

考虑发动机性能退化的涡轮叶尖间隙预估方法研究*

何 辉¹, 毛军逵^{1,2}, 刘方圆¹, 杨 悦¹, 范 俊³, 刘兆颖¹, 徐启明¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏南京 210016;

3. 陆军航空兵研究所, 北京 101121)

摘要: 针对有主动间隙控制的某型高压涡轮, 建立了考虑发动机退化的叶尖间隙预估模型, 重点研究了发动机在长期使用、性能退化过程中涡轮前燃气温度和蠕变变形对叶尖间隙的影响。研究中, 首先分析了间隙预测中发动机性能退化影响的引入方式, 建立了对应的间隙预估流程。随后以某型发动机典型工作历程为对象, 对比研究了传统间隙控制方案、考虑发动机性能退化影响两种条件下的涡轮叶尖间隙尺度变化规律, 并据此开展了间隙控制策略的优化调整。研究中发现, 由于发动机性能的退化, 导致涡轮前燃气温度升高, 使得机匣、轮盘和叶片的热变形量增大, 其中在最大巡航阶段对机匣的影响最大, 其伸长量达到了6.914mm, 与未退化前相比增大了17%, 同时由于发动机的长期使用, 叶片和轮盘受蠕变变形影响, 导致叶尖间隙的变化。研究结果表明, 采用优化后的主动间隙控制方案, 各个工况下的叶尖间隙值均控制在合理范围内, 尤其在高温起飞阶段, 与退化状态下的间隙值相比提高了53%, 有效避免了叶片严重碰摩等故障发生。

关键词: 高压涡轮; 叶尖间隙预估; 主动间隙控制; 涡轮性能退化; 热变形

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 10-2283-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190680

Method of Turbine Tip Clearance Prediction Considering Engine Performance Degradation

HE Hui¹, MAO Jun-kui^{1,2}, LIU Fang-yuan¹, YANG Yue¹, FAN Jun³, LIU Zhao-ying¹, XU Qi-ming¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. Army Aviation Research Institute, Beijing 101121, China)

Abstract: For a certain type of high pressure turbine with active clearance control, a tip clearance estimation model considering engine degradation is established. The effects of turbine front gas temperature and creep deformation on tip clearance during long-term use and performance degradation of the engine are mainly studied. In the research, the introduction method of performance degradation of engine in gap prediction is analyzed firstly, and the corresponding gap estimation process is established. Subsequently, using the typical working history of an engine as the object, the variation of turbine tip clearance scale in the two conditions of traditional gap con-

* 收稿日期: 2019-10-08; 修订日期: 2019-12-09。

基金项目: 智能航空发动机基础问题研究 (2017-JCJQ-ZD-047-21)。

作者简介: 何 辉, 硕士生, 研究领域为动力工程。E-mail: 1214094135@qq.com

通讯作者: 毛军逵, 博士, 教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: mjke@nuaa.edu.cn

引用格式: 何 辉, 毛军逵, 刘方圆, 等. 考虑发动机性能退化的涡轮叶尖间隙预估方法研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2283-2291. (HE Hui, MAO Jun-kui, LIU Fang-yuan, et al. Method of Turbine Tip Clearance Prediction Considering Engine Performance Degradation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10):2283-2291.)

trol scheme and scheme considering the performance degradation of engine are compared. The optimization of the gap control strategy is carried out accordingly. The study shows that the degradation of engine performance results in the increasing of turbine inlet gas temperature, which increases the thermal deformation of the casing, disc, and blade, especially for the casing. The elongation of the casing reaches 6.914 mm and increases 17% compared with the pre-degraded values. The blade and the disc are also affected by the creep deformation and affects the tip clearance value. Results predict that utilizing the optimized active clearance control scheme, the tip clearance value can be controlled within a reasonable range in various working conditions. Particularly in the high temperature takeoff phase, the value is 53% higher than that in the degraded state. It effectively avoids the occurrence of faults such as severe rubbing of the blades.

Key words: High pressure turbine; Tip clearance prediction; Active clearance control; Turbine performance degradation; Thermal deformation

1 引言

高压涡轮叶尖间隙是航空发动机运行中的一个重要参数,对涡轮效率和耗油率等有着较大的影响。由于涡轮转/静子部件承受载荷不同,尤其是热响应的差异,使得发动机工作历程下涡轮转/静子间隙尺度呈现多极值的变化特征。国外研究证明,叶尖间隙与转子叶片高度之比每增加1%,会使涡轮效率降低0.8%~1.2%,发动机的耗油率增加约2%^[1]。涡轮叶尖间隙过大,会造成涡轮效率的降低,而涡轮叶尖间隙过小会导致碰摩^[2]。因此对叶尖间隙的研究尤为重要。

现有叶尖间隙变化的研究中,由于叶尖间隙的测量非常困难,利用数值仿真的手段研究叶尖间隙变化是现有的重要措施之一。目前主要有两种方法:一种是利用现有商用软件^[3],建立三维实体模型,分别开展流动和换热的CFD(Computation Fluid Dynamics)计算以及结构、强度的有限元分析;另一种就是利用工程计算的方法^[4],采用准二维模型,对机匣、叶片和涡轮盘分别展开模拟,分析间隙的径向变化量。

针对利用现有商用软件的方法,Pilidis等^[5]提出了一种叶尖间隙预估模型,采用有限元方法对该模型进行计算分析,得到高压压气机各级在加速工作状态下的间隙变化情况。Sun等^[6]针对某发动机的低压涡轮和高压压气机分别建立了二维有限元分析模型和三维计算流体模型,并且在计算中使用了耦合计算,即通过有限元得到固体温度场,并将固体壁面温度赋值到流体边界,然后利用流体力学方法计算流体温度分布,再将流体边界温度赋值到固体边界,如此循环迭代直到耦合壁面温差在收敛范围内。Kypuros等^[7]建立了高压涡轮叶尖间隙分析模型,对涡

轮盘、叶片和机匣外环块确定简化模型,利用有限元法分析各部分模型的变形量并得到叶尖间隙值。

而对于使用工程计算的方法,徐逸均^[8]通过分析叶尖间隙影响因素确定了间隙预估的基本计算流程,编写了稳态和过渡态的叶尖径向间隙的计算程序,并且还利用该程序研究了主动间隙控制技术^[9-10]对叶尖间隙变化规律和发动机性能的影响。徐有方^[11]给出了一种计算压气机叶尖间隙的计时图方法,对轮盘和机匣采用了二维轴对称模型,通过轴对称非稳态温度场显式差分方程计算轮盘和机匣的温度场,同时计算叶片的离心力,求出轮盘应力,再通过弹性理论求得轮盘和机匣的变形量。而叶片采用一维工程计算方法,将叶片分为几段,分别求其温度场和瞬时径向位移,各段位移总和即为叶片的总位移。最终得到压气机的瞬时叶尖间隙。

事实上航空发动机长期使用后,发动机性能会出现一定程度的退化^[12],影响涡轮叶尖间隙。但是目前研究的计算分析预估模型都是建立在发动机部件设计状态下。如果此时主动间隙控制系统仍然以设计状态下叶尖间隙规律为参照,将无法达到理想的间隙控制效果。

针对航空发动机的性能退化,不少研究者已经开展了一定的研究工作。如黄开明等^[13]采用多点匹配方法建立了个体发动机性能衰减计算模型,得出发动机运行70h后,燃气涡轮效率下降了1.07%。赵运生等^[14]通过分析影响压气机、涡轮等部件的老化因素与飞行循环数的关系,建立了大涵道比发动机性能的计算模型,定量分析了典型工况下部件老化对发动机性能的影响。徐田镇^[15]研究了航空发动机退化状态参数的估计和控制技术,仿真了不同部件性能退化对涡扇发动机总体性能退化的影响,并给出当涡轮效率退化0.02时,燃烧室出口温度升高

0.6%。但上述研究者们并未对发动机性能退化后的叶尖间隙值进行具体分析。

本文采用工程计算与有限元计算结合的方法,针对有主动间隙控制(ACC, Active Clearance Control)系统的某型高压涡轮,考虑发动机退化过程中涡轮前燃气温度和蠕变变形的影响,研究了在发动机性能退化过程中叶尖间隙规律的变化。结合发动机退化过程中叶尖间隙的变化规律,探究在发动机退化过程中合适的主动间隙控制调节方案,为我国自主设计发动机叶尖间隙主动控制系统提供基础数据支撑。

2 研究方法

2.1 计算模型与边界

2.1.1 计算模型

对于某型高压涡轮,径向叶尖间隙为轮盘、叶片和机匣的变形综合作用的结果,是指叶片与机匣外环块结构之间的距离 ΔL_{high} ,如图1所示。

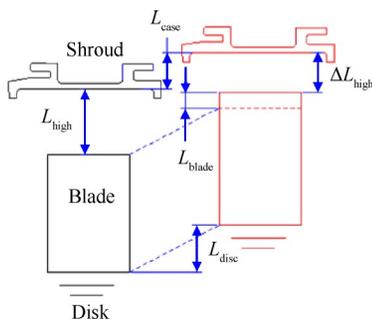


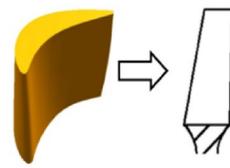
Fig. 1 Radial gap diagram

间隙计算方法表示为初始高压涡轮叶尖间隙加上挂载外环块的机匣的径向变形量减去叶片和轮盘的径向变形,得到公式(1)。

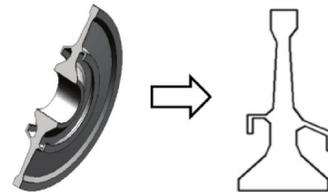
$$\Delta L_{high} = L_{high} + L_{casing} - L_{disc} - L_{blade} \quad (1)$$

式中 L_{high} 为初始间隙, L_{casing} 为机匣径向变形, L_{disc} 为轮盘的径向变形, L_{blade} 为叶片的径向变形。

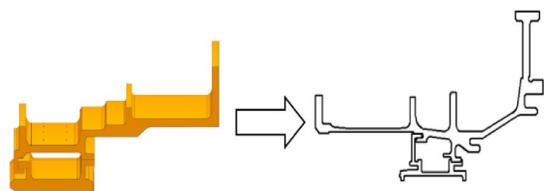
本文假设机匣、叶片和轮盘均采用GH4169^[16]合金。研究中,对其结构进行了局部简化:叶片简化榫头和缘板结构,叶顶简化为平叶顶,其中叶片高度为98.5mm,叶片最大宽度为22.9mm,如图2(a)所示。高压轮盘为一级盘,本文将简化为轴对称平面,叶片榫头和轮缘榫槽结构为一体,外环块也简化为轴对称挂载在机匣上。如图2(b)所示,轮盘高度为242.2mm,轮盘最大宽度为96.5mm。机匣简化为二维轴对称模型,其最大高度为80.6mm,最大宽度为146.3mm,如图2(c)所示。



(a) Blade model



(b) Disc model



(c) Casing model

Fig. 2 Turbine parts

2.1.2 边界条件

共设置有地面慢车、高温起飞、巡航、减速下降四组典型工况,各个工况下的转速如表1所示。

Table 1 Four steady-state operating speeds

| | Ground slow | High temperature takeoff | Maximum cruise | Speed reduce |
|---------------|-------------|--------------------------|----------------|--------------|
| Speed/(r/min) | 6841 | 13750 | 11800 | 6841 |

涡轮工作过程中,从风扇或者压气机抽取的气体温度和流量会影响机匣边界的换热温度和换热系数^[17-18],通过改变冷气温度和流量就能够达到不同的ACC控制效果,因此ACC的效果直接受到了各部件换热边界、载荷约束的影响。涡轮转子部件主要受离心载荷和温度载荷影响。机匣主要受内外压差和温度载荷影响。

为了保证本文研究结果的可信度和可参考性,在本文研究中,机匣等部件的换热系数和温度参考了《航空发动机设计手册》^[19]、《航空燃气涡轮发动机冷却零件的换热》。

2.1.2.1 叶片边界条件设置

图3为叶片的热边界和力边界。沿着叶高方向,叶片表面(包括外部燃气侧表面、内部冷却通的表面)被分为5个部分,并考虑与燃气、冷却空气的对流换热,设定为第三类换热边界。叶片受离心力作用直接加载在叶片上,轴向位移约束为0。

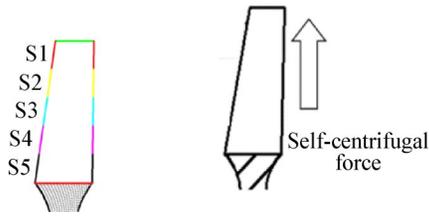
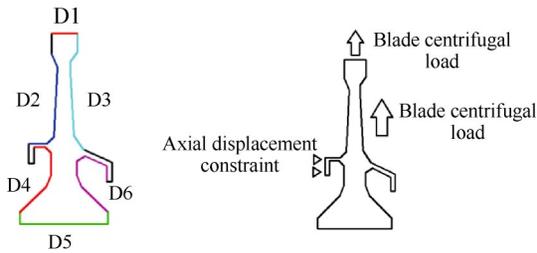


Fig. 3 Blade calculation boundary

2.1.1.2.2 轮盘边界条件设置

图4(a)为某高压涡轮盘的热边界,图4(b)为力边界。



(a) Thermal boundary (b) Force boundary

Fig. 4 Disc calculation boundary

轮盘周围被各种流路包围,将轮盘大致分为D1~D6六个部分,与流体等效为第三类换热边界,直接加载流体温度(K)及换热系数(W/(m²·K))。叶片旋转产生离心载荷等效加载在轮缘,自身旋转产生的离心力,轮盘安转边轴向位移约束为0。

2.1.1.2.3 机匣边界条件设置

(a)有ACC系统的机匣热边界

本文的模型中,ACC系统会简化为机匣外侧的一条换热边界QA1,其余表面也设为第三类边界条件,如图5中所示,其余区域均为绝热。考虑到发动机不同工况下,机匣内空气流动状态改变,通过设定不同的换热系数和空气温度来对应模拟不同工况下,机匣表面的换热特性。如在地面慢车、高温起飞、巡航、减速下降四组典型工况下,QA1边界对应的气体换热温度和换热系数分别为480K和240W/(m²·K),853K和1050W/(m²·K),581K和830W/(m²·K),496K和272W/(m²·K),而QC4对应的数值分别为510K和76W/(m²·K),883K和240.53W/(m²·K)、773K和183W/(m²·K),510K和76W/(m²·K)。

(b)无ACC系统的机匣热边界

对于无ACC系统的方案,机匣只在图6中QC4, QC5, QR6存在对流换热,计算中也将其设定为第三类换热边界,其余区域为绝热。

同考虑ACC应用的工况类似,无ACC的机匣换热

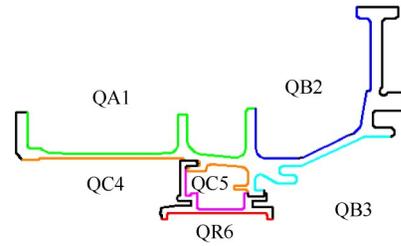


Fig. 5 Casing-calculated boundary with ACC

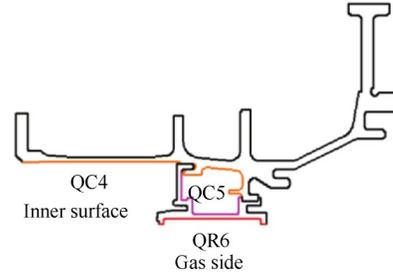


Fig. 6 Heat exchange boundary without ACC

边界也是对照发动机不同工况,来相应地设定换热温度和换热系数。如QC4在地面慢车、高温起飞、巡航、减速下降四组典型工况下,气体换热温度和换热系数分别为632K和102W/(m²·K),964K和389W/(m²·K),893K和186W/(m²·K),613K和93W/(m²·K)。

2.2 计算方法

2.2.1 设计状态叶尖间隙预估方法

本文在叶尖间隙预估中,综合应用了有限元模拟和工程计算方法,通过自编程代码,完成相应的仿真计算。具体的间隙预估流程如图7所示。

(a)温度和位移的有限元计算方法

机匣和轮盘采用的是轴对称的有限计算方法,求温度场的稳态导热微分方程^[20]和位移方程^[4]。

$$\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = 0 \quad (2)$$

其中,式(2)为无内热源稳态导热微分方程, T 为单元温度, r, z 为单元长度。

$$\Delta L = \int_{z_a}^{z_k} \frac{\sigma_p}{E} dZ + \int_{z_a}^{z_k} \varepsilon_p dZ + \int_{z_a}^{z_k} \alpha t dZ \quad (3)$$

式中 ΔL 为总位移, dZ 为单元位移, Z_k 为位移上边界, Z_a 为位移下边界, $\frac{\sigma_p}{E}$ 为压力应变力, ε_p 为初应变力, αt 为热膨胀正应变力。

采用3节点单元进行离散,利用ANSYS软件划分网格,模型内部各节点受到的载荷包括温度载荷、体积力及压力载荷,根据不同热边界条件及其相关物性参数,获得总热传导矩阵以及此时的单元热载荷矩阵,求解矩阵得到稳态下的温度场。并确定刚

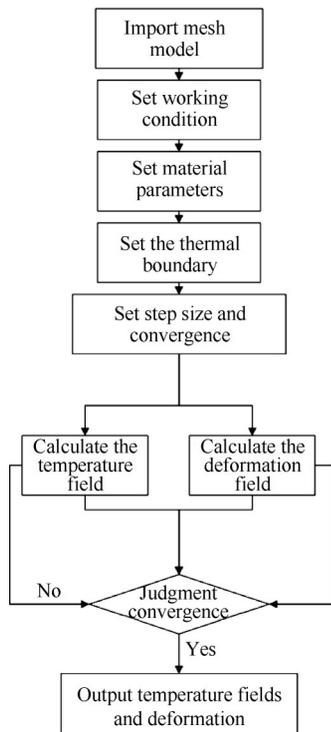


Fig. 7 Tip clearance estimation flow chart

度矩阵和载荷矩阵之间的关系得到

$$\{R\} = [G] + \{R\}_p + \{R\}_q \quad (4)$$

式中 $[G], \{R\}_p, \{R\}_q$ 分别为单元的热载荷、体积力载荷以及表面力载荷求解。

(b) 温度和位移的工程计算方法

叶片采用工程算法^[21]计算,将叶片等分为5段。

每一段叶片利用能量守恒原则计算其平均温度。再根据前后时刻的平均温度差得到每一段叶片径向热变形,如图8所示。求和即得到受热膨胀产生的径向位移 ΔL ,再加上叶片离心载荷位移^[4],得到叶片总体的位移 D_i 为

$$D_i = \Delta L + \Delta L_i \quad (5)$$

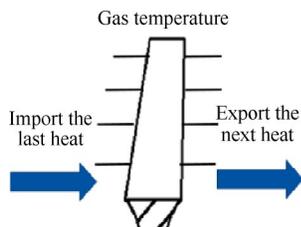


Fig. 8 Blade segmentation diagram

2.2.2 考虑退化后的叶尖间隙预估方法

参考徐田镇^[15]、李骏等^[22]中的研究结果,可知发动机在使用一段时间后,燃烧室出口温度和转子物性会发生改变,从而影响燃气进口温度和转子的变

形,进而通过温度和蠕变变形的方式影响间隙尺度变化。本文研究中重点针对涡轮前燃气温度和转子的蠕变变形,来研究发动机退化后,叶尖间隙尺度的变化规律。

针对发动机性能的退化,本文首先针对GH4169合金,建立蠕变本构方程^[22]。

$$\begin{cases} \dot{\epsilon}_c = a \cdot \sigma + b & (\sigma < \sigma_1) \\ \dot{\epsilon}_c = c(\sigma \cdot \sin(h \cdot d))^n + e \cdot \sigma + f & (\sigma_1 \leq \sigma \leq \sigma_h) \\ \dot{\epsilon}_c = g\sigma + m & (\sigma > \sigma_h) \end{cases} \quad (6)$$

式中 $a, b, c, h, d, e, f, g, m$ 为材料常数, σ_1 为低应力区和过渡区的应力, σ_h 为过渡区和高应力区分界处的应力, $\dot{\epsilon}_c$ 为蠕变应变速率。

针对涡轮前燃气温度的升高,参考徐田镇^[15]给出的当涡轮效率退化0.02时,燃烧室出口温度升高0.6%,并拟合发动机各个部件的效率随飞行循环数的变化关系图^[23],得到本文研究的循环数与涡轮进口温度退化参数随循环数升高具体数据如表2所示。

Table 2 Turbine inlet temperature degradation parameter

| Number of engine cycles | Turbine inlet degradation degree |
|-------------------------|----------------------------------|
| 0.0 | 0.00227 |
| 1.0×10 ³ | 0.00432 |
| 2.0×10 ³ | 0.00632 |
| 3.0×10 ³ | 0.00806 |
| 4.0×10 ³ | 0.00970 |
| 5.0×10 ³ | 0.01107 |
| 6.0×10 ³ | 0.01214 |

为了准确地计算发动机退化带来的影响,本文将蠕变本构方程离散化后代入到设计流程中的材料参数设置阶段,将涡轮前温度的变化,直接体现为机匣、轮盘和叶片的边界温度的变化,具体流程如图9所示。

2.2.3 计算精度验证

为验证模型的温度有限元方法的计算精度,设计了一个简化机匣(图10)与ANSYS软件的计算结果进行对比,结果如表3所示。

图10中简单机匣材料密度7800kg/m³,比热容480J/(kg·K),导热系数22.8W/(m·K),红色边界(1~5节点)气体温度为860K,换热系数为85.51W/(m²·K),蓝色边界(6~14节点)气体温度为713K,换热系数为89.96W/(m²·K)。

表3中节点7的程序计算的温度与ANSYS计算温度最大相对误差为0.12%,证明模型的温度计算结

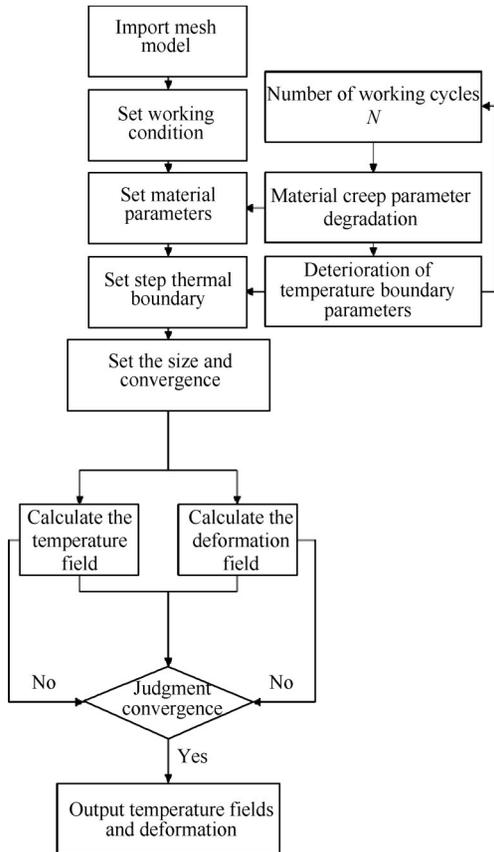


Fig. 9 Calculation flow chart with temperature degradation

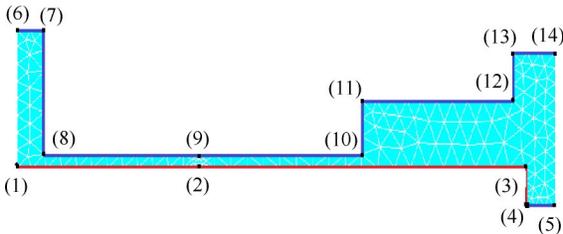


Fig. 10 Simple mesh model and boundary map

Table 3 Self-programming displacement and ANSYS displacement comparison chart

| Node | Programming temperature/K | ANSYS temperature/K | Absolute error | Relative error/% |
|------|---------------------------|---------------------|----------------|------------------|
| 2 | 780.80 | 780.58 | 0.22 | 0.03 |
| 3 | 781.92 | 781.14 | 0.78 | 0.10 |
| 5 | 783.89 | 783.02 | 0.87 | 0.11 |
| 7 | 756.40 | 755.25 | 0.88 | 0.12 |
| 9 | 780.33 | 780.11 | 0.22 | 0.03 |
| 11 | 776.20 | 775.54 | 0.66 | 0.09 |
| 13 | 775.49 | 774.62 | 0.87 | 0.11 |

果与当前商用软件的结果具有较高的一致性。

同时为验证变形计算的准确性,设计了如图11所示的轮盘,并设置轮盘转速为10000r/min,导热系数为 $18.7W/(m \cdot K)$,比热容为 $481.4J/(kg \cdot K)$,热膨胀系数为 $14.1 \times 10^{-6} \cdot K^{-1}$,轮盘轴向位移约束为0。

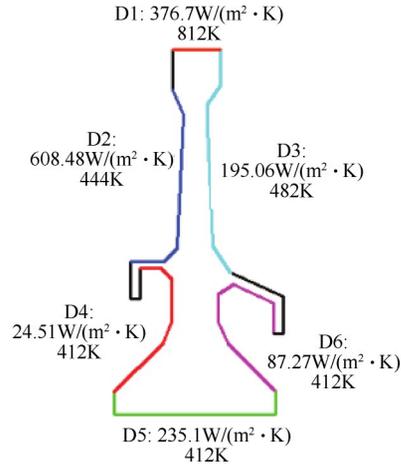


Fig.11 High pressure disc thermal boundary

自编程计算得轮盘径向变形为1.198mm, ANSYS 计算得到轮盘径向变形为1.193mm,相对误差为0.4%,并与文献[24]进行了对比,表明了本文建立模型和方法在变形计算上具有较好的精度。

3 结果与分析

3.1 ACC系统对间隙的影响

为研究ACC系统对发动机叶尖间隙变化规律的影响,本文首先在设计工况下,对是否采用主动间隙控制技术的叶尖间隙调控方案进行了计算,得到如图12(a)所示的间隙变化规律,各个工况间的叶尖间隙变化均线性表示。图12(b)表示图12(a)中圆圈部分的放大示意图。

从图12(b)中可以看出,不管是否有ACC系统,在高温起飞过程中,由于高温燃气对转子叶片和涡轮盘加热,同时转子受到增大的离心力作用转子迅速伸长,但是机匣伸长的速度要慢得多。因此,叶尖间隙迅速减小至0.068mm并且有可能导致转子和静子部件发生碰摩。从图12(a)中可以看出,在最大巡航状态下,作用在涡轮和机匣上的热负荷逐步变大,叶尖间隙基本保持在0.852mm。而在降速下降阶段,转子转速降低,所受离心力下降,转子变形量迅速下降,机匣虽然受到涡轮燃气温度降低的影响,但是在热惯性的作用下,相比离心载荷等作用,热变形要相对缓慢,从而导致叶尖间隙增大至1.149mm。

当ACC系统开始工作后,在起飞阶段为防止叶片与机匣的碰摩,给机匣加热,从图12(b)中可以看到高温起飞阶段机匣温度可以较快地上升,间隙值提高了51.3%,从而保证有合适的间隙。而在地面慢车、最大巡航,减速下降阶段,采用ACC系统后,叶尖间隙值明显降低,尤其在巡航阶段,叶尖间隙值为

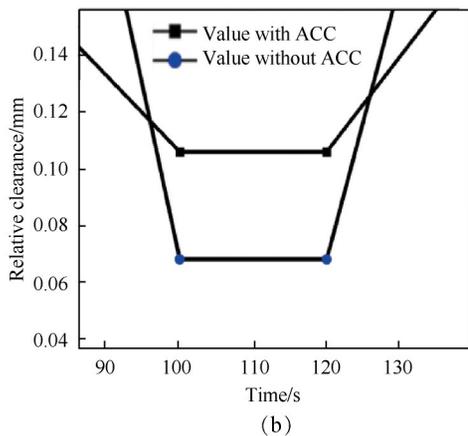
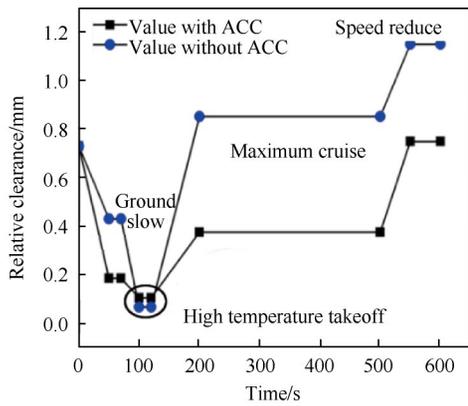


Fig. 12 Change of tip clearance with or without ACC

0.376mm,降低为原始间隙值的 44.1%,保证了发动机能高效运行。

3.2 发动机退化对间隙的影响

为研究发动机性能发生退化后,对叶尖间隙的具体影响规律,本文先分别对机匣、叶片、轮盘等部件分别展开了计算,给出了发动机 800 循环次数内,在最大巡航阶段其各部件的变形情况,如图 13 所示。

从图 13 中可以看到机匣、叶片和轮盘的变形量均是随时间的增加而增大的,其中在 500 次循环内,

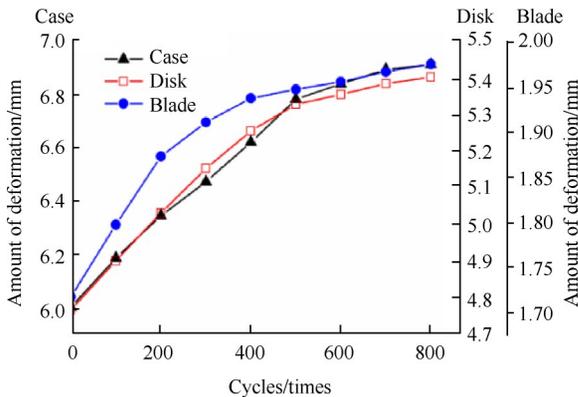


Fig. 13 Deformation status of each component within 800 times

退化对其影响更为明显。超过 500 次循环后,其退化影响开始减弱。因为发动机性能的退化,导致涡轮前燃气温度升高,使得机匣、轮盘和叶片的热变形量增大,其中对机匣的影响最大,其伸长量达到了 6.914mm,相对变化量达到了 1.143mm。本文还给出了发动机在使用 800 次循环后,各个工况下的相对叶尖间隙值,并与设计工况叶尖间隙值进行了对比,如图 14 所示。

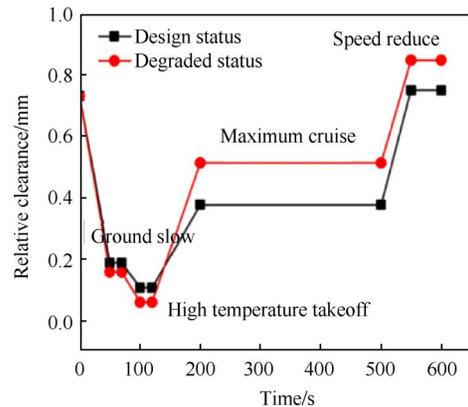


Fig. 14 Comparison of tip clearance between design conditions and degraded status

从图 14 中可以看出在高温起飞阶段,由于叶片和轮盘的蠕变变形,在离心力的作用下,其形变量更大,使叶尖间隙降低更快,其值已经降低至 0.047mm,比设计状态下的值减少了 58%,使碰摩概率大大提高,严重影响了发动机的安全。而在巡航阶段,由于机匣受退化影响更大,其变形量增大了 1.1mm,导致叶尖间隙的增大,涡轮效率降低。

3.3 优化后的 ACC 系统对间隙的影响

本文针对发动机退化后的情况,对 ACC 系统的控制方案进行了优化,依据图 15 中的结果,针对地面慢车和高温起飞阶段,增大机匣 ACC 边界的冲击流量来提高机匣换热边界的温度和换热系数,针对巡航阶段与减速下降阶段,减小机匣 ACC 边界的冲击流量来降低机匣换热边界的温度和换热系数,并计算了相应的叶尖间隙,与未调整的 ACC 系统的叶尖间隙值和设计状态值进行了对比,结果如图 15(a)所示。图 15(b)表示图 15(a)中圆圈部分的放大示意图。

图 15(a)中可以看到优化后的 ACC 系统的叶尖间隙与设计状态的叶尖间隙值基本相似。图 15(b)中可以看到,在最大起飞工况,增大了对机匣的加热量,使其可以更快速的热变形,保证了叶尖间隙的合理值,达到了 0.124mm,避免了碰摩的发生。对于巡

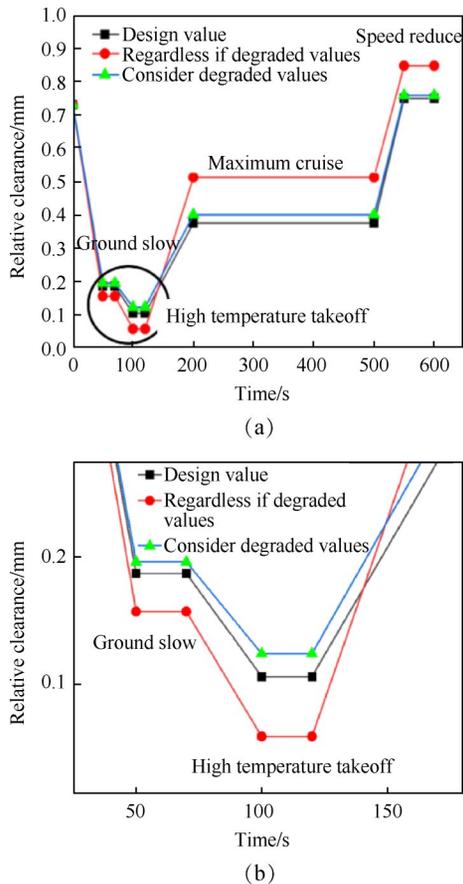


Fig. 15 Comparison of leaf tip clearance in each state

航阶段,由于机匣热变形量更大,所以采取增大对机匣降温的方式,将叶尖间隙值从0.531mm降低至0.401mm,保证了发动机的效率。

4 结论

本文通过研究发动机退化后涡轮前燃气温度的变化和叶片与轮盘的蠕变变形,掌握了考虑退化的间隙预估方法,编写了带退化的涡轮叶尖间隙预估程序,并初步建立了ACC对应的控制方案,获得如下结论:

(1)通过对简单机匣的计算,显示本模型温度计算最大相对误差为0.12%,变形误差为0.4%,验证了本自编程预估程序的计算精度与可靠性。

(2)设计工况下ACC系统对叶尖间隙的影响,在地面慢车、巡航和减速下降阶段,叶尖间隙值降低,使得发动机更高效运行,在高温起飞阶段,叶尖间隙值增大,避免了叶片的碰摩。

(3)发动机退化后而未采用优化的ACC系统的影响,随着发动机使用时间的增长,导致涡轮前燃气温度升高,使得机匣、轮盘和叶片的热变形量增大,其中最大巡航阶段对机匣的影响最大,其伸长量达

到了6.914mm,与未退化前相比增大了17%,使发动机效率下降,而在高温起飞阶段叶尖间隙值下降至0.047mm,会使叶片和机匣有碰摩的发生。

(4)涡轮中采用优化后的ACC系统的影响,采用优化后的主动间隙控制方案,各个工况下的叶尖间隙值均控制在合理范围内。在巡航阶段叶尖间隙值降低了24.5%,尤其在高温起飞阶段,与退化状态下的间隙值相比提高了53%,有效避免了叶片严重碰摩等故障发生。

致谢:感谢智能航空发动机基础问题研究专项经费的资助。

参考文献

- [1] 孙丰诚,孙健国. 航空发动机加力状态最小油耗优化控制[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 552-555. (SUN Feng-cheng, SUN Jian-guo. Optimization Control of Minimum Fuel Consumption at Aero-Engine after Burning Condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(6): 552-555.)
- [2] 赵洋,华一雄,张执南,等. 基于Hertz接触理论的叶片-机匣碰摩模型[J]. 上海交通大学学报, 2019, 53(6): 660-664.
- [3] 王福军. 计算流体力学分析:CFD软件原理与应用[M]. 北京:清华大学出版社, 2006.
- [4] 吕文林. 航空发动机强度计算[M]. 北京:国防工业出版社, 1988.
- [5] Pilidis P, Maccallum N R L. Models for Predicting Tip Clearance Changes in Gas Turbines [C]. *America: AGARD Conference Proceedings*, 1982.
- [6] Sun Z, Chew J W, Hills N J, et al. Efficient Finite Element Analysis/Computational Fluid Dynamics Thermal Coupling for Engineering Applications [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(3).
- [7] Kypuros J A, Melcher K J. A Reduced Model for Prediction of Thermal and Rotational Effects on Turbine Tip Clearance[R]. *NASA/TM-2003-212226*.
- [8] 徐逸钧. 低污染民用航空发动机径向间隙计算程序开发[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
- [9] Maojun Kui, Yang Min, Changhai Ping. Heat Transfer Characteristics of New Cooling Technique Based on Thermal Driving [J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2006, 23(2): 125-131.
- [10] 蔡睿贤. 高效节能发动机技术文集-第五分册涡轮设计和试验[C]. 北京:航空工业出版社, 1991.
- [11] 徐有方. 航空燃气涡轮发动机压气机径向间隙计时图的计算方法[J]. 燃气轮机技术, 1989, 2(3): 40-43.
- [12] 孙跃武. 燃气轮机性能退化及趋势预测技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2014.

- [13] 黄开明, 黄金泉, 郭腊梅. 涡轴发动机全状态实时气动热力学数值模拟[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 46-49.
- [14] 赵运生, 胡 骏, 屠宝锋, 等. 部件老化对大涵道比涡扇发动机性能影响仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(4): 447-452.
- [15] 徐田镇. 航空发动机退化状态参数估计与控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
- [16] 李录彬. 高压冷却下镍基高温合金 GH4169 切削特性及冷却润滑机理研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨理工大学, 2019.
- [17] 顾广智, 毛军逵, 张 扬, 等. 叶尖间隙主动控制系统机匣模型试验台设计技术研究[J]. 重庆理工大学学报(社会科学版), 2018, 32(3): 96-104.
- [18] 胡嘉麟, 高金海, 柳 光, 等. 基于主动间隙控制系统的高压涡轮机匣试验[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 740-750. (HU Jia-lin, GAO Jin-hai, LIU Guang, et al. Experiment of High Pressure Turbine Case Based on Active Clearance Control System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(4): 740-750.)
- [19] 王华阁. 航空发动机设计手册第16分册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [20] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 北京:高等教育出版社, 2006.
- [21] 张蓓欣, 徐 雷, 张大义, 等. 基于积叠线设计的弯掠叶片静强度优化方法[J]. 推进技术, 2014, 35(4): 544-551. (ZHANG Ji-xin, XU Lei, ZHANG Da-yi, et al. Optimization Method for Static Strength of Swept-Curved Blades Based on Stacking Line Design [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(4): 544-551.)
- [22] 李 骏, 宋友辉, 刘汉斌, 等. 涡轮叶片-榫头-轮盘的蠕变与低循环疲劳寿命预测[J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1699-1704. (LI Jun, SONG You-hui, LIU Han-bin, et al. Creep and Low Cycle Fatigue Life Prediction for Turbine Blade-Tenon-Disk Structure [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(11): 1699-1704.)
- [23] 王永华, 李 冬. 基于云粒子群算法的航空发动机性能衰退模型研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(1): 17-19.
- [24] 张 剑. 叶尖间隙对涡轮性能影响的计算与试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(2): 33-36.

(编辑:张 贺)