

服役工作条件对涡轮转子叶片蠕变寿命的影响

李娜, 杨晓光, 石多奇, 胡晓安

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 基于 Larson-Miller 蠕变寿命理论, 定量地分析了高压涡轮相对转速、飞行高度 H 、径向温度分布系数(RTDF)偏离设计状态时对涡轮转子叶片蠕变寿命的影响。结果表明:以叶根位置来看, 高压涡轮相对转速从参考状态减小 2%, 导致叶片温度减小 6%, 叶片应力减小 6%, 使蠕变寿命因子从 1 增大到 186。 H 增大导致叶片温度增大、叶片应力减小。从叶根位置来看, 在温度和应力的综合作用下, H 偏离参考状态时, 蠕变寿命因子减小; 而远离叶根位置, 温度对蠕变寿命因子的影响越来越大, 蠕变寿命因子随着 H 的减小而增大。 RTDF 减小导致叶片温度减小, 使蠕变寿命因子随之增大。

关 键 词: 涡轮转子叶片; 叶片温度; 叶片应力; 蠕变; 寿命估算

中图分类号: V231.9

文献标志码: A

Effect of operating conditions on turbine rotor blade creep life

LI Na, YANG Xiao-guang, SHI Duo-qi, HU Xiao-an

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on Larson-Miller creep life theory, the effects of high pressure turbine relative rotational speed, flight altitude H and radial temperature distribution factor (RTDF) on turbine rotor blade creep life were analyzed quantitatively when these parameters deviated from design condition. The results show that when high pressure turbine relative rotational speed is reduced by 2% from its reference value, both the blade temperature and blade stress decrease by 6%. The creep factor increases substantially from 1 to around 186 in terms of blade root. With the increase of H , blade temperature increases and blade stress decreases. In terms of blade root, when H is deviated from its reference value, the creep factor is reduced under the combined action of temperature and stress. Far away from the blade root, the effect of temperature is more important and creep factor increases with the decrease of H . When RTDF reduces, the blade temperature decreases and creep factor increases.

Key words: turbine rotor blade; blade temperature; blade stress; creep; life estimation

对于现代航空发动机和燃气轮机的涡轮转子叶片, 由于其工作环境极为恶劣, 温度和载荷都已达到了材料的使用极限。因此, 其使用寿命的管理和剩余寿命的预测就显得尤为重要。在设计阶段, 涡轮转子叶片的蠕变寿命通常都是根据标准载荷谱给出的, 并不能反映具体的用户信息。因而, 从

航空发动机的使用维护和健康状态监控的角度来看, 发展能关联航空发动机工作状态和使用环境的涡轮转子叶片蠕变寿命预测技术具有重要的工程意义。

对于民用航空发动机或燃气轮机, 其涡轮转子叶片的主导损伤是蠕变断裂或蠕变变形。英国

的 Cranfield 大学^[1-6] 针对现役航空发动机,持续开展空气湿度、性能变化、工作状态等因素对涡轮转子叶片蠕变寿命的影响,进而发展了一套从初步设计到维护使用均适用的寿命预测方法,且关联着航空发动机的工作状态和使用环境,因而具有用户信息相关性的特点. 对于实际服役的航空发动机,由于其使用情况的差异,零部件的使用寿命、航空发动机性能和故障发生的频率和类型均会有所不同. Toufexis^[1], Ghafir 和 Eshati 等^[3-6] 以涡轮转子叶片为工作对象,研究航空发动机进口条件变化、工作状态的因素对其蠕变寿命的影响. 这些研究结果表明,在服役条件下,可以监控零部件的损伤演化,同时还能对航空发动机提供维修策略,从而保证飞行安全并延长使用寿命.

目前,国内关于航空发动机服役工作条件对涡轮转子叶片蠕变寿命影响的研究很少. 南京航空航天大学刘葆华等^[7] 提出了基于高压涡轮叶片寿命损耗计算的功率控制策略,但只是通过飞机和航空发动机模型在不同环境条件下进行飞行任务仿真,从而进行高压涡轮叶片寿命损耗计算,并没有研究服役工作条件偏离设计参考状况时对叶片蠕变寿命的影响. 本文则基于文献^[4] 研究服役工作条件变化对蠕变寿命影响的思路和方法,分析当航空发动机工作状态偏离设计参考状况时,高压涡轮相对转速、飞行高度 H 、径向温度分布系数 (RTDF) 这些参数变化对涡轮转子叶片 (下文简称叶片) 蠕变寿命的影响.

1 分析方法

由于本文只讨论服役工作条件对蠕变寿命的影响,因此,在进行叶片温度分析时,将温度简化处理成一维的,即叶片的温度沿着轴向不会发生变化,而沿着叶高方向发生变化. 同样,在进行叶片应力分析时,只考虑离心力和气动力产生的沿径向方向的应力,将叶片沿径向分段,基于解析方法计算分析.

1.1 叶片温度分析

温度和应力是影响叶片的最重要的两个参数,因此,首先讨论温度的计算方法. 在进行叶片温度分析时,许多研究者^[8-9] 为了简化温度分析过程,提出了不同的假设,发展了计算叶片径向温度的具体公式. Naeem^[8] 考虑了叶片冷却作用,但认为冷气温度相同,进口气流温度分布与所考虑的半径上的叶片的旋转速度的二次方成比例,计算

得到的叶片温度的分布规律与气流温度类似. Ainley^[9] 对对流冷却薄壁叶片进行了分析,认为冷气和叶片温度在叶片径向各个位置是变化的,从叶根位置开始,到叶尖位置达到最大值. Horlock 等^[9] 在 Ainley 初步分析的基础上,对考虑进口燃气温度沿径向变化的叶片进行了叶片温度的计算.

通过实验和计算方法,国内外研究者^[10-13] 分析了叶片的温度分布特点,沿着径向在 50%~80% 叶高处温度达到最高值^[14]. 据此可认为涡轮进口温度沿径向近似呈抛物线规律分布. 冷气温度沿叶高方向是逐渐增大的,近似成幂指数规律,因此,本文在进行叶片温度分布分析时,采用 Horlock 等^[9] 提出的方法进行具体计算.

1.2 叶片应力分析

叶片在工作时承受质量离心力、气动力、热载荷以及振动载荷,在上述载荷共同作用下,叶片的应力状态十分复杂. 分析叶片上的应力时,为了突出主要受力影响和简化的考虑,很多研究者^[10,15] 提出了叶片应力的简化算法.

通常情况下,由离心力和气动力引起的扭转应力不大,在计算叶片应力时可忽略不计,而且在叶片设计时会进行离心补偿,离心弯矩大概是气动弯矩的 0.2~0.8 倍^[15],因此本次计算仅考虑离心拉伸应力和气动弯曲应力.

1.2.1 离心拉伸应力计算

在旋转离心力场下,叶片受本身质量离心力作用,将产生离心拉伸应力. 一般假设质量离心力仅产生沿 z 轴方向的拉伸应力,且叶片在同一横截面上的拉伸应力处处相等. 将叶片沿径向分段,在求某给定截面上的离心应力时,可以采用以下公式

$$\sigma_{c_j} = \frac{\rho \omega^2}{4A_j} \sum_{i=0}^j (A_{i-1} + A_i) (R_{i-1}^2 - R_i^2) \quad (1)$$

式中 ρ 为叶片材料的密度; ω 为叶片旋转角速度; R 为叶片任意横截面的旋转半径; A 为半径为 R 的叶片横截面面积; i, j 表示截面序号,序号的排列顺序是从叶尖至叶根. 叶尖截面为第 0 截面,其离心拉伸应力为 0 MPa.

1.2.2 气动弯曲应力计算

在计算气动弯曲应力时,同样将叶片沿径向分段,假设每一叶片段所受到的气动力沿叶高方向是均匀分布的,第 j 截面所受的气动力弯矩,在旋转平面和轴向平面内的力矩为

$$M_{xj} = - \sum_{i=1}^j F_{yi} \Delta_i (r_{mi} - R_j) \tag{2}$$

$$M_{yj} = \sum_{i=1}^j F_{xi} \Delta_i (r_{mi} - R_j) \tag{3}$$

式中 F_{xi} , F_{yi} 分别为叶片段所受的气动力沿各坐标轴方向的分力; r_{mi} 为第 i 叶片段径向重心坐标, $r_{mi} = (r_{i-1} + r_i)/2$, Δ_i 为叶片段径向长度 $\Delta_i = r_{i-1} - r_i$.

根据叶片截面主惯性轴示意图(图 1),求主惯性轴方向的弯矩分量.

$$M_{\xi} = M_x \cos \alpha - M_y \sin \alpha \tag{4}$$

$$M_{\eta} = M_x \sin \alpha + M_y \cos \alpha \tag{5}$$

由气动力所产生的弯曲应力 σ_b 为

$$\sigma_b = \frac{M_{\xi}}{I_{\xi}} \eta - \frac{M_{\eta}}{I_{\eta}} \xi \tag{6}$$

式中 α 为主惯性坐标系 ($\xi O \eta$) 与原坐标系 ($x O y$) 的相对角度; I_{ξ} , I_{η} 为叶片横截面的惯性矩.

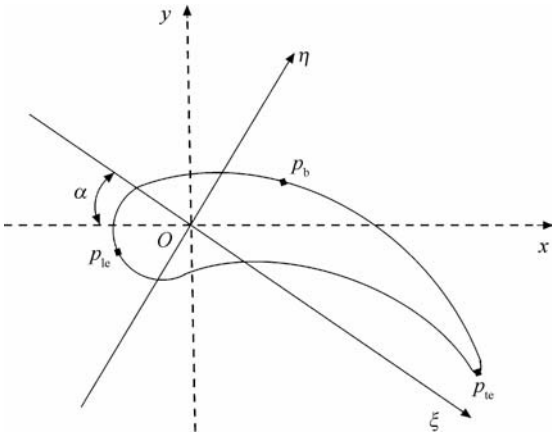


图 1 叶片截面主惯性轴的弯矩分量的示意图

Fig. 1 Schematic diagram of moment components of blade section principal inertia axis

一般来说,在前缘(LE)和尾缘(TE)的弯曲应力为拉应力,而在叶背(B)为压应力.最大弯曲应力产生的位置是距主中心轴最远的点,即前缘、尾缘和叶背,因此只计算这些点上的最大弯曲应力.

1.3 蠕变寿命分析

蠕变寿命受到多种因素的影响,对于工程应用来说,通常采用热强综合参数方程来计算蠕变寿命和损伤.本文在计算蠕变寿命过程中采用的是 Larson-Miller 形式的方程,参考文献[16],获得定向凝固合金 DZ125 的热强参数综合方程.

热强参数综合方程为

$$\lg \sigma = -1.59 + 28.44P - 50.65P^2 + 21.56P^3 \tag{7}$$

蠕变寿命计算方程为

$$t_f = 10 \left(\frac{10^5 P}{\theta} - 22.26 \right) \tag{8}$$

式中 t_f 为蠕变寿命(h); σ 为截面应力; P 为 Larson-Miller 参数; θ 为与叶片温度 T 有关的参数 ($\theta = \left[\frac{9}{5} (T - 273) + 32 \right] + 460$, T 单位为 K).

2 蠕变寿命影响分析过程

图 2 给出了本文进行蠕变寿命计算及影响分析的一般流程.首先根据气动热力计算过程[17]得到航空发动机的气动热力参数,进而通过温度分析模型和应力分析模型(具体分析方法参见第 1 节)分别得到温度和应力,再根据蠕变寿命分析模型来预测蠕变寿命.

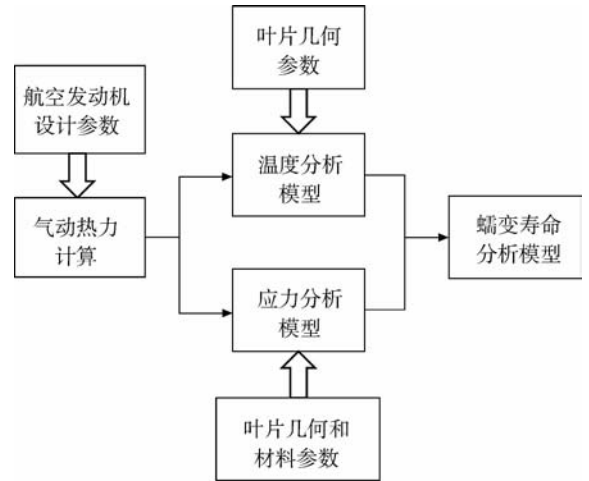


图 2 蠕变寿命分析流程图

Fig. 2 Flow diagram of creep life analysis

本文将讨论高压涡轮相对转速、飞行高度(H)、RTDF 这些工作条件变化对某型空心涡轮转子叶片蠕变寿命的影响.计算过程中的数据,一部分来自于航空发动机实际工作情况及相关文献;另一部分是根据航空发动机实际工作状态做出的合理假设.

为了方便分析工作参数对蠕变寿命的影响,引入一些相对参数:高压涡轮相对转速(n_{hpt}),定义为高压涡轮实际转速与参考转速(本文取 14667 r/min)的比值;径向相对位置(span),定义为叶片径向截面到叶根截面的距离与叶片长度的比值;蠕变寿命因子(f_c)^[4],定义为叶片实际蠕变寿命与设计参考状况($n_{hpt} = 0.98$, $H = 10$ km, RTDF 为 0.1)叶根蠕变寿命的比值.

3 结果和讨论

3.1 高压涡轮相对转速变化的影响

在航空发动机控制中,航空发动机状态的控制体现在对转速的控制,同时转速也是评价航空发动机性能的一个重要参数.航空发动机在某一转速工作时,由于进气条件改变等原因,转速会小幅变化.因此,在分析高压涡轮相对转速对蠕变寿命的影响时,高压涡轮相对转速取 0.98,上下扰动为 2%,即对比值分别取为 0.96 和 1,RTDF 取为 0.1、飞行高度 H 取为 10 km.

如图 3 所示,随着高压涡轮相对转速的减小,叶片温度是减小的.这主要是由于转速的降低使进口气流质量流量减小,进而使压气机功率减小、涡轮前温度减小,因此导致叶片温度减小.图 4 说明了随着高压涡轮相对转速的减小,叶片应力也随之减小.这主要是由于转速的降低使离心拉伸应力减小,气动弯曲应力只在一个很小的范围内变化,其影响可以忽略不计.

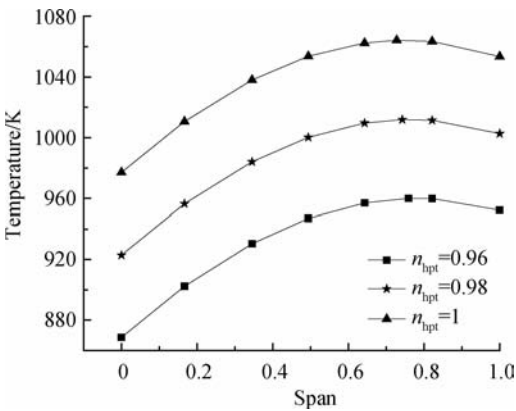


图 3 高压涡轮相对转速变化对叶片温度的影响
Fig. 3 Effect of high pressure turbine relative rotational speed on blade temperature

如图 5 所示为高压涡轮相对转速变化对叶片蠕变寿命的影响.如前所述,高压涡轮相对转速的减小使得温度和应力都减小,因此其变化对叶片蠕变寿命的影响很大.以叶根为例,高压涡轮相对转速从参考状态减小 2%,导致叶片温度减小 6%、叶片应力减小 6%,使得蠕变寿命因子从 1 增大到 186.

3.2 飞行高度变化的影响

飞行高度是航空发动机中非常重要的一个状态参数,单位推力、单位燃油消耗率等均与飞行高度相关.在分析其对蠕变寿命的影响时,高压涡轮

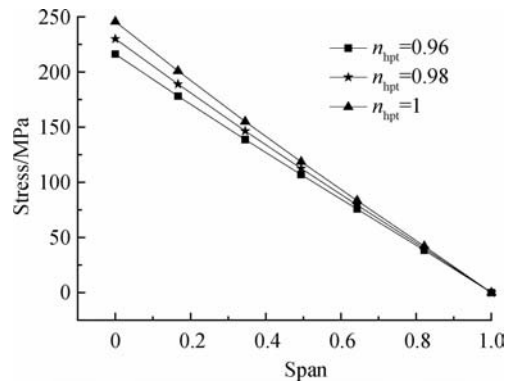


图 4 高压涡轮相对转速变化对叶片应力的影响
Fig. 4 Effect of high pressure turbine relative rotational speed on blade stress

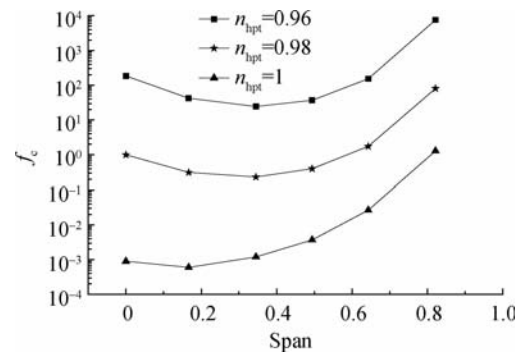


图 5 高压涡轮相对转速变化对蠕变寿命的影响
Fig. 5 Effect of high pressure turbine relative rotational speed on creep life

相对转速高压涡轮相对转速取为 0.98,RTDF 取为 0.1,飞行高度 H 分别取 8,10,12 km.

如图 6 所示,随着飞行高度的减小,叶片温度大致上是减小的.这主要是由于飞行高度的减小使航空发动机进口静温、静压、气流密度都增大,进而使进口气流质量流量增大,尽管压气机增压比减小,但压气机功率增大,为了维持恒定的转速,保证压气机和涡轮之间的连续性,使得涡轮前温度减小,因此导致叶片温度减小.图 7 说明随着飞行高度的减小,叶片应力是增大的,但变化程度较小.飞行高度从 10 km 升到 12 km 或降到 8 km 时,气动力在叶根截面引起的应力约有 5% 的变化.

如前所述,飞行高度增大使叶片温度增大,飞行高度减小使叶片应力增大,在叶根位置,温度和应力对蠕变寿命的影响均较大,因此在温度和应力的综合作用下,使得飞行高度偏离参考状态时,蠕变寿命因子均减小,如图 8 所示.在远离叶根位置,应力很小,其对蠕变寿命的影响程度也变小,

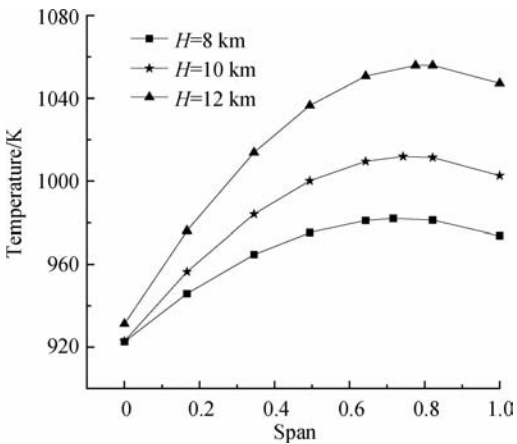


图 6 飞行高度变化对叶片温度的影响
Fig. 6 Effect of altitude on blade temperature

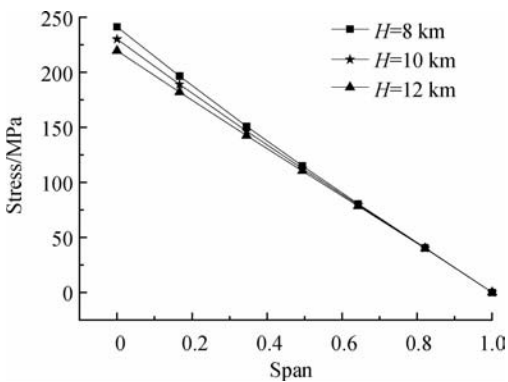


图 7 飞行高度变化对叶片应力的影响
Fig. 7 Effect of altitude on blade stress

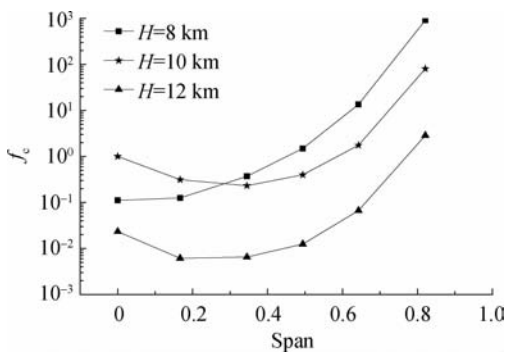


图 8 飞行高度变化对蠕变寿命的影响
Fig. 8 Effect of altitude on creep life

相对来说,温度对蠕变寿命的影响程度越来越大,因此蠕变寿命因子随着飞行高度的减小而增大。

3.3 RTDF 变化的影响

通常,RTDF 用于对叶片蠕变寿命影响的一般性评估。目前温升水平的燃烧室,RTDF 不超过 0.15^[18]。在分析其对蠕变寿命的影响时,高压涡轮相对转速取为 0.98,飞行高度 H 为 10 km,

RTDF 分别取 0.05, 0.1 和 0.15。

如图 9 所示,在假设叶片根部燃气温度不变的情况下,改变 RTDF 可以改变叶片温度的径向分布,随着 RTDF 的减小,叶片温度也随之减小。另一方面,RTDF 也影响最高温度的径向位置,RTDF 为 0.15 时,最高温度大概位于 span 为 0.67 处,RTDF 为 0.1 时,最高温度大概位于 span 为 0.75 处,RTDF 为 0.05 时,最高温度大概位于叶尖处,也就是说,随着 RTDF 的减小,最高温度的位置向叶尖方向移动。

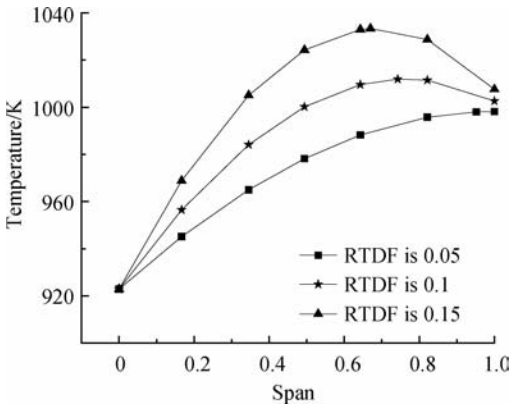


图 9 RTDF 变化对叶片温度的影响
Fig. 9 Effect of RTDF on blade temperature

需要指出的是,RTDF 对叶片截面应力是没有影响的,这是因为本文没有考虑热应力,同时假设 RTDF 变化对转速等其他参数没有影响,所以离心应力和弯曲应力均没有变化,因此,叶片截面应力是没有变化的。

在 RTDF 变化过程中,基于叶根位置的温度和应力是不变的,因此叶根位置的蠕变寿命因子均为 1。如前所示,RTDF 减小使叶片温度减小,而对叶片应力没有明显影响,因此蠕变寿命因子随着 RTDF 的减小而增大,如图 10 所示。RTDF

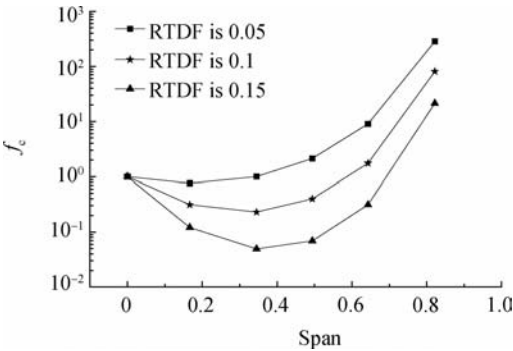


图 10 RTDF 变化对蠕变寿命的影响
Fig. 10 Effect of RTDF on creep life

为 0.05 时,最小蠕变寿命因子为 0.76,位于 span 为 1/6 处;RTDF 为 0.1 和 0.15 时,最小蠕变寿命因子为 0.23 和 0.049,位于 span 为 1/3 处.

4 结 论

结合一个典型的涡轮转子叶片,定量地分析了高压涡轮相对转速、飞行高度(H)、RTDF 这些工作参数偏离参考状态时对蠕变寿命的影响,为航空发动机使用提供了当航空发动机工作偏离参考状态时,叶片蠕变损伤的敏感程度,可得到如下结论:

1) 在本文假设条件下,高压涡轮相对转速变化对叶片根部附近蠕变寿命的影响非常大.以叶根位置来看,高压涡轮相对转速从参考状态减小 2%,导致叶片温度减小 6%、叶片应力减小 6%,使蠕变寿命因子从 1 增大到 186.

2) H 增大导致叶片温度增大、应力减小,以叶根位置来看,在温度和应力的综合作用下, H 偏离参考状态时,蠕变寿命因子均减小;而远离叶根位置,温度对蠕变寿命因子的影响越来越大,蠕变寿命因子随着 H 的减小而增大.

3) RTDF 减小导致叶片温度减小,在假设对叶片应力没有明显影响的情况下,蠕变寿命因子随着 RTDF 的减小而增大.

需要指出的是,本文侧重于研究总体性能参数对涡轮叶片蠕变寿命的影响规律,因此忽略了叶片复杂结构的几何细节导致的影响.

参考文献:

[1] Toufexis D. Aircraft maintenance and development of a performance-based creep life estimation for aero engine [D]. Cranfield, England; Cranfield University, 2012.

[2] Eshati S, Laskaridis P. Investigation into the effects of operating conditions and design parameters on the creep life of high pressure turbine blades in a stationary gas turbine engine[J]. Mechanics and Mechanical Engineering, 2011, 15(3): 237-247.

[3] Ghafir M F A, LI Yinguang, Li Y G, et al. Impact of operating and health conditions on aero gas turbine hot section creep life using a creep factor approach[R]. ASME Paper 2010-GT-22332, 2010.

[4] Ghafir M F A. Performance based creep life estimation for gas turbines application[D]. Cranfield, England; Cranfield University, 2011.

[5] Eshati S, Abu A, Laskaridis P, et al. Influence of water-air ratio on the heat transfer and creep life of a high pressure gas turbine blade[J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 60(1/2): 334-347.

[6] Eshati S, Laskaridis P, Haslam A, et al. The influence of humidity on the creep life of a high pressure gas turbine blade; Part II case study [R]. ASME Paper 2012-GT-69462, 2012.

[7] 刘葆华, 黄金泉. 基于高压涡轮叶片寿命损耗的航空发动机功率控制[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2836-2841. LIU Baohua, HUANG Jinquan. Aero-engine power control based on life consumption of high pressure turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28 (12): 2836-2841. (in Chinese)

[8] Naeem M. Implications of a military turbofan's high-pressure turbine erosion for blade's creep-life consumption[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(1): 177-182.

[9] Horlock J H, Torbidoni L. Turbine blade cooling; the blade temperature distribution[J]. Journal of Power and Energy, 2006, 22(4): 343-353.

[10] 斯库巴切夫斯基. 航空燃气涡轮发动机零件结构与计算 [M]. 张文杰, 译. 北京: 国防工业出版社, 1992.

[11] 王健, 彭立强. 榫头接触应力计算及涡轮叶片强度分析 [C]// 五届中国 CAE 工程分析技术年会论文集. 兰州: 中国机械工程学会, 2009: 201-209.

[12] 葛玉峰. 双工质冷却涡轮叶片温度场计算与强度分析[D]. 大连: 大连理工大学, 2009.

[13] LU Yi. Preliminary design and life estimation of the first stage high pressure turbine rotor blade of an industrial engine[D]. Cranfield, England; Cranfield University, 2012.

[14] 罗尔斯·罗伊斯公司. 丁爱祥, 吴君可, 译. EGD-3 斯贝 MK202 发动机应力标准[S]. 北京: 国际航空编辑部, 1979: 164-212.

[15] 宋兆泓. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1988.

[16] 颜鸣皋, 刘伯操, 李金桂, 等. 中国航空材料手册: 第 2 卷 变形高温合金 铸造高温合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002: 771-783.

[17] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.

[18] 彭泽琰, 刘刚, 桂幸民, 等. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

(编辑: 陈 越)