

文章编号: 1000-8055(2012)09-2048-08

采用改进减缩模型的涡轮叶尖间隙快速分析方法

杨晓光, 黄 佳

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 改进了一种预测涡轮叶尖间隙的缩减模型, 此模型可模拟发动机各工况下温度、转速和压差对间隙的影响。利用该改进模型在某发动机高压涡轮结构设计中进行叶尖间隙计算, 结果显示改进的模型能较好地揭示各工况下叶尖间隙的变化规律。此分析模型只需要输入发动机总体参数、几何参数、基本的材料参数以及传热参数, 便能快速得到各个工况下叶尖间隙的变化规律, 从而找出最小和最大间隙值及发生时所在工况, 可在发动机初步方案设计阶段为叶尖间隙评估提供一种高效率的方法。

关 键 词: 航空发动机; 高压涡轮; 叶尖间隙; 缩减模型; 数值分析

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Modified reduced model for rapid analysis of tip clearance of high pressure turbine

YANG Xiao-guang, HUANG Jia

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Considering the effects of temperature, rotating speed and pressure difference in engine operating conditions for predicting changes in turbine tip clearance, a modified reduced model was presented. In the process of designing structures for high pressure turbine in an aircraft engine, tip clearance was predicted using this modified model, and results show that the modified model can predict tip clearance changes into engine operating conditions more accurately. By simply inputting geometric, heat transfer, material and population parameters in this model, the variation of tip clearances can be obtained quickly, and the conditions when the maximum and minimum tip clearance happened can be determined. Therefore, this method can be a way to evaluate tip clearance efficiently during the preliminary design of an aircraft engine.

Key words: aeroengine; high pressure turbine (HPT); tip clearance; reduced model; numerical analysis

从 20 世纪 60 年代末期开始, 人们发现发动机服役一段时间后, 性能退化原因之一便是叶片和机匣碰磨导致叶尖间隙增大而偏离设计值^[1],

高压涡轮叶尖间隙开始成为发动机设计时考察的重要指标, 因为高压涡轮叶尖间隙的改善, 能显著提高发动机安全性和经济性^[2]。根据文献^[3], 涡

收稿日期: 2011-10-17

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.018.html>

作者简介: 杨晓光(1962—), 男, 上海人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事高温结构及材料的疲劳与断裂、本构理论及疲劳寿命预测等方面的研究。

轮叶尖间隙每减少 0.25 mm,耗油率(SFC)降低 1%,排气温度(EGT)降低 10℃,涡轮效率提高 1%。文献[1]指出,对叶尖间隙进行主动控制而降低 EGT 将使发动机寿命增加 1000 个循环,因此间隙研究意义重大。

当前涡轮叶尖间隙控制方式分为两种:一是被动间隙控制(PCC):根据发动机各工况下涡轮叶尖间隙出现的最小值决定初始叶尖间隙。二是主动间隙控制(ACC):根据叶尖间隙变化规律主动控制机匣位置或衬环变形量。故 PCC 和 ACC 的实现,必须首先掌握叶尖间隙在各工况下的变化规律。

叶尖间隙变化规律的获得一般有两种途径:一是实时监测法^[4],但应用到热端部件时其实现难度较大且成本较高;第二种方法是数值计算,此方法成本低且能得到叶尖间隙的一般变化规律和数值,可对发动机叶尖间隙进行定性分析。

目前,叶尖间隙数值计算包括二维模拟方法^[5-6]和三维模拟方法^[7]。文献[5]中的二维解析方法没有考虑机匣的热膨胀和压差变形,而文献[6-7]中二维、三维的有限元方法,需要划分网格并添加载荷和热边界条件。在发动机高压涡轮部分结构的方案设计过程中,往往需要频繁更改结构参数,因此采用二维或三维的有限元方法评估叶尖间隙其效率往往较低,从而影响方案设计周期。于是为了在涡轮部件的方案设计中叶尖间隙进行快速评估,且根据高压涡轮结构方案的特点,本文发展了 Melcher 和 Kypuros 建立的叶尖间隙分析缩减模型。

1 缩减模型框架

涡轮叶尖间隙的影响形式有:热膨胀和热变

形、离心力作用下变形、压差变形等^[8]。本文只考虑其主要影响因素:温度、转速和压差,并针对某高压涡轮结构方案的具体特点,对 Melcher 和 Kypuros 建立的缩减模型^[9]中子模型及输入参数的提取,进行了修正,具体改进之处如下:

1) 原模型中的涡轮叶片只开气膜冷却孔,而设计的涡轮叶片为空心叶片,故对叶片子模型做相应改进。

2) 原模型只对单一工况(起飞)进行模拟,修改后模型能对整个飞行工况(地面慢车、爬升、巡航、空中慢车、降落)进行模拟。

3) 利用瞬态换热公式进行各个工况下壁温计算时,换热公式中的初始温度随工况发生改变(原模型中初始温度是定值):前一个工况结束时的壁温作为下一个工况换热计算的初始温度。

4) 模型材料及其参数的选取更合理:叶片采用 DD6,轮盘采用 FGH96(原模型各部件均采用 Inconel718);涡轮叶片内外表面以及轮盘表面传热系数随工况发生变化(原模型中传热系数为常值)。发动机性能评价点是高温高原起飞,高压涡轮载荷参数根据总体参数确定。

5) 叶片简化为变截面直叶片(原模型简化为等截面直叶片),其在离心力作用下的径向变形公式进行相应修正。

改进后模型框架如图 1 所示,下面简要进行阐述(具体公式及推导见文献^[9])。

图 2 为某高压涡轮结构方案,而右侧三个子图分别为影响叶尖间隙的子模型:简化后的衬环、变截面直叶片、等厚空心轮盘。

对衬环模型:如图 3 所示,涡轮叶片叶尖间隙中,进口压力为 p_{in} ,出口压力为 p_{out} ,叶尖间隙中

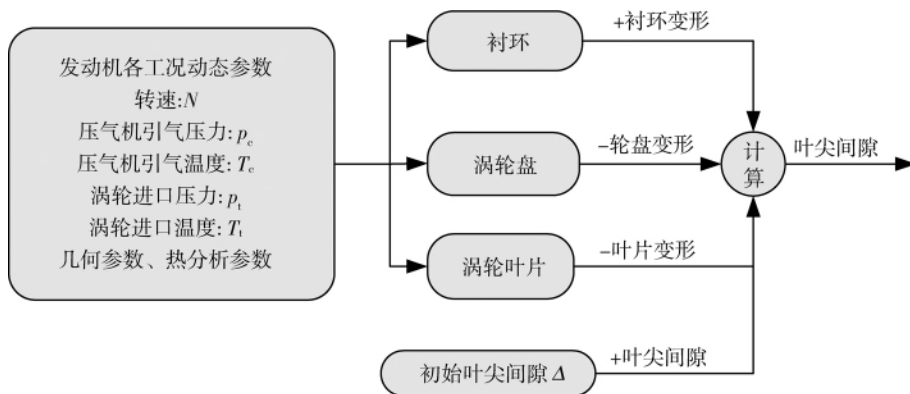


图 1 叶尖间隙预测模型框架

Fig. 1 Model frame for predicting tip clearance

的压力变化近似为线性递减^[10]. 衬环表面温度 T_w 利用半无限大平面瞬态换热公式^[9] 计算得到.

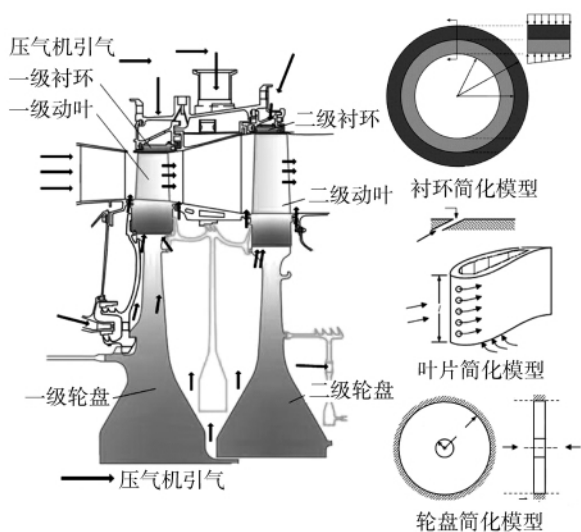


图 2 某高压涡轮结构及子模型

Fig. 2 High pressure turbine Structures of an engine and sub-models

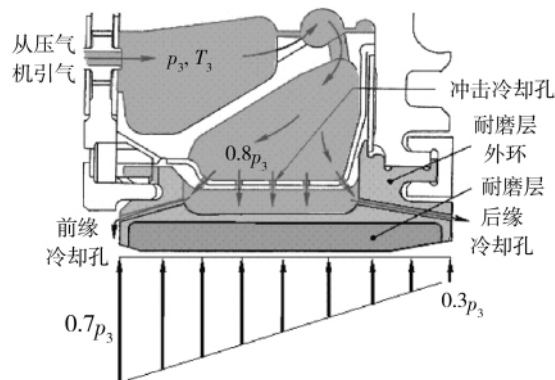


图 3 衬环结构以及压力分布^[10]

Fig. 3 Shroud structure and pressure distribution^[10]

利用多层圆筒壁的导热计算公式, 可得耐磨层和耐热不锈钢层间的壁温 T_c , 综合热膨胀以及热应力作用, 可以得到衬环径向变形量 u_{s1} .

利用 Timoshenko 关于空心圆柱不同压差下应力应变分析^[11], 得压差作用而产生的径向变形 u_{s2} .

对轮盘模型只考虑主要受力部件, 而忽略其他非承力的密封部件, 为简化分析将叶片榫头和轮盘视为整体. 按照轮盘径向尺寸不变、等质量原则将轮盘简化为子模型所示等厚盘, 并假设轮盘与叶片接触处为绝热. 轮盘大部分面积处于冷却气中, 轮盘厚度方向温度可近似认为是常值. 利用换热公式可得轮盘壁温的动态变化规律, 则轮盘热膨胀变形 u_{r1} 以及空心等厚盘在离心力作用下

轮缘变形 u_{r2} 均可知.

对叶片模型如图 4、图 5 所示, 按照叶片径向

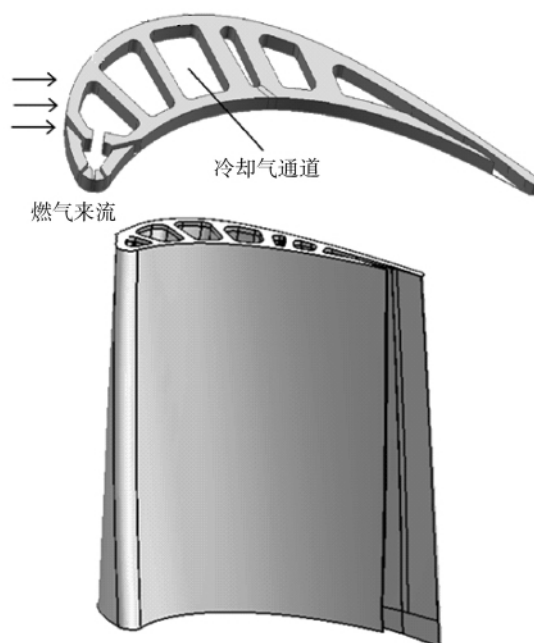


图 4 某涡轮空心叶片

Fig. 4 Hollow turbine blade

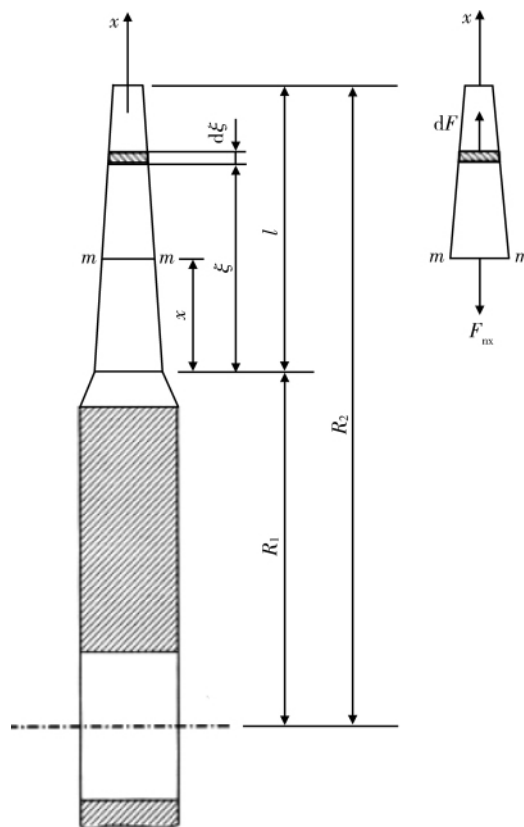


图 5 叶片受力分析

Fig. 5 Force analysis

尺寸不变、等质量的原则将多腔结构简化为单腔结构的变截面直叶片。此处计算叶片壁温仍用瞬态换热公式。而此处换热流体跟涡轮流道中高温燃气以及冷却气均相关,因此叶片表面换热流体的温度可利用气膜冷却效率 η 来进行简化,而 η 一般可以通过实验或者数值计算获得。

由于空心叶片在计算叶片热应力响应时,叶片壁厚比较薄,欲得到叶片径向热膨胀变形 u_{b1} ,需将外壁温度和内壁温度平均处理。

$$T_{\text{blade, min}} = \frac{T_{\text{blade, in}} + T_{\text{blade, out}}}{2} \quad (1)$$

叶片截面积沿叶高变化规律用公式(2)近似表示

$$A(x) = A_0 \left(1 - a \frac{x}{l}\right)^2 \quad (2)$$

则离心力作用下叶片伸长 u_{b2} 可用公式(3)表示^[12]

$$u_{b2} = \frac{\rho_0 \omega^2}{E_0} \frac{1}{24} \left[\left(l - \frac{l}{a}\right)^6 - \left(\frac{l}{a}\right)^6 \right] + \frac{1}{15} \left(R_1 + \frac{l}{a}\right) \left[\left(l - \frac{l}{a}\right)^5 + \left(\frac{l}{a}\right)^5 \right] + \frac{l^2 (4aR_1 + l - 12a^2 R_1 - 6a^2 l + 8a^3 l - 3a^4 l)}{12a^2 (a - 1)} \quad (3)$$

式(2)和式(3)中, x 为距离叶片根部截面的距离; A_0 为叶片根部截面积; l 为叶片长度; R_1 为叶片根部截面半径; a 为叶片造型和结构参数。

综上所述整个模型简化为3个子模型:衬环、叶片、轮盘(简化如图6所示),则叶尖间隙计算公式

$$\delta(t) = \Delta + u_{\text{shroud}}(t) - [u_{\text{rotor}}(t) + u_{\text{blade}}(t)] = \Delta + (u_{s1} + u_{s2}) - [(u_{r1} + u_{r2}) + (u_{b1} + u_{b2})] \quad (4)$$

2 模型参数以及计算结果

2.1 模型中所涉及参数

1) 工况参数

在一个飞行周期中,转速和温度随时间变化,因而必须确定变化关系才能进行间隙计算。而在发动机方案初步设计阶段,总体参数(如表1所示)可以根据设计要求给出,但各个工况下的温度变化规律无法得知,为了能在设计阶段便能对间隙进行评价,涡轮叶片处燃气以及压气机引气的温度、压力规律需根据发动机工作中涡轮各参数典型变化规律^[6]进行简化处理,各工况点参数如

表2所示。

表1 高温高原起飞总体参数

Table 1 General parameters during high altitude take-off

参数	数值
转速/(r/min)	16 720
高压涡轮进口燃气总温/K	1 942
高压涡轮进口燃气总压/kPa	2 745
高压涡轮出口燃气总温/K	1 232
高压涡轮出口燃气总压/kPa	513
高压压气机出口总温/K	907
高压压气机出口总压/kPa	2 905

表2 各工况下燃气温度和冷却气温度

Table 2 Gas temperature and cooling air temperature at different operation conditions

工况	叶片表面燃气温度/℃		从压气机末级引气温度/℃
	一级	二级	
慢车	750	540	220
巡航状态	1 150	820	475
最大状态	1 400	1 000	500

2) 几何参数

在涡轮部件设计中欲评价叶尖间隙,涡轮部件传热参数同样需要预估,根据文献^[13-14]中传热系数计算的经验公式,及文献^[6]中不同工况下叶片和涡轮盘表面传热系数变化规律,再比较FGH96粉末高温合金涡轮盘在强迫气流冷却中的传热系数分布规律^[15],可近似得到各工况点下叶片外表面、内表面以及轮盘表面的传热系数的平均值。涡轮叶片气膜冷却效率非均匀值,与径向位置、吸力面压力面有关^[16],此处取其平均值。压气机末级引气压力约为25个大气压。如图7采用高温高原起飞状态下典型转速谱。

各子模型中参数具体如下:

3) 衬环参数

耐磨层是含氧化锆的稳定剂材料,外环采用538℃时Inconel 718物理参数,衬环内表面所用传热系数来自文献^[17]中实验所得,而外表面假定与内表面数量级相同^[9]。

4) 轮盘参数

涡轮轮盘材料为FGH96,为简化计算,两级

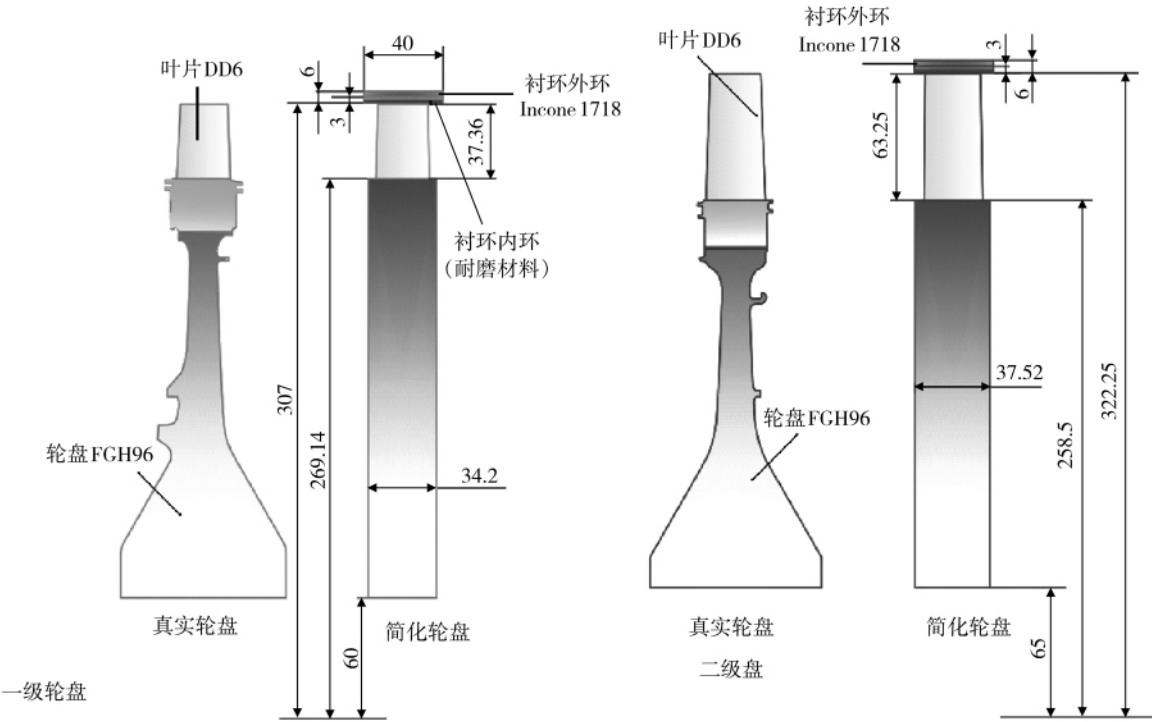


图 6 两级涡轮转子几何简化(单位:mm)

Fig. 6 Geometry simplification of two stage rotors(unit:mm)

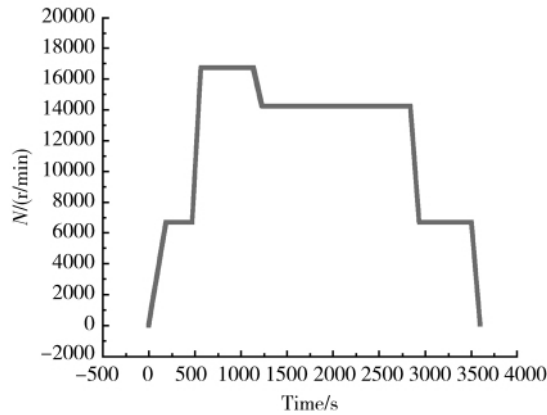


图 7 高压涡轮转速

Fig. 7 Rotational speed of HPT

轮盘折中取 450℃ 时参数,各参数如表 3 所示.

表 3 轮盘参数(FGH96)

Table 3 Disk parameters (FGH96)

参数	数值
弹性模量 E_r /GPa	193.7
泊松比 ν_r	0.35
导热系数 κ_r /(W/(m·℃))	14.87
比热容 c_r /(J/(kg·℃))	462
热膨胀系数 $\alpha_r/10^{-6}$ (1/℃)	13.2

5) 叶片参数

叶片材料采用 DD6. 为简化计算,第 1 级动叶参数采用 870℃ 时取值,第 2 级动叶 750℃ 时取值,具体如表 4 所示.

2.2 计算结果分析

以上模型的实现,通过 Matlab 编程计算得到,其中第 1 级、第 2 级规律基本相同,故只对一级叶尖间隙的计算结果进行分析.

表 4 叶片参数(DD6)

Table 4 Blade parameters (DD6)

参数	一级	二级
弹性模量 E /GPa	106	111
泊松比 ν	0.3818	0.42
导热系数 κ /(W/(m·℃))	23.9	21.2
比热容 c /(J/(kg·℃))	624.5	583
热膨胀系数 $\alpha/10^{-6}$ (1/℃)	14.3	13.86
气膜效率 η	0.51	0.51

由图 8 可知,衬环变形由热变形和压差变形组成,其中热变形占主导,最大值为 2.5 mm. 叶片变形由热变形和离心力作用下变形构成,其中热变形占主导,最大值为 0.4 mm. 轮盘变形同样由

热变形和离心力作用下变形构成,其中占主导的是热变形,最大值达 1.6 mm.

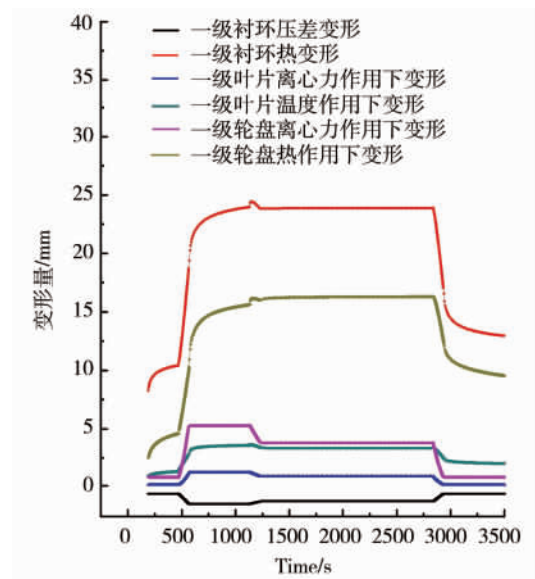


图8 衬环、叶片、轮盘径向变形

Fig. 8 Radial displacements of subcomponents

由图9可知各部件径向变形中各因素导致的变形量所占比重,衬环变形主要部分是热变形,比重达95%,同时机匣厚度小,相比轮盘的较大厚度,机匣热响应更快;叶片变形主要部分是热变形,比重在70%~90%之间,其原因在于叶片径向尺寸和质量均较小,因此离心力导致变形量小;轮盘变形主要部分是热变形,比重在68%~91%

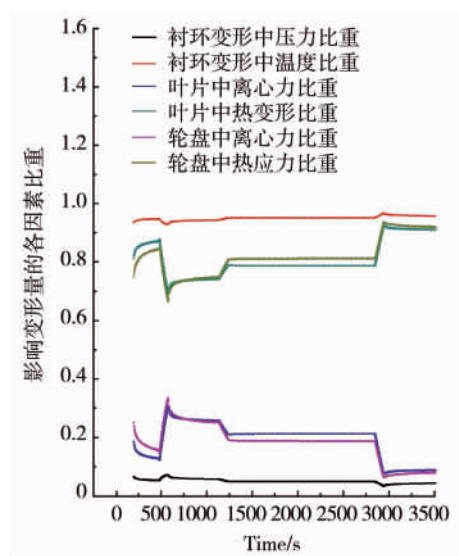


图9 衬环、叶片、轮盘各因素下径向变形所占比重

Fig. 9 Radial displacements percentage of subcomponents for different factors

之间,因此温度场是轮盘径向膨胀的主要因素,以

上规律与文献[5]中相同.

由图10知,衬环在热应力和压差作用下的径向变形量占主要部分,而轮盘变形量所占比重同于衬环,最大值在2.0 mm左右.相比衬环、轮盘径向变形量而言,叶片变形量相对较小,最大值为0.5 mm左右,其原因是叶片的径向尺寸远小于轮盘,且叶片采用DD6单晶材料及表面有气膜进行冷却[8].

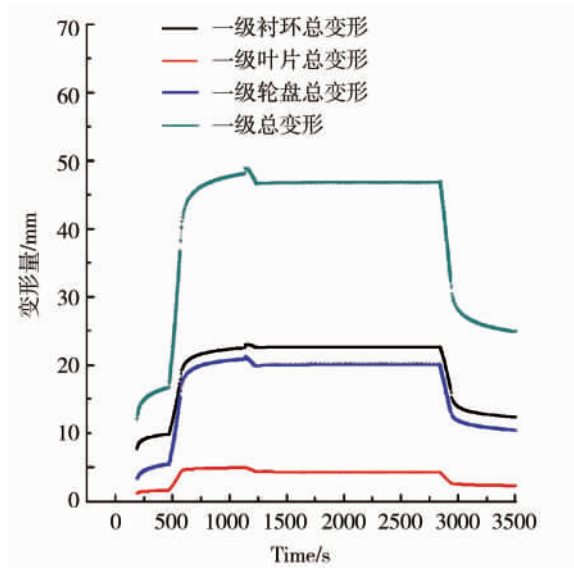


图10 衬环、叶片、轮盘各自径向变形以及总变形

Fig. 10 Radial displacements of subcomponents and the total radial displacement

图11中可见改进后模型所揭示的叶尖间隙变化规律:发动机从慢车进入最大转速过程中,叶尖间隙迅速下降,最大转速结束时,叶尖间隙将达到最小值0.18 mm;地面慢车时叶尖间隙较大其值为0.82 mm.巡航时叶尖间隙长时间保持稳定值0.35 mm.

用原模型和改进后模型对当前涡轮方案进行间隙评估,所得叶尖间隙结果如图11所示:两种模型得到的变化规律大致相同,但改进后模型在慢车状态计算所得到的间隙值相比较,其原因在于改进后模型在瞬态传热计算中对初始温度的处理更合理,导致改进后模型各部件在慢车时温度相比较,即热变形大;同时改进后模型中,传热系数随工况发生变化,故慢车时轮盘表面传热系数相比原模型较小,导致轮盘被加热速度变慢则轮盘的热变形减小,叶片热变形亦如此.根据公式(4)可知叶尖间隙将偏大.

同时注意到,改进后模型在刚进入空中慢车

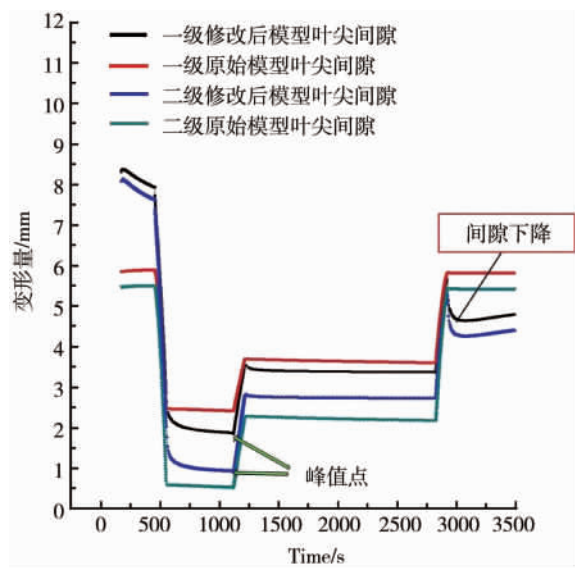


图 11 原模型和改进后模型所得叶尖间隙变化规律

Fig. 11 Variation of the tip clearance in original model and modified model

时,跟原模型结构相比,其间隙迅速下降,并逐步回升,这同图 12 中 CF6-50 发动机实测变化规律相同^[1],因此,改进后模型比原模型更能模拟叶尖间隙的变化规律。

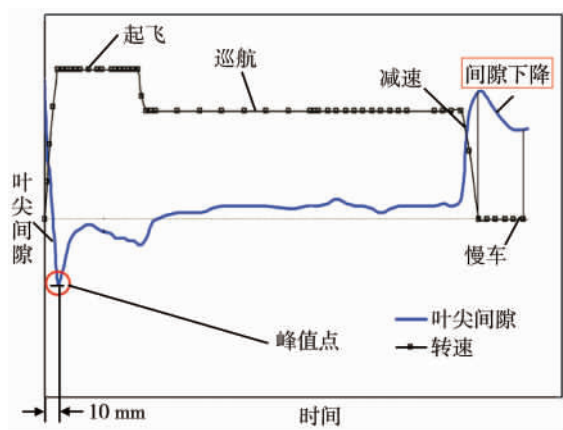


图 12 CF6-50 发动机实测间隙规律

Fig. 12 Variation of the tip clearance in CF-50 engine

3 结 论

1) 根据涡轮叶尖间隙转速、温度、压差的影响机制,并针对某高压涡轮结构方案的具体特点,在 Melcher 和 Kypuros 建立的叶尖间隙缩减分析模型基础上,对子模型几何简化、输入参数的提取及壁温计算方法进行修正。虽然在设计阶段,难以获得涡轮在各工况下的温度分布、传热参数等,但结果显示此模型能较好地揭示叶尖间隙的变化

规律,故此模型可作为发动机设计人员快速评估涡轮叶尖间隙的简化方法,利于缩短设计周期。

2) 结果显示两种模型分析出的叶尖间隙的变化规律大致相同,同 CF6-50 发动机实测间隙规律相比,改进后模型所得叶尖间隙更贴近实际。

3) 衬环、叶片和轮盘在各工况下径向变形情况为:衬环变形取决于温度和压差,其中温度作用占主导,比重达 95%,而压差变形为负值。叶片变形取决于温度和转速,占主导作用的是热作用,比重在 70%~90%之间。轮盘变形的影响规律同叶片相同,其比重在 68%~91%之间。

4) 各工况下,衬环、叶片和轮盘径向变形对叶尖间隙的影响是:衬环径向变形量占主要部分,而轮盘变形量所占比重同于衬环,最大值在 2.0 mm 左右。相对于轮盘的径向变形量,叶片变形量相对较小,最大值为 0.5 mm 左右。发动机从慢车进入到最大转速过程中,叶尖间隙迅速下降,最大转速结束时,叶尖间隙将达到最小值;巡航状态时,长时间叶尖间隙保持稳定。

参考文献:

- [1] Lattime S B, Steinetz B M. Turbine engine clearance control systems; current practices and future directions[R]. NASA/TM—2002-211794, 2002.
- [2] Geisheimer J L, Billington S A, Burgess D W. A microwave blade tip clearance sensor for active clearance control applications[R]. AIAA 2004-3720, 2004.
- [3] Melcher K J, Kypuros J. Toward a fast-response active turbine tip clearance control [R]. NASA/TM—2003-212627, 2003.
- [4] 马玉真. 旋转叶片叶尖间隙测量的关键技术研究[D]. 天津:天津大学, 2006.
MA Yuzhen. The key technique research of blade tip clearance measurement for rotational blades[D]. Tianjin: Tianjin University, 2006. (in Chinese)
- [5] 房友龙, 刘永葆, 余又红, 等. 热和离心力作用下高压涡轮转子的径向变形[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(2): 31-35.
FANG Youlong, LIU Yongbao, YU Youhong, et al. Radial displacement of HPT rotor caused by the centrifugal and heat[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(2): 31-35. (in Chinese)
- [6] 漆文凯, 陈伟. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(1): 63-67.
QI Wenkai, CHEN Wei. Tip clearance numerical analysis of an aero-engine HPT[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(1): 63-67. (in Chinese)
- [7] 岂兴明, 朴英, 祝剑虹, 等. 某型航空发动机高压涡轮叶顶

- 间隙三维数值分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 904-908.
- QI Xingming, PIAO Ying, ZHU Jianhong, et al. 3-D numerical analysis of the tip clearance of an aero-engine high pressure turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 904-908. (in Chinese)
- [8] 张晓波, 杨瑞, 李其汉. 航空发动机涡轮径向间隙设计方法研究[J]. 航空发动机, 2004, 30(2): 14-18.
- ZHANG Xiaobo, YANG Rui, LI Qihan. A design method for turbine rotor radial clearance of an aero-engine[J]. Aeroengine, 2004, 30(2): 14-18. (in Chinese)
- [9] Melcher K J, Kypuros J. A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance[R]. NASA/TM—2003-212226, 2003.
- [10] Bruce M. Steinetz B M, Lattime S B, et al. Preliminary evaluation of an active clearance control system concept [R]. AIAA 2005-3989, 2005.
- [11] Timoshenko S. Theory of elasticity [M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1970.
- [12] 房友龙, 刘永葆, 贺星, 等. 离心力作用下涡轮转子的径向变形[J]. 舰船电子工程, 2011, 31(2): 177-180.
- FANG Youlong, LIU Yongbao, HE Xing, et al. Study of the radial elongations of the turbine rotor with the centrifugal effect[J]. 2011, 31(2): 177-180. (in Chinese)
- [13] 葛永乐, 吕建成. 涡轮机高温零件温度场专题文集: 第1集 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [14] 航空发动机设计手册编委会. 航空发动机设计手册: 第16册 空气系统及传热分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [15] 张家锋, 邹金文, 康进武, 等. FGH96 粉末高温合金涡轮盘淬火过程界面换热系数的研究[J]. 航空材料学报, 2010, 30(1): 26-29.
- ZHANG Jiafeng, ZOU Jinwen, KANG Jinwu, et al. Study on surface heat transfer coefficients of FGH96 P/M super-alloy disk during heat treatment process[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2010, 30(1): 26-29. (in Chinese)
- [16] 向安定, 罗小强, 朱惠人, 等. 涡轮叶片表面气膜冷却的传热实验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 577-581.
- XIANG Anding, LUO Xiaoqiang, ZHU Hui ren, et al. Turbine blade surface heat transfer and film cooling measurements in a turbine cascade with injection on surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 577-581. (in Chinese)
- [17] Kumada M, Iwata S, Obata M, et al. Tip clearance effect on heat transfer and leakage flows on the shroud-wall surface in an axial flow turbine[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116(37): 39-45.