

篦齿封严对核心机瞬态叶尖间隙仿真的影响

郭纳贤^{1,2}, 毛军逵^{1,2}, 张宏宇³, 付鹏哲³, 王飞龙^{1,2}

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

3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 针对核心机瞬态叶尖间隙仿真中存在多物理场耦合的问题, 综合 1 维流体网络法、2 维轴对称有限元法、温度与位移的工程算法, 在空气系统计算与轮盘机匣温度场计算间双向传递热流; 使轮盘机匣温度场为位移计算提供材料物性的参考温度与热载荷, 位移计算反向提供气固换热面积; 同时使位移计算为空气系统计算提供篦齿间隙值, 建立基于气热固双向耦合的瞬态间隙预估方法, 并以核心机为模型, 重点研究了篦齿间隙对叶尖间隙的影响。结果表明: 在慢车状态下篦齿间隙对叶尖间隙的影响微弱; 而在起飞状态下, 未耦合篦齿间隙将造成对应叶尖间隙值最大 0.125 mm 的计算误差, 相对其间隙变化量达 22.4%; 但当篦齿间隙变化量小于初值的 44.9%, 或目标叶尖间隙未与该篦齿所在空气系统支路相关时, 上述影响将变得很小。对于起飞工况, 当篦齿间隙初值增大 25% 后, 相应叶尖间隙变化量将增大 15.7%。

关键词: 瞬态叶尖间隙; 篦齿间隙; 气热固双向耦合; 核心机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.01.018

Influence of Labyrinth Seal on Transient Tip Clearance Simulation of Core Engine

GUO Na-xian^{1,2}, MAO Jun-kui^{1,2}, ZHANG Hong-yu³, FU Peng-zhe³, WANG Fei-long^{1,2}

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

2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System: Nanjing 210016, China;

3. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to solve the problem of multiple physical fields coupling in the simulation of transient tip clearance about core engine, a 1D fluid network method, 2D axisymmetric finite element method, and the engineering calculation of temperature and displacement were integrated in this paper to enable bidirectional heat transfer between air system calculation and temperature field calculation of disc and casing; The temperature field of disc and casing provide a reference temperature of material properties and thermal load for displacement calculation, while displacement calculation provides the air-solid heat transfer area in reverse; At the same time, displacement calculation provides the seal clearance for air system calculation, finally, a transient clearance prediction method was established based on aero-thermo-structural two-way coupling, with a core engine as the model, the influence of the seal clearance on the tip clearance was emphatically studied. The results show that the seal clearance has a slight effect on tip clearance in idle state. In take-off state, without coupling seal clearance will cause the maximum calculation error of the corresponding tip clearance by 0.125mm, and it is up to 22.4% about the change of its tip clearance. However, when the seal clearance change is less than 44.9% of its initial value, or the target tip clearance is not related to the flow path where the seal is located, the above influence will be slight. When the initial seal clearance value increases by 25%, the corresponding tip clearance variation will increase by 15.7% in the take-off state.

Key words: transient tip clearance; seal clearance; aero-thermo-structural two-way coupling; core engine

0 引言

核心机的叶尖间隙直接关系着航空发动机整机性能和运行安全性, 发动机径向叶尖间隙的增大会使

整机工作效率降低, 但过小的初始间隙值又可能导致发动机转静子发生碰摩进而引发飞行事故^[1]。因此准确高效地获知核心机瞬态间隙, 不仅关乎提高发动机性能, 更是其安全可靠运行的保障。

收稿日期: 2023-03-13 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 郭纳贤 (1997), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 郭纳贤, 毛军逵, 张宏宇, 等. 篦齿封严对核心机瞬态叶尖间隙仿真的影响[J]. 航空发动机, 2025, 51(1): 124-132. GUO Naxian, MAO Junkui, ZHANG Hongyu, et al. Influence of labyrinth seal on transient tip clearance simulation of core engine[J]. Aeroengine, 2025, 51(1): 124-132.

试验测量^[2]和数值仿真是得到发动机瞬态间隙的 2 种主要方式。试验测量囿于成本和技术难度难以全面推广,而数值仿真受其限制相对较少,通常作为间隙设计快速迭代的首选方法。但由于间隙影响因素相互耦合,如何建立高效准确的间隙预估方法,成为众多学者研究的难点和重点之一。现有文献中部分研究采用单向耦合方法,即在间隙预估全程中,流场信息单向传递至固体域进行温度与位移求解^[3]。Melcher 等^[4]与 Kypuros 等^[5]将涡轮分解为机匣、叶片、轮盘 3 部分,总结各自径向温度分布计算公式,并综合其热载荷与离心载荷求解涡轮叶尖间隙;漆文凯等^[6]、牛冬生等^[7]、徐逸均^[8]通过现有换热准则公式得到固体域第 3 类热边界,并采用有限元法计算其温度与位移,获得了涡轮瞬态叶尖间隙。为进一步提高单向耦合间隙预估的精度, Yu 等^[9-11]选取高压压气机某级建立 3 维模型,采用商用软件进行流场分析,所得热边界及气动边界赋予固体域温度场及位移求解,获得该级压气机叶尖间隙。在上述研究中,其优势为可依据流固不同特性选取不同求解器,有利于各域参数计算的收敛,具有较高的求解效率。但是对于瞬态间隙预估,由于缺少不同物理场间信息的实时交互,其精度不及双向耦合。在进行双向耦合间隙预估时, Ameri 等^[12]认为需要考虑流固之间的气热耦合问题;郭晓杰^[13]与梁津华等^[14]针对发动机热端部件,结合 1 维流体网络法与 2 维轴对称有限元法开展气热耦合计算,并对所得固体域温度场进行了验证。而基于气热耦合,有学者考虑了固体域变形对流场以及壁面温度的影响,采用气热固双向耦合方法开展计算。Muller^[15]、Guilherme 等^[16]将空气系统简化为 1 维流体网络,并结合 2 维或 3 维固体域,探究了考虑结构变形下的流量及壁温等参数的变化规律;Ganine 等^[17-18]建立了高压涡轮 2 维流固模型,重点关注了耦合篦齿间隙变化后,对盘腔内气固间流动换热的影响;郭思佳^[19]与 Luck^[20]则进一步通过建立涡轮 3 维流固模型,使用商用软件计算得到了更为详尽的流场及固体域温度场信息。由文献[17-19]研究结果可知,篦齿间隙的变化将影响篦齿下游气流参数,同时改变固体壁面温度。而固体温度的变化直接影响其热变形,当被作用对象为轮盘时,即可改变轮盘的径向变形及叶尖位移,最终对叶尖间隙产生影响。故在进行瞬态叶尖间隙预估时,需采用气热固双向耦合方法,考虑篦齿间

隙变化的影响,而现阶段相关研究仍有欠缺。

本文考虑核心机所受热载荷与离心载荷,融合 1 维流体网络法、2 维轴对称有限元法、温度与位移的工程算法,并基于气热固双向耦合开展瞬态叶尖间隙预估研究。

1 模型与边界

1.1 计算模型

采用简化方法^[21-22]建立了涡扇发动机核心机跨维度计算模型,其固体域包括 1 维参数化叶片、2 维轴对称轮盘机匣,流体域为 1 维空气系统网络。

核心机固体域计算模型如图 1 所示,主要包括高压压气机、燃烧室机匣、高压涡轮 3 部分,其中蓝色部分为静子,红色部分为转子。

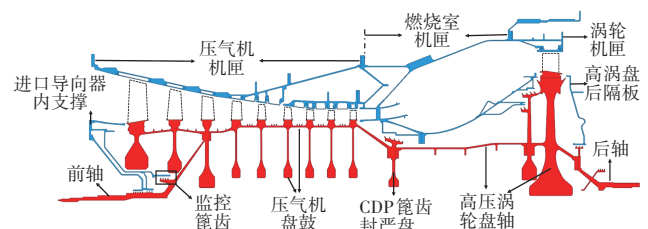


图 1 核心机固体域计算模型

由于叶片的叶身为参数化构建,难以展示为 2 维轴对称形式,故图中以黑色虚线表示,而其下部的缘板、伸根、榫头则作周向连续处理与轮缘融为一体。

对于燃烧室,由于火焰筒为非承力构件,仅通过高压涡轮导向器与燃烧室机匣内环刚性连接,整体近乎悬浮布置,且本文不做燃烧研究,故对火焰筒做简化处理。

此外,核心机转子支点位于前轴与后轴,其通过不同轴承提供支撑,并针对前轴的高位篦齿设置了监测点,以便于后续分析其对叶尖间隙的影响。而对于机匣,其左端连接于强度高且变形较小的构件,右端与低压涡轮机匣相接,以此提供支撑。

上述为核心机固体域计算模型,而其流体域计算模型如图 2 所示。将空气系统简化为由元件和节点相连的流体网络,构建了 4 条独立的流路。其中蓝色的低压流路,由压气机 3 级动静叶之间的节点 1 引气,而后分为 2 股。其中一股气流向前,经前轴监测篦齿以及压气机 1、2 级盘腔后,在节点 9 汇入主流。另一股气流向后,依次经过压气机第 4~9 级盘腔(此图中节点 10 和 15 之间为腔 10~14,为节省空间使用虚线

表示)和高压涡轮轮毂,通过后轴通流孔与来自节点 20、25 的气流同汇于腔 19 后流出。该条流路边界节

点包含编号为 1、20、25 的 3 个进口节点,及 9、23、24 这 3 个出口节点。

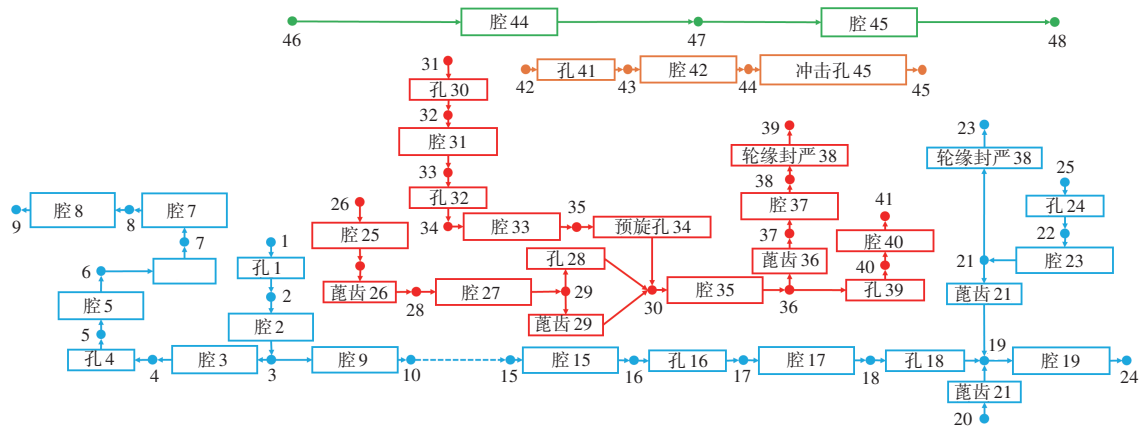
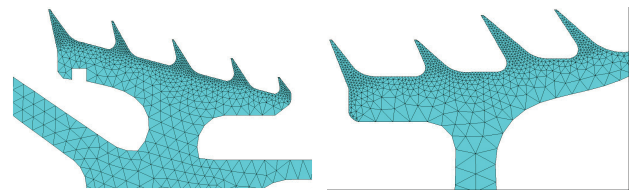


图2 核心机流体域计算模型

红色高压流路的引气来源有二,其一为压气机末级,由进口节点 26 流入,经压气机出口压力(Compressor Discharge Pressure, CDP)篦齿向后;其二为燃烧室机匣内环上的引流孔,由进口节点 31 流入,并经过预旋喷嘴 34。2 股气流交汇于预旋喷嘴后的腔 35,而后一股气流经接收孔及高压涡轮轮缘,在节点 41 进入涡轮叶片;另一股气流通过篦齿封严向上,在节点 39 汇入主流。

其温度计算精度。



(a) CDP 篦齿 (b) 封严盘篦齿

图4 网格加密结果

橙色流路由位于高压涡轮机匣左侧通流孔的节点 42 引气,而后进入机匣内部并通过外环上方隔板的冲击孔,对外环进行冷却,并于边界节点 45 汇入主流。

在进行网格划分时,对不同区域的单元赋予了相应材料,见表 1。同时,瞬态过程中网格单元温度不断变化,材料物性亦随之改变,综合考虑物性数值变化幅度及对位移计算影响 2 方面,设定材料的导热系数、比热容、线膨胀系数、弹性模量随温度改变,其变化规律参考文献[23],而单元的定性温度由所属节点温度的平均值确定。

绿色流路的进口节点 46 位于压气机五级末,气流通过双层机匣的 1 个静止腔后,由引气管引入高压涡轮机匣外侧的腔中,并于该腔出口节点 48 流出。

表 1 核心机主要部件材料

部件	材料	部件	材料
压气机机匣	TA19 / GH706	涡轮盘	FGH96
燃烧室机匣	GH4169	压气机叶片	TA11 / GH4169
涡轮机匣	GH141	涡轮叶片	DZ125
压气机轮盘	TC17 / GH4169		

1.2 固体域网格及材料设置

采用 ANSYS Parametric Design Language 分网模块对核心机固体域划分三角形网格,全域单元数 33988 个,整体分网结果如图 3 所示(由于叶片未采用有限元法计算,故图中有限元网格不含叶片)。

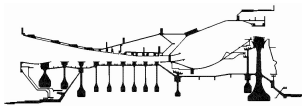


图3 核心机固体域有限元网格

因核心机中的部件几何尺度差异较大,为保证计算精度及适中的网格量,对篦齿等位置网格进行了加密,如图 4 所示。从图中可见,网格尺寸由齿尖向盘心渐次增大。上述 2 处位置的篦齿所受热负荷较高,且齿尖温度的径向变化率较大,加密该处网格可提高

1.3 工况与边界设置

设置的瞬态工况如图 5 所示,图中蓝色线为慢车工况,红色线为起飞工况,并以起飞工况最大转速为准,将 2 个工况的转速 Ω 百分化。在该瞬态过程 0~15 s 中,核心机由

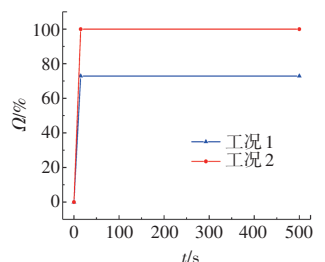


图5 核心机转速

零转速加速至慢车或起飞状态,而后维持相应转速至第 500 s 后结束。

而对于固体域热边界,主要分为主流道热边界及空气系统热边界。其中主流道热边界通过给定瞬态过程中的主流温度与压力,并根据换热准则关系式^[24]获得;空气系统热边界由间隙预估过程中,通过给定空气系统进、出口边界节点各时刻的压力温度,并与固体壁面开展气热耦合计算所得。

固体域约束边界则依据前述核心机转静子的连接支撑方式确定,其中机匣左端采用固定约束,机匣右端采用径向约束,而转子前轴为固定约束,后轴为径向约束。

2 研究方法

本文综合了 1 维流体网络法、2 维轴对称有限元法以及温度与位移的工程算法,以自编程序为工具,开展核心机瞬态叶尖间隙预估。求解过程中将计算域分为 2 部分,其一包括空气系统及轮盘机匣,该部分通过气热固双向耦合方法计算,得到轮盘机匣位移;其二为主流叶片,该部分应用工程算法求得叶片位移。2 部分计算独立进行,并在每个求解时间步内综合上述位移结果及间隙初值,得到瞬态叶尖间隙值。

2.1 轮盘机匣气热固双向耦合流程

本文气热固双向耦合计算流程主要涉及空气系统求解、轮盘机匣温度场及位移求解 3 个模块,其中前者采用 1 维流体网络法,后者采用 2 维轴对称有限元法。

上述 3 个计算模块间所需传递的信息及方向如图 6 所示。空气系统计算与轮盘机匣温度场计算间双向传递热流;轮盘机匣温度场为位移计算提供材料物性的参考温度与热载荷,位移计算反向提供气固换热面积;同时位移计算为空气系统计算提供篦齿间隙值,如此构成了多物理场间的双向耦合。

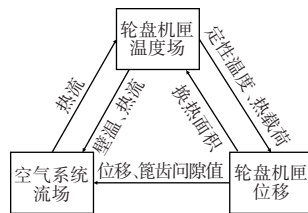


图 6 多物理场间的信息传递

在确定耦合方式时,由于固体域热响应时间一般在 10^{-1} s 量级,而流体域响应时间为 10^{-4} s 量级以下,为提高计算效率,本文选用弱耦合方式,如图 7 所示。

图中 Δt_f 与 Δt_s 分别为流体域及固体域计算时间步长,前者设定为 10^{-5} s,后者为 0.5 s,当程序按①至④执行 1 个循环后,时间向前推进 0.5 s。

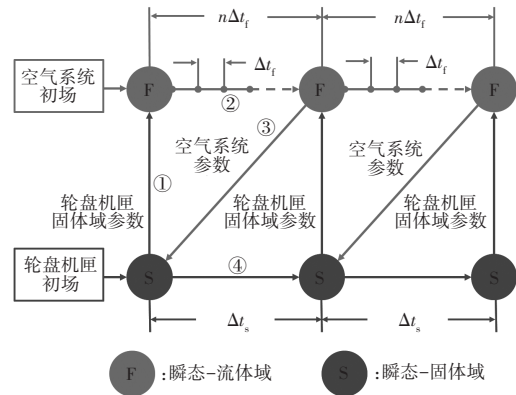


图 7 弱耦合方法

基于前述不同物理场间信息传递关系,以及弱耦合方法,建立了气热固双向耦合计算流程,如图 8 所示。图中, t_f 为流体域时间, t_s 为固体域时间。结合图 7 可知,在图 8 求解流程中,首先空气系统提取轮盘机匣的壁温、结构等参数;其次依据初始数据,采用 1 维流体网络法^[25-26]开展 t_f 时刻空气系统计算,以本文所设时间步长为例,则需计算 50000 步,每次计算后流体域时间向前推进 Δt_f ,期间认为轮盘机匣的温度、结构等参数不变;当计算步数达到设定值后,将空气系统求解所得第 3 类热边界,传递至轮盘机匣的固体域计算中;最后采用 2 维轴对称有限元法^[27]计算轮盘机匣的温度与位移,固体域时间向前推进 Δt_s ,同时将篦齿间隙及固体壁温反馈至空气系统计算中,并更新轮盘机匣的网格节点坐标,完成 1 个串行的耦合计算循环。

采用 3 维商用软件对上述耦合计算流程进行了验证。结果表明,自编程序相对 3 维商用软件,瞬态温度最大计算误差为 3.1 K,位移最大计算误差为 0.0158 mm,计算速度提高了 4 个数量级,具体验证过程见文献[28]。

2.2 叶片温度与位移的工程算法

对于主流叶片,通过建立参数化模型^[24,29],如图 9 所示,并采用工程算法计算其温度与位移。根据叶身的高度将其沿径向划分数段,取各截面的面积、周长、弦长等几何参数构建叶身的参数化模型,并分段计算温度与位移。

在进行温度计算时,选取 1 个分段为研究对象,

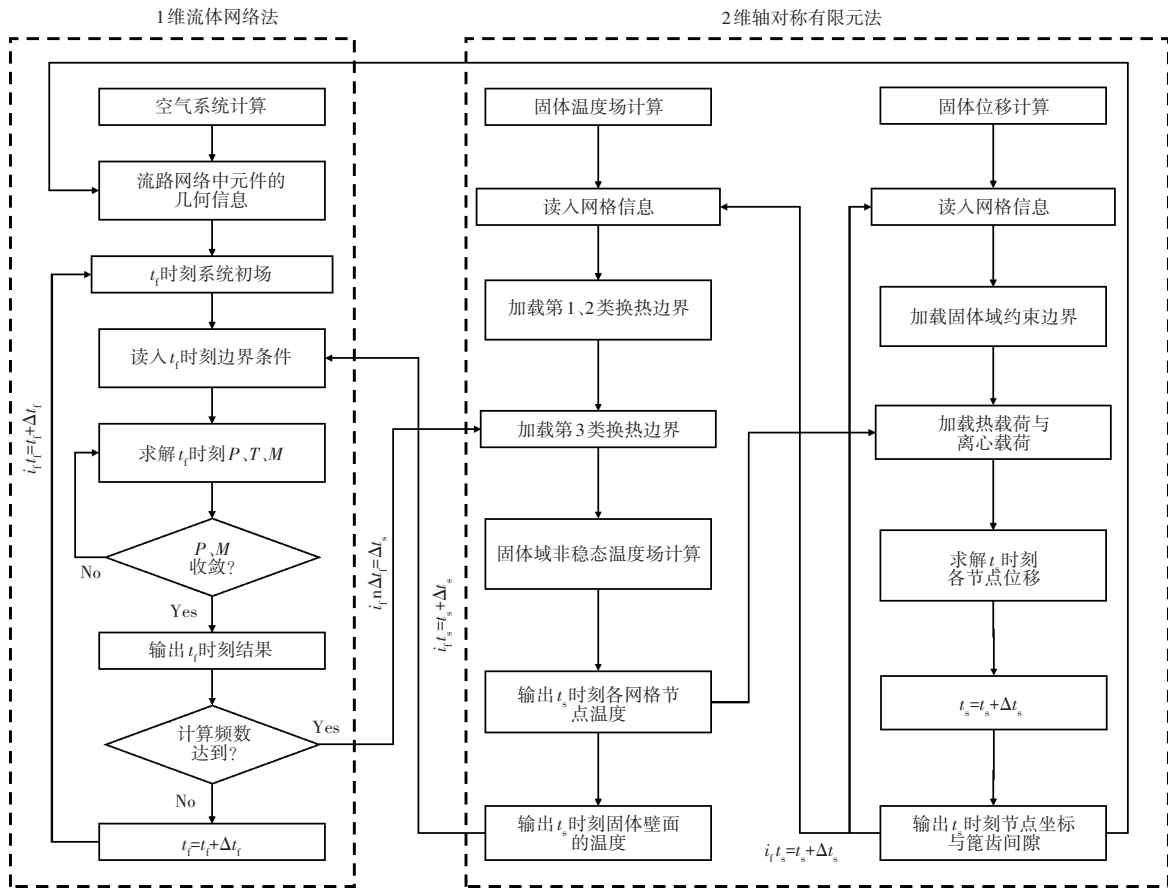


图8 气热固双向耦合流程

根据能量守恒建立如下控制方程

$$\Phi_i = \Phi_h + \Phi_{i-1} - \Phi_i \quad (1)$$

$$\Phi_i \cdot \Delta t = C_p m \Delta T_i \quad (2)$$

式(1)中包含气流传向叶片的热量 Φ_h 及从该段两端导入 Φ_{i-1} 与导出 Φ_i 的热量3个部分。其中换热系数考虑叶片旋转的影响,按气流无分离绕流平板计算,并以叶片前气流温度为定性温度。

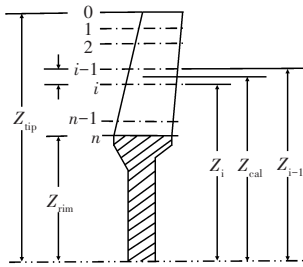


图9 叶片计算模型

式(2)中 Δt 为时间步长,此处取0.1 s, C_p 为叶片材料定压比热容, m 为叶片分段的质量, ΔT_i 为叶片分段平均温度变化量。

叶片总径向位移为离心变形 ΔL 与热变形 ΔR 之和, ΔL 和 ΔR 分别为

$$\Delta L = \sum_{i=1}^n l_i (\sigma_i / E) \quad (3)$$

$$\Delta R = \sum_{i=1}^n \alpha \cdot \Delta T_i \cdot l_i \quad (4)$$

式中: l_i 为分段长度; σ_i 为该段低半径端面应力; E 为叶片弹性模量; α 为线膨胀系数。

3 结果与分析

3.1 工况对耦合作用的影响

为探究不同工况下耦合齿隙间隙变化对叶尖间隙预估的影响强弱,针对所设置的监测齿隙(对应图2中元件6),选取高压压气机首级叶尖间隙为研究对象,给出了工况1与工况2下,耦合齿隙间隙前后该处叶尖间隙的变化曲线,如图10所示。图中蓝色实线与粉色虚线分别为工况1下耦合与未耦合齿隙间隙变化的叶尖间隙;而红色实线与绿色虚线分别为工况2下耦合与未耦合齿隙间隙变化的叶尖间隙。

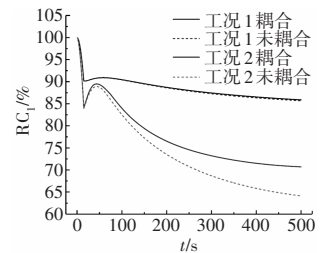


图10 工况1与2的压气机首级瞬态叶尖间隙

本文间隙值 R_c 为

$$R_c = \frac{R_c}{R_{c_i}} \times 100\% \quad (5)$$

式中: R_c 为间隙计算值; R_{c_i} 为间隙的初始值。

设定耦合篦齿间隙变化的叶尖间隙计算结果为真值, 未耦合的计算结果与之的差定义为绝对误差。从图 10 中可见, 对于工况 1、2, 未耦合篦齿间隙变化时, 对应的叶尖间隙值均存在绝对误差。但是工况 1 中耦合作用十分微弱, 蓝色线与粉色线几乎重合, 而工况 2 下耦合篦齿间隙变化的叶尖间隙明显大于未耦合的结果, 二者绝对误差最大为 0.125 mm, 相对该级叶尖间隙变化量的相对误差为 22.4%。

分析原因为: 在工况 1 中第 15 s 后核心机处于慢车状态, 监测篦齿的出口气流温度仅为 366.3 K, 相对固体域初始温度 303 K, 该气流温度较低而未能明显改变高压压气机第 1 级轮盘的温度及热变形。但当核心机处于工况 2 的起飞状态时, 监测篦齿的出口气流温度为 584.4 K, 相对慢车状态提高了 218.1 K, 气流参数的变化对轮盘热变形的影响显著增加, 而监测篦齿作为控制出口气流参数的重要因素之一, 其影响不容忽视。

耦合篦齿间隙前后, 监测篦齿间隙值作为空气系统计算输入之一, 其变化如图 11 所示, 其中红色实线为考虑篦齿间隙变化, 而蓝色虚线则未考虑。从图中可见, 工况 2 中监测篦齿的间隙整体呈减小趋势, 在第 500 s 时与未耦合情况相差达 97.3%, 造成监测篦齿出口流量等参数的差异。

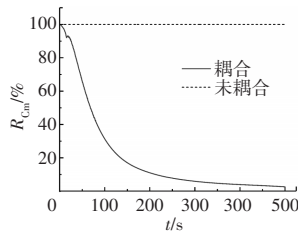


图 11 监测篦齿瞬态间隙

监测篦齿出口, 流经高压压气机第 1 级轮盘的气流流量对比如图 12 所示。该流量大小定义为

$$m = \frac{m_a}{m_{\max}} \times 100\% \quad (6)$$

式中: m_a 为流量计算值; m_{\max} 为 2 种计算结果中流量的最大值。

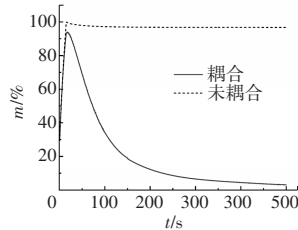


图 12 监测篦齿流量对比

从图 12 中可见, 随着核心机转速增加, 引气压力变大, 监测篦齿所在流路的流量也随之变大。但图 11 表明, 第 15 s 后篦齿间隙迅速减小, 节流效果显现, 耦合篦齿间隙使得空气系统计算所得其出口流量开始变小, 与未耦合结果相差越来越大, 第 500 s 时二者相差 93.3%。

流量的差异将导致高压压气机第 1 级轮盘表面换热系数的不同, 如图 13 所示。从图中可见, 在第 15 s 后 2 种情况下的轮盘表面换热系数差值逐渐变大, 进而会影响固体壁面热流, 使得耦合篦齿间隙后的轮盘温度小于未耦合情况。

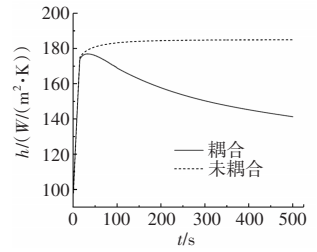


图 13 压气机首级轮盘平均换热系数对比

耦合篦齿间隙前后, 高压压气机第 1 级轮盘平均壁温变化曲线如图 14 所示。其温度为

$$\bar{T}_w = \frac{T_a}{T_{\max}} \times 100\% \quad (7)$$

式中: T_a 为实际壁温计算值; T_{\max} 为瞬态历程中 2 种情况下壁温的最高计算值。

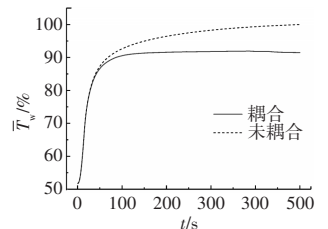


图 14 压气机首级轮盘平均壁温对比

由该级轮盘壁温对比可知, 在工况 2 中, 相对未耦合篦齿间隙变化的情况, 篦齿封严的节流作用会使轮盘平均壁温降低 8.5%, 对应绝对值最大为 50.1 K。轮盘温度的差异, 使得其热变形在耦合篦齿间隙前后不同, 进而影响了对应的叶尖间隙。

3.2 篦齿间隙初值对耦合作用的影响

由前述分析可知, 在工况 2 下耦合篦齿间隙前后, 对应的叶尖间隙有明显不同。故选取工况 2 进一步探究篦齿间隙初值, 对耦合作用即叶尖间隙预估误差的影响。

设定监测篦齿的间隙初值分别为 0.2、0.3、0.4 mm, 其中工况 2 的叶尖间隙变化 (图 10) 为初值 0.2 mm 的结果。其余 2 种初值下, 耦合篦齿间隙变化前后, 高压压气机首级叶尖间隙的变化曲线如图 15 所示。

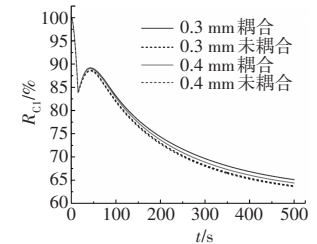


图 15 监测篦齿不同间隙初值下压气机首级瞬态叶尖间隙

从图中可见, 随着监测篦齿初值的增大, 耦合篦齿间隙与否对相应叶尖间隙的影响逐渐降低, 其中绿色与粉色线的间距小于红蓝线的间距, 且随时间的推进此现象逐渐明显。第 500 s 时不同初值下未耦合监测篦齿间隙对叶尖间隙的影响见表 2, 该影响的降

低并非线性变化。在监测篦齿间隙初值由0.2 mm变为0.3 mm时,耦合篦齿间隙前后的叶尖间隙误差,由0.125 mm迅速减小为0.027 mm,此误差相对其叶尖间隙变化量为3.4%。但当表2第500 s时不同初值下篦齿间隙初值进一步增至0.4 mm时,上述误差仅变化0.016 mm,此时耦合篦齿间隙对叶尖间隙预估的影响已非常微弱。

篦齿间隙初值/mm	叶尖间隙误差/mm
0.2	0.125
0.3	0.027
0.4	0.011

而通过分析可以发现,当监测篦齿的间隙初值为0.2 mm,在工况2下第500 s时,该篦齿的间隙变化量为初值的97.3%,而当篦齿间隙初值为0.4 mm时,该占比仅为44.9%,此时篦齿的节流作用不及前者显著,耦合篦齿间隙前后,其出口流量相差较小,使得耦合篦齿间隙的作用未体现。

3.3 不同位置叶尖间隙受监测篦齿的影响

为保证篦齿间隙对叶尖间隙影响的最大化,并控制其他影响因素一致,选取监测篦齿的间隙初值为0.2 mm且核心机处于工况2下不同位置的叶尖间隙,对比分析其受耦合监测篦齿间隙影响的大小。

耦合监测篦齿间隙变化前后,高压压气机第8级与高压涡轮的叶尖间隙变化曲线如图16、17所示。从图中可见,虽然上述2个位置所对应的低压流路支路与监测篦齿所在支路具有相同的引气位置,但是监测篦齿的间隙变化对二者的影响迥异。对于高压压气机第8级与高压涡轮的叶尖间隙,由于未耦合篦齿间隙所引起的误差,在计算全程中均未大于各自叶尖间隙初值的3.5%。

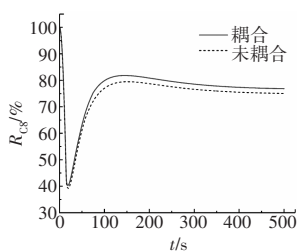


图16 压气机8级瞬态叶尖间隙对比

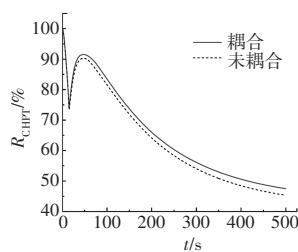


图17 涡轮瞬态叶尖间隙对比

由此可见,未与监测篦齿下游支路相关的叶尖间隙,其受监测篦齿间隙变化的影响较小,此时考虑耦合的必要性较低。造成该现象的原因为:本文空气系统计算为给定进、出口压力边界,而流经高压压气机

第8级与高压涡轮支路的进、出口压力在第15 s后保持不变,且该支路未受监测篦齿的节流作用,故其流量受耦合监测篦齿与否的影响很小,对应轮盘的热载荷及热变形差异不大。

3.4 叶尖间隙随篦齿间隙初值的变化

为进一步研究叶尖间隙随篦齿间隙初值的变化规律,以0.05 mm为间隔,在0.2~0.4 mm间选取监测篦齿的5种间隙初值开展计算,得到工况2下第500 s时的压气机首级叶尖间隙随篦齿间隙初值的变化,如图18所示。

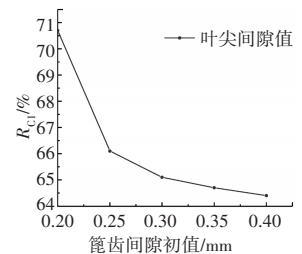


图18 压气机首级叶尖间隙随篦齿间隙初值的变化

从图中可见,当监测篦齿的间隙初值由0.2 mm增至0.25 mm时,高压压气机首级叶尖间隙相对其初值降低4.6%,而当进一步增大篦齿间隙初值为0.4 mm时,上述叶尖间隙仅降低1.7%。故对于加速升温的起飞工况,篦齿间隙仅在其初值较小时对叶尖间隙影响显著,此时篦齿间隙初值增大25%,可使高压压气机首级叶尖间隙变化量增加15.7%。

4 结论

(1)在慢车状态下篦齿间隙对叶尖间隙的影响微弱,而当核心机热负荷增大并处于起飞状态时,叶尖间隙预估需考虑篦齿间隙变化,否则将造成对应叶尖间隙最大0.125 mm的计算误差,相对其间隙变化量达22.4%。

(2)当篦齿的间隙初值增大50%后,其对叶尖间隙预估的影响迅速减弱,未耦合篦齿间隙所造成的绝对误差不超0.027 mm,相对该级叶尖间隙变化量仅为3.4%。

(3)当空气系统计算采用压力边界时,若目标叶尖间隙所对应的支路未处于篦齿封严支路的下游,则即使2支路的引气位置相同,篦齿封严也难以影响目标叶尖间隙,在此情况下,未耦合篦齿间隙所产生的叶尖间隙误差不超其初值的3.5%。

(4)监测篦齿的间隙初值增大25%,可使对应高压压气机首级叶尖间隙变化量增大15.7%,而进一步增大篦齿间隙初值时,该叶尖间隙值变化微弱。

参考文献:

- [1] 郭淑芬, 徐波. 涡轮叶尖径向间隙主动控制研究[J]. 航空发动机, 2000(2): 47-51.
GUO Shufen, XU Bo. Study on active control of turbine tip radial clearance[J]. Aeroengine, 2000(2): 47-51. (in Chinese)
- [2] 邱立新, 王振华. 航空发动机叶尖间隙测量研究[J]. 航空发动机, 2001(4): 26-29.
QIU Lixin, WANG Zhenhua. Research on measurement of tip clearance in aeroengine[J]. Aeroengine, 2001(4): 26-29. (in Chinese)
- [3] 王启凡. 某火箭弹工作及飞行过程流热固耦合数值仿真研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018.
WANG Qifan. Numerical simulation of fluid-thermo-solid coupling in the working and flying process of a rocket[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018. (in Chinese)
- [4] Melcher K J, Kypuros J A. Toward a fast-response active turbine tip clearance control[R]. NASA/TM-2003-212627.
- [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.
- [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] 牛冬生, 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. (in Chinese)
- [8] 徐逸均. 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.
XU Yijun. Calculation program development of radial tip clearance in low-pollution civil aero engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [9] Yu Yang, Liu Qiaoying, Shen Beiyi, et al. Radial clearance analysis on high pressure compressor[R]. AIAA-2012-5880.
- [10] 罗飞腾, 宋文艳, 李建平, 等. 某型发动机高压 12 级转子叶尖间隙控制研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 851-857.
LUO Feiteng, SONG Wenyan, LI Jianping, et al. Research on turbofan engine HP-compressor rotor-12 blade tip clearance control [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 851-857. (in Chinese)
- [11] 詹江正, 张光, 宋文艳, 等. 某型高压压气机 12 级转子叶尖间隙理论分析与数值模拟[J]. 机械科学与技术, 2019, 38(10): 1632-1640.
ZHAN Jiangzheng, ZHANG Guang, SONG Wenyan, et al. Theoretical analysis and numerical simulation of tip clearance of 12-stage high-pressure compressor rotor[J]. Mechanical Science and Technology, 2019, 38(10): 1632-1640. (in Chinese)
- [12] Ameri A, Steinhilber E, Rigby D L. Effects of tip clearance and casing recess on heat transfer and stage efficiency in axial turbines[R]. NASA/CR-1998-208514.
- [13] 郭晓杰. 航空发动机空气系统与热分析耦合方法研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2014.
GUO Xiaojie. Coupling computational approach of secondary air system and heat transfer in aero-engine[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014. (in Chinese)
- [14] 梁津华, 赵维维, 徐连强, 等. 航空发动机空气系统和热分析的耦合计算与试验验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(3): 24-28, 52.
LIANG Jinhua, ZHAO Weiwei, XU Lianqiang, et al. The coupling calculation and experiment research of the secondary air system and thermal analysis in aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(3): 24-28, 52. (in Chinese).
- [15] Muller Y. Secondary air system model for integrated thermomechanical analysis of a jet engine[R]. ASME 2008-GT-50078.
- [16] Guilherme T. Coupled simulation of the secondary air flow, heat transfer, and structural deflection of a gas turbine engine[R]. ASME 2012-GT-69924.
- [17] Ganine V, Chew J W, Hills N J, et al. Transient aero-thermo-mechanical multidimensional analysis of a high pressure turbine assembly through a square cycle[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2021, 143(8): 1.
- [18] Ganine V, Amirante D, Hills N J. Aero-thermo-mechanical modeling and validation of transient effects in a high pressure turbine internal air system[C]//Proceeding of ASME Turbo Expo 2016. Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2016: 1-12.
- [19] 郭思佳. 高压涡轮转子篦齿间隙对涡轮盘温度场影响的多场耦合分析研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2021.
GUO Sijia. Multifield coupling analysis of the influence of labyrinth clearance on temperature field of high pressure turbine rotor[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2021. (in Chinese)
- [20] Luck H, Schafer M, Schiffer H P. Simulation of thermal fluid structure interaction in blade-disc configuration of an aircraft turbine model[C]// Proceeding of ASME Turbo Expo 2014. Turbomachinery Technical Conference and Exposition, New York: ASME, 2014: 1-13.
- [21] 孙宁彤, 施小娟, 吉洪湖. 航空发动机整机空气系统流动与传热数值模拟[J]. 推进技术, 2021, 42(5): 1121-1128.
SUN Ningtong, SHI Xiaojuan, JI Honghu. Numerical simulation of flow and heat transfer in air system of an aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(5): 1121-1128. (in Chinese)
- [22] 高琨, 申秀丽, 薛园园, 等. 机动载荷对核心机叶尖间隙的影响初探[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9): 2205-2218.
GAO Kun, SHEN Xiuli, XUE Yuanyuan, et al. Initial research on

- impacts of maneuver loads on core engine tip clearance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(9): 2205–2218. (in Chinese)
- [23] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册(2)变形高温合金、铸造高温合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 1989: 325–354. China Aeronautical Materials Manual Editorial Committee. China aeronautical materials manual(2) deformed superalloys, cast superalloys[M]. Beijing: Standards Press of China, 1989: 325–354. (in Chinese)
- [24] 邓化愚, 江和甫. 航空燃气涡轮发动机冷却零件的换热[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000: 25–75. DENG Huayu, JIANG Hefu. Heat transfer of cooling parts of aviation gas turbine engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000: 25–75. (in Chinese)
- [25] 王磊, 毛军逵, 邱长波, 等. 基于蒙特卡罗法的航空发动机空气系统稳态算法优化[J]. *推进技术*, 2021, 42(11): 2506–2514. WANG Lei, MAO Junkui, QIU Changbo, et al. Optimization of steady state algorithm for aero engine air system based on monte carlo method[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(11): 2506–2514. (in Chinese)
- [26] 王磊, 毛军逵, 王龙飞, 等. 篦齿容积效应对盘腔空气系统瞬态特性的影响[J]. *航空学报*, 2022, 43(2): 249–263. WANG Lei, MAO Junkui, WANG Longfei, et al. Influence of labyrinth seal volume packing effect on transient characteristics of disc cavity air system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(2): 249–263. (in Chinese)
- [27] 李维特, 黄保海, 毕仲波, 等. 热应力理论分析及应用[M]. 北京: 中国电力出版社, 2004: 175–268. LI Wei, HUANG Baohai, BI Zhongbo, et al. Theoretical analysis and application of thermal stress[M]. Beijing: China Electric Power Press, 2004: 175–268. (in Chinese)
- [28] 郭纳贤. 基于气热固双向耦合的核心机叶尖间隙预估与调控[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023. GUO Naxian. Prediction and regulation of core engine tip clearance based on aero-thermo-structural two-way coupling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023. (in Chinese)
- [29] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第16册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 105–106. Aeroengine Design Manual Editorial Board. Aeroengine design manual: 16th ablum[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 105–106. (in Chinese)

(编辑: 程海)