

文章编号: 1000-8055(2008)05-0904-05

某型航空发动机高压涡轮叶顶间隙 三维数值分析

岂兴明, 朴 英, 祝剑虹, 周建兴
(清华大学 航空航天学院, 北京 100084)

摘 要: 利用有限元分析软件计算出了某型航空发动机高压涡轮叶顶间隙的时间历程变化. 分析过程中考虑了温度、压力和转速的影响, 并给出了施加边界条件的新方法. 通过与前人的计算方法进行对比分析, 得出了较为合理的结果: 转速的影响是轮盘径向尺寸变化的主要因素, 而温度是影响机匣和叶片的主要因素, 叶顶间隙分别在慢车突然加速和反推力状态下出现最小值.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 叶顶间隙; 有限元法; 高压涡轮; 数值分析

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

3-D numerical analysis of the tip clearance of an aero-engine high pressure turbine

QI Xing-ming, PIAO Ying, ZHU Jian-hong, ZHOU Jian-xing
(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: By means of finite element method, the changes of the tip clearance of an aero-engine's high pressure turbine (HPT) were calculated, the influences of pressure, temperature and rotation speed were considered and a new method of applying the boundary conditions was presented as well. After comparison with and analysis of former methods, this paper has reached some reasonable conclusions: the shaft speed plays a major role in the displacement of turbine disc, while the temperature is a major influential factor to the blade and shroud. Minimum tip clearance will occur during the first acceleration of the engine and the re-burst processes, respectively.

Key words: aerospace propulsion system; tip clearance; finite element method; high pressure turbine (HPT); numerical analysis

为了提高现代航空发动机的经济性和可靠性,国内外很多的研究机构都先后开展了叶顶间隙主动控制技术方面的研究.这是因为,先进的涡轮叶顶间隙主动控制技术可以显著地降低燃油消耗率(SFC)和排气温度(EGT)^[1];提高了发动机效率的同时,还增大的飞机飞行半径和发动机的寿命.因此进一步开展高压涡轮叶顶间隙主动控制技术方面的研究具有实际的工程意义.

国外在叶顶间隙这一领域已经开展了 50 多

年的研究.其中 Halila et al.^[2]通过试验和理论分析提出了叶顶间隙的动态变化机制; Kawecki^[3]阐述了叶顶间隙控制技术在军用发动机(低涵道比)和商用发动机(高涵道比)的应用;而 Wiseman et al.^[4]的研究表明高压涡轮叶顶间隙增加 0.025 mm, SFC 将会增加大约 0.1% 而 EGT 将会增加 1 °C 文献[5-6]介绍了关于涡轮叶片气膜冷却方面的试验和数值模拟计算的结果.为了进行涡轮叶顶间隙主动控制的基础研究必须建立完

收稿日期: 2007-05-23; 修订日期: 2007-10-09

作者简介: 岂兴明(1978-),男,辽宁葫芦岛市人,博士生,主要从事流体计算方向的研究.

善的试验台架设备^[7],但是这样一套试验系统需要大量资金和人力资源的支持。

国内在叶顶间隙领域的研究主要集中在机匣处理、数学模型的建立等方面,其中,文献[8]以 CFM56-3 民用低涵道比发动机为例,分析了高压涡轮间隙的控制方法以及对发动机性能的影响情况。文献[9]提出了一种计算涡轮叶顶间隙的有限元方法。文献[10]在此基础上给出了加载涡轮盘温度场的新方法。文献[11]进行了巡航状态下的涡轮叶顶间隙优化设计。但是他们在建立几何模型时大多包含了附属部件,这些部件对叶顶间隙的变化并不是起主导作用,却限制了主要部件的网格数目。对模型进行加载时,没有充分地考虑发动机工况的实时变化对温度和转速等载荷的影响。此外,进行边界条件加载时,每个载荷步长过大也将会影响过渡态的仿真精度。在建立几何模型时大多把涡轮盘简化为二维模型,而三维有限元分析国内还没有报道。

本文针对某型航空发动机的结构特点,分别建立了机匣、叶片、轮盘的三维几何模型。并与某型发动机整机性能的模拟程序相结合,利用有限元分析软件计算出了高压涡轮叶顶间隙的时间历程变化趋势。在分析过程中考虑了温度、转速和压力的影响,并给出了进行有限元分析时施加边界条件的新方法。

1 计算模型

高压涡轮叶顶间隙数学模型包括机匣、叶片和涡轮盘三个部分。分别进行相应部件在温度和机械负荷下的径向变形。式 1 给出了计算叶顶间隙随时间的变化量。

$$\delta = r_{\text{shroud}} - [r_{\text{rotor}} + l_{\text{blade}}] \quad (1)$$

这里 r_{shroud} , r_{rotor} 和 l_{blade} 分别是机匣内侧半径,涡轮盘半径和叶片长度。

1.1 涡轮盘模型的建立

在利用有限元法进行数值分析时,为了提高仿真的精度,本文仅对某型发动机高压涡轮的主要部件进行了分析,省略了密封圈等非主要承力部件。建立涡轮盘计算模型时,将叶片榫头与轮盘榫槽合为一体,忽略了榫槽上的冷却孔。分别选用热分析 SOL ID70 网格和结构分析 SOL ID45 网格进行有限元分析,共生成了 144 232 个网格、28 551 个节点(如图 1 所示)。



图 1 涡轮盘的三维网格划分

Fig. 1 Elements of 3-D turbine disk

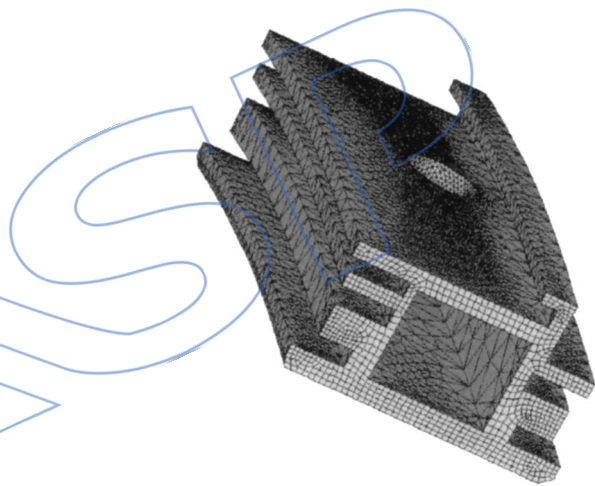


图 2 机匣的三维网格划分

Fig. 2 Elements of 3-D shroud

1.2 机匣模型的建立

涡轮机匣的变形量主要是由于在压力和温度载荷的作用下引起的。因此本文将机匣的内环、外环简化成一个部件,机匣内侧为可摩擦材料,同时还起到热阻的作用,忽略了密封块、隔板等非结构受力部件(图 2)。选用热(SOL ID70)和结构(SOL ID45)网格共生成了 65 491 个网格,15 991 个节点。

1.3 叶片

某型航空发动机涡轮叶片冷却结构复杂,建模时简化了叶片内部的肋板和凸台,不考虑榫头和气膜冷却孔。将多腔结构简化为单腔结构,如图 3 所示。划分网格时,分别选用热分析 SOL ID70 网格和结构分析 SOL ID45 网格进行有限元分析。采用上述方法共生成了 28 305 个网格,9 608 个节点。

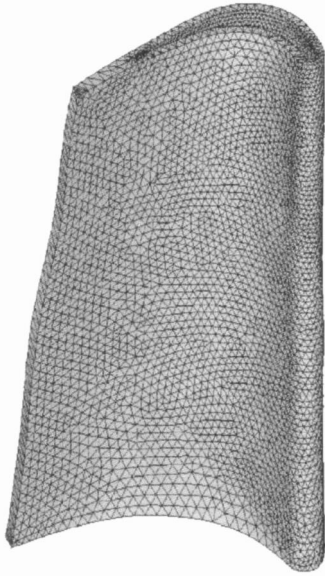


图 3 叶片的三维网格划分
Fig. 3 Elements of 3-D blade

2 载荷和边界条件

本文利用某型发动机整机性能的模拟程序进行了在高度 11 000 m 和速度 $Ma = 0.75$ 的条件下典型飞行状态. 该发动机计算程序是针对具体型号开发的, 压气机、涡轮、燃烧室等部件的特性曲线均为试验值, 具有足够的精度来反映发动机的状态. 发动机的转速随时间的变化见图 4, 油门杆的变化为: 慢车-最大-巡航-慢车-最大. 图 4 还给出了高压涡轮和从压气机引气的温度和压力, 这些参数都作为进行叶顶间隙有限元分析的载荷.

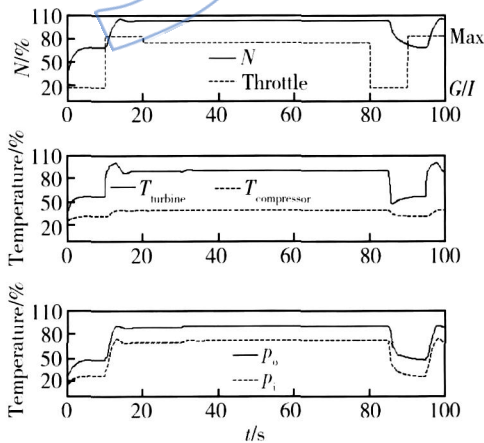


图 4 涡轮的转速、温度和压力

Fig. 4 Rotational speed, temperature and pressure of HPT

本文将发动机的一个典型工作循环历程分成了 100 步进行加载, 和文献[9-10]的 4 500 s 典型

工况分成了 16 步相比, 提高了过渡态的仿真精度. 本文还考虑了材料非线性和状态非线性的影响. 所有的载荷全部使用参数化的命令行格式进行, 利用 *DO 和 *ENDO 命令进行循环计算. 在每个循环过程中, 都需要重新计算各段边界上的温度和换热系数等参数. 由于结构的复杂性, 需要分别对以上三个部件进行热分析和结构分析, 利用热分析的结果作为结构分析的边界条件和载荷. 虽然由于网格数量大和载荷步多造成的计算量剧增, 但是利用这种命令行生成的 LOG 文件却可以大大提高分析效率.

2.1 机匣的边界条件

叶顶间隙的主动控制是由发动机主调节器通过控制引气活门来控制引气的来源和引气量而实现的, 从而改善高压涡轮机匣的热响应. 而换热边界条件确定的关键是如何计算各个边界上的换热系数. 由于略去了非承力部件, 然而隔板却起着一定的温度调节的作用. 因此, 在确定边界条件时采用分段加载的办法来处理. 机匣与压气机引气的换热可以采用如下换热准则方程^[12]

$$\left. \begin{aligned} Nu &= 0.664 Re^{0.5} Pr^{0.333} \text{ (层流)} \\ Nu &= 0.036 Re^{0.8} Pr^{0.333} \text{ (紊流)} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

处理机匣与涡轮高温燃气的换热边界条件时, 机匣内侧绝热层与燃气间对流的换热准则如下^[19]

$$Nu = 0.015 [1 + 2.3 (d_o - d_i) / L (d_o - d_i)^{0.45} Re^{0.8} Pr^{0.333}] \quad (3)$$

式中 L 为叶片的轴向宽度; d_o 为绝热层的内径; d_i 为叶片顶部到涡轮轴心的高度; $Re = \rho V_0 R / \mu$, $Pr = \mu C_p / \lambda$ 分别为燃气的雷诺数和普朗特数.

2.2 涡轮盘的边界条件

在处理涡轮盘顶部与燃气间的换热边界条件时, 假设涡轮盘顶部与燃气间存在一绝热层, 绝热层与燃气间对流的换热准则为公式(3).

本文为简化温度场边界条件, 还假设:

- 1) 不考虑冷气在引气管内流动过程中的温度变化;
- 2) 轮缘温度采用平均温度;
- 3) 冷气的对流换热系数沿轮盘径向分段施加.

轮盘与冷却气体的换热边界条件采用公式(4)努塞尔数准则^[113]

$$Nu = (Pr / \Delta T) \cdot d [r(\Delta T) Re_T] / dr \quad (4)$$

其中, Pr 为冷气的普朗特数; ΔT 为轮盘表面和冷气间的温差; Re_T 由旋转雷诺数决定.

而旋转盘腔中的换热条件为文献[14-15]的湍流能量积分方程

$$\eta = 1 - \theta_{av} =$$
$$5.6 \times 10^{-4} Re^{0.47} Re\omega^{0.07} G^{-0.01} G_s^{0.009} \quad (5)$$

其中 η 涡轮盘平均冷却效率,无量纲过余体平均温度 θ_{av} ; 旋转雷诺数 $Re = \rho \omega R^2 / \mu$, 无量纲几何参数盘罩间隙比 G 和出气间隙 G_s .

2.3 叶片的边界条件

涡轮叶片外侧、内侧的换热系数分别为公式(6)和(7)^[10]

$$Nu = 0.206 Re^{0.66} S_r^{0.58} \quad (6)$$

$$Nu = 0.034 (h/D_e)^{-0.1} Re^{0.8} Pr^{0.4} (T_c/T_b)^{0.55} \quad (7)$$

其中 S_r 是有涡轮叶型参数所确定的常数; h 叶片长度; D_e 为当量直径; T_c, T_b 分别为冷气和叶片的平均温度.

3 结果与分析

如图 5 所示,机匣、叶片和涡轮盘的变形量. 涡轮盘和机匣的变形大,而叶片的变形量相对较小. 这是由于叶片的长度远小涡轮盘的半径尺寸,同时,叶片为单晶材料加上气膜冷却技术,有效地控制了其径向的变形,所以叶片对叶顶间隙变化的影响也相对较小. 涡轮盘的径向尺寸变化大是由于其半径和质量大,转速突然变化时离心力的变化更加明显. 因此,离心力是影响轮盘径向尺寸变化的主要因素. 机匣的热响应比涡轮盘的热响应快,这是由于粉末合金涡轮盘的厚度大,而机匣较薄,在机匣处进行温度控制,进而改善发动机的经济性就是利用机匣比涡轮盘的热响应快这一特点. 计算结果还说明,涡轮盘的中心点温度过高,在最大状态时涡轮盘的最大温度超过了 550 °C,涡轮盘的最大温度出现在轮盘的顶部,这可能是由于涡轮盘轮缘处的冷却不足造成的. 在以后的

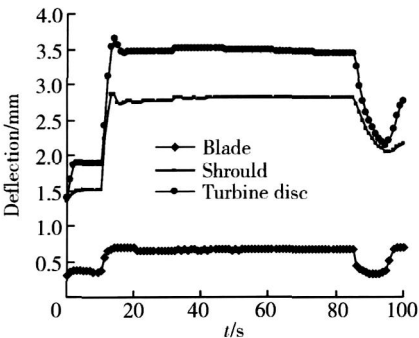


图 5 机匣、叶片和涡轮盘的变形量
Fig. 5 Displacement of subcomponents

分析中,应该考虑隼槽和叶片的冷却气通道对轮盘换热的影响.

如图 6 所示,叶顶间隙瞬态响应曲线. 当发动机从慢车到最大转速的加速过程中,叶顶间隙迅速下降. 在最大状态结束时,叶顶间隙出现一个最小值,这是因为转子在机械负荷下的变形超过了机匣在热负荷下的径向伸长量. 在巡航状态时,随着机匣温度的逐渐上升,而转速已经达到基本稳定时,叶顶间隙也慢慢变大. 当发动机减速时,叶顶间隙曲线的变化趋势和加速时恰好相反. 反推力状态时,发动机再次加速使叶顶间隙达到最小. 这是非常危险的情况,严重时会引起叶片折断机毁人亡. 这一叶顶间隙变化的关键点是由于机匣温度较低,而涡轮盘温度较高,转速迅速上升而共同引起的. 需要说明的是:该型发动机的涡轮机匣内侧涂有可摩擦材料,允许少量的摩擦,叶片刮削摩擦材料时叶顶间隙可为负值.

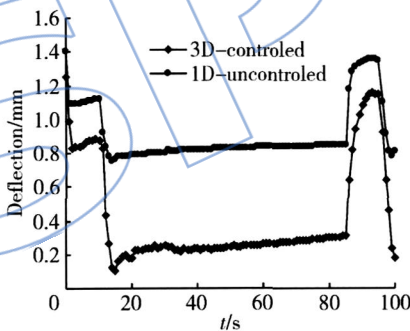


图 6 涡轮叶顶间隙
Fig. 6 Tip clearance of HPT

图 6 还给出了没有进行叶顶间隙主动控制的一维计算结果. 发动机采用从压气机引气的方式来控制机匣温度后,叶顶间隙的变化有了明显的改善,巡航状态下的涡轮叶顶间隙值减少约 0.6 mm. 与此同时,我们发现涡轮叶顶间隙值的最小值也下降了约 0.7 mm,发动机在采用了控制机匣温度的方法提高经济性的同时,发动机的安全性有所降低. 这和用于冷却涡轮机匣的冷空气流量和温度有直接关系,如果采用更好的引气策略和流量控制等手段,可以即提高发动机经济性又保证其安全性. 本文还分别建立了机匣和涡轮盘的二维模型,而叶片还采用三维模型,计算结果表明:叶顶间隙的变化趋势和本文一致.

通过将本文的计算结果与试验数据进行比较分析表明:一个典型的发动机工作过程试验表明叶顶间隙在加速阶段减少了大约 0.76 mm 到 1.27 mm,而随着机匣温度上升叶顶间隙恢复大

约 0.25 到 0.51 mm^[5-6]. 而本文的计算结果分别为: 0.79 mm 和 0.21 mm, 基本上符合试验数据.

叶片在温度、机械载荷的作用下, 不仅在径向上尺寸发生了变化, 叶片还会发生扭转和弯曲变形. 这种变形对叶顶间隙不造成太大的影响, 本文未作详细阐述, 但它势必影响涡轮的性能和发动机的内部流场. 因此, 本文的三维涡轮叶顶间隙数值分析也为进一步开展高压涡轮的流-固耦合计算奠定了基础.

4 结 论

本文利用有限元分析软件计算出了某型航空发动机高压涡轮叶顶间隙的变化. 计算结果和验数据符合的较好, 通过对比分析, 得出了如下结论:

- 1) 叶顶间隙分别在慢车突然加速和反推力状态下出现最小值;
- 2) 涡轮盘冷却不足, 中心点温度偏高;
- 3) 转速的影响是轮盘径向尺寸变化的主要因素, 而温度是影响机匣和叶片的主要因素.

参考文献:

- [1] Lattime S, Steinetz B. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions [R]. AIAA 2002-3790.
- [2] Halila E, Lenahan D, Thomas T. Energy efficient, high pressure turbine test hardware detailed design report [R]. NASA CR-167955, 1982.
- [3] Kawecki E J. Thermal response turbine shroud study [R]. Air Force Aero Propulsion Laboratory Technical Report AFAPL-TR-79-2087, 1979.
- [4] Wiseman M W, Guo T. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines [C]// Proceedings of the American Control Conference. Arlington, VA: 2001.
- [5] Kim Y, Metzger D. Heat transfer and effectiveness on film cooled turbine blade tip models [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 12-21.
- [6] 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: 39-45.
- [7] Lattime S, Steinetz B, Robbie M. Test rig for evaluating active turbine blade tip clearance control concepts [R]. AIAA-2003-4700, 2003.
- [8] 唐庆如. 高压涡轮间隙控制 [J]. 航空发动机, 1997, (3): 21-22.
TAN Qinru. The tip clearance control of high pressure turbine [J]. Aero-Engine, 1997, (3): 21-22.
- [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 & Astronautics, 2003, 35(1): 63-67.
- [10] 牛东生, 陈伟, 漆文凯. 涡轮叶尖间隙计算实现方法与结果分析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(4): 31-34.
NIU Dongsheng, CHEN Wei, QI Wenkai. Calculation program for turbine tip clearance and result analysis [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(4): 31-34.
- [11] 郭淑芬, 徐波. 温度与转速对涡轮叶尖径向间隙的影响 [J]. 推进技术, 2004, 21(4): 51-53.
GUO Shufen, XU Bo. Effect of temperature and rotational speed on radial clearance of turbine blade tip [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 21(4): 51-53.
- [12] 王宝官. 传热学 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
WANG Baoguan. Heat transfer [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993.
- [13] Northrop A, Owen J M. Heat transfer measurements in rotating-disc systems [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1988, 9(1): 19-26.
- [14] 徐国强, 丁水汀, 陶智, 等. 中心进气旋转盘的冷却效果实验研究. 热能动力工程, 2000, 87(15): 260-263.
XU Guoqiang, DING Shuiting, TAO Zhi, et al. A study on averaged heat transfer characteristic of a rotating cavity with axial fringe inflow [J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 113(13): 260-263.
- [15] 丁水汀, 张东, 陶智, 徐国强. 航空发动机高压旋转涡轮腔流动与换热 [J]. 推进技术, 2003, 24(2): 118-121.
DING Shuiting, ZHANG Dong, TAO Zhi, et al. Numerical simulation for flow and heat transfer of a rotating turbine cavity with real engine parameters [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(2): 118-121.