配合间隙对涡轮叶片榫头/榫槽接触的影响*

王少飞1,温志勋1, 郜玉芬2, 刘 海1, 岳珠峰1

西北工业大学力学与土木建筑学院,陕西西安 710129;
 西安建筑科技大学土木工程学院,陕西西安 710055)

摘 要:采用率相关晶体塑性滑移理论模型,考虑镍基单晶的晶体取向和涡轮盘/片配合间隙的影响,针对涡轮叶片榫头/榫槽的复杂接触状况,研究了温度梯度载荷和离心载荷作用下三种取向的接触应力和低周疲劳损伤。结果表明:当榫头/榫槽的配合间隙小于3.7μm时,榫头/榫槽的接触应力随间隙 值突变比较明显;而间隙值大于5.4μm时影响较小。接触应力和低周疲劳寿命对第一齿间隙值比较敏 感,随间隙值的波动变化范围较大;第二齿的间隙对接触应力影响也较大,但对疲劳寿命的影响只在较 小间隙值下较为明显。晶体取向对榫头/榫槽接触低周疲劳寿命有比较显著的影响,表现出明显的疲劳 性能各向异性。

关键词:晶体取向;配合间隙;榫头/榫槽;疲劳损伤 中图分类号:V231.1 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2015)01-0112-07 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2015. 01. 016

Effects of Contact Gap on Contact Properties of Turbine Blade Tenon /Mortise

WANG Shao-fei¹, WEN Zhi-xun¹, GAO Yu-fen², LIU Hai¹, YUE Zhu-feng¹

(1. Civil Engineering and Architecture, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. School of Civil Engineering, Xi'an University of Architecture and Technology, Xi'an 710055, China)

Abstract: Considering the impact of crystal orientation of nickel based single-crystal and contact gap, the rate-dependent crystal plasticity constitutive model was employed to calculate the contact stress and fatigue damage under the temperature gradient load and centrifugal load for turbine blade tenon/mortise complex exposure situation. The results show that contact stress of tenon/mortise mutated very obviously when the gap is less than $3.7\mu m$, but contact gap has less influence on the stress of tenon/mortise when gap is more than $5.4\mu m$. Contact stress and fatigue life are sensitive to the first tooth gap and vary greatly. The second tooth gap also has some influence on contact stress, but the impact on the fatigue life is only obvious among the smaller gap value. Crystal orientation also plays a relatively significant role on the fatigue life, showing the anisotropy of fatigue properties obviously.

Key words: Crystal orientation; Contact gap; Tenon /mortise; Fatigue damage

1 引 言

镍基单晶高温合金因其优越的高温抗疲劳、抗

蠕变性能,已经成为制造航空涡轮发动机热端部件 的重要材料。在航空发动机枞树形榫头和榫槽的 结构中,由于涡轮叶片的工作环境相当恶劣,同时

 ^{*} 收稿日期: 2013-10-25;修订日期: 2014-02-27。
 基金项目:国家自然科学基金(51210008, 51175424);西北工业大学研究生创业种子基金(Z2014046)。
 作者简介:王少飞(1988—),男,博士生,研究领域为航空发动机涡轮叶片强度分析。Email:sfwang@mail.nwpu.edu.cn

承受着离心载荷,热载荷,气动载荷及振动等的共 同作用,叶片榫头和涡轮榫槽结构形状上微小的变 化都将对其应力-应变的分布及疲劳损伤产生较大 的影响。接触状态随运行时间、工况、配合间隙以 及其他许多随机因素的改变而变化,接触部位的应 力应变情况十分复杂。文献[1,2]分析了榫头/榫 槽的齿距加工偏差、装配紧度及工作状态下紧度的 变化对接触状况产生的影响;关于叶片与轮盘在紧 急工况、典型工况及不同配合间隙下的结构应力-应变响应作了相应的分析[3-5];在计算叶片和轮盘 的应力时,将叶片的离心载荷平均转换到榫头和榫 槽的齿面上,而在计算榫齿部位的接触应力时将齿 根和齿槽切割下来单独分析,将叶片的离心力平均 加载到齿根的上表面[6-14],这种研究方法与实际的 情况相差较大,其计算结果的精度受到很大的影 响。航空发动机涡轮枞树形榫连接喉道处的应力 集中、微动磨损及配合间隙[15]等都可以引起工作 环境的恶化,从而降低了叶片涡轮盘的服役寿命。 目前,关于配合间隙微变化对榫头/榫槽的接触应 力和疲劳寿命影响的研究很少,因此,研究配合间 隙对涡轮叶片榫头/榫槽接触的影响显得很有必 要,对单晶涡轮盘榫接的结构设计、加工及装配提 供了理论上的支持。

本文采用率相关晶体塑性滑移理论模型,考虑 镍基单晶的晶体取向和涡轮盘/片配合间隙的影响, 针对镍基单晶涡轮叶片榫头/榫槽复杂接触状况,研 究了榫头/榫槽在温度梯度载荷和离心载荷作用下不 同晶体取向的接触应力和低周疲劳寿命。

2 本构模型

采用单晶材料的率相关晶体塑性滑移寿命模型,即镍基单晶材料的疲劳寿命与所有滑移系的最大分切应力相关。基于该理论可以建立疲劳寿命与最大分切应力幅的关系,并根据分切应力幅预测低周疲劳寿命。在外力作用下,当滑移系的分切应力 $\tau^{(\alpha)}$ 大于滑移系的临界值 τ_0 时,滑移系开动。滑移系 α 的分切应力 $\tau^{(\alpha)}$ 可以通过下式表示为

$$\boldsymbol{\tau}^{(\alpha)} = \boldsymbol{\sigma} : \boldsymbol{P}^{(\alpha)} \tag{1}$$

式中 σ 为晶轴系下得应力张量, $P^{(\alpha)}$ 为Schmidt 取向因子,定义为

$$\boldsymbol{P}^{(\alpha)} = \frac{1}{2} (\boldsymbol{m}^{*(\alpha)} \otimes \boldsymbol{n}^{*(\alpha)} + \boldsymbol{n}^{*(\alpha)} \otimes \boldsymbol{m}^{*(\alpha)})$$
(2)

式中**m**^{*(α)},**n**^{*(α)}分别为α滑移系变形前的滑移法 向和滑移面法向方向的单位矢量。 求解的关键是确定晶体滑移系的滑移率 ý^(e),它 与分切应力相关

$$\dot{\gamma}^{(\alpha)} = \dot{\gamma}_{0}^{(\alpha)} \left[\frac{\tau^{(\alpha)}}{g^{(\alpha)}} \right] \left[\frac{\tau^{(\alpha)}}{g^{(\alpha)}} \right]^{\frac{1}{m}-1}$$
(3)

式中 m 为应变率敏感指数, g^(a) 为参考剪切应 力, γ^(a) 称为参考剪切应变率,表征晶体当前硬化应 变的参数,在此可以认为它仅与滑移量 γ 相关,可以 表示为

$$\dot{g}^{(\alpha)} = \sum_{\beta=1}^{N} h_{\alpha\beta} \left| \dot{\gamma}^{\beta} \right| \tag{4}$$

式中 h_{qg} 为硬化系数,它决定了滑移系 β 中的滑移剪切量对滑移系 α 所造成的硬化。 h_{qg} 为 γ 的函数, γ 为累积滑移应变

$$\gamma = \sum_{\beta=1}^{N} \left| \gamma^{(\alpha)} \right| \tag{5}$$

基于 Levkovitch^[10-14]理论,给出了镍基单晶与时间相关的损伤模型,将每个滑移系的损伤与分切应 力和剪切应变率联系起来,即损伤D的演化基于每 个滑移系的分切应力τ^(α)和滑移率 γ^(α),同时考虑时间效应,得到损伤公式

$$\Delta D_i^{\text{fat}} = \sum_{\alpha} \left[\frac{\left[\tau_{\max}^{\alpha} \right]}{s_{\text{oct}}} \right]^{m_{\text{oct}}} \left[\frac{\dot{\gamma}_{\max}^{\alpha}}{\dot{\gamma}_{\text{oct}}} \right]^{n_{\text{oct}}}$$
(6)

其中 τ_{max}^{a} 和 $\dot{\gamma}_{max}^{a}$ 是循环中最大分切应力和最大 剪切应变率。指参考应力 s_{oct} 是尺度因子,参数 $\dot{\gamma}_{oct}$, m_{oct} , n_{oct} 由试验决定。由于应变率对温度非 常敏感,温度梯度下需要考虑单晶材料的温度效应, 本文定义

$$\Delta D_i^{\text{fat}} = \sum_{\alpha} \left[\frac{\left| \tau_{\max}^{\alpha} \right|}{s_{\text{oct}}} \right]^{n_{\text{fat}}} \left[\frac{\left| \dot{\gamma}_{\max}^{\alpha} \right|}{\dot{\gamma}_{\text{oct}}} \right]^{n_{\text{fat}}} \exp(\frac{-Q^c}{RT})$$
(7)

式中*T*是绝对温度,*C*和*Q*^e是材料参数。通过对 不同温度下低周疲劳试验研究,镍基单晶材料的参 考应力 $S_{\text{oct}} = 2.5 \times \tau_0$, $m_{\text{oct}} = t/100$, $\dot{\gamma}_{\text{oct}} = 10$, t 为摄氏 温度, n_{fat} 为试验拟合的参数。因此,只需要拟合得 到不同温度下的 n_{fat} 就可以得到该温度下的低周疲 劳损伤公式,这样使温度梯度下低周疲劳寿命预测 得到了简化,不同温度下某镍基单晶材料的 如表 1 所示。

$$N = \frac{1}{D} = \frac{1}{\Delta D_i^{\text{fat}}} \tag{8}$$

式中N为疲劳循环次数, ΔD_i^{fat} 为疲劳损伤。

 Table 1
 Material constants of damage

Temperature/ °C	$n_{ m fat}$
600	0.61
750	0.65
800	0.8
900	0.48

2 计算模型及材料参数

2.1 计算模型

某航空发动机的涡轮叶片共有41个,为简化计 算,取一个循环对称段,即涡轮盘的1/41进行计算, 其几何模型和有限元网格模型如图1所示。经统计, 共生成26412个8节点六面体单元,33534个节点。 接触摩擦因数根据结构的材料及加工精度等因素确 定为0.3。计算模型三对榫齿间隙的理论值分别为 10.7μm,5.4μm,第三齿啮合。在理论间隙的基础上 分别改变三对齿间隙来计算配合间隙对榫头/榫槽接 触应力和疲劳寿命的影响。

2.2 边界条件及载荷

计算中约束涡轮盘A端面及底面三个方向的位 移,使得B面和C面上的循环对称节点在圆柱坐标系 下的位移分量相等。施加的载荷包括离心力载荷和 热载荷,离心力的加载采用对称循环方式进行加载, 在所有单元上均施加200~2000r/min的离心载荷。 且在所有节点上施加带有温度梯度的温度载荷,将 温度载荷与离心转速以及位移边界条件一起加载, 温度场分布图如图1所示。

2.3 材料参数

叶片材料为单晶高温合金 DD3,密度为 8.2×10³kg/m³;涡轮盘的材料为 FGH95,密度为 8.31×10³kg/m³,叶片三种取向材料及轮盘的力学性 能参数和热膨胀系数参数见文献[16]。计算求解时 将榫头/榫槽的配合间隙和晶体取向作为参数,在设 计间隙的基础上采用 0.4μm, 1.2μm, 2.5μm, 3.7μm, 5.4μm, 7.2μm六种间隙工况来计算三对间隙的微小变化对榫头/榫槽接触应力和低周疲劳寿命特性的影响。

3 结果分析与讨论

3.1 接触应力

以[001]取向设计配合间隙为例说明榫头/榫槽 的接触应力^[12]分布,如图2所示。设计配合间隙时, 榫头/榫槽上出现非常明显的应力梯度,而在榫头叶 盆面进气边第一齿位置和缘板的伸根部位均出现高 度应力集中(如图2(a)所示),这与发动机试车时榫 头裂纹位置一致(如图3);此外,榫头叶背面第一齿 的出气边上也出现了较为严重的应力集中,榫槽的 最大应力值出现在叶盆面第一喉部的进气边,榫槽 上的应力最大值比榫头上的最大值高出了 32% 左 右。相比设计配合间隙,实际配合间隙(由发动机试 车后测量出来的,第二齿间隙为5µm,第一、三齿均 啮合)时的应力集中部位并没有改变,但榫头/榫槽危 险点最大应力值增大了 30%,而且榫头上的应力分 布相当不均匀,导致局部区域出现非常明显的应力 集中。分析其原因,由于在试车过程中,榫齿与榫槽 间的配合间隙随着温差或者离心力的变化发生改 变,因此接触状况也发生了改变,使得榫头/榫槽的接 触应力增大,导致寿命显著降低。

图 4 为榫头/榫槽三对配合间隙对榫头/榫槽接 触应力的影响。随着配合间隙的增加,榫头/榫槽上 的最大接触应力呈现增大的趋势。单从数值上来 看,涡轮盘榫槽承受的应力要比榫头严重,分析其原 因是由于运行过程中轮盘和叶片温度升高,引起榫 头/榫槽材料膨胀,而涡轮盘的周向位移受到约束而 导致的。当配合间隙小于 3.7μm 时,配合间隙对榫 头/榫槽的接触应力影响较大;然而当间隙值超过



Fig. 1 The Geometry and finite element model of blade/turbine and the distribution of temperature field



Fig. 2 Stress distribution under designed gap



(a) Crack in the basin of tenon



(b) Serration crack in shank region of tenon









5.4μm后,间隙值的改变对应力影响较小,应力曲线 随着间隙值的增加趋于平缓。随着第一齿间隙值的 增加,榫头上的接触应力呈现出先减小再大幅度增 加的趋势,波动范围较大,间隙的改变引起的最大应 力增量可达到50%;榫槽上的应力也出现相同的趋 势,但相比榫头,榫槽上的应力波动范围很小。第二 齿间隙值对结构的接触应力影响也比较大,榫头/榫 槽的接触应力随着间隙值的增加呈现出大幅度增 加,当间隙值超过3.7μm后趋于平缓的趋势,接触应 力变化范围较大。伴随第三齿间隙值的增加,榫头/ 榫槽接触应力也呈现增大趋势,但增长的幅度很小。

观察榫头/榫槽在不同配合间隙下的应力分布云

图可知,在配合间隙逐渐增大的过程中,榫头/榫槽危 险点也在不断的转移,如图5所示。当第一齿的配合 间隙逐渐增加时,榫头上的危险点依次从叶盆面第 一齿进气边的位置和缘板的伸根部位转移至第二齿 进气边的倒角处,最后转移到底部齿的相应部位。 随着第二齿间隙值的增加,榫头危险点从底部榫齿 的进气边转移至第一齿的相应部位;相比之下,榫头 危险点的位置并没有因底部榫齿的间隙而改变,一 直出现在叶盆面第一齿进气边倒角处。榫槽的危险 点从叶盆面第一喉部转移至第二喉部的相应位置。

3.2 低周疲劳寿命

图 6 为榫头/榫槽三对齿的配合间隙对榫头低周



Fig. 5 Dangerous area transfer of tenon/mortise

疲劳寿命的影响。可见,榫头低周疲劳寿命随着间 隙值的增加呈现减小的趋势,分析其原因配合间隙 的增大引起榫头/榫槽啮合情况的恶化和其它部位的 应力集中,使得接触表面在接触压应力的不断反复 作用下引起接触表面及表层裂纹萌生和磨损加剧, 从而大大降低构件的低周疲劳寿命。榫头的低周疲 劳寿命对第一齿的间隙值比较敏感,随间隙波动幅 值比较大,当配合间隙小于1.2μm时曲线下降很快, 之后曲线下降趋势趋于平缓,低周疲劳寿命最大减 小量达到40%;相比之下,第二和第三齿的间隙值对 榫头低周疲劳寿命的影响不是特别明显,只在间隙 值小于1.2µm时,低周疲劳寿命有较小幅度的下降, 之后间隙值的改变对寿命的影响很小,整个过程中 寿命减小量最高达到15%。分析三对齿在相同配合 间隙下榫头低周疲劳寿命的影响可知,控制三对齿 的间隙值在提高结构疲劳寿命过程中显得尤为重 要。

图7是设计配合间隙和实际配合间隙下低周疲 劳损伤分布云图。显然,低周疲劳损伤的最大值均 出现在叶盆面第一齿的进气边,设计配合间隙下榫 头上的低周疲劳损伤分布比较均匀,低周疲劳循环 寿命为66934次;在实际配合间隙下,疲劳损伤危险 点的位置没有改变,但三齿上的损伤分布不均匀,榫 头上的最大疲劳损伤值增大,低周疲劳循环寿命降





Fig. 6 Effects of contact gap on the fatigue life of tenon

3.3 晶体取向对接触应力和低周疲劳寿命的影响

在分析晶体取向对接触应力和低周疲劳寿命的 影响时,榫齿/榫槽三对齿接触采用相同的配合间隙, 以消除间隙的影响。表2列出了不同晶体取向下榫 头与榫槽接触应力和低周疲劳寿命的情况。分析 [001]、[011]和[111]三种取向对不同配合间隙下榫



	Crystal orientation						
– Contact gap /µm –	[001]		[011]		[111]		
	Tenon/mortise stress/MPa	Fatigue life/ cycle	Tenon/mortise stress /MPa	Fatigue life/ cycle	Tenon/mortise stress/MPa	Fatigue life/ cycle	
0.4	280/367	45208	288/350	72674	296/322	72886	
1.2	293/383	32982	286/364	55617	296/338	49455	
2.5	312/403	30637	284/379	54705	298/355	45043	

Table 2 Effects of crystal orientations on contact stress and fatigue life of tenon/mortise



Fig. 8 Dangerous area transfer of fatigue damage

头/榫槽的接触应力和低周疲劳寿命的影响可知,晶 体取向对榫头/榫槽接触应力的影响不是很明显,但 对低周疲劳寿命有比较显著的影响,相同载荷条件 下,不同取向的低周疲劳寿命相差甚远。比如[001] 取向和[111]取向在配合间隙同为0.4µm时的低周疲 劳寿命相差达到61%左右;当间隙值增大到1.2μm之 后,[011]取向的低周疲劳寿命最长。三种取向中, [111]取向对配合间隙的微小变化最为敏感,其次是 [011]取向。总结三种晶体取向下的低周疲劳寿命 发现晶体取向对榫头/榫槽低周疲劳寿命有显著的影 响,表现出明显的疲劳性能各向异性,分析其原因是 由于单晶材料在复杂应力情况下,滑移系的Schmidt 系数及开动类型有明显的不同,[111]取向的滑移系 开动较为单一,而[001]取向的滑移系开动复杂多 样,正是滑移系的Schmidt系数及开动类型的差异造 成了不同取向对间隙值敏感度的不同。综上所述, 建议在叶片榫头和涡轮盘榫槽的设计加工及装配过 程中,严格控制榫头/榫槽之间的配合间隙,以减少由 于随机性引起的间隙偏差而造成的不良影响。

4 结 论

(1)随着榫头/榫槽配合间隙的增加,接触应力呈 现增大的趋势,低周疲劳寿命出现减小的趋势,而榫 头/榫槽危险点的位置也在不断的转移。当配合间隙 小于 3.7µm时,结构的接触应力变化比较明显;然而 间隙值大于 5.4µm时,间隙值的改变对结构的接触应 力影响较小。

(2)榫头的接触应力和低周疲劳寿命对第一齿间隙值的变化比较敏感,随间隙值波动范围较大;第 二齿的间隙对榫头/榫槽的接触应力影响也比较大, 但对低周疲劳寿命的影响只在较小间隙值下较为明显;第三齿的配合间隙对结构的应力和低周疲劳寿 命影响效果不是非常明显。

(3)晶体取向对榫头/榫槽低周疲劳寿命有显著 影响,表现出明显的疲劳性能各向异性。相同载荷 不同取向的低周疲劳寿命相差甚远,三种取向中, [111]取向对间隙的改变最为敏感,[001]取向对间 隙值的改变较为稳定。

参考文献:

- [1] 郑旭东, 蔚夺魁, 王兆丰, 等. 某型航空发动机涡轮
 叶片和轮盘榫齿裂纹故障力学分析[J]. 航空发动
 机, 2005, 31(3); 35-38.
- [2] 汤 凤,孟 光.带冠涡轮叶片的接触分析[J].噪声 与振动控制,2005,(04):5-7.
- [3] 彭茂林,杨自春,曹跃云,等.配合间隙对涡轮盘-片 结构的接触响应影响分析[J].航空动力学报,2011, 26(4):779-786.

- [4] Papanikos P, Meguid S A, Czekanski A. Finite Element Analysis of Fir-Tree Region in Turbine Discs [J].
 Finite Element in Analysis and Design, 2000, 35: 305-317.
- [5] 付 娜. 某航空发动机涡轮盘和叶片的强度分析和 寿命计算[D]. 西安:西北工业大学, 2006.
- [6] 岳珠峰,于庆民,温志勋,等. 镍基单晶涡轮叶片结构强度设计[M]. 北京:科学出版社, 2008.
- [7] 魏大盛,王延荣. 枞树形榫连接结构接触应力的有限 元分析及建模研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(2): 5-9.
- [8] Lavella M, Botto D. Fretting Wear Characterization by Point Contact of Nickel Superalloy Interfaces[J]. Wear, 2011, 271(9-10): 1543-1551.
- [9] 赵 霞. 某涡浆发动机涡轮转子强度与寿命计算[D]. 南京:南京航空航天大学, 2005.
- [10] Taylor G I. Plastic Strain in Metals [J]. Institute of Metals, 1938, 62: 307-324.
- [11] Levkovitch V, Sievert R, Svendsen B. Simulation of Deformation and Lifetime Behavior of a Fcc Single Crystal

Superalloy at High Temperature Under Low-Cycle Fatigue Loading [J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(12): 1791-1802.

- Hou N X, Yu Q M, Wen Z X, et. al. Low Cycle Fatigue Behavior of Single Crystal Superalloy with Temperature Gradient [J]. European Journal of Mechanics A-Solids, 2010, 29(4): 611-618.
- [13] 丁智平,刘义伦,尹泽勇,等. 燃气涡轮转子盘-片系
 统三维非线性循环应力-应变分析[J]. 机械设计,
 2004,21(8):38-40.
- [14] 陈立杰,谢里阳. 某低压涡轮工作叶片高温低循环疲劳寿命预测[J]. 东北大学学报,2005,26(7):673-676.
- [15] Taylor, S C, Steinetz B M, Oswald J J. Further Characterization of an Active Clearance Control Concept [C].
 Ohio: 43rd AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit Cincinnati, 2007.
- [16] 《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册[M].北京:中国标准出版社,2002.

(编辑:史亚红)