

温度与转速对涡轮叶尖径向间隙的影响^{*}

郭淑芬, 徐波

(北京航空航天大学动力系, 北京 100083)

摘要: 给出了考虑温度和转速影响的涡轮叶尖径向间隙的分析计算方法。用 ANSYS 有限元软件计算出涡轮叶尖径向间隙的时间历程变化趋势, 其中叶盘径向位移主要考虑温度和转速的影响, 机匣径向位移主要考虑温度的影响。该分析计算方法为进一步开展涡轮叶尖径向间隙主动控制的研究奠定一定的基础。

关键词: 涡轮; 叶尖; 间隙; 控制; 有限元法

中图分类号: V212.12

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2000)04-0051-03

Effect of temperature and rotational speed on radial clearance of turbine blade tip

GUO Shu-fen, XU Bo

(Dept. of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The calculation method for radial clearance of turbine blade tip considering the effect of temperature and rotational speed is developed in this paper. The transient change of turbine blade tip clearance during the whole flight is computed by means of ANSYS finite element program. To calculate radial displacement the influence of temperature and rotational speed on the turbine and the effect of temperature on the case are considered. The methodology presented in this paper can lay some foundations for further study to control radial clearance of turbine blade tip.

Key words: Turbine; Blade tip; Gap; Control; Finite element method

1 引言

涡轮叶尖径向间隙对发动机的性能有较大的影响, 因此研究径向间隙的分析计算方法具有实际工程意义。由于影响涡轮叶尖径向间隙的因素很多, 涉及到转子、支承、机匣、轮盘以及叶片零、组件的材料、工艺、结构、强度、传热等诸方面, 同时间隙还随着发动机的状态而变化^[1]。在目前的条件下, 完全考虑所有的影响因素来计算涡轮叶尖径向间隙是不现实的。因此, 作为问题研究的起步阶段, 本文对于叶盘的径向位移, 主要考虑温度和转速的影响, 对于机匣的径向位移, 主要考虑温度的影响, 用有限元软件计算出涡轮在停车、慢车、巡航和最大转速四种状态时间历程的径向间隙变化情况, 为进一步开展涡轮部件的优化设计和涡轮在巡航状态下径向间隙的主动控制的研究打下一定的基础。

2 涡轮部件径向位移的计算

2.1 有限元分析理论及八节点等参元的基本公式

有限单元法在变形问题的计算上是一种非常有效的方法, 它具有良好的适应性, 尤其对于涡轮盘和叶片这样一些几何结构形状不规则、变形复杂零件的位移求解, 与其它方法相比更显示了其优越性。有限单元法是将要分析的连续场分为很多较小的区域(称为单元或元素), 这些单元的集合体代表原来的场, 然后建立每个单元有关特性的关系式, 再组合起来就能求得相应场问题的解答^[2]。

(1) 支反力和节点位移的关系

$$F = K\delta$$

式中, F 为载荷列阵, K 为总刚矩阵, δ 为位移列阵。

(2) 三维六面体八节点等参元的刚度矩阵表达式为

* 收稿日期: 1999-07-05; 修订日期: 2000-02-27; 基金项目: 航空基础科学基金资助项目(97C51090)。

作者简介: 郭淑芬(1943—), 女, 副教授, 研究方向为计算机辅助航空发动机结构设计。

$$[K]_e = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \cdots & \cdots & k_{18} \\ k_{21} & k_{22} & \cdots & \cdots & k_{28} \\ \vdots & \vdots & \ddots & & \vdots \\ \vdots & \vdots & & \ddots & \vdots \\ k_{81} & k_{82} & \cdots & \cdots & k_{88} \end{bmatrix}$$

则各子矩阵为

$$[K_{ij}]_e = \iiint [B_i]^T [D] [B_j] dv, (i, j = 1, 2, \dots, 8)$$

$$dv = |J| d\xi d\eta d\zeta$$

式中, $|J|$ 是三维的雅可比行列式。

在实际计算中, 采用数值积分来计算下式

$$K_{ij} = \int_{v_e} B_i^T D B_j dv = \int_1^{-1} \int_1^{-1} \int_1^{-1} B_i^T D B_j |J| d\xi d\eta d\zeta$$

(3) 等效节点载荷

离心力等效节点载荷: 由于单元体积力的等效节点载荷公式为

$$F_W^e = \int_{v_e} N^T W dv$$

如果 W 是旋转叶片的离心力, 有

$$W = \begin{bmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{bmatrix} = \rho \omega^2 \begin{bmatrix} 0 \\ y \\ R_0 + z \end{bmatrix}$$

式中, R_0 是坐标原点到旋转中心的距离, ω 是叶片的旋转角速度, ρ 是叶片材料密度, N_i , y 和 z 均为 ξ , η , ζ 的函数, 由相应的公式确定。

单元变温等效节点载荷: 其计算公式为

$$F_{\epsilon_0}^e = \int_{v_e} B^T D \epsilon_0 dv$$

三维等参元的应力计算: 当有初始应变时, 其应力计算公式为

$$\sigma = F(\epsilon - \epsilon_0) = DB\sigma - D\epsilon_0$$

求出单元节点位移后, 应力即可求出。

2.2 涡轮叶盘径向位移计算

进行涡轮叶盘径向位移计算的约束条件是消除刚体位移^[3], 即消除叶盘的径向和轴向位移, 使用约束方程把所选节点的自由度联系起来, 彼此限制对方的刚体位移^[4]。为防止叶片周向和轴向发生刚体位移, 对叶片底截面取一些节点加周向和轴向约束。为防止轮盘在轴向和径向发生刚体位移, 又对轮盘中心孔取一些节点进行约束。

航空发动机的工作状态多, 载荷变化大, 故叶盘的计算就要考虑到几种主要工作状态下叶盘的径向位移变化。在计算叶片和轮盘扇区的径向位移过

程中, 温度和转速是引起径向位移的主要因素。在有限元结构分析中, 温度属于体积载荷^[5], 需要将各个节点不同时刻的温度值施加到相应的节点上。叶片和轮盘扇区在停车、慢车、巡航、最大转速四个状态下的温度场由某研究所提供。转速引起的载荷是惯性载荷, 分别把不同时刻的转速以惯性载荷的形式加到各节点上。叶片和轮盘扇区在计算叶盘的径向位移变化时, 以四个状态点 (分别在 0 s, 60 s, 100 s, 200 s) 为边界条件输入, 在相应的时间点输入叶盘相应的温度场和转速, 形成载荷随时间变化的边界条件, 以最大步长 5 s 作为步长限制, 使用自动步长进行迭代计算, 计算叶盘从停车到最大转速状态整个过程中径向位移随时间变化的关系。

图 1 为涡轮叶盘在整个时间历程中, 叶冠最大径向位移处节点径向位移随时间变化的关系。

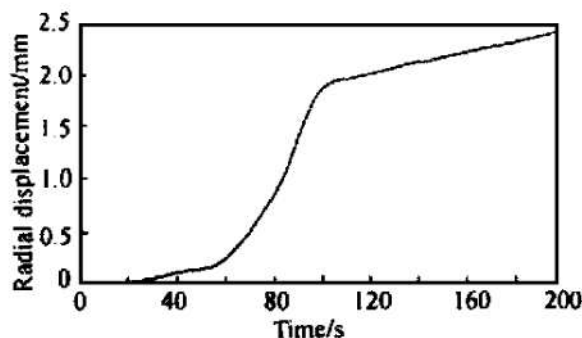


Fig. 1 Varying curve of the node displacement of blade

2.3 涡轮机匣的径向位移计算

取 1/4 机匣扇区的模型对机匣进行径向位移计算, 位移的边界条件是在与 y 轴垂直截面上的节点加 y 向约束; 在与 z 轴垂直截面上的节点加 z 向约束; 为防止机匣在 x 轴方向发生刚体位移, 故对机匣一个端面上的节点进行 x 方向约束。为了突出主要问题, 仅计入不均匀温度场引起的径向位移, 它将随着不同的工作状态有所不同。在计算机匣的径向位移变化时, 以停车、慢车、巡航、最大转速四个状态点为边界条件输入点, 在相应的时间点输入机匣相应的温度场, 形成随时间变化的温度场边界条件, 并以最大步长 5 s 作为步长限制, 使用自动步长进行迭代计算, 计算机匣从停车到最大转速状态整个过程中径向位移随时间变化的关系。图 2 为涡轮机匣内壁与叶盘叶冠上最大径向位移节点相对应的节点随时间变化的位移变化图。

3 涡轮叶尖径向间隙的计算及分析

3.1 涡轮叶尖径向间隙的计算

涡轮的叶盘和机匣从启动到最大转速过程中的径向位移均已获得,以某型航空发动机为例,其涡轮叶尖间隙的图纸构造间隙为 2.0 mm,为形象表示该级涡轮叶尖径向间隙随时间的变化情况,将加有装配间隙的机匣径向位移和叶盘的径向位移绘制在一张图上,得到涡轮叶尖径向间隙在整个时间历程的间隙变化图,如图 3 所示。

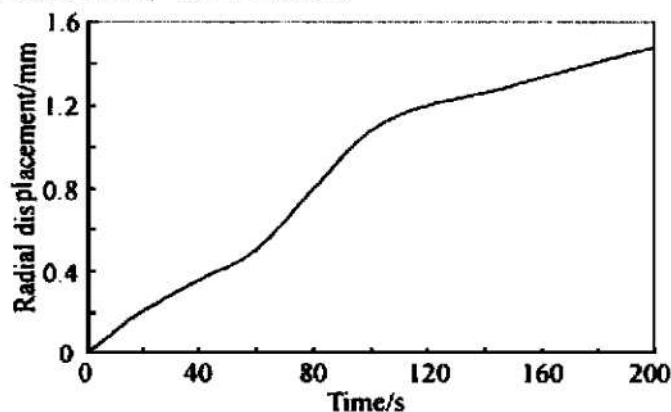


Fig. 2 Varying curve of the node displacement of case

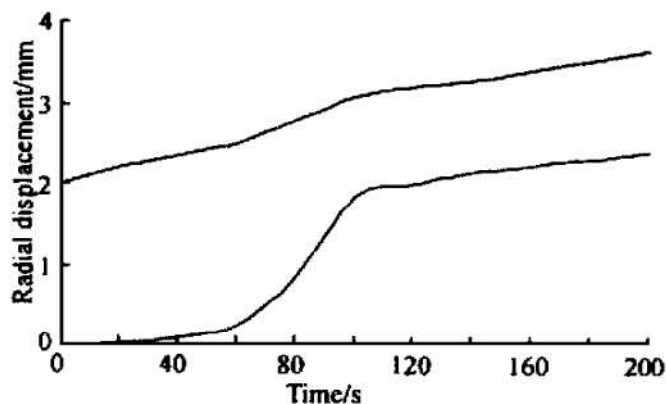


Fig. 3 Varying curves of turbine tip clearance

3.2 涡轮部件径向间隙结果分析

从图 3 可以看出:

(1) 由启动至慢车过程时间内涡轮叶尖间隙变化并不显著,稍低于装配间隙,如果叶尖间隙设计得不恰当,这段时间内就可能使叶片碰到机匣内壁。

(2) 由慢车加速到巡航状态过程时间内气流温度升高较快,导致叶盘和机匣的温升较大,转子转速也由慢车升至最大转速的 80%,因此叶盘总的径向位移和机匣的径向位移在这段时间的变化量与其

它时间段相比最大。与典型的转子及机匣径向伸长过程的变化趋势曲线相比,没有出现加速过程的加速窄点,这主要因为本文所用的发动机算例加速性差,加速时间长。另外,由于客观条件所限,本文以不同状态下的稳态温度场拟合了随时间变化的温度边界条件,对涡轮叶尖间隙的变化情况有所影响。

(3) 由巡航状态加速到最大转速状态的时间内,温度由巡航状态的温度上升至最大温度,转速也由巡航转速上升到最大转速。这段时间较长,相对来说温度和转速变化较慢,因此叶盘总的径向位移和机匣的径向位移相对于由慢车到巡航状态时间段变化缓慢。由于机匣的线膨胀系数较大,由温度变化引起的径向位移较大,因此这一过程间隙变大。

4 结 论

由涡轮叶尖径向间隙在整个工作过程的变化趋势图(图 3)可以看出,涡轮叶尖径向间隙的变化趋势,与文献[6]给出的典型的转子及机匣径向伸长过程的变化趋势大体上是一致的,但存在一些差别。引起差别的主要原因有两个:其一是在影响叶尖径向间隙的诸多因素中,本文只考虑了温度和转速两个主要因素;其二是由于客观条件所限,以不同状态下的稳态温度场拟合随时间变化的温度边界条件,对涡轮叶尖径向间隙的变化有所影响。因此,下一步的研究工作应当是进一步研究考虑诸多因素及瞬态温度场时涡轮叶尖径向间隙的分析计算方法。

参 考 文 献

- [1] 赵士杭. 燃气轮机结构[M]. 北京: 清华大学出版社, 1985.
- [2] 饶寿期. 有限元法和边界元法基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1980.
- [3] 熊昌炳, 杨晓光. WP-7 乙发动机第一级涡轮叶片寿命分析[R]. 北京航空航天大学动力系, 1991.
- [4] 苏喜兰译. ANSYS 5.0 入门手册[M]. 北京: 机械部经济贸易中心, 1993.
- [5] 苏喜兰译. ANSYS 5.0 过程手册[M]. 北京: 机械部经济贸易中心, 1993.
- [6] 朱梓根编著. 涡轮涡扇航空发动机结构设计准则研究[R]. 北京航空航天大学动力学, 1998.