例如, 加载曲线 5 (最大压力 4 MPa) 在 1500 s 之后为其在 4 MPa 下的保压阶段, 可以明显看出其下陷量从较快下降到趋于稳定的变化过程。结合其他加载曲线的情况, 可以发现保压压力越高, 这种先快后慢的下降趋势越明显。

因此, 为提高实际面板修复时的效率, 缩短零件的热暴露时间, 可以通过提高保压压力来减少所需的时间。为保证蠕变充分进行, 在凹陷快速回复阶段必须保证充足的时间, 而在稳定阶段, 时间可以相应的缩短。如果经过足够长的时间后依然达不到所需的修复效果, 应该考虑增大保压压力而不是继续延长时间, 因为此时蠕变变形量已经稳定, 再加长时间所能获得的修复量十分有限。

4.3 模拟与试验结果的对比

根据前文的研究结果, 选择保压压力最大的曲线 5 (最大 4 MPa) 进行加载。图 11 为叶片零件在面板蠕变修复前后的对比图。可以看出, 叶片毛坯在弯扭预成形后, 面板上出现了明显的凹陷失稳现象, 经过在 750 °C 下的气压加载面板蠕变修复, 凹陷部位得到了明显的恢复, 实际叶型与理论叶型之间的误差大大减小。经测量, 蠕变修复后的叶片面板残余下陷量在加工余量范围内, 能够满足工艺的要求。



图 11 零件修复结果

Fig.11 Result of skin repairing: (a) unrepaired and (b) repaired

5 结 论

1) 经过 3 次加热的钛合金 TC4 材料蠕变曲线, 稳定蠕变占绝大部分, 蠕变速率基本恒定, 使用幂函数形式的恒速理论蠕变模型可以较为准确的描述这种蠕变行为。

2) 面板蠕变修复过程中, 当蠕变时间、温度以及初始下陷量相同时, 气压加载的保压压力越高, 能够修复的最大下陷量越大, 修复后的残余下陷量越低。

3) 在加载压力升高的阶段, 相同时间内压力增量越大, 凹陷回复的速度越快; 在压力维持不变的保压阶段, 凹陷回复的速度随着时间的延长呈现先快后慢的趋势, 最终残余下陷量趋于定值。

4) 采用分段加压, 最大保压压力为 4 MPa 的气压加载曲线, 在 750 °C 下经过 1 h 的加载, 可以完全修复面板凹陷, 得到满足工艺要求的零件。通过气压加载的面板蠕变修复工艺, 能够修复钛合金宽弦空心风扇叶片在弯扭预成形中产生的面板凹陷, 可以作为辅助该类零件制造的一种有效方法。

参考文献 References

[1] Liang Chunhua(梁春华). *Aeroengine*(航空发动机)[J], 2006, 32(3): 48

[2] Xun Y W, Tan M J. *Journal of Materials Processing Technology*[J], 2000, 99(1): 80

[3] Men Xiangnan(门向南). *Research on Superplastic Forming and Diffusion Bonding for Three-sheet Structure of TC4 Titanium Alloy*(TC4 三层板结构超塑成形/扩散焊接工艺研究)[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010

[4] Wand Dagang(王大刚), Chen Minghe(陈明和), Wang Ning(王宁) et al. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*(中国有色

- 金属学报[J], 2013, 23(6): 1536
- [5] Zhang J, Deng Y, Li S *et al.* *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*[J], 2013, 23(7): 1922
- [6] Wu Yang(吴 阳). *The Process Study on Creep Forming for 7475 Aluminum Alloy Integral Stiffened Ribs Panel*(7475 铝合金整体筋条壁板蠕变成形的工艺研究)[D]. Changsha: Central South University, 2013
- [7] Deng Tongshen(邓同生), Li Dongsheng(李东升), Li Xiaoqiang(李小强). *Journal of Plasticity Engineering*(塑性工程学报)[J], 2012, 19(5): 43
- [8] Wang Minmin(王敏敏), Zhao Yongqing(赵永庆), Zhou Lian(周 廉). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程), 2002, 31(2): 135
- [9] Wang Jun(汪 军). *A Study on Creep Behavior of Titanium Alloy*(钛合金的蠕变行为研究)[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008
- [10] Gan Zhong(甘 忠), Zhang Haiyan(张海燕), Wang Tianxiu(王田修). *Journal of System Simulation*(系统仿真学报)[J], 2009, 20: 6647
- [11] Zhu Zhi(朱 智), Zhang Liwen(张立文), Gu Sendong(顾森东). *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*(中国有色金属学报)[J], 2012, 22(4): 1063
- [12] Mu Xiaying(穆霞英). *Creep Mechanics*(蠕变力学)[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1990

Creep Repair of Skin Defects for the Titanium TC4 Wide-Chord Hollow Fan Blade

Wu Xincheng¹, Chen Minghe¹, Xie Lansheng¹, Zhang Tielei², Hu Zhihua¹

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Technology Center, Wuxi Turbine Blade CO., LTD, Wuxi 214174, China)

Abstract: With the development of civil high bypass ratio turbofan engine, the research on the forming technology of large titanium wide-chord hollow fan blade is of high significance currently. The titanium wide-chord hollow fan blade is characterized by a unique building structure. The surface skin is an equal-thickness shell; while inside the entity, weight-reduction chambers and reinforcement ribbons arrange alternatively. When the blade blank subjects to the torque movement during the forming process, instability occurs on the skin, inducing the appearance of local sinkage. In the present paper, a creep method was proposed for the repairing of skin defects in order to solve this problem. The repairing work was performed by gas loading at elevated temperature. The creep test of base material experiencing twice heat cycles was carried out and the creep formula was modeled. The numerical method was used to investigate the effects of different dwell pressures and time on the result. Based on the FEM result, the best set of parameters was selected and used to conduct the skin repairing experiment. The result shows that the gas loading creep repair method proves to be effective in repairing skin groove of the titanium TC4 wide-chord hollow fan blade. It can be used to assist the manufacture of this kind of components.

Key words: hollow titanium fan blade; TC4; gas loading; skin repair; creep

Corresponding author: Wu Xincheng, Candidate for Master, College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P. R. China, Tel: 0086-25-84892508, E-mail: wxc439@qq.com