

基于流热固耦合的航空发动机涡轮叶片仿真分析



徐建新, 许立敬

中国民航大学, 天津 300300

摘要:为真实模拟某型民用航空发动机涡轮叶片的实际工作状况,需要同时考虑气动力、热应力、离心力三者共同作用,找出该型民用航空发动机涡轮叶片的疲劳危险部位。本文基于某型民用航空发动机实际快速存取记录器(QAR)飞行数据,利用 ANSYS Workbench 仿真软件对航空发动机涡轮叶片进行流热固耦合有限元仿真分析。结果表明,涡轮叶片等效应力和等效应变云图变化基本一致,最大应力和应变出现在涡轮叶片叶身与缘板交接处的前缘和后缘,最大应力和应变分别为 4601.4MPa 和 0.026,且与其他部位数值相差较大,可将其列为疲劳危险部位,为后续研究涡轮叶片寿命预测分析和结构优化提供技术参考。

关键词:航空发动机; 涡轮叶片; 流热固耦合; QAR 飞行数据; 有限元仿真

中图分类号: V231.91

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.02.004

涡轮叶片作为航空发动机核心机重要的热端部件之一,工作环境比较恶劣,不仅要承受高温高压的燃气作用,还要承受振动等多种载荷的作用^[1]。涡轮叶片的可靠性及寿命问题影响着整个航空发动机甚至整架飞机的安全运营。因此,为后续对航空发动机寿命进行预测,对航空发动机高压涡轮叶片进行仿真分析是至关重要的。但是通过直接利用实物叶片进行试验的经济性不好,周期长,需要花费大量的人力、物力及时间成本,并且试验条件与实际飞行条件有一定的差别,有时甚至差别很大,这直接影响试验的准确性。现在计算机技术的发展尤为迅速,使得有限元方法成为应用比较广泛的一种计算机辅助工程(CAE)方法。本文使用有限元方法利用实际的快速存取记录器(QAR)飞行数据,借助计算机技术和有限元理论对涡轮叶片进行建模、分析研究,周期性较短,精度较高,具有一定的参考价值和使用意义。

目前,大量研究学者对涡轮叶片强度问题进行了仿真分析研究,梅志恒^[2]利用飞行循环的载荷谱,结合有限元分析技术,使用有限元分析软件对涡轮叶片进行气、热、固多场耦合仿真计算,获得叶片的应力应变图,分析造成涡轮叶片失效的主要原因,得到涡轮叶片需要考核的部位即应力集中疲劳危险点,求得涡轮叶片的寿命并与试验数据进行对比,结果

证明仿真分析得出的结果是正确的。肖力伟^[3]针对某燃气高压轮机涡轮动叶进行了流热固耦合数值模拟研究,并在此基础上对其静强度和蠕变寿命进行了计算分析。李广新^[4]通过 ANSYS Workbench 建立流热固耦合计算平台,对某新型燃气轮机跨声速压气机叶轮进行了强度分析,为此类叶轮强度分析和压气机的可靠性设计提供了工程设计计算算法。王小宏^[5]为真实反映涡轮叶片的受力情况,利用 ANSYS 软件进行耦合分析,得到了涡轮叶片的应力应变分布,结果表明叶身根部的吸力面为叶片的疲劳失效危险点。侯甲栋^[6]等针对某型航空发动机风扇叶片,考虑离心力和气动力共同作用的影响,进行了有限元建模和强度分析。Liu Donghuan 等^[7]通过有限元方法对涡轮叶片进行仿真分析,并以 Lemaitre-Chaboche 损伤模型为基础,通过修改弹性模量考虑蠕变损伤效应,求得了涡轮叶片的寿命并与传统方法 θ 进行对比,结果表明了仿真分析结果的正确性和可行性。

本文基于某型飞机实际 QAR 飞行数据,利用有限元方法并通过有限元软件 ANSYS Workbench 对该型航空发动机涡轮叶片进行流热固耦合仿真分析,得到涡轮叶片在工作状况下应力、应变及变形的情况,并对其进行分析,能够为后续航空发动机涡轮叶片寿命预测提供参考。

收稿日期: 2022-06-30; 退修日期: 2022-11-05; 录用日期: 2022-12-06

引用格式: Xu Jianxin, Xu Lijing. Simulation analysis on aero-engine turbine blades based on fluid-thermal-solid coupling[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(02): 26-33. 徐建新, 许立敬. 基于流热固耦合的航空发动机涡轮叶片仿真分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(02): 26-33.

1 流热固耦合分析理论依据

1.1 流体控制方程

涡轮叶片处于高温高压燃气的工作环境中,与高温高压燃气进行热量交换,是典型的流热固耦合问题。假设气体对航空发动机涡轮叶片是不可压缩的。在实际运行中,叶片的稳定流动遵循质量守恒、动量守恒、能量守恒三大物理守恒定律^[8],三种基本守恒定律对应相应的控制方程。质量守恒定律^[9]即由单位时间内流出控制体的流体净质量等于同时时间间隔控制体内因密度变化而减少的质量,质量守恒对应的连续性方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中: u_x, u_y, u_z 为 x, y, z 三个方向的速度分量; t 为时间; ρ 为密度。

动量守恒方程满足牛顿第二定律,即对于给定的流体微元,其动量对时间的变化率等于外界作用在该微元体上的各种力之和。叶片流体域中气体在每个速度方向上的分量都满足动量守恒方程。其 x, y, z 三个方向的动量守恒方程为

$$\frac{\partial(\rho u_x)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_x \vec{u}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho u_y)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_y \vec{u}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho u_z)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_z \vec{u}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (4)$$

式中, $\tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx}, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}$ 是因分子黏性作用而产生的作用在微元体表面上的黏性应力 τ 的分量; f_x, f_y, f_z 为三个方向上的单位质量力。

能量守恒定律本质是热力学第一定律,无论气体在叶片流体域的耗散如何,能量守恒定律都能得到满足。微体中能量的增加率等于进入微元体的净热流量加上质量力与表面对微元体所做的功,其表达式为

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [\vec{u}(\rho E + p)] = \nabla \cdot \left[k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j J_j + (\tau_{\text{eff}} \cdot \vec{u}) \right] + s_h \quad (5)$$

式中, E 为流体微团的总能; h_j 为组分 j 的焓; k_{eff} 为有效热传导系数; J_j 为组分 j 的扩散通量; s_h 为包括了化学反应热及其他体积热源项。

1.2 固体控制方程

由流体诱发固体振动、位移的控制方程^[10]为

$$\mathbf{M}_s \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} + \mathbf{C}_s \frac{d\mathbf{r}}{dt} + \mathbf{K}_s \cdot \mathbf{r} + \tau_s = 0 \quad (6)$$

式中, $\mathbf{M}_s$ 为质量矩阵; $\mathbf{C}_s$ 为阻尼矩阵; $\mathbf{K}_s$ 为刚度矩阵; $\mathbf{r}$ 为固体的位移; τ_s 为固体受到的应力。

1.3 传热控制方程

传热基本方程^[11]为

$$Q = kA\Delta t_m \quad (7)$$

式中, k 为传热系数; A 为传热面积; Δt_m 为传热的平均温差。

1.4 耦合控制方程

流热固交界面处应满足流体与固体的应力、位移、热流量、温度等相等,其表达式为

$$n\tau_f = n\tau_s \quad (8)$$

$$r_f = r_s \quad (9)$$

$$q_f = q_s \quad (10)$$

$$T_f = T_s \quad (11)$$

式中, q 为热流量; T 为温度。

2 涡轮叶片有限元分析

2.1 涡轮叶片三维几何模型

某型航空发动机涡轮叶片主要由叶身、缘板、榫头三部分组成,其中叶身为主要受力部分,起能量转换作用,其表面特殊曲面设计可以改善气流流向;缘板能够有效减小叶身根部的应力集中,也可以避免涡轮盘受到高温燃气的直接冲刷;榫头为枞树形,能将叶片固定到涡轮盘中,同时榫头侧面加大与涡轮盘的接触面积可以减小接触应力^[12]。由于涡轮叶片几何形状比较复杂且曲面较多,故首先通过3D扫描仪得到高压涡轮叶片.stl格式模型,然后在Magics软件中重新定位摆正模型,最后在SolidWorks软件中拟合描线做出曲面得到有限元模型。涡轮叶片模型如图1所示。

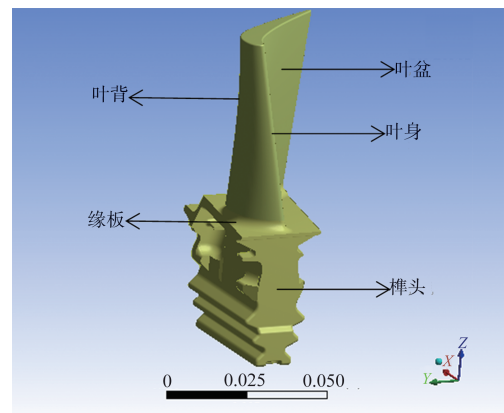


图1 涡轮叶片模型(单位:m)

Fig.1 Turbine blade model

2.2 涡轮叶片流体分析

对涡轮叶片进行流场分析是完成热流固耦合分析的第一步,采用Fluid Flow(CFX)模块进行流体分析,得到流固耦合交界处的温度分布载荷和气动载荷分布。首先通过ANSYS Workbench中Geometry模块将涡轮叶片模型导入,并在ANSYS Design Modeler建立涡轮叶片的流场区域,然后采用四面体网格划分方法对流体区域进行网格划分,加密叶片临界处的网格,优化网格质量,四面体网格的数量是3172641个,节点数是581547个,如图2所示。最后在CFX-pre中进行边界条件的设定,选择进口总压、进口总温、出口压强(压力)作为初始边界条件,湍流模型选择 $k-\varepsilon$ SST模型^[13],此模型被公认为标准的工业模型,计算量和精度都符合叶片所处的物理场环境,高速流体考虑流体动能造成的热量变化,故选取Total Energy全热模型^[14]。

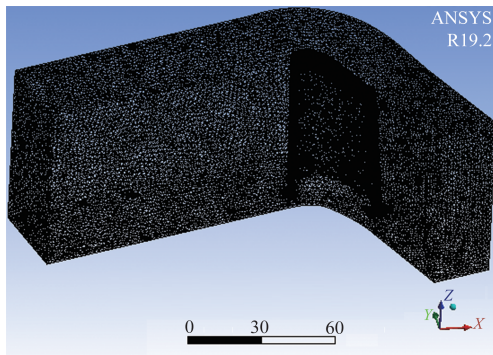


图2 涡轮叶片流体域网格划分(单位:mm)

Fig.2 Turbine blade fluid domain meshing

本文以巡航最大功率状态为例,边界条件的获取主要从QAR飞行数据结合热力计算的方式得到,该型号民用航空发动机设计转速为15183r/min,最大功率为97.7%设计转速,选取该型号发动机的某次飞行循环数据,在此工况下,高压压气机出口温度 T_3 为517℃,高压压气机出口压强 p_3 为196PSIA,通过这些QAR数据并结合热力公式计算涡轮叶片进口温度 T_4 、进口压强 p_4 以及出口压强 $p_{4.5}$,其中高压涡轮进口温度 T_4 计算公式^[15-16]为

$$T_4 = \frac{f\eta_b H_\mu + c_p T_3}{(1+f)c_{pg}} \quad (12)$$

式中, f 为油气比; η_b 为燃烧效率; H_μ 为燃油低热值; c_p 为空气比定压热容; c_{pg} 为燃气比定压热容。其中查阅参考文献^[17]可知, $f=0.03$; $H_\mu=42900\text{kJ/kg}$; $\eta_b=0.98$; $c_p=1.005\text{kJ/(kg}\cdot\text{K)}$; $c_{pg}=1.224\text{kJ/(kg}\cdot\text{K)}$ 。

涡轮进口压强 p_4 计算公式为

$$p_4 = p_3 \sigma_b \quad (13)$$

式中, σ_b 为燃烧室总压恢复系数,查阅参考文献^[18]可知, $\sigma_b=0.97$;其中1PSIA=6.89kPa。

涡轮出口压强 $p_{4.5}$ 计算公式为

$$\pi_{TH} = \frac{p_4}{p_{4.5}} \quad (14)$$

式中, π_{TH} 为涡轮落压比,查阅参考文献^[19]可知, $\pi_{TH}=2.207$ 。

因此,根据计算结果可得到有限元仿真所需的边界条件参数,具体数值见表1。

表1 有限元仿真边界条件参数

Table 1 Parameters of finite element simulation boundary conditions

运行状态	转速/%	T_4/K	p_4/kPa	$p_{4.5}/\text{kPa}$
巡航最大功率	97.7	1630	1310	593

最后在CFX-post后处理模块查看涡轮叶片温度和压力云图,如图3、图4所示。由图3、图4可知,涡轮叶片前缘的温度最高,从前缘到后缘温度逐渐减小,这是由燃气流动的方向决定的,叶片前缘附近的燃气温度最高,同时由于流道内燃气速度不断增大,其温度逐渐降低导致叶片表面温度从前缘到后缘依次降低;压力分布特点与温度分布基本一致,涡轮叶片压力从前缘到后缘逐渐减小,但涡轮叶背出现了温度、压力骤减的现象,是因为气体流经涡轮叶片叶背处出现了气流分离的现象,致使叶背部分区域未与高温高压的燃气接触。

2.3 涡轮叶片热分析

在对涡轮叶片进行热分析之前,需要在Engineering Date中对涡轮叶片材料属性进行设定,该型号民用航空发动机涡轮叶片使用定向凝固镍基铸造高温合金材料,材料牌号为DZ125,密度为 8.48g/cm^3 ,属于正交各向异性材料,查阅中国航空材料手册^[17]可获得弹性模量 E 、泊松比 μ 、剪切模量 G 、膨胀系数 α 及热导率 λ ,见表2~表6。

然后进行网格划分,由于只针对涡轮叶片进行热分析,与流场无关,故需要将流场进行抑制,并对涡轮叶片前缘、尾缘以及榫头区域进行网格加密,最后将流体分析中得到的流固耦合交界处温度载荷分布通过采用面载荷的方式加载到Steady-State Thermal模块进行稳态热分析,得到涡轮叶片的温度载荷。结果如图5所示。

观察涡轮叶片的温度云图,可以看出有以下特点:涡轮叶片叶盆温度明显大于叶背且其主流流动稳定,这表明热传递的大小决定于边界层的流动情况和温度分布;叶身前

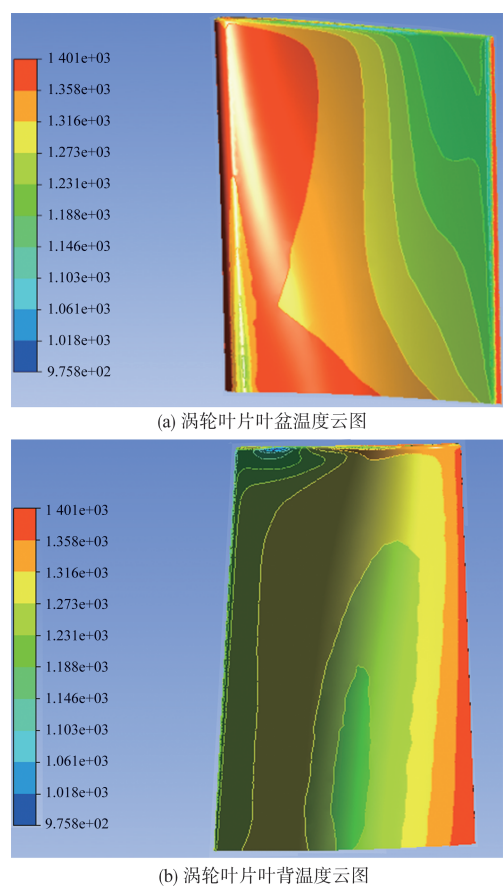


图3 涡轮叶片温度云图(单位:K)

Fig.3 Temperature cloud map of turbine blade

缘温度大于后缘温度。

2.4 涡轮叶片流热固耦合分析

完成热分析以后,对涡轮叶片进行静力学分析完成流热固耦合,将流体分析中得到的压力载荷和稳态热分析中的温度载荷施加到 Static-Structural 中,并施加约束条件和离心力,继而完成该型号发动机涡轮叶片流热固耦合分析,其流程如图6所示。

其中,离心力是由于叶片绕轴高速转动而产生的,所带来的损伤也占总损伤的很大部分,通过施加绕涡轮盘中心转动速度实现,最后得到涡轮叶片的变形云图、等效应变云图以及等效应力云图,如图7~图9所示。

3 流热固耦合结果分析

涡轮叶片在离心力、气动力以及热应力的共同作用下的变形如图7所示,最大位移变形位于涡轮叶片的叶尖部位,最大变形是1.034mm,叶片位移变形从叶根往叶身部位变形逐渐增大,主要是离心力作用的结果,离旋转轴心越

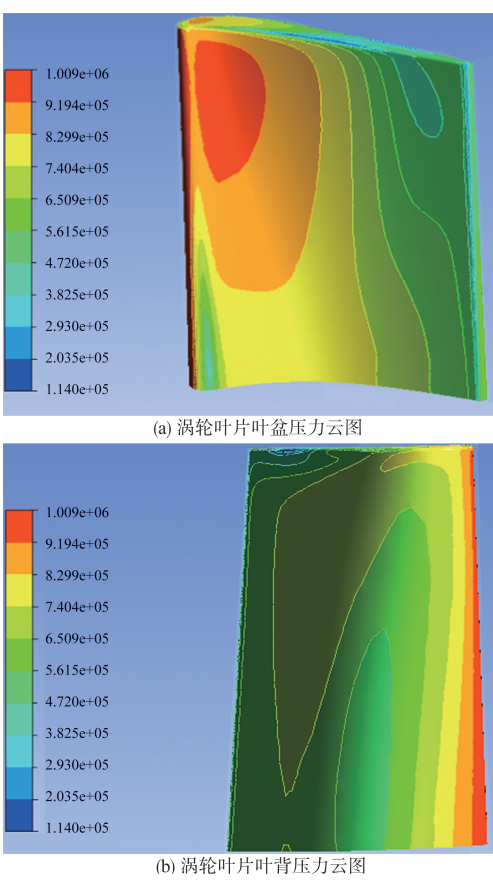


图4 涡轮叶片压力云图(单位:Pa)

Fig.4 Pressure cloud map of turbine blade

表2 DZ125弹性模量

Table 2 Modulus of elasticity of DZ125

$\theta/^{\circ}\text{C}$	E/GPa		$\theta/^{\circ}\text{C}$	E/GPa	
	纵向	横向		纵向	横向
25	127.0	176.5	700	104.5	145.5
250	123.0	168.0	800	102.0	139.5
500	112.5	161.5	900	97.0	135.0
600	108.5	151.5	1000	89.0	123.0

表3 DZ125泊松比

Table 3 Poisson's ratio of DZ125

$\theta/^{\circ}\text{C}$	μ		$\theta/^{\circ}\text{C}$	μ	
	纵向	横向		纵向	横向
25	0.410	0.26	700	0.430	0.29
250	0.405	0.26	800	0.430	0.29
500	0.410	0.27	900	0.435	0.30
600	0.415	0.27	1000	0.450	0.31

大,离心力越大,故变形越大。

涡轮叶片在离心力、气动力以及热应力的共同作用下的等效应变和等效应力分布如图8和图9所示。从图9中可以看出,该型航空发动机涡轮叶片的应力集中区域位于叶身下部向缘板过渡区域,且最大等效应力值出现在涡轮

表4 DZ125剪切模量
Table 4 Shear modulus of DZ125

$\theta/^{\circ}\text{C}$	G/GPa		$\theta/^{\circ}\text{C}$	G/GPa	
	纵向	横向		纵向	横向
25	107.0	70.0	700	92.5	56.5
250	109.5	66.5	800	90.5	52.5
500	101.5	63.5	900	89.0	52.0
600	97.5	59.5	1000	72.5	46.5

表5 DZ125膨胀系数
Table 5 Expansion coefficient of DZ125

$\theta/^{\circ}\text{C}$	$\alpha/(10^{-6}/^{\circ}\text{C})$		$\theta/^{\circ}\text{C}$	$\alpha/(10^{-6}/^{\circ}\text{C})$	
	纵向	横向		纵向	横向
20~300	12.45	12.27	20~800	14.55	14.43
20~400	12.86	12.96	20~900	15.06	14.96
20~500	13.26	13.03	20~1000	16.02	15.84
20~600	13.53	13.39	20~1100	17.03	16.84
20~700	14.04	13.91			

表6 DZ125热导率
Table 6 Thermal conductivity of DZ125

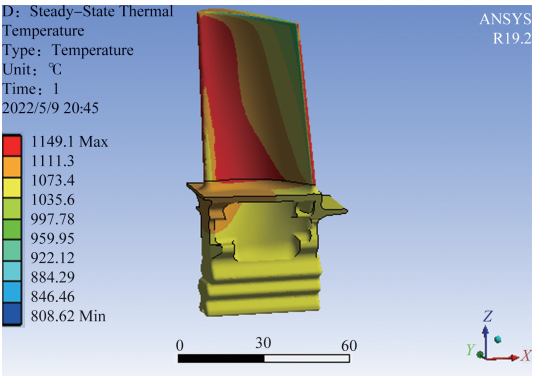
$\theta/^{\circ}\text{C}$	$\lambda/(W/(m\cdot^{\circ}\text{C}))$		$\theta/^{\circ}\text{C}$	$\lambda/(W/(m\cdot^{\circ}\text{C}))$	
	纵向	横向		纵向	横向
200	9.67	9.67	700	17.96	17.96
300	11.47	11.47	800	19.63	19.63
400	13.44	13.44	900	19.51	19.51
500	14.99	14.99	1000	19.43	19.43
600	16.79	16.79	1100	19.00	19.00

叶片的前缘和尾缘部位,最大等效应力值为4601.4MPa,其他区域等效应力值较小,应力集中区域主要集中在这个区域,主要是气动力和离心力共同作用的结果,此处的等效应力主要是气动力引起的弯曲应力和离心力引起的拉应力。此外,本文计算出的应力集中区域与参考文献所确定的应力集中区域位置比较接近^[20]。

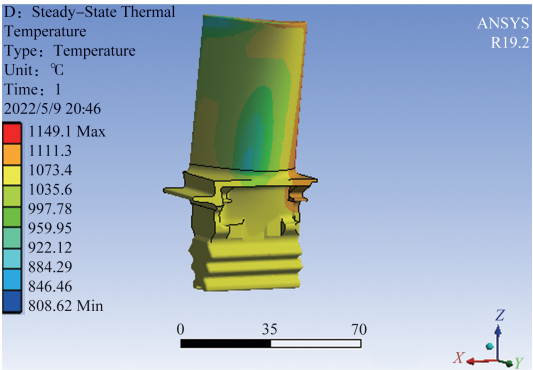
由图8可知,涡轮叶片的等效应变变化规律与等效应力分布情况大致一样,最大应变在涡轮叶片根部靠近前后缘的部位,最大应变值为0.026,应变是造成涡轮叶片低周疲劳的主要原因,解释了涡轮叶片在服役过程中叶片根部容易发生各种低周疲劳失效行为的原因,同时也证明了仿真结果的正确性。

4 结论

本文以某型民用航空发动机涡轮叶片为例,基于SolidWorks软件建立涡轮叶片三维实体模型,并结合飞机实际QAR飞行数据,对该型航空发动机涡轮叶片进行流热



(a) 涡轮叶片叶盆侧温度云图



(b) 涡轮叶片叶背温度云图

图5 涡轮叶片热分析温度云图(单位:mm)

Fig.5 Thermal analysis temperature cloud map of turbine blade

固耦合有限元仿真分析,得出以下结论:

- (1) 涡轮叶片在最大巡航工作状态下应力集中区域以及应力最大值区域在叶根部位,最大等效应力值为4601.4MPa,且与其他部位应力值相差较大,主要原因是涡轮叶片受到离心力和气动力共同作用。
- (2) 涡轮叶片叶尖变形量最大,最大等效应变值为0.026,并且由叶根向叶尖变形量依次增大,也是造成涡轮叶片疲劳的主要原因。
- (3) 通过模拟仿真找出了涡轮叶片危险部位以及危险部位的应力应变值,为以后该型航空发动机涡轮叶片寿命预测提供了参考。

AST

参考文献

[1] 尹珩苏. 航空发动机低压涡轮叶片疲劳寿命预测[D]. 成都: 电子科技大学, 2016.
Yin Hengsu. Fatigue life prediction of aero-engine low-pressure turbine blades[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2016.(in Chinese)

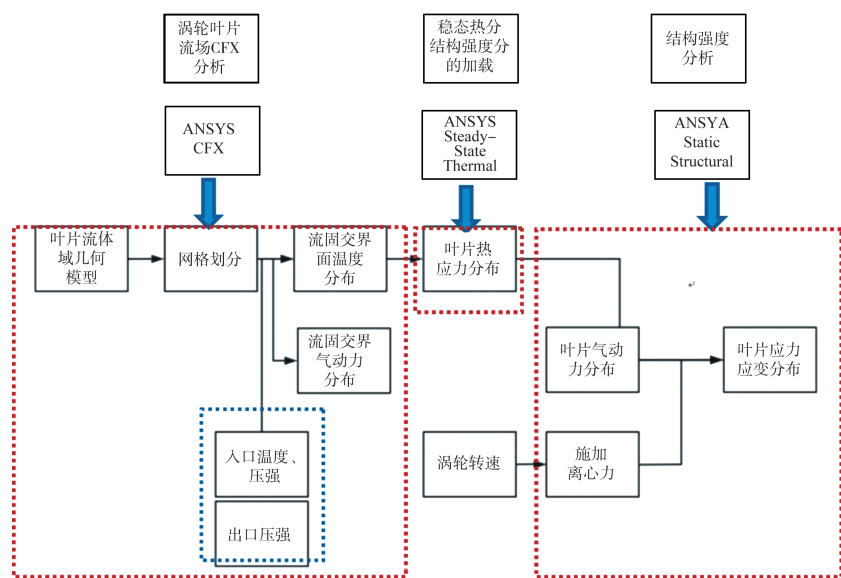


图6 涡轮叶片流热固耦合分析流程

Fig.6 Flow-thermal-solid coupling analysis flow chart of turbine blade

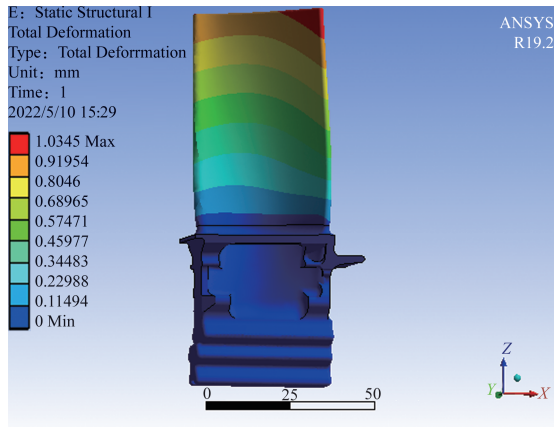
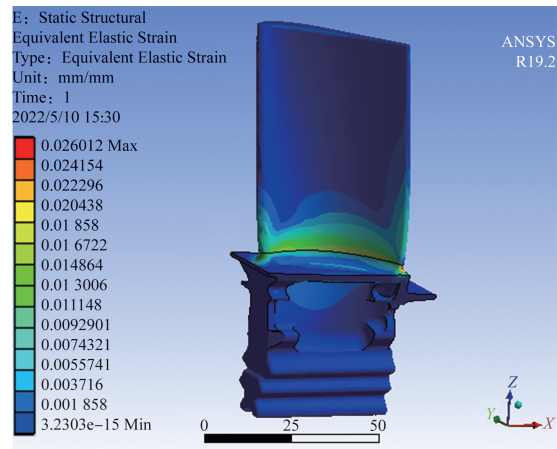
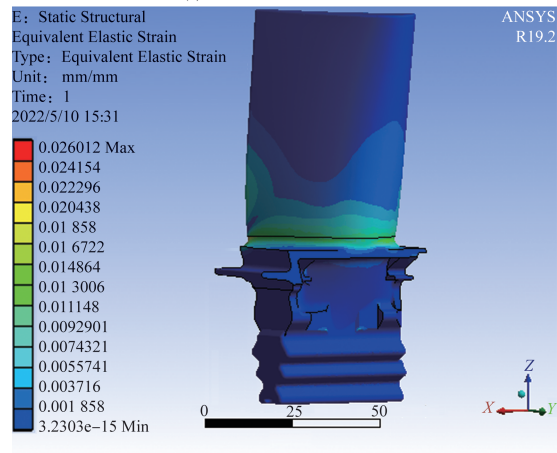


图7 涡轮叶片变形云图(单位:mm)

Fig.7 Deformation cloud map of turbine blade



(a) 涡轮叶片叶盆侧等效应变



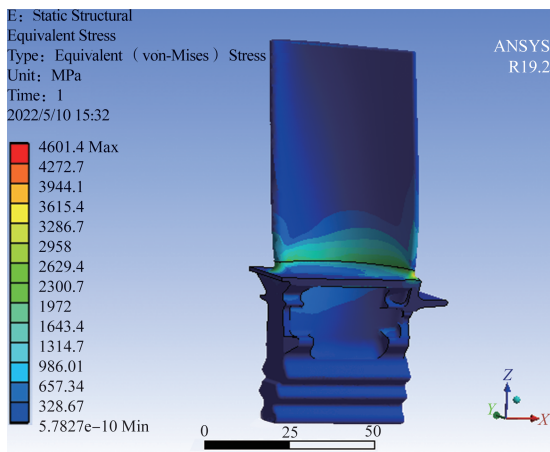
(b) 涡轮叶片叶背侧等效应变

图8 涡轮叶片等效应变云图(单位:mm)

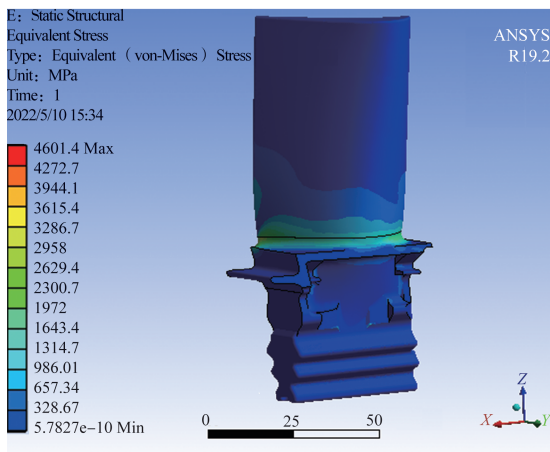
Fig.8 Equivalent strain cloud map of turbine blade

[2] 梅志恒. 涡轮叶片低周疲劳及蠕变寿命预测[D]. 大连: 大连理工大学, 2021.
Mei Zhiheng. Low-period fatigue and creep life prediction of turbine blades [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021.(in Chinese)

[3] 肖力伟. 基于流热固耦合方法的燃气轮机透平叶片强度与寿命分析[D]. 北京: 中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所), 2018.
Xiao Liwei. Strength and life analysis of gas turbine turbine blades based on fluid-thermal-solid coupling method[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences (Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of



(a) 涡轮叶片叶盆侧等效应力



(b) 涡轮叶片叶背侧等效应力

图9 涡轮叶片等效应力云图(单位:mm)

Fig.9 Equivalent stress cloud of turbine blade

Sciences), 2018.(in Chinese)

- [4] 李广新,张哲巖,舒小平.基于流热固耦合燃气轮机压气机叶轮强度分析[J].流体机械,2017,45(4): 28-32.

Li Guangxin, Zhang Zhedian, Shu Xiaoping. Analysis of impeller strength based on fluid-thermal-solid coupling gas turbine compressor[J]. Fluid Mechanics, 2017, 45(4): 28-32.(in Chinese)

- [5] 王小宏.航空发动机涡轮叶片的强度分析和寿命预测[D].兰州:兰州理工大学,2016.

Wang Xiaohong. Strength analysis and life prediction of aero-engine turbine blades [D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2016.(in Chinese)

- [6] 侯甲栋,陈淑仙.某型航空发动机宽弦风扇叶片强度分析[J].航空计算技术,2015,45(2): 10-12.

Hou Jiadong, Chen Shuxian. Strength analysis of wide chord fan

blade of a certain type of aero-engine[J]. Aviation Computing Technology, 2015, 45(2): 10-12.(in Chinese)

- [7] Liu Donghuan, Li Haisheng, Liu Yinghuan. Numerical simulation of creep damage and life prediction of superalloy turbine blade[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2015, 8:1-10.

- [8] 高飞,李昕.ANSYS CFX 14.0 超级学习手册[M].北京:人民邮电出版社,2013.

Gao Fei, Li Xin. ANSYS CFX 14.0 Super learning manual [M]. Beijing: People's Posts and Telecommunications Publishing House, 2013.(in Chinese)

- [9] 朱红钧.ANSYS 14.5 热流固耦合实战指南[M].北京:人民邮电出版社,2014.

Zhu Hongjun. ANSYS 14.5 thermosolid coupling practical guide [M]. Beijing: People's Posts and Telecommunications Publishing House, 2014.(in Chinese)

- [10] CAE 应用联盟.ANSYS Workbench 16.0 理论解析与工程应用实例[M].北京:机械工业出版社,2016.

CAE Application Consortium. ANSYS Workbench 16.0 theoretical analysis and engineering application examples [M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2016.(in Chinese)

- [11] 刘成柱.ANSYS Workbench 热力学分析实例演练[M].北京:机械工业出版社,2020.

Liu Chengzhu. ANSYS Workbench thermodynamic analysis example walkthrough [M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 2020.(in Chinese)

- [12] 王伟政.航发高压涡轮叶片低周疲劳/蠕变寿命研究[D].大连:大连理工大学,2018.

Wang Weizheng. Study on low circumferential fatigue/creep life of aero-engine high-pressure turbine blades[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2018.(in Chinese)

- [13] 朱江江,杨自春.舰船燃气涡轮叶片三维热流固耦合应力应变分析及寿命预测[J].中国舰船研究,2010,5(5):64-68.

Zhu Jiangjiang, Yang Zichun. Three-dimensional thermo-hydrodynamic-solid coupled stress-strain analysis and life prediction of naval gas turbine blades[J]. China Ship Research, 2010, 5(5): 64-68.(in Chinese)

- [14] 王瑛琦.高压涡轮气冷叶片的热流固耦合数值研究[D].天津:中国民航大学,2017.

Wang Yingqi. Numerical study of thermo-fluid-solid coupling

- of high-pressure turbine air-cooled blades[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017.(in Chinese)
- [15] 汪晗. HPT 叶尖间隙的热固耦合分析及对 EGTM 的影响研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2019.
- Wang Han. Thermosolid coupling analysis of HPT leaf tip clearance and the effect on EGTM [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019.(in Chinese)
- [16] 曹惠玲, 张昊. CFM56-7B 发动机高压涡轮叶片疲劳寿命预测[J]. 航空维修与工程, 2021(7): 89-91.
- Cao Huiling, Zhang Hao. Fatigue life prediction of CFM56-7B engine high-pressure turbine blades[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2021(7): 89-91.(in Chinese)
- [17] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册·第2卷: 变形高温合金[M]. 2版. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- China Aerospace Materials Handbook Editorial Committee. Handbook of Chinese aerospace materials, Volume 2: Deformed high temperature alloys[M]. 2 edition. Beijing: China Standard Publishing House, 2002.(in Chinese)
- [18] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
- Lin Zuoming. World aero-engine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012.(in Chinese)
- [19] 廉筱纯. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- Lian Xiaochun. Principles of aero engines [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University Press, 2005.(in Chinese)
- [20] 付娜. 某航空发动机涡轮盘和叶片的强度分析与寿命计算[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- Fu Na. Strength analysis and life calculation of turbine disc and blade of an aero-engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University, 2006.(in Chinese)

Simulation Analysis on Aero-engine Turbine Blades Based on Fluid-thermal-solid Coupling

Xu Jianxin, Xu Lijing

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract: In order to realistically simulate the actual working conditions of the turbine blades of a certain type of civil aviation engine, the combined effects of aerodynamics, thermal stress and centrifugal force need to be considered to find out the fatigue hazard parts of the turbine blades of the civil aviation engine. This paper uses an ANSYS Workbench simulation software to conduct flow-thermal-solid coupling finite element simulation analysis on the turbine blades of the aviation engine based on the actual Quick Access Recorder (QAR) flight data of a certain type of civil aero engine. The results show that the equivalence force and the equivalence stress cloud map of the turbine blade are basically the same, the maximum stress and strain appear in the leading edge and trailing edge of the junction between the turbine blade body and the edge plate, and the maximum stress and strain is 4601.4MPa and 0.026, respectively, and the values of other parts are quite different, which can be listed as fatigue risk parts, which provides a technical reference for the subsequent study of turbine blade life prediction analysis and structure optimization.

Key Words: aero-engine; turbine blade; fluid-thermal-solid coupling; QAR flight data; finite element simulation