

文章编号:1000-8055(2011)12-2757-08

机动飞行下的涡轮叶尖间隙动态变化规律

贾丙辉, 张小栋, 彭 凯

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 在对涡轮叶尖间隙的变化机理进行初步分析的基础上, 建立机匣、叶片和转子的简化模型, 并重点研究了转子在飞行器机动飞行情况下的振动幅值对叶尖间隙的影响。结果表明: 高压涡轮叶尖间隙动态变化范围约为 0.44 mm 到 1.45 mm, 同时飞行器均加速导致的转子振动会引起间隙局部增大或减小, 俯仰机动和水平盘旋机动飞行都会使得间隙动态变化的非线性明显增强。

关 键 词: 涡轮叶尖间隙; 航空发动机; 机动飞行; 转子振动; 动态模型

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Dynamic changes rule of aero-engine turbine tip clearance in maneuver flight

JIA Bing-hui, ZHANG Xiao-dong, PENG Kai

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the preliminary analysis of the change mechanism of the turbine blade tip clearance, the simplified model of blade, rotor and casing was established, and the effect of rotor vibration amplitude of aero craft in-flight maneuver state was researched. The results show: reduction of clearance is approximately 0.44 to 1.45 mm; local tip clearance would increase or decrease caused by uniformity acceleration of aero craft; pitching maneuver and horizontal circling would bring vibration of tip clearance, which makes the non-linear of clearance variation markedly enhanced.

Key words: turbine blade tip clearance; aero-engine; maneuver flight; rotor vibration; dynamic model

鉴于主动间隙控制的显著效益和高工业利润, 美国国家航空航天局格林研究中心的研究者和规划指导者正与工业界和学术界合作来开发实现这一系统的必须的技术。其研究者正努力开发驱动系统样机、用于预测间隙的动态模型以及快速动作的涡轮叶尖间隙的控制律。根据计划, 最初的概念验证实验将采用当前发展水平下的液压机械位置控制器机械系统。快速响应主动间隙控制替代当前的基于热控制的发动机设计将会在使用 10 到 15 年内得到成功的验证^[1-3]。Lattime 等^[4]

详细地说明了在飞行包迹内可能出现的状况以及它们是怎样影响发动机间隙的设计的。Kypuros 等^[5]详细分析了发动机从空转到最大转速过程中温度、离心力变化对间隙的变化影响。国内学者对涡轮叶尖间隙的变化现象也展开了一些研究工作, 如殷明霞等^[6]、郭宫达等^[7]就叶尖间隙对航空发动机压气机性能的影响进行了研究; 郭淑芬、徐波就叶尖间隙的主动控制进行了研究^[8]; 漆文凯、陈伟、岂兴明等使用有限元方法对叶尖间隙在热应力、离心力作用下的变化进行了数值分析相关

收稿日期: 2011-01-10; 修订日期: 2011-05-11

基金项目: 深圳市传感器技术重点实验室开放基金(SST201008)

作者简介: 贾丙辉(1983—), 男, 山东菏泽人, 博士生, 主要从事航空推进系统控制技术研究。

的研究工作^[9-10];李伟、乔渭阳等对叶尖间隙气体流场进行了较多的研究^[11]。

然而国内外对叶尖间隙的分析研究主要考虑温度变化、离心力变化等对间隙的影响,很少考虑转子不平衡振动等相关因素对间隙的影响,不利于快速主动叶尖间隙控制所需模型的要求。然而要实现叶尖间隙的快速主动控制必须考虑振动因素对间隙的作用^[12]。本文在总结前人对叶尖间隙瞬态变化的基础上,首先对叶尖间隙变化的最基本原理进行分析,研究叶尖间隙在温度和离心力作用下的变化现象和变化规律,然后重点研究了机动飞行下,飞行负载引起的转子振动因素对叶尖间隙变化的影响,最后建立叶尖间隙变化的动态模型,并从控制的角度展开讨论。

1 变化机理

叶尖间隙变化的原因主要来自发动机的静止或转动部件由于大量负载而发生的位移或变形。其负载主要是发动机负载和飞行负载。前者包括离心力、热应力、发动机内压和推力负载。后者包括惯性力(重力),空气动力学力(外部环境压力)和陀螺负载。发动机负载可引起对称的和非对称的间隙改变。飞行负载引起非对称的间隙变化。

一般而言,最小间隙可能发生在起飞和重新

起动过程中,在这种情况下,由于离心力和叶片的快速加热,转子组合体膨胀很快。而与此同时,由于转子周围的机匣热效应膨胀的速度相对较慢,这就导致了间隙的迅速减小。最终机匣的增长速率超过了转子组件的增长,间隙增大。在这一过程中为了避免摩擦,涡轮机的设计中就必须预留间隙。然而,这一额外的间隙导致非最佳间隙产生,并使得发动机在包括巡航状态在内的大部分正常工作状态下的燃油油耗增加。

尽管航空发动机的温度对工作间隙的变化起到相当大的作用,然而飞行负载对于间隙的瞬态变化也起着不可忽视的影响,特别是在爬升、反推力、机动飞行状态下。此外由于飞机机动所造成的转子振动变化较快,且常常引起非对称的间隙变化,间隙的这种快速的变化容易造成碰摩、气流激振等进而导致发动机性能降低,甚至引发更为严重的故障,因此对飞行负载引起的间隙变化应当重视。

表1中列出了由Olsson和Martin^[13]给出了的JT9D航空发动机高压涡轮(HPT)转子叶尖间隙由推力负载和飞行负载引起的在 x 方向的变化,对这些实验数据分析可见,飞行负载引起的间隙变化是不可忽视的。

表1 JT9D航空发动机高压涡轮叶尖间隙由对称和非对称负载引起的变化
Table 1 Engine HPT clearance change due to axisymmetric and asymmetric load

事件	发动机负载			飞行负载/mm	间隙变化/mm
	轴对称/mm	轴不对称/mm			
		推力	热应力		
爬升	−0.7874	−0.1524	−0.1270	−0.1016	−1.1684
急转弯	−0.8382	−0.1778	−0.0254	−0.127	−1.1684
飞机失速	−0.7874	−0.2032	+0.0508	−0.1778	−1.1176
反推力	−0.8636	−0.2032	−0.0254	0	−1.0922
空中重起	−0.9906	−0.0508	+0.0254	−0.0508	−1.0668

2 模型总体结构

图1所示为叶尖间隙动态模型结构图。该模型主要包括机匣、叶片、涡轮转子3部分。为了计算叶尖间隙的动态模型,在结构图中标出了各部分所需要分析的主要变化量。本文中主要考虑温度和压强对机匣内径的影响,考虑温度变化和离心力作用对转子叶片的形变的影响,对于涡轮转

子除了分析其在温度和转速变化下的应变外,重点研究了机动飞行条件下转子的振动及其对间隙变化的影响。综合以上影响间隙变化因素,得到式(1)所示叶尖间隙动态模型表达式

$$d(t) = r_{\text{shroud}}(t) - r_{\text{rotor}}(t) - l_{\text{blade}}(t) - a_{\text{vibration}}(t) \quad (1)$$

式中 $d(t)$, $r_{\text{shroud}}(t)$, $r_{\text{rotor}}(t)$, $l_{\text{blade}}(t)$, $a_{\text{vibration}}(t)$ 分别为叶尖间隙、机匣内径、转子外径、叶片长度和

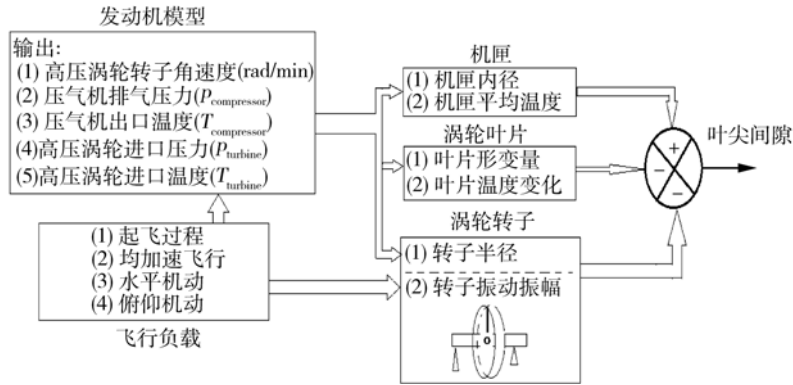


图 1 叶尖间隙动态模型结构图

Fig. 1 Dynamic model of tip clearance

转子振动幅值随时间变化的函数。

3 叶尖间隙动态模型

3.1 仅考虑热应力、离心力和压差作用力的间隙模型

Kypuros 等^[5]对热应力、转子转动所产生的离心力作用,机匣内外压差作用所引起的间隙变化现象进行了研究和讨论.本文在其研究基础上,为研究我国某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙在热应力、转子转动所产生的离心力和机匣内外压差作用所引起的间隙变化现象建立如图 2 所示简化的机匣和转子盘模型。

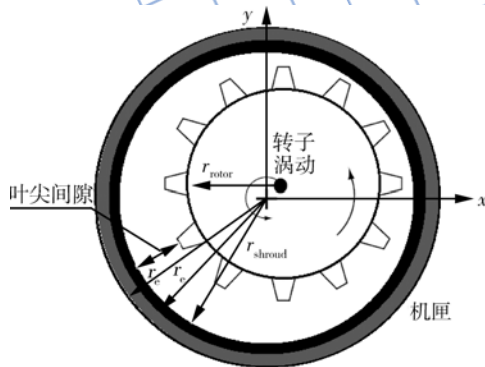


图 2 简化后的机匣及涡轮转子盘模型

Fig. 2 Simplified model of casing and turbine rotor

机匣的几何形状是环形结构,认为其内表面涂有耐磨材料并起热障的作用.耐磨材料的内径为 r_{shroud} 并与接近涡轮进口温度涡轮燃气相接触.机匣的外表面与压气机排放气体(设气体温度为 $T_{compressor}$)相接触.文中的叶片是指暴露于高温燃气流中的叶片部分.叶片同时受离心力和热膨胀作用.此外文中将转子模型中转子盘和叶根作为一个整体进行分析,将两部分模型化为一个均匀厚度的圆盘,并且只考虑离心力和纯气体温度引

起的形变.叶根只有上部分暴露在高温核心流,假定热膨胀由压气机排气与转子盘之间产生的热交换决定.转子盘的边缘认为是绝热的且不与叶片热交换。

根据 Kypuros 等^[5]的分析,得到仅考虑热应力、离心力和机匣内外的压差作用下的间隙变化的数学模型

$$d_0(t) = r_{shroud}(t) - r_{rotor}(t) - l_{blade}(t) = (r_a + u_{s1} + u_{s2}) - (r_0 + u_{r1} + u_{r2}) - (L + u_{b1} + u_{b2}) \quad (2)$$

式中 r_a 为机匣初始内径, u_{s1} 为机匣在热应力作用下的形变; u_{s2} 为机匣在压差作用下的形变; r_0 为转子初始半径; u_{r1} 为转子盘在热应力下的形变; u_{r2} 为转子盘在离心作用力下的形变; L 为叶片的初始长度; u_{b1} 为叶片在热应力作用下的形变; u_{b2} 为叶片在离心力作用下的形变。

3.2 Jeffcott 转子振动模型

为了分析转子及支承系统在机动飞行时对间隙的影响,本文建立了飞行器内 Jeffcott(如图 3 所示转子系统)转子系统的数学模型,并分别研究飞机均加速、水平机动、俯仰机动下转子的振动特性及其对间隙变化的作用。

图 3 所示转子系统模型运动微分方程

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{r}} + \mathbf{D}\dot{\mathbf{r}} + \mathbf{K}\mathbf{r} = \mathbf{F}_u(t) + \mathbf{F}_l(t) + \mathbf{F}_m(t) \quad (3)$$

其中 $\mathbf{r} = [x, y, \alpha, \beta]^T$, x, y 为转盘在 x, y 方向的挠度, α, β 为转盘在 xOz, yOz 平面内的转角. $\mathbf{M}$ 为广义质量矩阵,包括盘的质量和转子对 x 和 y 轴的转动惯量 J_d ; $\mathbf{D}$ 为广义阻尼矩阵; $\mathbf{K}$ 为广义风度矩阵; $\mathbf{F}_u(t)$ 为转子自身的不平衡力; $\mathbf{F}_l(t)$ 为转子机动飞行的附加离心力和附加陀螺力矩; $\mathbf{F}_m(t)$ 为转子所受重力。

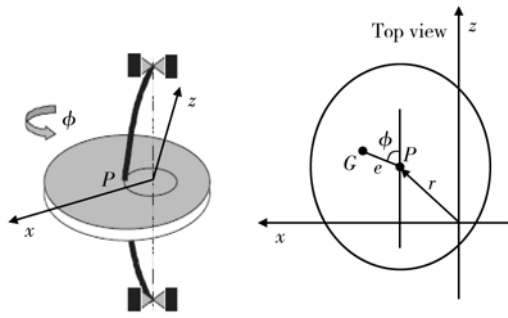


图3 Jeffcott 简支刚性转子系统模型

Fig. 3 Model of Jeffcott rigid rotor system

由于实际机动飞行是非常复杂的,在本文的数值分析中对机动飞行做了一定的简化处理.假定存在恒定角速度度机动飞行,以分析机动飞

$$\omega_1 = \begin{cases} 0 & (0 \leq t < 1.5\pi + 50) \\ 0.25\sin(t - 1.5\pi - 50) & (1.5\pi + 50 \leq t < 2\pi + 50) \\ 0.25 & (2\pi + 50 \leq t < \pi + 70) \\ 0.25\cos(t - \pi - 70) & (\pi + 70 \leq t < 1.5\pi + 70) \\ 0 & (t \geq 1.5\pi + 70) \end{cases} \quad (4)$$

式(4)中,当 $0 \leq t < 1.5\pi + 50$ 时, ω_1 为 0,飞机未做水平机动;当 $1.5\pi + 50 \leq t < 2\pi + 50$ 时,飞机水平盘旋角速度沿 1/4 正弦加速至 0.25. 当 $2\pi + 50 \leq t < \pi + 70$ 时,飞机以恒定角速度盘旋飞行;在 t 为 $\pi + 70 \leq t < 1.5\pi + 70$ 时,飞机水平盘旋角速度沿 1/4 余弦减速至 0 之后继续水平飞

行对发动机转子振动特性的影响,假定飞机由平飞进入机动飞行和由机动飞行退出时,机动角速度沿 1/4 正弦或 1/4 余弦规律增加或减小. 此外文中根据完成的机动动作的要求,还对机动飞行的时间进行了设定,为了简便分析,文中还假定战斗机实施机动飞行时飞行速度不变(即认为发动机转子工作速度恒定).

战斗机的机动性能是非常重要的指标,通常属于保密范畴. 本文取某轻型战斗机已公开的机动性能参数作为参考,构造能够较准确地描述实际水平盘旋和俯仰机动的角速度函数,并设稳定水平盘旋角速度和稳定俯仰机动角速度为 0.25 rad/s.

对于水平盘旋,设其角速度 ω_1 为以时间为变量的分段函数

行. 此时转子所受附加离心力和陀螺力矩为

$$F_t(t) = mr_1\omega_1^2 + J_p\omega\omega_1 \quad (5)$$

式中 J_p 为转子对 z 轴的转动惯量(图 3 左所示); r_1 为机动飞行半径.

对于俯仰机动,设其角速度 ω_2 为以时间为变量的分段函数

$$\omega_2 = \begin{cases} 0 & (0 \leq t < 1.5\pi + 150) \\ -0.25\sin(t - 1.5\pi - 150) & (1.5\pi + 150 \leq t < 2\pi + 150) \\ -0.25 & (2\pi + 150 \leq t < 2\pi + 153) \\ -0.25\sin(t - 1.5\pi - 153) & (2\pi + 153 \leq t < 3\pi + 153) \\ 0.25 & (3\pi + 153 \leq t < 3\pi + 161) \\ 0.25\cos(t - 3\pi - 161) & (3\pi + 161 \leq t < 4\pi + 161) \\ -0.25 & (4\pi + 161 \leq t < 4\pi + 164) \\ -0.25\cos(t - 4\pi - 164) & (4\pi + 164 \leq t < 4.5\pi + 164) \\ 0 & (t \geq 4.5\pi + 164) \end{cases} \quad (6)$$

与式(4)类似,当 $0 \leq t < 1.5\pi + 150$ 时,飞机未做俯仰机动飞行;当 $1.5\pi + 150 \leq t < 4.5\pi + 164$ 时,飞机按设定做俯仰机动飞行,之后继续水平飞行.

此时转子所受附加力和陀螺力矩为

$$F_t(t) = \begin{cases} mr_2\omega_2^2 + J_p\omega\omega_2 & (\omega_2 > 0) \\ J_p\omega\omega_2 & (\omega_2 = 0) \\ -mr_2\omega_2^2 + J_p\omega\omega_2 & (\omega_2 < 0) \end{cases} \quad (7)$$

式中 r_2 为飞机俯仰机动半径.

根据以上分析,由式(3),可得等转速转子振动微分方程

$$\begin{cases} m\ddot{x} + c_1(\dot{x} - e\dot{\phi}\sin\phi) + kx = \\ \quad me\dot{\phi}^2\cos\phi + me\ddot{\phi}\sin\phi \\ m\ddot{y} + c_1(\dot{y} - e\dot{\phi}\cos\phi) + ky = \\ \quad me\dot{\phi}^2\sin\phi + me\ddot{\phi}\cos\phi \end{cases} \quad (8)$$

式中 c_1 为转子横向运动阻尼系数; e 为转子偏

心; ϕ 为转子自转角速度; m 为转子质量; k 为弯曲刚度.

根据对式(8)等转速时转子稳态涡动的分析, 不计重力引起的倍频分量, 对图 3 的 Jeffcott 转

子模型, 改变其角加速度, 通过求解式(8), 可得转子均加速下的振动特性, 记其在 x 方向的振动幅值为 a_{v1} .

由式(3)~式(5)得转子水平盘旋运动微分方程

$$\begin{cases} m\ddot{x} + 2mD\omega_{nz}\dot{x} + k_zx = me\omega^2 \sin(\omega t + \phi - \theta) + mr_1\omega_1^2 \cos\theta - mg\sin\theta \\ m\ddot{y} + 2mD\omega_{nz}\dot{y} + k_zy = me\omega^2 \sin(\omega t + \phi - \theta) + mr_1\omega_1^2 \sin\theta - mg\cos\theta \\ J_d\ddot{\alpha} + 2J_dD_1\omega_{nm}\dot{\alpha} + J_p\omega\dot{\beta} + k_m\alpha = J_p\omega\omega_1 \sin\theta \\ J_d\ddot{\beta} + 2J_dD_1\omega_{nm}\dot{\beta} + J_p\omega\dot{\alpha} + k_m\beta = J_p\omega\omega_1 \cos\theta \end{cases} \quad (9)$$

解微分方程(9)得飞机水平盘转子振动幅值, 记转子 y 方向的振幅为 a_{v2} .

由式(3), 式(6), 式(7)得转子俯仰机动下的转子运动微分方程

$$\begin{cases} m\ddot{x} + 2mD\omega_{nz}\dot{x} + k_zx = me\omega^2 \sin(\omega t + \phi) \\ m\ddot{y} + 2mD\omega_{nz}\dot{y} + k_zy = me\omega^2 \cos(\omega t + \phi) + mg\cos\theta - \operatorname{sgn}(\omega_2)mr_2\omega_2^2 \\ J_d\ddot{\alpha} + 2J_dD_1\omega_{nm}\dot{\alpha} + J_p\omega\dot{\beta} + k_m\alpha = -J_p\omega\omega_2 \\ J_d\ddot{\beta} + 2J_dD_1\omega_{nm}\dot{\beta} - J_p\omega\dot{\alpha} + k_m\beta = 0 \end{cases} \quad (10)$$

式中 $\operatorname{sgn}(\omega_2)$ 为符号函数, 即当 $\omega_2 > 0$ 时, $\operatorname{sgn}(\omega_2) > 0$; 当 $\omega_2 = 0$ 时, $\operatorname{sgn}(\omega_2) = 0$; 当 $\omega_2 < 0$ 时, $\operatorname{sgn}(\omega_2) < 0$. 解微分方程(10)可得飞机水平盘转子振动特性, 并记其 y 方向的振动幅值为 a_{v3} .

3.3 考虑转子振动因素的叶尖间隙动态方程

综合以上分析, 起飞过程中均加速引起的转子不平衡响应, 以及热应力和离心力作用下的间隙变化为

$$\begin{aligned} d_1(t) &= r_{\text{shroud}}(t) - r_{\text{rotor}}(t) - l_{\text{blade}}(t) + a_{v1} = \\ &= (r_a + u_{s1} + u_{s2}) - (r_0 + u_{r1} + u_{r2}) - \\ &= (L + u_{b1} + u_{b2}) + a_{v1} \end{aligned} \quad (11)$$

考虑起飞过程中均加速引起的转子不平衡响应, 热应力和离心力作用因素, 并引入水平盘旋时转子振动因素的间隙变化

$$\begin{aligned} d_2(t) &= r_{\text{shroud}}(t) - r_{\text{rotor}}(t) - l_{\text{blade}}(t) + a_{v1} + a_{v2} = \\ &= (r_a + u_{s1} + u_{s2}) - (r_0 + u_{r1} + u_{r2}) - \\ &= (L + u_{b1} + u_{b2}) + a_{v1} + a_{v2} \end{aligned} \quad (12)$$

考虑起飞过程中均加速引起的转子不平衡响应, 热应力和离心力作用因素, 并引入俯仰机动时转子振动因素的间隙变化

$$\begin{aligned} d_3(t) &= r_{\text{shroud}}(t) - r_{\text{rotor}}(t) - l_{\text{blade}}(t) + a_{v1} + a_{v3} = \\ &= (r_a + u_{s1} + u_{s2}) - (r_0 + u_{r1} + u_{r2}) - \\ &= (L + u_{b1} + u_{b2}) + a_{v1} + a_{v3} \end{aligned} \quad (13)$$

4 系统仿真分析

本文中描述的间隙模型在软件 Matlab/Simulink 环境下实现. 这里通过对飞机起飞过程分析

基础上使用某型低涵道比混合排气加力涡扇航空发动机非线性模型, 该发动机模型在给定飞行速度和飞行高度的条件下, 即可仿真出分析叶尖间隙在温度、转速等因素作用下的变化所需的输入. 用数值分析的方法求解不同机动飞行状态下的转子振动微分方程, 进而得到转子振动幅值.

本文中研究主要对下列三种飞行过程进行仿真:

1) 飞机起飞过程: 飞机的起飞过程是一种加速飞行的过程, 它包括地面加速滑跑阶段和加速上升到安全高度两个阶段. 这里对飞机由起飞到巡航状态的间隙变化进行仿真分析, 发动机在飞行加速滑跑以加力状态工作, 在上升阶段以最大推力工作, 至巡航高度(11 km)以最大推力的 90% 运行.

2) 水平盘旋: 均加速爬升至巡航高度 50 s 后开始以恒定角加速度水平盘旋, 以恒定角速度盘旋一定时间, 最后以恒定角减速度退出盘旋到平飞. 这里水平盘旋半径设定为 500 m, 飞行高度为 11 km, 转子转速不变. 盘旋角速度为分段函数, 根据式(4)得角速度变化形式如图 4 所示.

3) 俯仰机动飞行: 匀速直线飞行—第 150 s 开始变加速俯冲拉起—恒角速度飞行一定时间—变加速度俯冲拉起, 在此过程中, 飞行器俯仰半径设定为 500 m, 假定转子转速不变. 对式(6)积分可得转子与水平夹角随时间的变化曲线(图 5(a)), 由式(6)得俯冲拉起角速度变化曲线(图 5(b)).

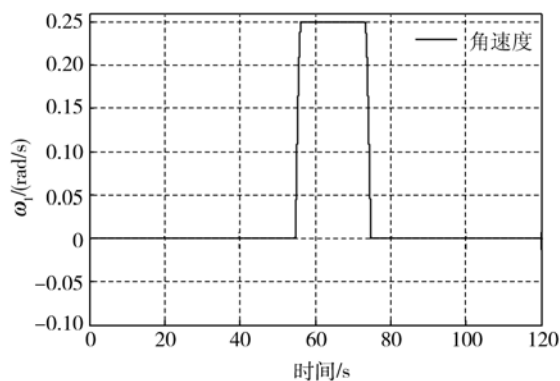


图4 水平盘旋机动角速度变化曲线

Fig. 4 Curve of angular velocity in horizontal circling maneuver

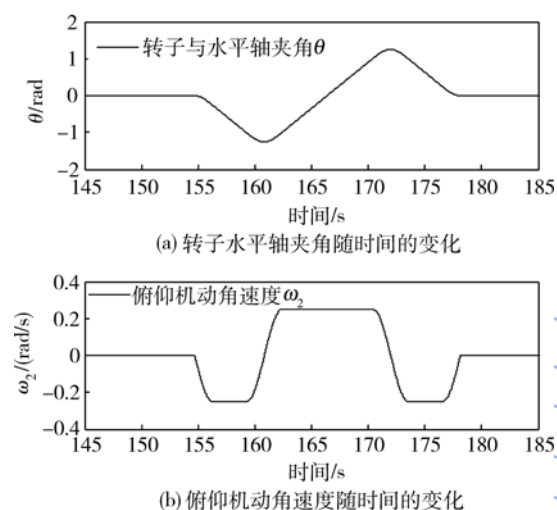


图5 飞机俯冲拉起转子与水平轴夹角与角速度变化曲线

Fig. 5 Curves of angle between the rotor and the horizontal axis and angular velocity in pitching maneuver

4.1 仅分析热应力和离心力作用不考虑振动时的间隙变化规律

图6和图7给出了飞机从地面空转到巡航飞行间隙变化的结果. 发动机转速的时间关系曲线图在图6(a)给出. 与高压涡轮和高压压气机相关的温度瞬态在图7(c)给出. 根据式(2), 图6给出仅考虑热应力、离心力和压差作用的各个部件的形变量及总的间隙值. 与前文分析一致, 发动机瞬时速度产生的离心力导致转子的初始响应较快; 叶片对间隙变化影响最小; 与转子类似, 由于离心力和热应力的快速增大最初叶片增长很快, 但是它的增长量明显小于转子. 本文中仿真结果显示间隙变化范围大约为 0.55 mm 到 1.35 mm, 由于机匣热增长间隙大小恢复到约 0.6 mm.

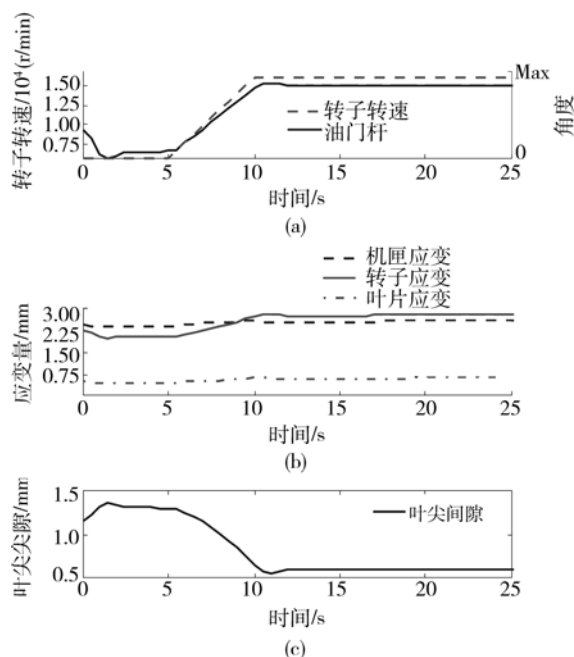


图6 飞机起飞过程叶尖间隙瞬态变化曲线

Fig. 6 Deflection and clearance for take off process

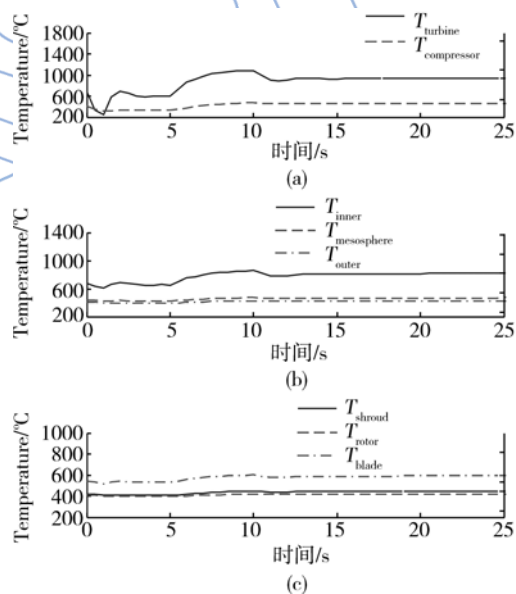


图7 飞机起飞过程瞬态温度下的变形

Fig. 7 Temperature transient changes of take off process

4.2 机动飞行下叶尖间隙动态变化规律

机动飞行所产生的附加离心力和附加陀螺力矩使得转子的轴心位置偏离轴线, 引起转子产生较大的振动, 并对叶尖间隙的变化具有比较明显的影响; 通过对式(8)~式(10)进行数值求解, 图8表明: 由于飞行器均加速引起的转子不平衡振动幅值最大约为 0.12 mm; 飞行器第 150 s 在 500

m 范围内按图 5 所示曲线做俯仰机动,引起的转子振动幅值变化范围约为 0.3 mm;飞行器水平盘旋引起转子在局部振幅增大 0.15 mm.

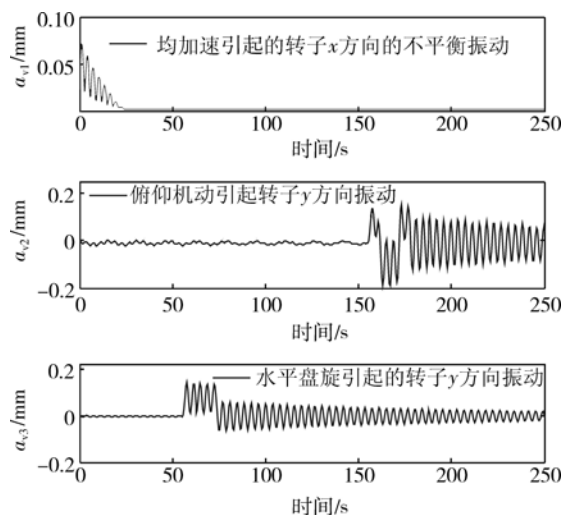


图 8 机动飞行下转子振动幅值

Fig. 8 Rotor vibration amplitude in maneuver

如图 9(a)所示,仅考虑热应力和离心力作用下的间隙变化(式(2))与考虑热应力、离心力以及均加速转子振动因素时的间隙变化(式(11))比较显示:均加速引起的转子振动的影响使得叶尖间隙的变化范围变为 0.58~1.45 mm,且最小和最大间隙值比式(2)所得值均有所增大.图 9(b)给出了飞机在巡航状态下在高度 500 m 范围内做俯

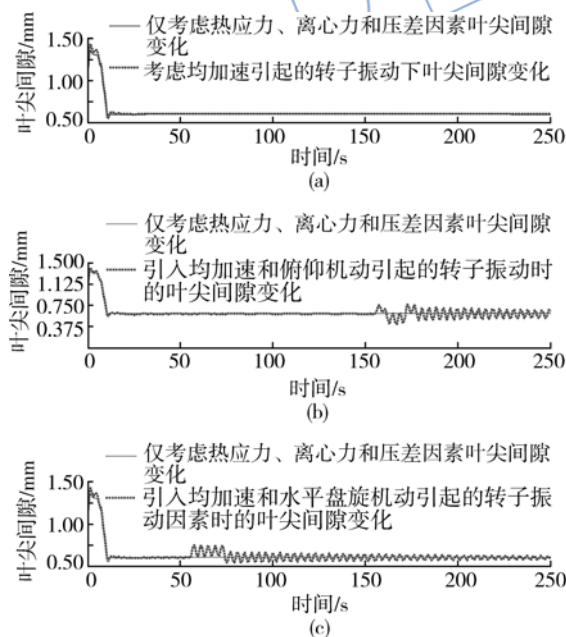


图 9 引入转子振动因素时的叶尖间隙变化

Fig. 9 Blade tip-clearance change take rotor vibration into consider

仰机动飞行引起间隙产生明显抖动(式(13)),由于俯仰机动下转子振动的影响最小间隙变为 0.44 mm,比式(2)所得最小间隙值减小 0.11 mm.若不考虑振动因素,根据式(2)所计算结果控制叶尖间隙值保持为 0.1 mm,那么俯仰机动飞行将造成转子与机匣的碰磨事故.根据式(12),图 9(c)保持飞机飞行速度不变,做水平盘旋机动时,转子振动引起叶尖间隙变化与俯仰机动下的间隙变化有相似的变化特性.

5 总 结

本文建立了航空发动机高压涡轮叶尖间隙变化现象的初步动态模型,并重点研究了机动飞行下叶尖间隙的动态变化规律,结果表明机动飞行对叶尖间隙的变化影响十分明显,由于转子振动变化速度较快,导致间隙的动态变化呈现很强的非线性.

主动间隙控制对涡轮发动机尾汽排放、节油、延长工作寿命有重要意义.本文给出的叶尖间隙动态模型可应用于探索适用于快速主动控制所需的控制算法,执行器、传感器研究的参考.

参考文献:

- [1] Wiseman M W, Guo T H. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines[C]// Proceedings of the American Control Conference, Arlington, USA; IEEE, 2001: 3706-3707.
- [2] Neuhaus L, Neise W. Active control to improve the aerodynamic performance and reduce the tip clearance noise of axial turbo machines[R]. AIAA-2005-3073, 2005.
- [3] Melcher K J. Toward a fast-response active turbine tip clearance control[R]. NASA/TM-2003-212627, 2003.
- [4] Lattime S B, Steinetz B M. High-pressure-turbine clearance control systems: current practices and future directions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2): 302-311.
- [5] 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, 2003.
- [6] 殷明霞, 冀国锋, 桂幸民. 叶尖间隙流动对某微小型离心压气机性能的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 565-570. YIN Mingxia, JI Guofeng, GUI Xingmin. Influence of tip clearance flow on performance of one micro centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 565-570. (in Chinese)
- [7] 郭宫达, 张扬军, 徐建中, 等. 叶尖间隙分布对内燃机增压压气机性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 549-556. GUO Gongda, ZHANG Yangjun, XU Jianzhong, et al. Research on the effect of centrifugal compressor blade tip

- clearance distribution on combustion engine turbocharger performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3):549-556. (in Chinese)
- [8] 郭淑芬,徐波. 温度和转速对涡轮叶尖径向间隙的影响[J]. 推进技术, 2000, 21(4):51-54.
GUO Shufen, XU Bo. Effect of temperature and rotational speed on radial clearance of turbine blade tip[J]. Journal of Propulsion Echnology, 2000, 21(4):51-54. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 李伟,乔渭阳,许开富,等. 涡轮叶尖间隙泄露流动主动控制数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8):1260-1265.
LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Numerical simulation of active control on tip leakage flow in axial turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8):1260-1265. (in Chinese)
- [12] JIA Binghui, ZHANG Xiaodong. Study on effect of rotor vibration on tip clearance variation and fast active control of tip clearance[J]. Advanced Materials Research, 2010, 139-141:2469-2472.
- [13] Olsson W J, Martin R L. B747/JT9D flight loads and their effect on engine running clearance and performance deterioration; BCAC NAL10 and WA JT9D engine diagnostics programs[R]. NASA-CR-165573, 1982.