

钛合金缺口试样拉伸破坏载荷预测

宋迎东 胡绪腾 刘华翔

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

摘要:针对航空发动机轮盘常用钛合金材料,开展了常温和高温下光滑和缺口试样的拉伸变形和断裂行为试验研究,建立了其大变形本构模型。基于该本构模型,利用大变形有限元分析,计算获得缺口试样的载荷-位移曲线。将该曲线最高点对应的载荷确定为试样的拉伸破坏载荷,并与试验进行对比。结果表明理论预测与试验吻合较好,从而验证了所提出的拉伸破坏载荷预测方法的有效性。

关键词:轮盘;钛合金;拉伸破坏;破坏载荷

中图分类号:V231.91;TH114

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2014)04-0487-07

Prediction of Broken Load for Notched Specimen of Titanium Alloy

Song Yingdong, Hu Xuteng, Liu Huaxiang

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The tensile deformation and fracture behavior tests under both room and high temperature are conducted on notched specimens of titanium alloy used commonly in aeroengine disc. Then a large deformation constitutive model is established. Based on the constitutive model, load-displacement curves of notched specimens are obtained by large deformation finite element analysis. The tensile broken load is defined as the value at the highest point of load-displacement curve. The predicted tensile broken loads are compared with the tests, and the theoretical predicted values are in good agreement with experimental ones. The results show that the proposed method for predicting tensile broken load is valid.

Key words: disc; titanium alloy; tensile broken; broken load

航空发动机在加速过程中的转速瞬间超过、燃油调节器失灵或主轴断裂等故障,均可能导致轮盘超转破裂,而轮盘一旦破裂,非包容率极高,将产生灾难性的后果。因此,在航空发动机的设计中,轮盘是重要的断裂关键件,其破裂转速的预测是强度设计中必不可少的环节^[1-2]。迄今,国内外提出了多种破裂转速的预测方法,但还远远不能满足航空发动机推重比不断提高对先进强度设计方法的需求,而轮盘材料的大变形和破坏行为的研究是破裂转速预测的基础^[3-4]。

TC11 钛合金是一种综合性能良好的 α/β 型热

强钛合金,该合金在 500℃ 以下有优异的热强性能,是航空涡轮发动机压气机盘的重要材料之一^[5]。本文针对 TC11 材料,开展其常温和高温下拉伸变形和断裂行为的试验,建立了其大变形本构模型;提出利用大变形有限元分析计算获得试样的拉伸破坏载荷的方法,并开展试验验证,为发展钛合金轮盘破裂准则奠定基础。

1 TC11 合金常温和高温下的变形试验

1.1 拉伸应力应变曲线

拉伸试验在 MTS-809 试验系统上完成,如图

基金项目:江苏省产学研联合创新基金(BY2014003-17)资助项目。

收稿日期:2014-07-01;**修订日期:**2014-07-30

作者简介:宋迎东,男,1969年3月生,教授,博士生导师;主要研究方向:航空发动机结构强度,复合材料结构破坏理论与分析方法。

通信作者:宋迎东, E-mail: ydsong@nuaa.edu.cn。

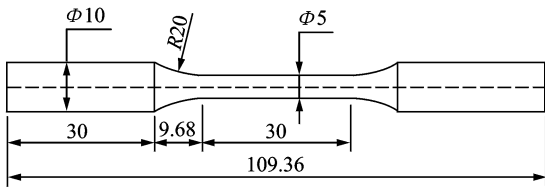
1所示。



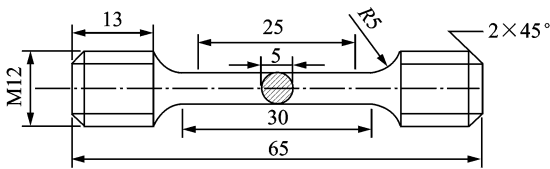
图1 MTS-809 试验系统

Fig.1 MTS-809 test system

基于金属材料室温拉伸试验标准,并考虑 MTS-809 试验机的技术参数,设计了 TC11 合金的室温和高温光滑圆棒拉伸试样,试样尺寸见图 2。



(a) 室温



(b) 高温

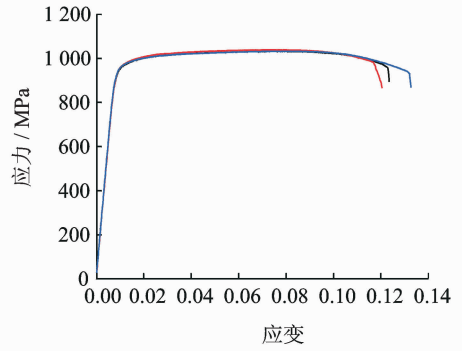
图2 TC11 合金拉伸试样尺寸(单位:mm)

Fig.2 Dimensions of TC11 alloy tensile specimens under room temperature and high temperature

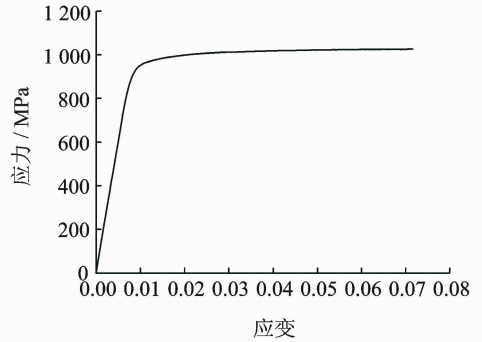
TC11 常温和高温下的拉伸试验分别进行了 3 组,获得的拉伸应力应变曲线(工程应力应变曲线)如图 3(a)和图 4(a)所示,可见应力应变具有一定的分散性,为此取其平均应力应变曲线(发生颈缩前的数据)来描述其短时力学性能,如图 3(b)和图 4(b)所示。断裂后的试样照片如图 5 所示,试样发生了明显的局部颈缩,因此属于典型的大塑性变形引起的破坏。

1.2 真应力应变曲线

拉伸试验中当材料屈服后进入塑性变形,试样伸长而横截面积减少,此时试样承受的真实应力不同于工程应力,即工程应力定义不能真实地反映试



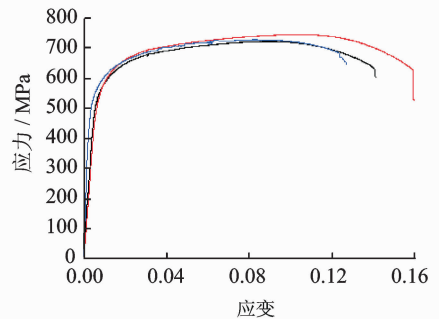
(a) 3个试样



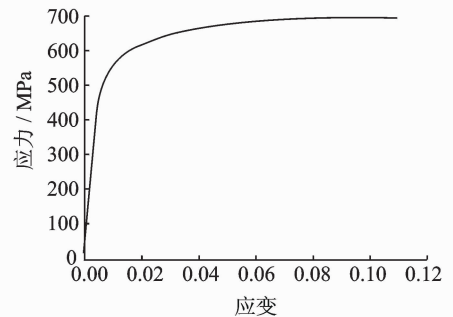
(b) 平均

图3 TC11 常温下拉伸应力应变曲线

Fig.3 Tensile stress-strain curves under room temperature



(a) 3个试样



(b) 平均

图4 TC11 高温 500°C 拉伸应力-应变曲线

Fig.4 Tensile stress-strain curves under high temperature

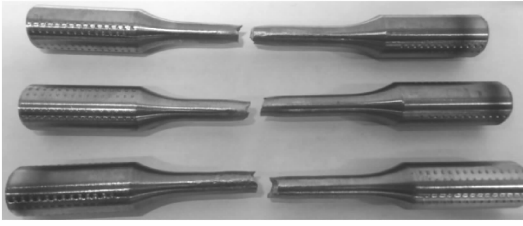


图 5 拉伸断裂后的 TC11 试样

Fig. 5 Photograph of TC11 alloy specimens after tensile broken

样所承受的实际应力大小。工程中,绝大多数构件都在弹性或刚进入塑性的范围内工作,因而基于工程应力-应变曲线对其正常工作状态进行变形分析具有足够的精度。但是,当构件进入大塑性变形后,要准确描述其变形与破坏行为,则必须基于真应力-应变曲线才能满足较高的精度要求,如航空发动机轮盘破裂转速的预测就属于典型的大塑性变形破坏载荷计算问题。

真应力为某一时刻的载荷与此时的实际横截面积的比值,真应变为某时刻试样的伸长量与此时的试样长度的比值。某时刻的真应力 σ_t 和真应变 ϵ_t 与工程应力 σ_e 和工程应变 ϵ_e 之间的关系如下^[6]

$$\epsilon_t = \int_{L_0}^{L_t} \frac{dL}{L} = \ln \frac{L_t}{L_0} = \ln \frac{L_t - L_0 + L_0}{L_0} = \ln(\epsilon_e + 1) \quad (1)$$

$$\sigma_t = \sigma_e \cdot \frac{A_0}{A_t} = \sigma_e \cdot \frac{L_t}{L_0} = \sigma_e \cdot (\epsilon_e + 1) \quad (2)$$

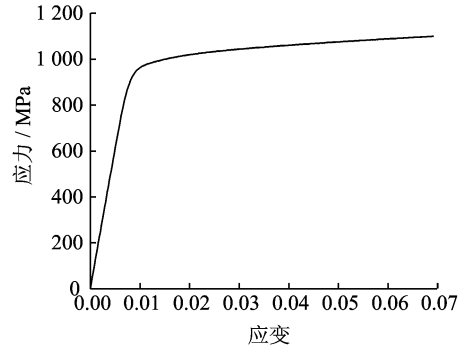
通过式(1,2),可以将试验中所获得的工程应力应变曲线转换成真应力应变曲线。图 6 为 TC11 常温和高温条件下的真应力应变曲线。

2 TC11 合金的弹塑性本构模型

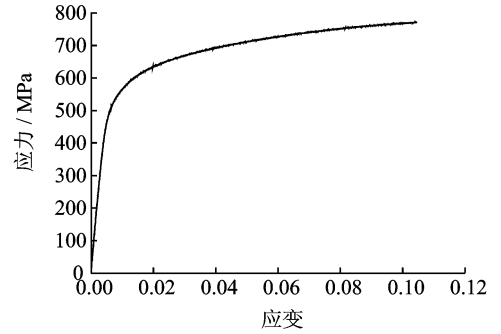
2.1 弹塑性本构模型

材料的弹塑性本构模型包括:屈服准则、流动法则和硬化规律^[7]。屈服准则指明了出现塑性流动的应力状态,简单的应力状态下,通过应力应变曲线可直接判别材料是否屈服,复杂的应力状态下,则要建立相应的屈服准则来判断材料是否屈服;流动法则描述了应力与塑性应变增量之间的相互关系,是确定塑性应变增量向量方向的规定;硬化规律描述了材料在塑性流动过程中屈服面在应力空间中的演化规律。

金属材料在单向载荷作用下进入塑性变形后会发生应变硬化现象,即随着应变的增加,应力也将不断增加。在塑性力学中,描述这种硬化特性通



(a) 常温



(b) 高温

图 6 TC11 真应力应变曲线(平均)

Fig. 6 True stress-strain curve of TC11 alloy

常用到硬化模型,常见的硬化模型有:各向同性硬化模型、运动硬化模型和混合硬化模型。各向同性硬化模型是一种最简单的模型,其假设屈服面中心不动,后继屈服面在初始屈服面的基础上均匀扩大。本文采用非线性各向同性硬化模型。

(1) 屈服准则

$$F = \left[\frac{3}{2} \mathbf{s} : \mathbf{s} \right]^{\frac{1}{2}} - \sigma_y(\bar{\epsilon}^p) = 0 \quad (3)$$

式中: \mathbf{s} 为偏应力张量; $\sigma_y(\bar{\epsilon}^p)$ 为屈服应力函数; $\bar{\epsilon}^p$ 为有效塑性应变。

(2) 流动法则

$$\Delta \bar{\epsilon}^p = \lambda \frac{\partial Q}{\partial \sigma} = \lambda \frac{\partial F}{\partial \sigma} = \frac{3}{2} \lambda \frac{\mathbf{s}}{\sigma_e} \quad (4)$$

式中: λ 为塑性因子; σ_e 为有效应力,且 $\sigma_e = \left[\frac{3}{2} \mathbf{s} : \mathbf{s} \right]^{0.5}$ 。

有效塑性应变增量为

$$\Delta \bar{\epsilon}^p = \left(\frac{2}{3} \Delta \bar{\epsilon}^p : \Delta \bar{\epsilon}^p \right)^{\frac{1}{2}} = \lambda \quad (5)$$

累计有效塑性应变为

$$\bar{\epsilon}^p = \sum \Delta \bar{\epsilon}^p \quad (6)$$

(3) 硬化规律

$$\sigma_y(\bar{\epsilon}^p) = \sigma_{y0} + r(\bar{\epsilon}^p) \quad (7)$$

式中: σ_{y0} 为初始屈服应力; $r(\bar{\epsilon}^p)$ 为各向同性硬化函数, 通常表示为

$$r(\bar{\epsilon}^p) = R_0 \bar{\epsilon}^p + R_\infty (1 - e^{-b\bar{\epsilon}^p}) \quad (8)$$

其中: 第一项为线性硬化项; 第二项为非线性硬化项; R_0, R_∞ 和 b 为各向同性硬化参数。将式(8)代入式(7)中可得

$$\sigma_y(\bar{\epsilon}^p) = \sigma_{y0} + R_0 \bar{\epsilon}^p + R_\infty (1 - e^{-b\bar{\epsilon}^p}) \quad (9)$$

式(9)表示的非线性各向同性硬化模型已包含在一般的商用有限元分析软件中, 应用较为方便。使用该模型的关键是根据材料试验数据确定模型中的材料参数: 初始屈服应力 σ_{y0} 以及 3 个硬化参数 R_0, R_∞ 和 b 。

2.2 基于真应力应变曲线的钛合金弹塑性本构模型及验证

由于本文主要研究钛合金试样随着载荷加大而最终破坏的过程, 属于典型的大变形破坏, 因此需要基于其真应力-应变曲线来估计弹塑性本构模型参数。非线性各向同性硬化法则(9)为有效塑性应变的显式函数, 本文采用最小二乘法拟合试验数据得到模型中的材料参数。

根据 TC11 图 6 所示各温度下的真应力应变曲线, 拟合获得 TC11 非线性各向同性硬化模型材料参数, 如表 1 所示, 其中 E, σ_{y0}, R_0 和 R_∞ 的单位均为 MPa。

表 1 TC11 本构模型参数

Tab. 1 Constants for constitutive model of TC11 alloy						
参数	温度/°C	E	σ_{y0}	R_0	R_∞	b
优化值	20	122 725	948	800	105	73
参数	温度/°C	E	σ_{y0}	R_0	R_∞	b
优化值	500	97 800	499	650	232	91

为验证非线性各向同性硬化模型对 TC11 在各工温度下真应力应变响应的描述效果, 本文采用表 1 的模型参数对光滑试样进行了有限元数值分析。建立的光滑试样标距段轴对称有限元模型如图 7 所示, 模型长度 25 mm(标距段), 直径 5 mm, 最小单元尺寸 0.1 mm, 模型底部施加轴向约束, 顶部施加位移载荷, 通过商用有限元软件分别计算出 TC11 在常温和高温下的载荷-位移响应曲线, 并与试验曲线对比, 如图 8 所示。可见, 有限元计算结果与试验结果吻合较好, 说明根据真应力应变

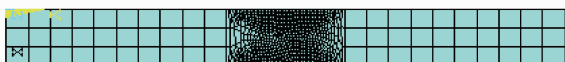
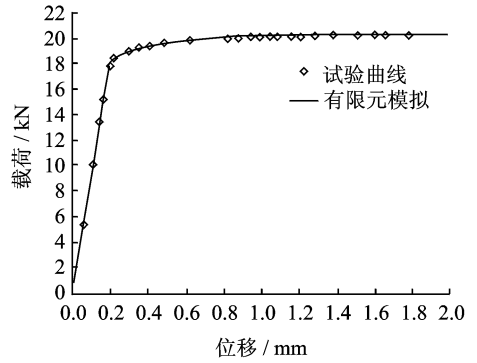
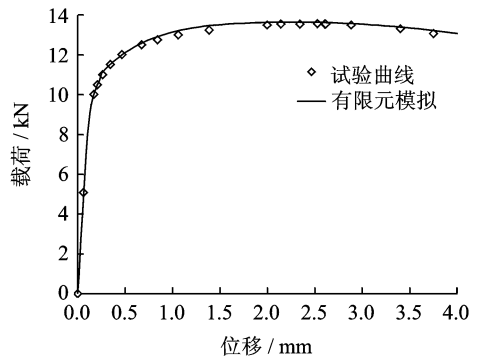


图 7 光滑试样的有限元模型图

Fig. 7 Finite element grids of a smooth specimen



(a) 室温



(b) 500°C

图 8 TC11 非线性各向同性硬化模型验证

Fig. 8 Experimental verification for nonlinear isotropic hardening model of TC11 alloy

建立的非线性各向同性硬化模型是有效的。

3 TC11 合金缺口试样拉伸破坏载荷预测

3.1 破坏载荷的确定方法

通过材料的拉伸试验, 可获得试样变形(位移)与拉伸载荷关系曲线, 如图 9 所示。曲线的最高点是材料即将发生局部紧缩的临界点, 因此试样的拉伸破坏过程可以描述为: 在单调增加的静载荷作用

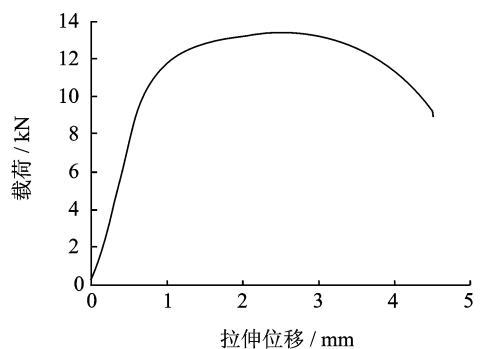


图 9 试样拉伸载荷-位移曲线

Fig. 9 Tensile load-displacement curve of a specimen

下,试样随着载荷的增加而产生均匀变形,当载荷增大到一定值时,试样开始发生局部颈缩,此时变形继续增大,而载荷已不再增加,把此时的载荷定为试样的拉伸破坏载荷,即其最大承载能力。因此,试样的拉伸破坏载荷即为其载荷-位移曲线的最高点。

3.2 缺口试样破坏试验

本文开展了常温和高温下 TC11 材料缺口试样的拉伸破坏试验。

(1) 常温

常温下,缺口试样的基本尺寸和缺口形状如图 10 所示,3 种缺口对应的应力集中系数 K_T 依次为 1.2,1.5,2.0,试验结果见表 2。

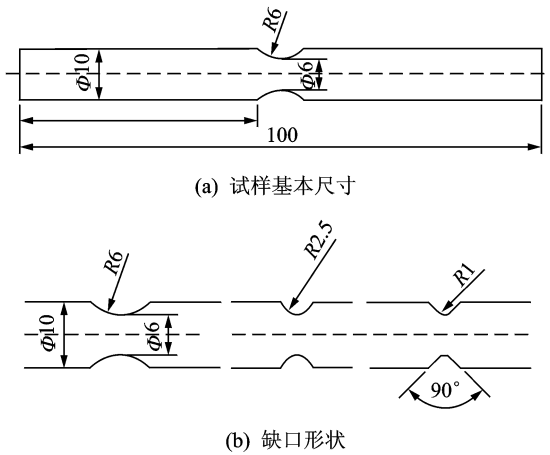


图 10 常温下 TC11 缺口拉伸试样及缺口形状(单位:mm)

Fig. 10 TC11 alloy notched tensile specimen configuration and shape of notches under room temperature

表 2 TC11 缺口圆棒的常温拉伸试验结果

Tab. 2 Results of tensile test of TC11 alloy notched specimens under room temperature

缺口类型	抗拉强度/ MPa	均值/MPa	平均破坏 载荷/kN
KT1.2	1 292.6	1 290.5	36.5
	1 285.3		
	1 295.8		
	1 288.1		
KT1.5	1 468.9	1 465.3	41.4
	1 456.5		
	1 484.2		
	1 451.7		
KT2.0	1 610.9	1 618.5	45.8
	1 634.5		
	1 609.0		
	1 619.4		

(2) 高温

高温下,缺口试样的基本尺寸和缺口形状如图 11 所示,4 种缺口对应的应力集中系数 K_T 依次为 1.2,1.5,2.0,2.5,试验结果见表 3。

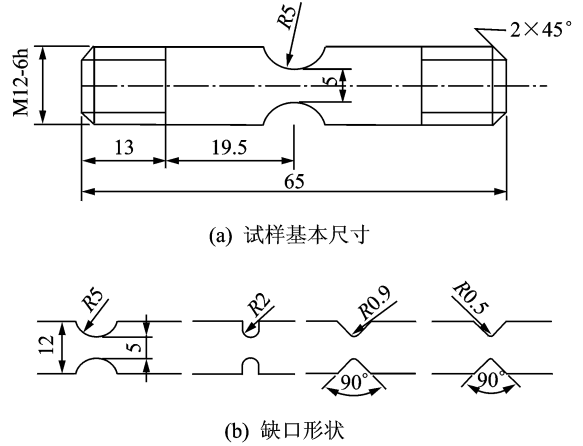


图 11 高温下 TC11 缺口拉伸试样及缺口形状(单位:mm)

Fig. 11 TC11 alloy notched tensile specimen configuration and shape of notches under high temperature

表 3 TC11 缺口圆棒 500 °C 下的拉伸试验结果

Tab. 3 Results of tensile test of TC11 alloy notched specimens under 500 °C

缺口类型	破坏载荷	平均破坏载荷
KT1.2	16.8	17.4
	17.6	
	17.8	
	19.4	
KT1.5	20.1	19.8
	19.9	
	21.4	
	21.7	
KT2.0	22.1	21.7
	23.0	
	22.6	
	22.7	
KT2.5	22.6	22.8
	22.7	

3.3 缺口试样拉伸破坏载荷的预测

3.3.1 大变形有限元法

采用拉格朗日描述的有限元法进行大变形分析。建立非线性几何方程时,选择的能量方程主要有两类:一是从虚功原理出发,直接采用应力与共轭应变,此为全拉格朗日法(Total Lagrange, TL);二是从变分原理出发,采用应力率和应变率,即为改进的拉格朗日法(Updated Lagrange, UL)。两者的区别主要在于求解迭代时,TL 法以初始构型

为参考构型,而 UL 法则以相邻的前一构型为参考构型。本文使用的商用有限元分析软件中则是采用 UL 法进行求解。

3.3.2 大变形有限元计算

采用商用有限元软件对所设计的缺口试样进行了拉伸变形的有限元模拟,大变形有限元分析过程如下:

(1)建模:取缺口圆棒标距段的二分之一建立平面轴对称模型,缺口处网格较密,最小尺寸约为 0.1 mm。图 12 为高温下 $KT=1.2$ 缺口拉伸试样的有限元模型。



图 12 TC11 缺口拉伸试样的有限元模型

Fig. 12 Finite element grids of a notched specimen

(2)定义材料参数:按所建立的本构模型,分别定义各种缺口试样的材料参数。

(3)施加载荷约束:有限元模型底端施加 Y 方向的位移约束,顶端施加位移载荷,位移大小为 2 mm。

(4)设置求解:在求解设置中选择大变形选项,计算结束时间设置为 1,载荷步设置为 500 子步,计算结果选择输出每一步计算结果,然后开始求解。

求解结束后,取缺口试样底端每个节点的支座反力,然后相加作为试样所承受的载荷,取其顶端节点的位移,描绘出缺口试样的拉伸载荷-位移曲线。图 13 为按照上述方法计算出的 TC11 高温缺口拉伸试样 ($KT=1.2$) 的拉伸载荷-位移曲线。

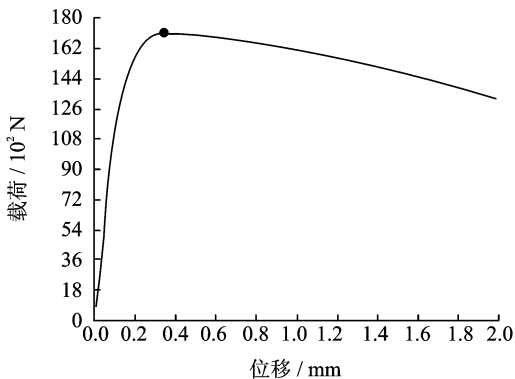


图 13 TC11 高温 500℃ 缺口拉伸响应曲线的有限元模拟

Fig. 13 Load-displacement curve of TC11 notched specimen under high temperature simulated by finite element method

3.3.3 缺口试样拉伸破坏载荷的计算与试验对比

按照本文提出的拉伸破坏载荷确定方法,大变形有限元模拟出的拉伸载荷-位移曲线的最高点即为缺口试样的拉伸破坏载荷。表 4 为有限元计算出来的各类缺口试样不同温度下的破坏载荷及其与试验结果的对比。

由表 4 可见,常温和高温下 TC11 缺口试样的拉伸破坏载荷的有限元计算结果与试验结果吻合较好,最大误差仅为 4.3%,从而验证了本文所提出的缺口试样拉伸破坏载荷预测方法的有效性。

表 4 缺口试样拉伸破坏载荷预测结果与试验对比

Tab. 4 Comparison of predicted tensile broken loads and experimental results of notched specimens

材料	试验温度	缺口类型	试验结果/kN	有限元预测结果/kN	相对误差/%
TC11	室温	KT1.2	36.49	36.95	1.26
		KT1.5	41.43	42.02	1.42
		KT2.0	45.76	47.41	3.61
	500℃	KT1.2	17.40	17.09	-1.78
		KT1.5	19.78	19.77	-0.05
		KT2.0	21.73	22.36	2.90
		KT2.5	22.77	23.75	4.30

4 结 论

(1)TC11 钛合金材料试样拉伸断裂后具有明显的缩颈现象,属于典型的大塑性变形引起的破坏。

(2)基于 TC11 试样真应力应变曲线和非线性各向同性硬化模型建立的塑性本构模型,可以较好地描述其在室温和 500℃ 下的拉伸变形行为。

(3)常温和高温下的计算与试验对比表明:采用大变形有限元法计算获得缺口试样的拉伸载荷-位移曲线,将该曲线最高点对应的载荷作为其拉伸破坏载荷具有较高的精度,从而为钛合金轮盘断裂准则的建立提供了一种新的途径。

参考文献:

- [1] 中国航空工业总公司发动机系统工程局. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则: 轮盘[M]. 北京: 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997.
Engine System Engineering Bureau of Chinese Aviation Industry Corporation. Aviation turbojet, turbofan engine structure design criterion: Disk[M]. Beijing: Engine System Engineering Bureau of Chinese Aviation Industry Corporation, 1997.
- [2] 国防科学技术工业委员会. 航空涡轮喷气和涡轮风扇

- 发动机通用规范[S]. GJB241A—2010. 北京:国防科学技术工业委员会,2010.
- National Defense Science and Technology Industry Committee. Aviation turbojet, turbofan engine universal norms [S]. GJB241A—2010. Beijing: National Defense Science and Technology Industry Committee, 2010.
- [3] 《航空发动机设计手册》总编委会.《航空发动机设计手册》第18册——叶片轮盘及主轴强度分析[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- Editorial committee of aero engine design manual. Aero engine design manual: Volume 18—Blade disc and spindle strength analysis[M]. Beijing: Aviation Industrial Publishing House, 2001.
- [4] 冯引利,吴长波,高鹏,等.某粉末冶金高温合金涡轮盘破裂转速分析[J].航空动力学报,2013,28(3):501-506.
- Feng Yinli, Wu Changbo, Gao Peng, et al. Analysis of powder metallurgy superalloy turbine disc's burst speed[J]. Journal of Aerospace Power,2013, 28(3): 501-506.
- [5] 中国航空工业第一集团公司.航空发动机设计用材料数据手册(四)[M].北京:中国航空工业第一集团公司发动机事业部,1997.
- Aviation Industry Corporation of China. Manual of material data for aircraft engine design (4)[M]. Beijing: Division of Aviation Industry Corporation of China, 1997.
- [6] 徐灏.疲劳强度[M].北京:高等教育出版社,1988.
- Xu Hao. Fatigue strength[M]. Beijing: Higher Education Press, 1988.
- [7] 杨桂通.弹塑性力学引论[M].北京:清华大学出版社,2013.
- Yang Guitong. Introduction to elastic-plastic mechanics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013.