

基于过渡态测试数据的高压涡轮盘瞬态热分析模型优化方法

徐晓娟, 李宗超, 邓明春, 周建军
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了提高发动机高压涡轮盘瞬态温度场的分析精度, 提出利用试车过程中旋转部件过渡态壁温测试数据的高压涡轮盘瞬态热分析模型优化方法。引入自适应模拟退火(ASA)优化算法, 将典型位置处温度计算值与测试数据之间的均方根误差最小为优化目标, 建立了过渡态热分析计算模型优化方法, 实现了高压涡轮盘瞬态热分析模型的自动优化。以高压涡轮盘实际历程下壁温测点数据为基准, 开展瞬态热分析模型优化及验证。结果表明: 优化后热分析模型的节点温度计算值随时间的变化曲线与实测温度变化趋势吻合良好, 且在全时间域内高压涡轮盘典型位置处瞬态计算壁温与测试值的平均偏差为 11 K, 最大偏差为 15 K, 满足工程计算的精度要求。算例表明高压涡轮盘瞬态热分析模型优化方法在提升温度场修正计算效率的同时具备较高的计算精度。

关键词: 瞬态热分析; 高压涡轮盘; 温度场计算; 测试修正; 优化; 航空发动机

中图分类号: V235.11+3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.008

Optimization Method of Transient Thermal Analysis Model for High-Pressure Turbine Disk Based on Transient Test Data

XU Xiao-juan, LI Zong-chao, DENG Ming-chun, ZHOU Jian-jun
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: To improve the analysis accuracy of the transient temperature field of the high-pressure turbine disk of aeroengines, an optimization method of transient thermal analysis model for the high-pressure turbine disk using the transient surface temperature data of the rotating components during test was proposed. By introducing the adaptive simulated annealing (ASA) optimization algorithm and taking the minimization of RMSE of the difference between the calculated temperature value and the test data at typical positions as the optimization objective, the optimization method of transient thermal analysis model was established and automatic optimization of the transient thermal analysis model for high-pressure turbine disk was achieved. Based on the actual surface temperature data of the high-pressure turbine disk, the optimization and verification of the transient thermal analysis model was conducted. The results show that the temperatures and their variation derived using the optimized transient thermal analysis model agree well with those from the experiment. In the entire time domain, the average deviation between the calculated transient surface temperatures and those from the experiment at typical locations is 11 K, with a maximum deviation of 15 K, meeting engineering calculation accuracy requirements. The case demonstrates that the optimized transient thermal analysis model of the high-pressure turbine disk can improve the calculation efficiency of the temperature field correction while maintaining high calculation accuracy.

Key words: transient thermal analysis; high-pressure turbine disk; temperature field calculation; test correction; optimization; aeroengine

0 引言

作为航空发动机高速旋转部件之一的高压涡轮盘, 在高温、高压的工作环境下需要承受气动载荷、离

心载荷及温度载荷。在实际工作过程中, 高压涡轮盘的温度载荷随发动机工作状态的变化而改变, 因此高压涡轮盘瞬态温度场的分析精度对涡轮转子强度及寿命分析、预测转子结构变形及叶尖间隙控制具有至

收稿日期: 2022-07-02 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 徐晓娟(1991), 女, 硕士, 工程师。

引用格式: 徐晓娟, 李宗超, 邓明春, 等. 基于过渡态测试数据的高压涡轮盘瞬态热分析模型优化方法[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 57-63. XU Xiaojuan, LI Zongchao, DENG Mingchun, et al. Optimization method of transient thermal analysis model for high-pressure turbine disk based on transient test data[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 57-63.

关重要的意义。由于高速旋转的工作特性使得高压涡轮盘瞬态温度场分布测试的代价较大,通常采用数值模拟方法求解过渡态温度变化规律。

国内外学者在旋转盘流动与换热领域开展了大量的理论分析、数值计算及试验研究。Karabay等^[1-3]在对旋转盘腔进行大量换热特性试验的基础上开展数值研究;孙纪宁等^[4]、于霄等^[5]对旋转盘腔内流动与换热进行了分析;王蕾等^[6-7]研究了高压涡轮盘腔流阻特性并开展瞬态换热试验。在现有工程设计中,高压涡轮盘瞬态热分析通常采用以经验关系式为主的换热模型分析与通用有限元程序相结合的方式^[8]。Abdul-Aziz等^[9]根据发动机涡轮进口的燃气温度,利用边界层数值模型程序STANS5计算对流换热系数,再应用通用有限元程序计算发动机起动过程中的瞬态温度;汪好等^[10]利用ANSYS软件开展了高压压气机转子瞬态温度场和低压涡轮转子3维稳态温度场计算研究;李朝阳等^[11]利用通用有限元分析计算程序ANSYS,建立了燃气轮机转子3维轴对称模型并开展温度及应力场的计算;杨军等^[12]利用ANSYS/Thermal瞬态热分析功能对压气机盘进行瞬态温度场模拟,并结合试验数据进行了校核;曹文利等^[13]以发动机高压压气机进出口气流参数的实测数据结合理论计算的换热系数为边界条件,应用ANSYS软件进行了瞬态历程下的温度场计算。由于半经验半理论的特点,工程热分析模型原则上需要开展流动换热试验以总结掌握零部件表面的换热关系式来提高计算精度,然而上述开展的旋转盘换热特性试验大多数需要在专用试验台上针对简化结构进行,与发动机真实工作环境及结构均存在一定差距。

本文结合热分析软件瞬态计算功能,提出一种采用自适应模拟退火优化算法,完善高压涡轮盘瞬态热分析模型,并利用高压涡轮盘真实历程下壁温测点数据开展瞬态热分析模型的优化及验证。

1 温度场计算数学模型

在工程实际中,发动机工作历程往往是连续的瞬态过程,部件的温度变化(典型的非稳态导热过程,例如:物体的温度、热流率、热边界条件以及系统内能)随时间都有明显变化。

对于发动机部件温度场求解问题,从实体中任意取出微元体进行分析,根据能量守恒定律,通过任一

时间间隔内的热平衡关系可以建立圆柱坐标系下的3维瞬态导热微分方程^[14]

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(k_r r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(k_\varphi \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \dot{\Phi} \quad (1)$$

式中: ρ 为微元体的密度; c 为比热容; T 为温度; $\dot{\Phi}$ 和 τ 为单位时间内单位体积中内热源的生产热及时间; r 为高压涡轮盘结构体的径向方向; k_r 为径向导热系数; φ 为高压涡轮盘结构体的周向方向; k_φ 为周向导热系数; z 为高压涡轮盘结构体的轴向方向; k_z 为轴向导热系数。

发动机高压涡轮盘瞬态温度场分析可以认为是各向同性、无内热源的导热问题,瞬态导热微分方程在圆柱坐标下可以表示为

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(k_r r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(k_\varphi \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (2)$$

发动机高压涡轮盘结构体与周围空气系统冷却气体之间的换热按照第3类边界条件考虑。在已知边界上高压涡轮盘结构体与周围冷气流体的温度的情况下,边界条件可表示为

$$-k \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = h(T_w - T_f) \quad (3)$$

式中: k 为导热系数; n 为换热表面的外法线方向; h 为表面换热系数; T_w 为高压涡轮盘结构体边界表面温度; T_f 为周围流体温度。

初始条件表示为

$$T(r, \varphi, z, \tau = 0) = T_0(r, \varphi, z) \quad (4)$$

式中: T_0 为结构体初始温度。

2 有限元几何模型及网格划分

在不考虑涡轮转子叶片的情况下,高压涡轮盘作为旋转类轴对称部件,工程计算中通常采用2维轴对称模型进行简化计算。本文对高压涡轮盘结构进行适当简化,利用网格划分软件划分出2维有限元网格。高压涡轮盘结构及网格划分如图1所示。网格划分采用PLANE77轴对称四边形



图1 高压涡轮盘结构及网格划分

单元,共生成 2932 个单元,9191 个节点。

3 热分析瞬态换热计算

在瞬态热分析中的边界条件通常会随着时间变化,可以利用宏命令输入方式,将历程中典型状态的换热边界条件定义为随时间变化的数组,再定义边界条件在不同时间段里的数值,通过循环实现边界条件在不同的时间段里的变化。由此,将瞬态热分析的边界条件转化为典型状态换热边界的求解。

在换热边界计算中,根据零件结构及表面冷却流的流动特点划分为不同分区,再选用合适的经验关系式计算各分区换热边界。高压涡轮盘流动换热分区及壁温测点、计算节点如图 2 所示,其温度主要受涡轮叶片高温传导以及盘表面与周围接触空气(如图 2(a)中箭头所示)间对流换热的影响,包括:

- (1) 盘前流路换热,分为 2 部分:涡轮盘前腔表面的换热;盘缘榫槽的换热。
- (2) 盘心冷却流路带来的盘心区域表面换热。
- (3) 盘后腔冷却流路导致的涡轮盘后腔表面换热。

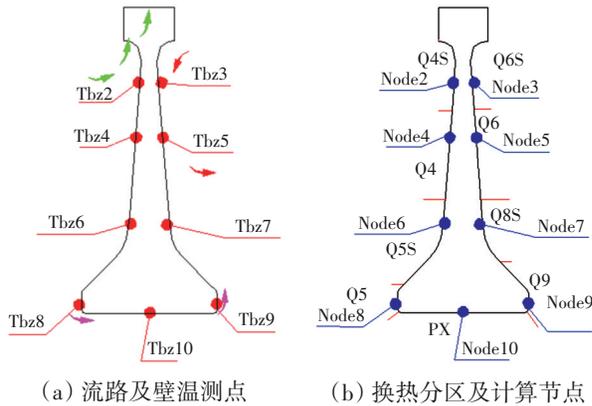


图 2 流动换热分区及壁温测点、计算节点

3.1 盘缘与叶片根部的换热系数

盘缘温度主要来自于涡轮叶片高温传导,采用文献[11]方法将其等效为盘缘与燃气间的换热关系式

$$-k \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = h_e (T_w - T_g) \quad (5)$$

式中: h_e 为等效的对流换热系数,是燃气和叶片参数的函数; T_g 为燃气的温度。

3.2 盘心表面与冷却空气间的换热系数

高压涡轮盘心与低压涡轮轴形成的环形通道属于旋转轴系内的换热。

$$h = \frac{Nu\lambda}{r_a} \quad (6)$$

式中: h 为表面换热系数; Nu 为努塞尔数; λ 为冷却气体导热系数; r_a 为盘轴内外半径。

$$Nu = \varepsilon Nu_s \quad (7)$$

式中: Nu_s 为静止圆管的努塞尔系数; ε 为系数,是旋转雷诺数的函数,具体形式可参考文献[10]。

3.3 涡轮盘侧面与冷却空气间的换热系数

$$h = \frac{Nu\lambda}{r_b} \quad (8)$$

式中, r_b 为当地轮盘半径。

当 $Re_\omega < 2.4 \times 10^5$ 时

$$Nu = 0.675 \times Re_\omega^{0.5} \quad (9)$$

当 $Re_\omega > 2.4 \times 10^5$ 时

$$Nu = 0.0217 \times Re_\omega^{0.8} \quad (10)$$

$$Re_\omega = \frac{\omega r_b^2}{\nu} \quad (11)$$

式中: Re_ω 为旋转雷诺数,反映了由于盘旋转引起流体旋转时,流体的向心力和粘性力的相对大小; ω 为旋转角速度; ν 为运动粘度。

该高压涡轮盘曾在验证平台上开展过多次转子瞬态壁温测试。在高压涡轮盘壁面上布置温度测点,将测点引线经专用设计件引出后通过转静电信号转换实现高压涡轮盘瞬态温度测试,试验分别在状态 1、2 停留不同时间以掌握涡轮盘温度发展规律。高压涡轮盘转子瞬态壁温测试(图 2(a))中给出了 9 个壁温测点 Tbz2~Tbz10 的位置;工程理论计算中与测点位置相对应的网格计算节点为 Node2~Node10(图 2(b)),其所处的换热分区

分别定义为 Q4S、Q6S、Q4、Q6、Q5S、Q8S、Q5、Q9、PX。利用高压涡轮盘冷却流路腔温计算值以及上述换热公式,根据不同状态转速及分区特征长度计算得到各分区换热系数,见表 1。

表 1 初始模型换热系数
W/(m²·K)

分区	状态 1	状态 2
Q4S	800	1400
Q4	720	1300
Q5S	255	360
Q5	195	275
Q6S	380	540
Q6	315	450
Q8S	260	330
Q9	230	295
PX	200	280

4 热分析瞬态计算优化方法

4.1 优化原理

在瞬态温度场计算中,换热计算得出的换热系数及换热温度边界条件的准确性直接影响计算精度。在实际工程计算中往往需要通过测试验证进行换热

边界的修正以得到较高精度的热分析计算模型。

为提高瞬态历程下高压涡轮盘温度场的计算精度,本文在现有瞬态温度计算流程的基础上引入优化算法,以典型位置处瞬态壁温测试值为基准,选取零件瞬态热分析计算结果中对应测点位置处的节点温度,以全历程下二者的平均偏差最小为优化目标,建立了针对大数据量的过渡态热分析计算模型优化方法以得到全时间域下加权平均偏差最小的热分析瞬态计算模型。

4.2 优化设计变量及约束条件

在转子瞬态测试中,在高压涡轮周围冷却腔内同时布置了腔温测点,结果表明发动机腔温随试车状态改变的响应快、易稳定,这里将稳定至不随转速变化的腔温定义为稳态腔温。利用稳态腔温测试值修正高压涡轮盘冷却流路计算,可以得到较为准确的冷却腔计算腔温。

计算换热温度可简化采用测试稳态腔温或修正后冷却腔计算腔温。此外,旋转盘对周围气流的摩擦将机械能转化为热能,使气流温度增加。在换热温度计算中,根据工程计算经验考虑了径向盘腔的温度变化。换热系数由经验关系式计算得到,工程经验依赖度高,因此零件瞬态温度场计算模型优化的主要控制参数选定为各分区换热系数。在换热求解公式中以优化系数 K 的形式修正换热求解公式为

$$h_i = K_i \cdot \frac{Nu\lambda}{l} \quad (12)$$

式中: h_i 为各分区换热系数; K_i 为各分区优化系数; l 为分区特征长度。

优化系数 K_i 组成的设计变量为 $X = \{K_1, K_2, K_3, \dots\}^T$ 。

以换热系数范围作为几何约束条件,一般表达式为

$$h_{i,min} \leq h_i \leq h_{i,max} \quad (i = 1, 2, 3, \dots) \quad (13)$$

在优化过程中需要根据设计经验给定各分区换热系数的约束上下限。

4.3 优化算法

全局优化算法具有全局性,能够求解全局最优解,避免集中在局部区域的搜索。常用的全局优化算法主要包括遗传算法^[16]、模拟退火法^[17]、粒子群优化法^[18]等。自适应的模拟退火法(Adaptive Simulated Annealing, ASA)^[19]作为模拟退火算法(Simulated

Annealing, SA)的改进算法,以解决具有多峰和非光滑性的高难度非线性优化问题。相比传统的SA算法,全局优化算法具有更优良的全局求解能力和计算效率,能够有效地探索全局优化解且收敛性良好^[20]。因此,本文选用ASA为优化算法。

4.4 高压涡轮盘热分析模型优化

以某次时间历程下高压涡轮盘测点的实测数据为基准,采用本文方法开展高压涡轮盘瞬态热分析模型优化。优化方法计算流程如图3所示。

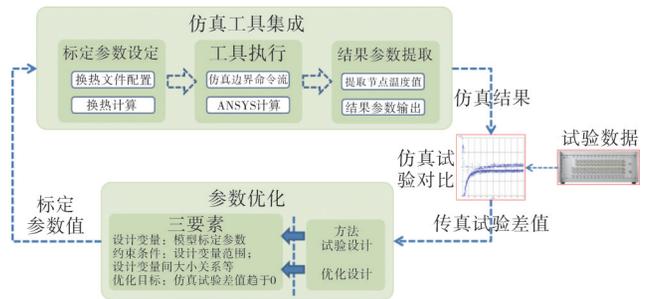


图3 优化方法计算流程

主要步骤为:

(1)参数优化:给定设计变量、设置约束条件及设计目标,选择优化算法。

a.设计变量:高压涡轮盘Q4S、Q6S、Q4、Q6、Q5S、Q8S、Q5、Q9、PX分区换热公式优化标定系数 K_i 。

b.约束条件:可根据设计经验判定换热系数计算值变化范围为 $h_{i,min(exp)} \leq h_i \leq h_{i,max(exp)}$, ($i=Q4S、Q6S、Q4、Q6、Q5S、Q8S、Q5、Q9、PX$)。

c.优化目标:将壁温测点Tbz2~Tbz10的瞬态测试数据作为基准温度值,提取模型对应位置Node2~Node10处节点计算温度,以同一历程下二者的平均偏差最小为目标

$$T_{dev,Node2-10} = \sqrt{\frac{\sum(T_{test,Tbz2-10} - T_{cal,Node2-10})^2}{N}} \quad (14)$$

式中: T_{dev} 为平均偏差; T_{test} 为壁温测试值; T_{cal} 为节点计算温度; N 为全历程下瞬态计算取点总数。

d.优化算法:ASA。

(2)仿真工具集成:包含优化标定参数设定、工具执行及结果参数提取。

a.优化标定参数设定:将优化标定参数自动更新到换热公式求解配置文件中,采用计算程序实现优化后换热系数的求解,获得仿真边界条件。

b.工具执行:根据仿真边界条件以命令流形式调用热分析软件进行计算,得到仿真结果。

c. 结果参数提取:提取规定节点的温度计算值并输出。

(3) 仿真试验对比:将仿真结果中提取的节点温度值与相应测点试验温度值进行对比,计算各节点的温度结果平均误差,经不断迭代最终找到 1 组使得全历程计算节点温度较为逼近测试值的设计变量参数组合。

高压涡轮盘瞬态热分析模型优化后得到的各分区换热系数见表 2。

表 2 优化后换热系数 $W/(m^2 \cdot K)$

分区	状态 1	状态 2
Q4S	360	660
Q4	200	365
Q5S	40	60
Q5	60	90
Q6S	70	100
Q6	75	100
Q8S	50	65
Q9	65	85
PX	70	100

5 计算结果与验证

根据第 4 章得到的高压涡轮盘热分析模型优化方法求解其余次测试历程下瞬态温度场计算结果,分别给出了状态 1 和状态 2 结束时刻的温度场,如图 4 所示。从图中可见,涡轮盘温度最高温位于盘缘处,该区域受涡轮叶片高温传导及榫头吹风换热影响导致温度较高且能在较短时间内达到稳定。涡轮盘温度主要受盘缘传递的热量及周围冷气的冷却影响,沿径向从盘缘至盘心逐渐降低,最低温出现在盘心区域内部。

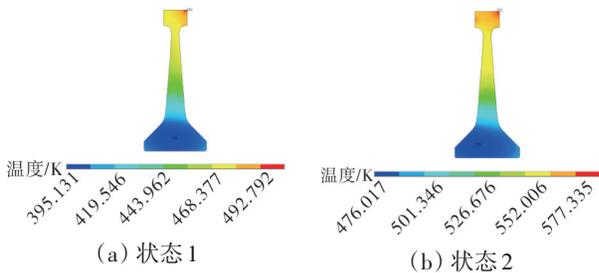


图 4 各状态末时刻涡轮盘温度场

对测点 Tbz2~Tbz10 的测试温度和采用本文热分析瞬态计算模型优化方法得到的温度场结果进行了对比,涡轮盘瞬态测点温度及优化后计算温度变化曲线如图 5 所示。从图中可见, Tbz2、Tbz3、Tbz4、Tbz5 在状态 1 末时刻测试数据可认为基本稳定,在状态 2 末时刻出现稳定趋势。优化后计算模型得到的过渡态壁温随试车状态改变的变化趋势与测试数据吻合性较好且

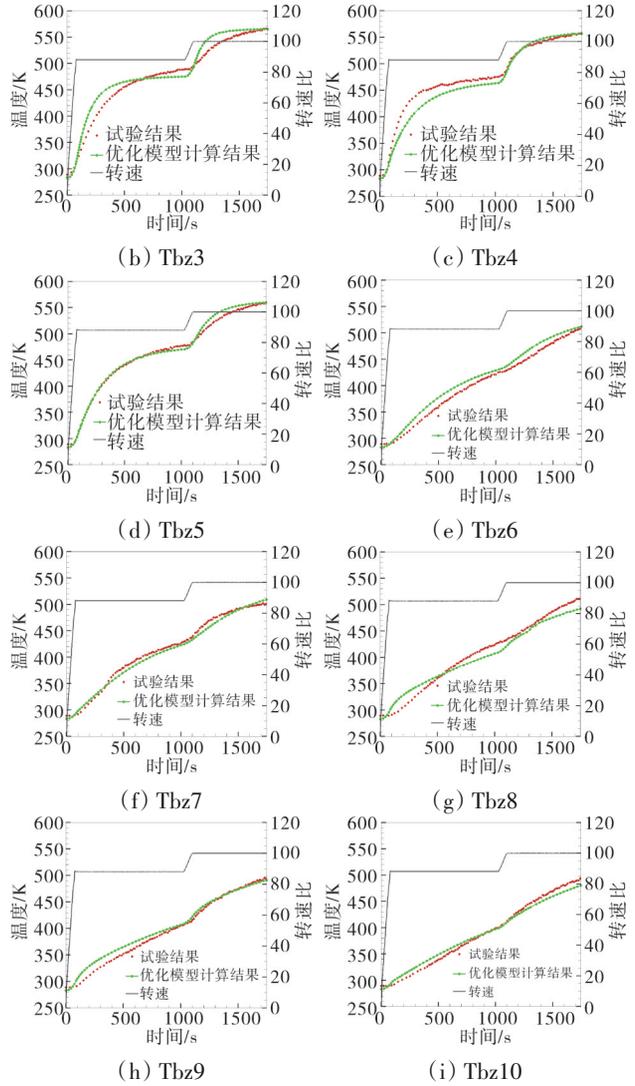
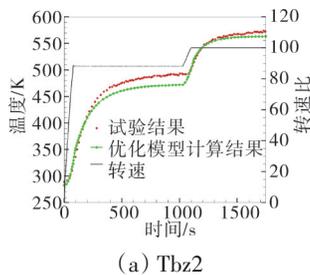


图 5 涡轮盘瞬态测点温度及优化后计算温度变化曲线

温度值较接近测试结果。

Tbz6、Tbz7、Tbz8、Tbz9、Tbz10 测点位于涡轮盘下半部,该区域受流动特点及结构特征的影响,壁温一直呈现增长趋势。优化计算模型得到的过渡态温度变化趋势及数值与测试结果基本重合,计算精度高。

高压涡轮盘瞬态热分析优化模型计算结果与测试温度的全时间域均方根偏差见表 3。其中,取点数 N 按计算历程中每 30 s 取 1 个点的方式进行。从表中可见,当前计算历程下全时间域内瞬态温度平均偏差为 11 K,最大偏差为 15 K。因此,采用瞬态热分析模型优化方法计算的高压涡轮盘瞬态温度具备较高的

表 3 全时间域均方根偏差 K

	测点 2	测点 3	测点 4	测点 5	测点 6
优化模型	12	15	15	6	11
	测点 7	测点 8	测点 9	测点 10	平均偏差
优化模型	7	13	9	7	11

计算精度,达到了工程计算的精度要求。

6 结论

(1)利用过渡态测试数据,引入优化算法编写了瞬态热分析模型自动优化程序,突破了现有工程计算中依靠设计人员的经验进行热分析模型修正方式,提高了计算准确度及计算效率。

(2)采用本文算法开展了高压涡轮盘温度场计算,在测点处节点计算温度随时间的变化曲线与过渡态实测温度变化趋势吻合性良好,且在全时间域内各壁温测点瞬态温度最大偏差低于20 K,满足工程计算的精度要求。

(3)本文方法是在瞬态测试数据的基础上优化得到的高压涡轮盘瞬态热分析模型。该模型在提高计算精度的同时,有助于加深工程计算中对高压涡轮盘换热边界的认知,将其应用于其他试车中同样取得了较好的计算效果,满足瞬态工程计算精度。

(4)对于类似发动机零部件,本文建立的热分析计算模型优化方法具有一定适用性及通用性,可推广应用。

参考文献:

- [1] Karabay H, Wilson M, Owen J M. Predictions of effect of swirl on flow and heat transfer in a rotating cavity[J]. *Heat and Fluid Flow*, 2001, 22(2):143-155.
- [2] Maeng D J, Lee J S. Characteristics of discharge coefficient in a rotating disk system[J]. *Transactions of ASME*, 1999, 121:663-669.
- [3] Owen J M. Air-cooled gasturbine discs: a review of recent research[J]. *Heat and Fluid Flow*, 1988, 9(4):354-365.
- [4] 孙纪宁,陶智.高位进气、径向出流的旋转腔内流动与换热的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2002, 17(5):586-590.
SUN Jining, TAO Zhi. Numerical investigation of fluid flow and heat transfer characteristics within a rotating cavity with a high positioned axial inlet and a radial outlet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(5):586-590. (in Chinese)
- [5] 于霄,吕多,李红莲,等.径向进气旋转盘腔换热特性试验研究[J]. *航空发动机*, 2014, 40(5):18-22.
YU Xiao, LYU Duo, LI Honglian, et al. Experimental investigation on heat transfer characteristics in a rotating disk with a radial inflow[J]. *Aeroengine*, 2014, 40(5):18-22. (in Chinese)
- [6] 王蕾,韩光禄,罗翔.高压涡轮后腔流阻特性与瞬态换热试验研究[J]. *航空发动机*, 2017, 43(2):91-98.
WANG Lei, HAN Guanglu, LUO Xiang, et al. Experimental study of flow resistance and heat transfer in rotor-stator cavity for high pressure turbine[J]. *Aeroengine*, 2017, 43(2):91-98. (in Chinese)
- [7] 孙纪宁,罗翔,刘金楠,等.瞬态法测量高转速旋转盘表面传热系数[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(5):969-974.
SUN Jining, LUO Xiang, LIU Jinnan, et al. Transient measurement for measuring the heat transfer in a rotating cavity with a high rotational speed[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(5):969-974. (in Chinese)
- [8] 《航空发动机设计手册》总编委会编.航空发动机设计手册(第16册)[M].北京:航空工业出版社,2001:116-129.
Editor Commission of Design Manual of Aero Turbo of engine. Design manual of aero turboengine (Volume 16) [M]. Beijing: Avianon Industrial Press, 2001:116-129. (in Chinese)
- [9] Abdul-Aziz A, Michael T T. Thermal finite-element analysis of space shuttle main engine turbine blade[R]. NASA-TM-100117.
- [10] 汪好,宋文艳,石德永.压气机和涡轮转子三维温度场计算研究[J]. *航空工程进展*, 2012, 3(3):344-350.
WANG Hao, SONG Wenyan, SHI Deyong. Calculation study on the compressor and turbine rotor three-dimensional temperature field[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2012, 3(3):344-350. (in Chinese)
- [11] 李朝阳,张艳春.燃机涡轮盘三维瞬态温度及应力场计算分析[J]. *动力工程*, 2006, 26(2):212-214.
LI Chaoyang, ZHANG Yanchun. Calculation and analysis of the transient 3-dimensional temperature and stress field of a gas turbine's disk[J]. *Journal of Power Engineering*, 2006, 26(2):211-214. (in Chinese)
- [12] 杨军,王代军,郭文.航空发动机压气机盘瞬态温度场的数值研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2009, 22(1):16-18.
YANG Jun, WANG Daijun, GUO Wen. Numerical simulation of the transient temperature field of a compressor disk[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2009, 22(1):16-18. (in Chinese)
- [13] 曹文利,宋文艳,汪好.高压压气机盘瞬态温度场计算研究[J]. *航空工程进展*, 2012, 3(1):98-103.
CAO Wenli, SONG Wenyan, WANG Hao. Calculation investigation of transient temperature field of high pressure compressor discs in a turbofan engine[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2012, 3(1):98-103. (in Chinese)
- [14] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].4版.北京:高等教育出版社,2016:41-44.
YANG Shiming, TAO Wenquan. Heat transfer[M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2016:41-44. (in Chinese)
- [15] 曹玉璋.航空发动机传热学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:226-265.
CAO Yuzhang. Aero-engine heat transfer[M]. Beijing: Beihang Press, 2005:226-265. (in Chinese)
- [16] Holland J H. Adaptation in natural and artificial systems [M]. Ann Arbor: University of Michigan Press, 1975:32-65.

- [17] Kirkpatrick S, Gelatt C D, Vecchi M P. Optimization by simulated annealing[J]. Science, 1983, 220: 671-680.
- [18] Shi Y, Eberhart R. A modified particle swarm optimizer[C]// Evolutionary Computation Proceedings 1998. Anchorage, Alaska; IEEE, 1998: 69-73.
- [19] 赵松, 施睿, 刘富强, 等. 基于自适应模拟退火算法的轮胎模型参数辨识[J]. 汽车测试与仿真, 2018(12): 15-17.
ZHAO Song, SHI Rui, LIU Fuqiang, et al. Parameter identification of tire model based on adaptive simulated annealing algorithm[J]. Automobile Applied Technology, 2018(12): 15-17. (in Chinese)
- [20] 赖宇阳. Isight 参数优化理论与实例详解[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012: 193-196.
LAI Yuyang. Isight parameter optimization theory and examples[M]. Beijing: Beihang Press, 2012: 193-196. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)