

基于改进温度评估模型的叶片冷却性能分析

黄聪聪^{1, 2, 4}, 徐国强^{1, 2, 3}, 闻洁^{2, 3, 4}, 庄来鹤^{1, 2, 4}, 孙京川^{2, 3, 4}

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;
4. 北京航空航天大学 杭州创新研究院(余杭), 杭州 311100)

摘 要: 为适应航空发动机涡轮冷却技术的发展趋势, 在传统叶片温度评估模型的基础上加以改进, 提出了适用于内外耦合涡轮叶片的温度评估模型。将改进后的温度评估模型嵌入到发动机整机热力性能计算模型中, 对飞机/发动机系统耦合分析, 研究了 F-16 战机在典型飞行任务和飞行包线内高压涡轮导叶的冷却性能。结果表明: 在全飞行任务下进行分析时, 叶片在实用升限、起飞及大爬升率工况下叶片工作热环境恶劣, 叶片易超温; 叶片表面温度沿径向为增长趋势, 在叶顶处达到最大值。在全飞行包线内进行分析时, 叶片表面温度随高度变化明显; 包线内高空低马赫数区域叶片的最高温度和承受的热应力最大, 叶片最高温度可达 1 342 K; 高空低马赫数区域的综合冷却效率与包线内的最高冷却效率相比, 降低了 34.2%。叶片冷却性能下降明显。在进行模型参数敏感性分析时, 与基准方案相比, 当输入参数改变相同比例, 改变冷气进口温度对叶片温度的影响最为显著。

关 键 词: 温度评估模型; 发动机热力计算; 典型飞行任务; 叶片表面温度; 高压涡轮叶片
中图分类号: V235.13 **文献标志码:** A

Analysis of blade cooling performance based on improved temperature assessment model

HUANG Congcong^{1, 2, 4}, XU Guoqiang^{1, 2, 3}, WEN Jie^{2, 3, 4},
ZHUANG Laihe^{1, 2, 4}, SUN Jingchuan^{2, 3, 4}

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. Hangzhou Innovation Institute (Yuhang), Beihang University, Hangzhou 311100, China)

Abstract: In order to meet the development trend of aero-engine turbine cooling technology, based on the traditional blade temperature evaluation model, an improved model suitable for internal and external coupled turbine blades was proposed. The improved temperature evaluation model was embedded into the engine thermal performance calculation model. And the cooling performance of the high pressure turbine guide vane of F-16 fighter within typical flight missions and flight envelope was studied through the

收稿日期: 2021-09-22

基金项目: 国家重大科技专项(2017-III-0003-0027)

作者简介: 黄聪聪(1998—), 女, 硕士生, 主要从事航空发动机综合热管理方面的研究。

通信作者: 闻洁(1964—), 女, 研究员, 博士, 主要从事传热传质、发动机整机综合热管理和发动机高温部件冷却方面的研究。

E-mail: wenjie@buaa.edu.cn

引用格式: 黄聪聪, 徐国强, 闻洁, 等. 基于改进温度评估模型的叶片冷却性能分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 816-829. HUANG Congcong, XU Guoqiang, WEN Jie, et al. Analysis of blade cooling performance based on improved temperature assessment model[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 816-829.

coupling analysis of aircraft and engine. Results showed that: when analyzed on the whole flight mission, under the conditions of practical lift limit, take-off and high climb rate, the blade worked in bad thermal environment and was prone to overheat; the blade surface temperature increased along the radial direction and reached the maximum value at the blade tip. When analyzed in the flight envelope, the blade temperature changed obviously with the height; the maximum temperature and thermal stress of the blade in the high altitude region with low Mach number were the largest, and the maximum temperature of the blade can reach 1342 K; compared with the highest cooling efficiency in flight envelope, the comprehensive cooling efficiency in the high altitude region with low Mach number was reduced obviously by 34.2%. When conducting sensitivity analysis of model parameters, compared with the benchmark scheme, when the input parameters changed by the same proportion, changing the inlet temperature of cool air had the most significant effect on blade temperature.

Keywords: temperature evaluation model; engine thermal calculation; typical flight mission; blade surface temperature; high pressure turbine blade

提高推力和热效率始终是航空发动机设计者所追求的目标,热力学指出提高涡轮前温度是提升航空发动机推力的有效措施。近年来,先进航空发动机的发展趋势也很好的体现了这一规律。图1是近年来航空发动机涡轮前温度的变化趋势,由此可以看出涡轮前温度逐渐升高,已经远高于叶片金属的承受温度。比如装配在空客 A380 上的 Trent900 航空发动机,在起飞时的涡轮前温度已经高达 1850 K,远远超过制造叶片所用的高温合金材料的工作最大许用温度 1370 K^[1]。

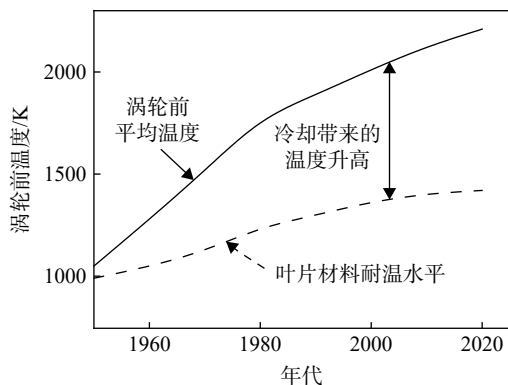


图1 航空发动机涡轮前温度的变化趋势

Fig. 1 Variation trend of aeroengine turbine front temperature

涡轮前温度的提高增大了叶片的负荷,也进一步对涡轮叶片的冷却技术提出了新的挑战。涡轮叶片冷却技术的发展已有六七十年的历史。在20世纪50年代,气冷叶片是航空发动机涡轮叶片的主要结构形式;到20世纪60年代,主要采用简单的单通道内部对流冷却;70年代中期发展至今,采用了气膜冷却和对流冲击冷却相结合的综合冷却技术,还采用了热障涂层、发散冷却等

冷却方式^[2]。多种冷却方式的综合应用进一步提升了涡轮叶片的承温能力,但也给涡轮叶片的设计和温度评估提出了更高的要求。因此,如何快速准确地对涡轮叶片温度进行评估,从而指导涡轮叶片冷却结构设计和冷气量分配,成了国内外学者们重点研究的课题。

在众多的温度评估模型中,最为经典的两种模型是由 Halls^[3] 提出的半经验法模型和 Ainley^[4] 提出的解析法模型。半经验法模型的提出是基于“理想叶片”的假设^[5],假定涡轮叶片温度均匀,不考虑叶片厚度,应用能量守恒和传热学规律列出稳态情况下的传热量方程,求解得到对应的叶片温度,该模型主要应用于对流冷却的叶片,并没有考虑气膜冷却和热障涂层的影响。后来 Torbidoni 等^[6] 在半经验模型以及气冷叶片半经验数据的基础上,建立了新的叶片冷却模型,并且引入了 Z 参数来评估叶片内部几何形状对冷却性能的影响。Wilcock 等^[7] 也在半经验模型的基础上加以改进,将完全理想的叶片半理想化,考虑了叶片内外壁温度的不同以及热障涂层和气膜冷却的影响,通过引入叶片内部冷却效率、气膜冷却效率等参数,避免了求解难以确定的传热系数以及叶片几何数据等,得到了含有6个参数的评估叶片综合冷却效果的表达式。与上述半经验法模型有所不同,解析法对温度的评估并不依靠经验数据。Ainley^[4] 在1957年提出解析法模型,将涡轮叶片的热传导简化成纯导热问题,忽略了气膜冷却和叶片内部的对流传热,成功得到了冷气温度和叶片温度沿径向的解析式。在解析法模型的基础上,有很多科研工作者做了大量研究,并对此模型进行了改

进。其中比较著名的是 Consonni^[8] 做出的改进, 把涡轮叶片当作交叉流换热器来处理。他考虑了叶片厚度的影响, 并把不易测得的叶片的几何参数等数据用冷却水平参数 Z 来衡量, 最终可以得到叶片内外壁面温度沿高度的分布, 计算得到为指数型分布^[9]。Consonni 提出的模型虽然考虑了对流换热, 但并没有考虑气膜冷却和热障涂层的影响, 并且仍然沿用了 Ainley 对于进口温度均匀的假设, 与叶片实际情况存在差异。

叶片评估模型对温度的评估是基于发动机涡轮叶片的真实工况。发动机作为飞机的核心部件系统, 本身是一个技术高度密集的产品, 包含进气道、压气机、燃烧室、涡轮、尾喷管等几大部件^[10]。各个部件之间协同工作, 相互影响。进气道的工作状况会对压气机、燃烧室等部件产生影响, 压气机喘振又会传递到进气道及燃烧室等部件, 燃烧室的不稳定也会影响到涡轮, 对整个发动机性能产生影响。所以, 研究叶片的冷却性能, 需要明确工况下发动机的性能参数变化规律。其中发动机的总体性能, 可以利用数学模型以及先进的计算机建模技术建立精确的发动机各个部件的气动热力学模型。飞机执行不同的飞行任务, 进而对发动机在不同工况下的总体性能提出了不同的需求, 比如推力。这些需求直接影响发动机各部件的工作条件, 影响涡轮叶片的性能。因此, 评估真实工况下的涡轮叶片温度, 需要结合飞机和发动机耦合系统共同分析, 应用温度评估模型, 结合发动机性能需求评估不同工况下的叶片冷却性能。

由上述分析可知, 在叶片温度评估模型方面, 随着航空发动机涡轮叶片冷却技术的发展, 多种冷却方式的综合运用将成为常态。传统的温度评估模型只考虑单一导热或对流换热已经不能满足当下的温度评估需求。在系统分析方面, 随着战斗机飞行条件的变化, 飞行高度、马赫数等参数势必会影响发动机性能和叶片温度, 目前关于完整飞行任务下的飞机/发动机耦合系统的叶片冷却性能分析较为缺乏。针对上述问题, 本文在传统叶片评估模型的基础上进行改进, 提出了可以适用于内外耦合涡轮叶片的温度评估模型; 并将该模型嵌入发动机热力参数计算模型中, 对 F-16 飞机/发动机耦合系统进行分析, 评估在全飞行任务和飞行包线下不同工况的涡轮叶片冷却性能。

1 发动机热力性能仿真模型

飞机在不同阶段飞行任务要求不同, 导致飞机发动机所处状态不同。图 2 所示为发动机热力性能仿真模型的概念图。为了计算在特定飞行任务下发动机各部件的热力状态, 引入了航空发动机热力参数计算模型, 用来计算发动机在设计点以及非设计点的飞行性能; 此外, 为了实时获得特定工况下的涡轮叶片温度, 在仿真系统中引入了一种改进的叶片温度评估模型, 对全飞行任务中的冷气的热保护性能及叶片的冷却性能进行评估。

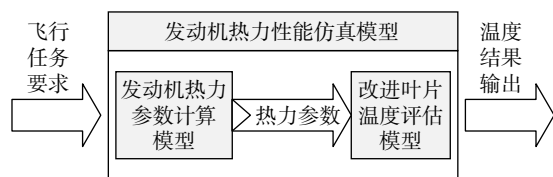


图 2 发动机热力系统仿真模型

Fig. 2 Simulation model of engine thermodynamic system

全飞行任务中叶片冷却性能的评估流程如图 3 所示。首先, 明确不同飞行任务下的需求推力 F_{req} ; 进而应用发动机热力参数计算模型得到满足特定推力要求的涡轮前温度 T_{4} 以及冷气流量等热力参数; 最后将上述得到的热力参数以及叶片几何等相关参数作为改进叶片温度评估模型的输入, 从而得到在该飞行任务下的叶片温度分布, 进一步分析叶片冷却性能。

1.1 热力参数计算模型

航空发动机的工作过程十分复杂, 涉及到气体动力、热力工作过程以及机械结构控制等多方面。在进行热力参数计算时, 选取的发动机模型为双转子小涵道比混合排气涡扇发动机。为了简化计算难度, 对模型进行了一定的假设, 具体如下:

- 1) 假设流经发动机的气流是理想气体或者理想气体的混合气体, 流体的黏性力忽略不计。
- 2) 假设流经发动机的气流是定常流动, 忽略进气畸变、旋转失速等非定常流动对发动机性能产生的影响。
- 3) 假设气流在发动机每个部件的进、出口截面以及每一轴向截面流动均是一维流动。

基于上述假设, 建立混排涡扇发动机的物理模型^[10]如图 4 所示, 并对发动机的特征截面进行了编号, 具体含义如表 1 所示。

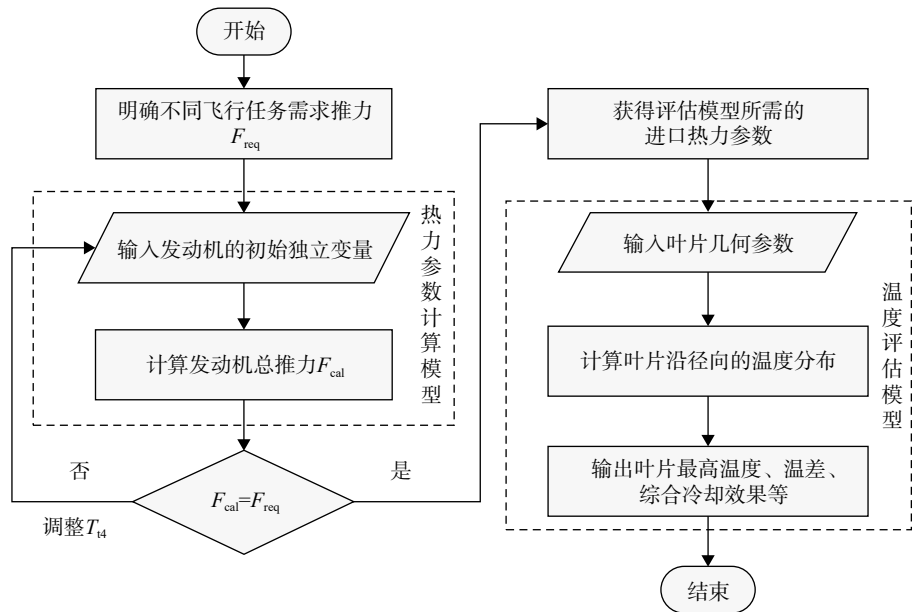


图 3 飞行任务下叶片冷却性能评估流程

Fig. 3 Evaluation process of blade cooling performance under flight mission

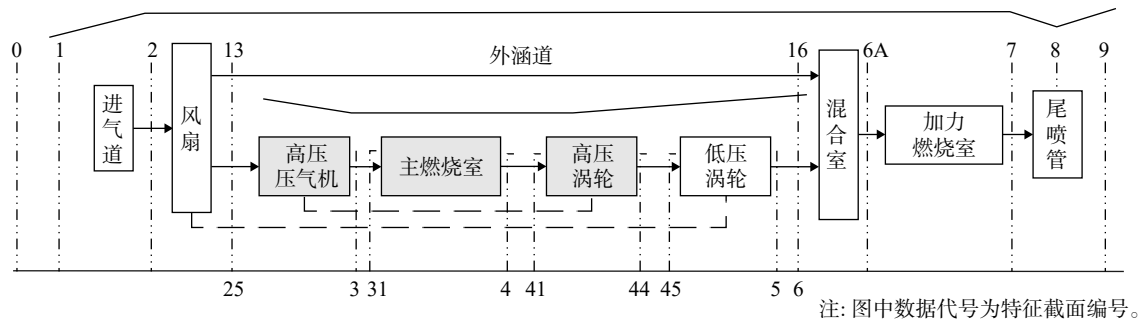


图 4 混排涡轮发动机物理模型

Fig. 4 Physical model of mixed flow turbopump

表 1 特征截面			
Table 1 Characteristic of section			
编号	截面含义	编号	截面含义
0-0	远前方来流	44-44	高压涡轮出口
1-1	进气道进口	45-45	低压涡轮转子进口
2-2	风扇进口	5-5	低压涡轮出口
13-13	风扇出口	6-6	混合室主流进口
25-25	高压压气机进口	16-16	混合室外涵气流进口
3-3	高压压气机出口	6A-6A	加力燃烧室进口
31-31	燃烧室进口	7-7	尾喷管进口
4-4	燃烧室出口	8-8	尾喷管喉道
41-41	高压涡轮转子进口	9-9	尾喷管出口

在进行热力参数计算时,按照上述发动机流路从前到后依次进行截面参数的计算。如图 5 所

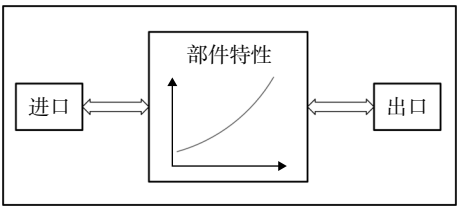


图 5 截面参数传递示意图

Fig. 5 Schematic diagram of section parameters transfer process

示,通过发动机部件的特性将性能参数从部件进口截面传递到出口截面,各个部件参数的传递有流量、总温和总压的传递。

1.2 计算模型精度验证

将文献 [11] 中提及的 F-119 发动机公开的设计点及非设计点循环参数作为输入参数,分别利用 GASTURB 软件及本研究采用的热力计算程序计算该发动机性能,以验证本研究所采用的热力计算程序的计算精度。其中设计点和非设计点的

计算输入参数如表 2 所示, 计算结果如表 3、表 4 所示, 其中 Ma 表示马赫数, H 表示高度。

表 2 F-119 发动机循环参数

Table 2 Cycle parameters of the F-119 engine

循环参数	设计点 ($H=0\text{ km}$, $Ma=0$)	非设计点 ($H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$)
换算空气流量/(kg/s)	126	125.52
涵道比	0.3	0.298
风扇压比	4.5	4.5
风扇效率	0.85	0.854 9
压气机压比	5.8	5.786
压气机效率	0.86	0.861 3
涡轮前温度/K	1860	2011
高压涡轮效率	0.87	0.875
低压涡轮效率	0.88	0.884 5
高压导叶引气比例/%	12	12
高压动叶引气比例/%	7.2	7.2
低压导叶引气比例/%	5.5	5.5
飞机系统引气比例/%	1	1

表 3 F-119 发动机设计点验证

Table 3 Validation of the F-119 engine design points

参数	设计点($H=0\text{ km}$, $Ma=0$)		
	文献 [11]	计算值	GASTURB
推力/kN	105.5	105.0	105.5
耗油率/(kg/(N·h))	0.083 7	0.086 6	0.083 6
高压涡轮膨胀比	2.660	2.820	2.719
低压涡轮膨胀比	2.110	2.102	2.072
喉道面积/m ²	0.244 8	0.250 1	0.245 0

表 4 F-119 发动机非设计点验证

Table 4 Validation of the F-119 engine off-design points

参数	非设计点($H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$)		
	文献 [11]	计算值	GASTURB
推力/kN	62.5	65.4	62.49
耗油率/(kg/(N·h))	0.118 3	0.112 7	0.119 0
高压涡轮膨胀比	2.660	2.782	2.711
低压涡轮膨胀比	2.100	2.081	2.073
喉道面积/m ²	0.244 8	0.257 1	0.247 9

从设计点和非设计点的计算结果可以看出, 对于推力和耗油率, 本研究采用的热力计算程序的计算结果与公开的数据以及 GASTURB 10 的计算值相对误差基本都在 5% 以内。因此可认为

本研究采用的发动机热力计算程序可很好的计算小涵道比双轴涡扇发动机在设计点和非设计点的热力参数。

1.3 改进的叶片温度评估模型

在航空发动机热力性能仿真系统中加入了叶片温度评估模型, 使系统在获得发动机性能的同时也能对叶片的冷却性能进行评估。与传统的解析法和半经验法模型不同, 在系统中加入的叶片温度评估模型可以适用于内外耦合的涡轮叶片, 并且可以评估出叶片在径向上的温度分布。

根据 Wilcock 等提出的评估模型以及解析法模型对涡轮叶片的简化思路, 在上述基础上改进, 不再将叶片的温度进行均匀处理。考虑叶片沿径向的温度变化, 把每一个微元段都假设成 Wilcock 等提出的半理想化叶片的形式, 其中改进后的评估模型将内外耦合的涡轮叶片简化成如图 6 所示, 其中, Y 代表涡轮叶片高度, y 为微元段 dy 到叶根的距离, dA_g 为该微元段叶片与燃气相接触的面积。

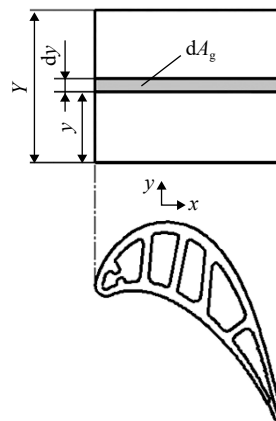


图 6 涡轮叶片模型

Fig. 6 Turbine blade model

考虑叶片的厚度以及气膜冷却、热障涂层等对温度分布的影响, 改进后的模型做出了如下假设:

- 1) 将叶片沿径向划分很多微元段, 在每一个微元段内叶片温度相等, 即假定温度沿弦向均匀。
- 2) 假设比定压热容 c_p 等物性参数为定值。
- 3) 对于气膜冷却, 采用参与气膜冷却的空气质量分数 w_{fc} 来衡量气膜冷却水平, 未参与气膜冷却的冷气从叶片的尾缘排出与燃气掺混^[12]。
- 4) 假定叶片金属在能量传递过程中没有蓄热能力, 假定冷却气可以将燃气传递的热量全部吸收。

5) 假定热障涂层沿径向的导热忽略不计。

基于上述假设, 将微元段能量传递的过程简化成图7所示。其中, TBC表示热障涂层(thermal barrier coating), T_{0g} 为主流气体温度, $T_{0c,i}$ 为冷气进口温度, T_{aw} 为绝热外壁温度, T_w 为热障涂层外表面温度, T_m 为叶片温度, T_{cl} 为冷却气体温度, t 为厚度, 下标 TBC、m 分别代表热障涂层和叶片, dq 为微元段的传热量, h 为表面传热系数, dA 为该微元段与气体相接触的面积, 下标 g、cl 分别代表主流气体和冷气。

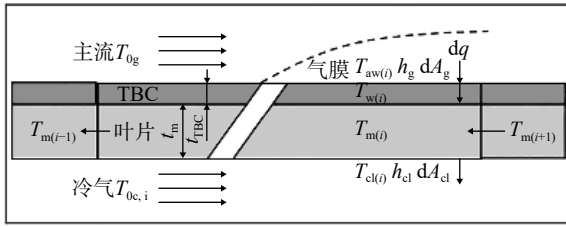


图7 能量传递示意图

Fig. 7 Schematic diagram of energy transfer process

根据图7, 列出稳态情况下的传热量方程如下:

考虑燃气对热障涂层的对流换热

$$dq_1 = h_g dA_g [T_{aw}(i) - T_w(i)] \quad (1)$$

考虑热障涂层对涡轮叶片的导热

$$dq_2 = [T_w(i) - T_m(i)] / \left(\frac{t_{TBC}}{\lambda_{TBC}} + \frac{t_m}{2\lambda_m} \right) dA_g \quad (2)$$

式中 λ 为导热系数。

考虑叶片沿径向的导热

$$dq_3 = \frac{\lambda_m}{dy} A [T_m(i+1) - T_m(i)] \quad (3)$$

$$dq_4 = \frac{\lambda_m}{dy} A [T_m(i) - T_m(i-1)] \quad (4)$$

式中 A 为叶片截面面积。

考虑叶片和冷却气体的对流换热

$$dq_5 = [T_m(i) - T_{cl}(i)] / \left(\frac{t_m}{2\lambda_m} + \frac{1}{h_{cl}} \right) dA_{cl} \quad (5)$$

考虑冷却气体的吸热量

$$dq_6 = \left(m_{cl} - \frac{w_{fc} m_{cl}}{H} y \right) c_p [T_{cl}(i) - T_{cl}(i-1)] \quad (6)$$

稳态情况下, 传热量满足下述方程:

$$dq_1 = dq_2 \quad (7)$$

$$dq_2 + dq_3 = dq_4 + dq_5 \quad (8)$$

$$dq_5 = dq_6 \quad (9)$$

联立式(1)~式(9), 对叶片的每一个微元段进行求解, 给定温度初场, 进行迭代求解, 最终得到 T_m 沿径向的分布。其中, 求解过程中相关参数的确定方法如下:

1) 通过引入气膜冷却效率 ε_f 这一参数, 将绝热外壁温度表示成气膜冷却效率与冷气温度的关系式, 即

$$\varepsilon_f = \frac{T_{0g} - T_{aw}}{T_{0g} - T_{cl}} \quad (10)$$

2) 冷却气体的质量 m_{cl} , 由给定的冷却条件确定。

3) 叶片高度 H 和主流、冷却气体与叶片接触面的面积由叶片几何特性来确定。

4) 参与气膜冷却的空气质量分数 w_{fc} , 根据涡轮叶片中参与气膜冷却的冷气分配比例来确定。

5) h_g 、 h_{cl} 为表面传热系数, 在方程中通过引入毕渥数 Bi 避免了 h_g 的求解。

$$Bi = \frac{hd}{\lambda_m} \quad (11)$$

式中 λ_m 为固体导热系数。

h_{cl} 则是通过 Nu 来确定^[13]

$$h_{cl} = \frac{Nu \lambda_l}{l} \quad (12)$$

式中 λ_l 为流体的导热系数。

Nu 根据文献 [14] 的管内对流换热关联式 Gnielinski 公式来确定。

$$Nu_f = \frac{(f/8) (Re - 1000) Pr_f}{1 + 12.7 \sqrt{f/8} (Pr_f^{2/3} - 1)} \left[1 + \left(\frac{d}{l} \right)^{2/3} \right] C_t \quad (13)$$

对气体来说

$$C_t = \left(\frac{T_f}{T_w} \right)^{0.45}, \quad \frac{T_f}{T_w} = 0.5 - 1.5 \quad (14)$$

式(13)中 f 为管内湍流流动的 Darcy 阻力系数, 按 Filonenko 公式计算。

$$f = (1.82 \lg Re - 1.64)^{-2} \quad (15)$$

因此, 在发动机热力性能计算模型中引入该改进的温度评估模型, 结合热力参数计算结果和叶片几何相关数据, 计算出全飞行任务中叶片的温度分布和冷却效果分布, 从而分析各工况点是否满足叶片性能要求, 从叶片冷却性能的角度为

飞行设计点的选择提供参考。

1.4 叶片温度评估模型的验证

为了对改进的温度评估模型进行有效的验证,本文选取了 De Wolf 等^[15]的涡轮叶片冷却流分析报告中的数据、Lallini 等^[16]提出的通用燃气轮机

冷却空气量计算工具的计算结果以及邓丽君等^[17]通过实验获得的涡轮叶片表面温度场及综合冷却结果的数据与本文评估模型进行对比分析。在改进的温度评估模型中保证与文献 [15-17] 相同的输入数据,最终计算的结果如表 5 所示。

表 5 模型验证结果
Table 5 Model verification results

参数	文献 [15]	文献 [16]	文献 [17] ^①	文献 [17] ^②
T_{0c}/K	821	796	342	293
T_{0g}/K	1 670	1 692	615	615
$m_{cl}/(kg/s)$	0.108 9	0.083 0	0.005 4	0.005 4
m_{cl}/m_g	0.105 8	0.058 3	0.016	0.016
叶片平均温度/K (文献结果)	1 262	1 215	527.4	513.6
叶片平均温度/K (模型结果)	1 229.0	1 205.8	528.2	512.6
相对误差/%	-2.61	-0.76	0.15	0.19

注:上标①、②分别表示文献 [17] 中的两组数据。

从上述文献 [15-17] 的验证结果可以看出,改进模型对特定工况下的叶片平均温度的计算结果与文献 [15-17] 的结果误差都在 5% 以下,具有一定的准确性,可以认为基本满足叶片温度评估需求。

2 任务需求推力计算

对飞行任务下叶片冷却性能进行分析,首先需要明确该任务下的需求推力,然后带入到发动机总体仿真模型中进行计算。而计算飞机在特定工况下的推力,则需要对飞机进行任务分析,计算出飞机的起飞质量,进而结合该工况下的升力阻力系数等计算出需求推力。

2.1 各工况点飞机质量确定

飞机的起飞质量可以表示为

$$W_{to} = W_p + W_e + W_f \quad (16)$$

其中 W_p 为总有效载荷质量, W_f 为飞机的任务燃油质量, W_e 为空机质量。

W_p 可以分为两部分 W_{pe} 和 W_{pp} , W_{pe} 是消耗性有效载荷质量,比如货物或弹药; W_{pp} 是永久有效载荷质量,在整个飞行任务中都存在,比如设备人员等质量;空机质量 W_e 与战斗机的类型有关。与传统的轻质金属相对应,空机质量 W_e 可以统计成起飞质量的经验函数^[18],对战斗机来说,该函数关系式可以表达为

$$\frac{W_e}{W_{to}} = 2.34 W_{to}^{-0.13} \quad (17)$$

飞机的任务燃油质量 W_f 可由任务燃油系数 M_{ff} 确定

$$W_f = (1 - M_{ff}) W_{to}, \quad M_{ff} = \prod_{i=1}^n \frac{W_i}{W_{i-1}} \quad (18)$$

其中 W_i/W_{i-1} 为战斗机第 i 个任务段的终点质量与初始点质量之比。

综上,飞机的起飞质量表达式以及各阶段的飞机质量可以写成如下形式:

$$W_{to} = 2.34 W_{to}^{0.87} + (1 - M_{ff}) W_{to} + W_p$$

$$M_{ff} = \prod_{i=1}^j \frac{W_i}{W_{i-1}} \quad (19)$$

$$W_i = \prod_{j=1}^{i-1} \frac{W_j}{W_{j-1}} W_{to}$$

选取 F-16 战斗机进行分析,其在地面的总质量 W_{to} 为 14 968 kg^[19],由飞机质量的计算公式可知,只要确定出各飞行任务下的任务燃油系数,即可确定各工况点的飞机质量。

由于战斗机类型和作战任务需求不尽相同,所以各个战机的飞行任务要求存在一定差异。完整的飞行任务包括从起飞到着陆等多个阶段。每个阶段都有特定的飞行马赫数、高度以及性能要求。这里选取该战机典型的展示低空性能的高-低-低-高飞行任务规划^[19]以及最大马赫数飞行、

最大爬升率、实用升限等几个极限飞行工况点进行分析,图 8 和表 6 分别展示了飞行任务的基本信息和工况点的滑跑距离 S 、时间 t 等相关参数。

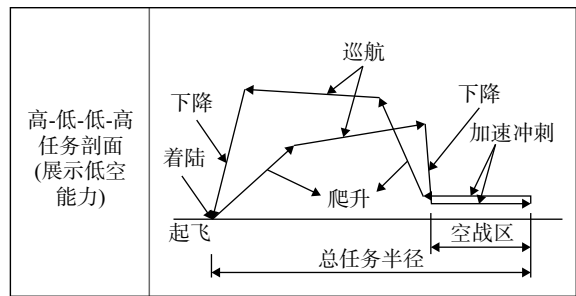


图 8 任务剖面
Fig. 8 Mission profile

表 6 飞行任务信息
Table 6 Flight mission information

工况编号	任务段	任务描述
1	起飞	$S=500\text{ m}$, $H=0\text{ m}$, $Ma=0.2$, 加力
2	爬升	$H=0\sim10\,150\text{ m}$, $Ma=0.83$
3	巡航	$H=10\,150\sim11\,308\text{ m}$, $Ma=0.83\sim0.86$
4	下降	$Ma=0.65$
5	加速	$Ma=0.45\sim0.85$, $t=60\text{ s}$
6	空战	$Ma=0.85$
7	爬升	$Ma=0.87$
8	巡航	$H=13\,320\sim13\,716\text{ m}$, $Ma=0.87$
9、10	下降着陆	飞行高度从 $13\,716\text{ m}$ 下降至 水平面着陆状态, $Ma=0.6$
11	最大马赫数	$H=9\,000\sim18\,000\text{ m}$, $Ma=2.0$, 加力
12	实用升限	$H=18\,000\text{ m}$, $Ma=1.0\sim2.0$, 加力
13	最大爬升率	$dH/dt=314.5\text{ m/s}$, $H=0\text{ m}$, $Ma=0.8$, 加力
14	战斗盘旋	$H=10\,000\text{ m}$, $Ma=1.6$, 加力

根据燃油系数计算公式得到上述各计算工况点的燃油比例系数,其中各个阶段的燃油比例系数的简化估算公式^[20]如表 7 所示。

表 7 中 V_0 为巡航速度,单位为 m/s , R 为航程,单位为 km ; L/D 为升阻比, SFC 表示发动机单位耗油率(量符号记为 r_{SFC}),该战机耗油率为 $0.064\,7\text{ kg}/(\text{N}\cdot\text{h})$ ^[21], T_{av} 为飞行条件下的可用推力, t_{CBT} 为空战时间(CBT),通常采用加力飞行 3 min 或最大状态飞行 5 min 。

表 7 任务燃油系数计算公式

Table 7 Calculation formula of fuel proportional coefficient

任务段	任务燃油系数 M_{ff}
起飞	0.992~0.995
爬升	1.006 5~0.032 5 Ma
巡航	$e^{-\frac{R \cdot r_{\text{SFC}} \cdot g}{V_0(L/D)}}$
空中巡逻	0.967 5
空战	$1 - T_{\text{av}} \cdot r_{\text{SFC}} \cdot t_{\text{CBT}} / W_{i-1}$
加速冲刺	0.979 5
最短时间爬升	0.997
亚声速巡航爬升	$e^{-\frac{R \cdot r_{\text{SFC}} \cdot g}{V_0(L/D)}}$
待机	0.967 7
下降着陆	1

结合表 7 中的燃油系数计算公式,初始时取战斗机瞬时质量系数为 1,不考虑空战时飞机装载武器质量的突变,假定极限工况的飞行在执行该低空任务之后,最终得到各工况点的总燃油系数如图 9 所示。

由此,可以根据式(20)计算出各工况点的质量 W_i 。

$$W_i = \prod_{j=1}^{i-1} \frac{W_j}{W_{j-1}} W_{t_0} \tag{20}$$

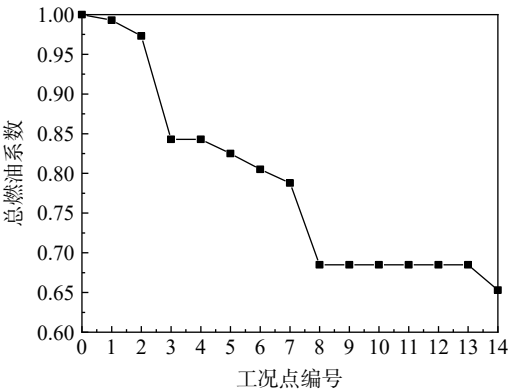


图 9 各工况总燃油系数

Fig. 9 Total fuel coefficient under various conditions point

2.2 推力需求计算

如图 10 所示为战斗机任意飞行状态下的受力分析,其中 W 为飞机当地重力(与起飞质量、飞行时间及发动机油耗有关), L 为升力, T 为当地总推力(与飞行任务和飞行状态有关), D 为阻力;

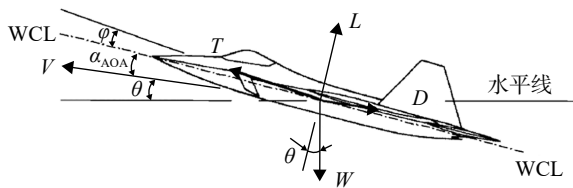


图 10 战机受力分析

Fig. 10 Fighter force analysis

战斗机的飞行速度为 V , 飞行速度与水平面的夹角为 θ , 空气来流速度与战斗机翼弦线(WCL)的攻角(AOA)量符号记为 α_{AOA} 。

根据战斗机的受力分析简图, 对战斗机应用牛顿第二定律得到战斗机的受力方程

$$T \cos(\alpha_{AOA} + \varphi) - W \sin \theta - D = \frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{d\tau} \quad (21)$$

对上述方程左右两边同时乘以飞行速度 V , 方程变为

$$[T \cos(\alpha_{AOA} + \varphi) - W \sin \theta - D]V = \frac{W}{2g} \cdot \frac{dV^2}{d\tau} \quad (22)$$

假设发动机推力方向与飞行速度方向一致, 则攻角 α_{AOA} 和 φ 之间的夹角可约等于 0° , 因此

$$\cos(\alpha_{AOA} + \varphi) \approx 1 \quad (23)$$

同时, $V \sin \theta$ 可做如下简化:

$$V \sin \theta = \frac{dH}{dt} \quad (24)$$

综上, 飞行的受力方程可化简成如下形式:

$$\frac{T - D}{W} = \frac{1}{V} \cdot \frac{d}{d\tau} \left(H + \frac{V^2}{2g} \right) \quad (25)$$

根据式(25), 结合飞机的升阻特性, 即可计算出飞机在特定工况下的推力。其中, 飞行阻力根据升阻系数 C_L 、 C_D 来确定。

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (26)$$

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (27)$$

$$C_D = C_{D, \min} D I + A (C_L - C_{L, \min})^2 \quad (28)$$

式中 ρ 为大气在特定高度下的密度, S 为战斗机的机翼面积, 式(28)为极曲线计算公式, 由文献 [20] 确定该战斗机的极曲线。

根据上述飞机的受力方程, 结合各工况点的飞机质量以及推力计算公式, 计算出该任务规划下的各工况的需求推力如表 8 所示。

表 8 各工况点需求推力

Table 8 Required thrust under various conditions point

工况点编号	推力/kN	工况点编号	推力/kN
1	122.66	8	12.36
2	51.48	9	1.62
3	14.41	10	2.62
4	1.77	11	55.47
5	41.57	12	20.56
6	44.44	13	135.14
7	24.53	14	65.96

3 叶片冷却性能分析

基于上述发动机热力性能仿真模型的支持, 结合改进的叶片温度评估模型, 对不同飞行任务以及包线内的涡轮叶片的温度分布及综合冷却效果等进行评估, 分析叶片的冷却性能。结合表 8 计算出的各工况下的需求推力, 首先应用总体热力计算程序进行设计点和非设计点的计算, 得到需要满足各工况点需求推力的涡轮前温度、涡轮叶片进口总冷气量和进口温度等参数, 然后以此作为进口参数带入温度评估模型中得到叶片温度分布, 对叶片冷却性能进行评估。

3.1 评估模型进口热力参数确定

选用上述 F-16 战斗机的发动机模型^[21], 发动机设计点参数的选择如表 9 所示。

表 9 发动机设计点参数

Table 9 Parameters of the engine design point

参数	数值
总压比	32
涵道比	0.4
进气流量/(kg/s)	112.4
涡轮前温度/K	1 672

应用热力性能仿真程序, 对表 6 中的各个工况进行计算, 在起飞段以及上述工况 11、12、13、14 等极限工况点开启加力燃烧室, 设置加力燃烧室出口温度为 2 000 K, 最后得到该飞行任务规划下各工况点满足所需推力的涡轮前温度、涡轮叶片进口温度和进口冷气量如图 11、图 12 所示。

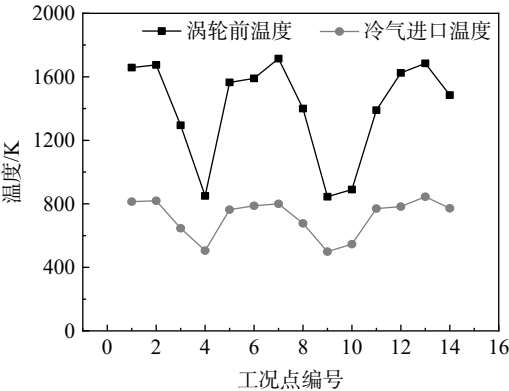


图 11 各飞行工况涡轮前温度及冷气进口温度
Fig. 11 Turbine front temperature and air inlet temperature in each flight condition

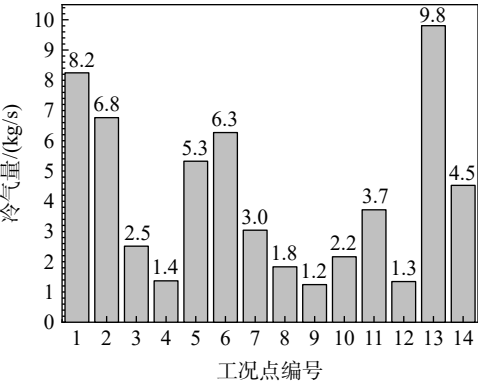


图 12 各飞行工况下叶片进口冷气量
Fig. 12 Flow rate of cool air at blade inlet in each flight condition

对图 11 所示温度结果分析, 在各个工况下完成既定的飞行任务, 各工况的涡轮前进口温度基本处于 1 400~1 700 K, 冷气进口温度基本处于 650~850 K。其中, 在起飞段工况 1 发动机涡轮前温度较高, 是由于起飞时飞机的需求推力较大, 为了满足推力需求, 涡轮前温度需保持在较高水平; 在爬升段工况 2、7、13 涡轮前温度也较高, 这是由于在上述工况下, 飞机在特定高度上以最大的爬升率进行爬升, 导致涡轮工作在近极限点, 温度较高。在下降着陆工况点 4、9、10, 涡轮前温度和冷气温度较低, 这是由于上述工况下发动机处于慢车状态, 转速较低, 在该慢车工况下所需推力接近 0 N, 压气机耗功少, 对气体的做功少, 所以气体温度低。

对图 12 所示各工况下的涡轮叶片冷气量分析, 在高压压气机后面级引气, 引气比例取 10%, 由质量守恒可以得到, 冷气引气量 m_{cl} 可以表示成进气换算流量 m_{cor} 、高度和马赫数的函数。

$$m_{cl} = \phi(m_2) = f(m_0) = \Phi(m_{cor}, H, Ma) \quad (29)$$

高度和马赫数通过影响气体的总压总温来影响流量, 理论上在相同条件下, 发动机处于正常工作状态时, 工况点马赫数越大, 冷气量越大; 高度越高, 冷气量越低。不计下降着陆时的慢车状态, 从图 12 可以看出, 在低空高马赫数工况 13 冷气量最大, 在高空工况 8、12 时冷气量较少, 与理论结论一致。

3.2 典型飞行任务下叶片冷却性能分析

对飞行任务下各工况点进行分析, 将程序得到的不同工况的涡轮前温度、冷气量等热力参数作为温度评估模型的输入参数(表 10), 对各工况下的高压涡轮导叶温度进行评估。

表 10 温度评估模型输入参数
Table 10 Temperature evaluation model input parameters

参数	数值及说明
T_{0ci}/K	程序计算
$m_{cl}/(kg/s)$	程序计算
T_{0g}/K	程序计算
$\lambda_{TBC}/(W/(m \cdot K))$	1.02
A_{ci}/m^2	0.005 262
A_g/m^2	0.003 811 5
Y/m	0.046 5
$\lambda_m/(W/(m \cdot K))$	35 W
Bi_m	0.15
Bi_{TBC}	0.3
w_{ic}	0.6
ε_t	0.2($y \leq 0.1Y$)
	0.5($y \leq 0.9Y$)
	0.1($y > 0.9Y$)

结合模型输入参数, 对每一个工况点进行涡轮叶片温度的评估, 最终得到在该飞行任务剖面下不同工况的叶片的最高温度和径向最高温度与最低温度的差值如图 13 所示。

叶片最高温度与最低温度的差值可在一定程度上表征叶片承受的热应力水平, 对上述全飞行任务中各工况的叶片温差结果进行分析, 可以看出在大爬升率工况 7 和实用升限工况 12 叶片温差最大, 温差达到 158 K。对叶片的最高温度结果进行分析, 可以看到在实用升限工况 12 下温度最高, 达到了 1 200 K, 接近叶片材料的承温极限。此外, 在起飞工况 1 以及爬升工况 2、7、13 叶片温度也较高。考虑这几种工况, 为了满足飞行要

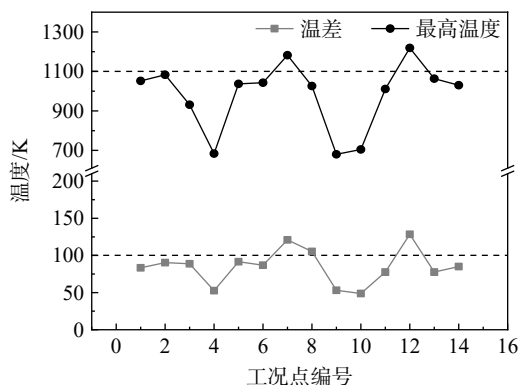


图 13 不同飞行任务叶片外表面最高温度及温差

Fig. 13 Maximum temperature and temperature difference of blade surface in different flight missions

求,所需的发动机推力较大,从而导致所需的涡轮前温度较高,最终使得叶片超温。因此可知,发动机在起飞、实用升限以及大爬升率等大推力工况下涡轮叶片的工作条件严峻,叶片容易超温,影响叶片的正常工作。

上述给出了叶片在各个工况下的最高温度和温差,为了了解更多的叶片温度细节,下面选取飞行任务中的某一典型工况进行分析,以水平加速工况 5 为例,通过输入涡轮前温度、冷气温度等热力参数,计算得到了该工况下的冷气侧及叶片表面的温度沿径向的分布,如图 14 所示。

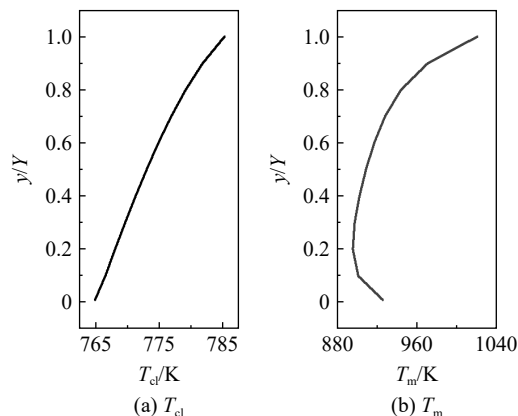


图 14 冷气侧和叶片表面温度分布

Fig. 14 Temperature distribution of cool air and blade surface

对水平加速工况下的温度分布结果进行分析,由图 14 可知,叶片冷气侧温度沿径向方向逐渐升高,在叶顶处达到最大值;叶片表面温度沿径向总的来说为增长趋势,在中间部分温度略有下降,在叶顶处达到最大值(1020 K)。其中,在叶中位置叶片表面温度较低,这是由于该位置有相应的气膜孔,气膜冷却效率高,可以对叶片进行较好的冷却,而叶根和叶顶处气膜冷却效率则接近 0,

冷却效果不好,温度则较高。

3.3 全包线内叶片冷却性能分析

在 F-16 战斗机的飞行包线内进行分析,设计点参数与表 9 保持一致,在非设计点时采用涡轮前温度不变的控制规律,取 $T_{t4}=1672\text{ K}$ 。对上述飞行包线进行离散化,如图 15 所示,将离散化包线内各工况点带入嵌入温度评估模型的发动机仿真模型中,计算得到包线内的叶片最高温度 $T_{\max}$ 、叶片径向温差 ΔT 以及叶片的综合冷却效果如图 16~图 18 所示。

对上述包线内叶片温度结果进行分析,从包线内叶片最高温度分布可以看出,在保证涡轮前温度不变的控制规律下,叶片最高温度随高度变化显著,高度越高,叶片温度就越高。结合图 19 典型战斗机在包线内的作战区域的划分情况,可以看出在过失速机动区以及载击高空目标区叶片超温情况明显,最高温度可达 1342 K,接近叶片材料的承温极限。从包线内的叶片温差分布来看,叶片所承受的热负荷受高度和马赫数的综合影响。

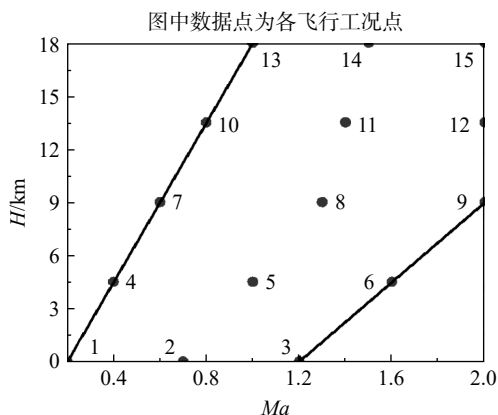


图 15 离散化包线

Fig. 15 Discretized envelope

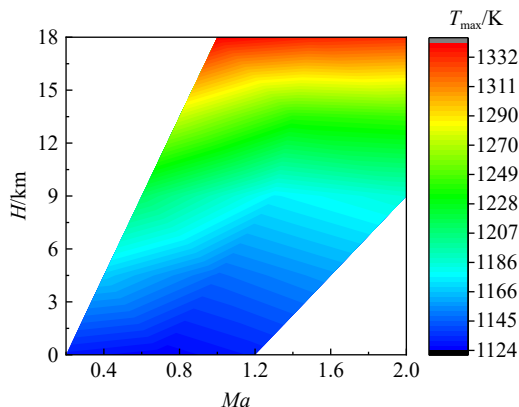


图 16 包线内叶片表面最高温度分布

Fig. 16 Maximum temperature distribution on blade surface in envelope

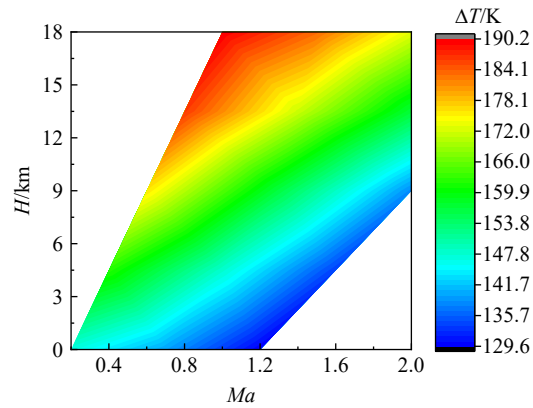


图 17 包线内叶片表面温差分布
Fig. 17 Temperature difference distribution on blade surface in envelope

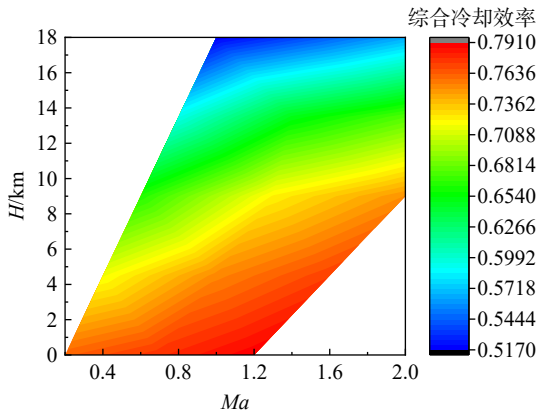


图 18 包线内叶片综合冷却效率分布
Fig. 18 Blade comprehensive cooling efficiency distribution in envelope

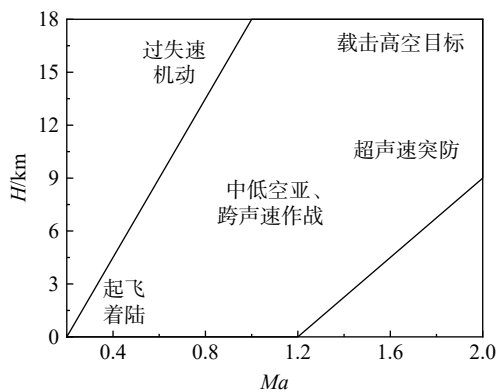


图 19 战机作战区域的划分
Fig. 19 Division of combat zones

在高度一定时,叶片热负荷随马赫数增加而减小;马赫数一定时,叶片热负荷随高度增加而增大。其中,在包线内的高空低马赫数条件下叶片温差最大,为 190 K,在该区域承受的热负荷最大,需进一步加强叶片的冷却能力。

叶片的综合冷却效果定义为主流进气温度和叶片表面温度的差值与主流和冷气进气温度的差值之比,表达式如下:

$$\varepsilon = \frac{T_{0g} - T_m}{T_{0g} - T_{0c,i}} \tag{30}$$

在应用评估模型对叶片温度进行评估时,所输入的气膜冷却效率等参数是按照文献 [7] 给出的先进冷却水平,所以评估出的叶片的冷却效果会比当下叶片的冷却效果偏高,但包线内的冷却效率的分布规律不会受数值大小的影响。从包线内的叶片综合冷却效率的分布来看,叶片的综合冷却效率随着高度的升高和马赫数的降低逐渐减小,与包线内叶片的温度分布结果的结论一致,在高空低马赫数区域叶片冷却性能较差,与包线内低空条件下冷却性能最好的状态相比,综合冷却效率降低了 34.2%,叶片冷却性能下降明显。

综上,在涡轮前温度不变的控制规律下,飞机在飞行包线内飞行,在高空低马赫数的情况下叶片承受的最高温度和热负荷都较大,冷却性能较差,工作条件严峻,因此,需重点考虑这些飞行区域的叶片冷却性能,以保证全飞行包线内叶片安全可靠工作。

3.4 叶片温度评估模型参数敏感性分析

以典型飞行任务下的水平加速工况 5 为基准,本文还研究了该改进的温度评估模型对输入参数的敏感性,研究了冷气流、气膜冷却效率以及冷气进口温度对叶片平均温度的影响。在基准工况的基础上,分别对冷气流、冷气温度等取 10% 的变化量,输入参数如表 11 所示。

表 11 模型输入参数			
Table 11 Model input parameters			
方案	$m_{cl}/(\text{kg/s})$	ε_f	$T_{0c,i}/\text{K}$
基准方案	5.3	0.5	783
改变冷气流	方案 1	5.83	0.5
	方案 2	4.77	0.5
	方案 3	5.3	0.55
改变气膜冷效	方案 4	5.3	0.45
	方案 5	5.3	0
	方案 6	5.3	0.5
改变冷气温度	方案 6	5.3	705
	方案 7	5.3	861

应用改进的叶片温度评估模型,计算得到不同方案的叶片表面平均温度,与基准方案进行对比,得到表面温度的变化情况,如图 20 所示。

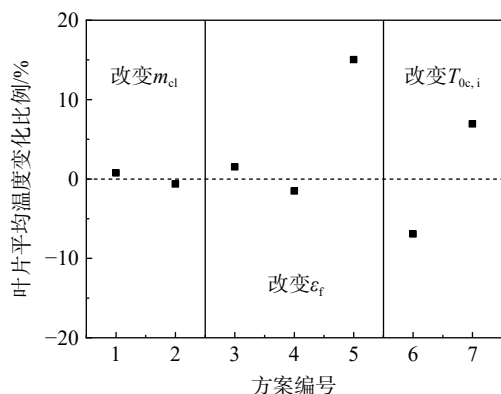


图20 与基准方案相比叶片表面温度变化

Fig. 20 Changes in blade surface temperature compared with the reference scheme

从叶片平均温度的变化结果可以看到,叶片表面温度随冷气量的增加而减小,随气膜冷却效果的增大而减小,随冷气进口温度的降低而减小。这种变化规律与理论预期的结果是一致的,也进一步表明该模型正确描述了叶片的热交换机理。此外,从图20中方案3、4、5的变化结果可以看出,有无气膜冷却对叶片温度影响很大,当不采用气膜冷却时,叶片温度升高明显,在原有温度基础上升高15%。对除了5以外的方案进行分析,当输入参数改变相同的比例时,改变冷气进口温度对叶片温度的影响最大,与基准方案相比,变化比例可以达到6.9%。在涡轮前温度日益升高的当下,叶片也不断承受更高的温度考验,这部分的研究结果提供了一种改善叶片温度的有效方法,即降低冷气进口温度,提高冷却气体的冷却品质。这也为改善飞行包线内叶片超温问题以及未来涡轮叶片先进冷却技术方法的研究指明了方向。

4 结 论

结合目前航空发动机冷却技术发展趋势,本文在传统叶片温度评估模型的基础上提出了适用于内外耦合涡轮叶片的评估模型,并将该模型嵌入到发动机热力性能仿真模型中,对典型战机全飞行任务和飞行包线内的高压涡轮导叶温度进行评估。本文主要研究结论如下:

1) 在全飞行任务工况下分析时,大爬升率工况7和实用升限工况12叶片温差最大,温差达到158 K;在实用升限、起飞以及大爬升率工况下叶片工作环境恶劣,叶片易超温。在典型工况下分析时,叶片表面温度和冷气侧温度沿径向为增

长趋势,在叶顶处达到最大值。

2) 在涡轮前温度不变的控制规律下,飞机全飞行包线内的高空低马赫数区域叶片最高温度和表面温差最大,叶片冷却性能较差,在该区域叶片最高温度可达1342 K,接近叶片材料的承温极限;与低空条件下冷却性能最好的状态相比,综合冷却效率降低了34.2%,叶片冷却性能下降明显。

3) 与理论预期结果一致,叶片温度随冷气量和气膜冷却效率的增大而减小,随冷气进口温度的降低而减小。其中,叶片温度受冷气进口温度影响最为显著,与基准方案相比,叶片温度变化比例可以达到6.9%,这部分结果为进一步改善叶片温度指明了方向。

综上,应用发动机热力参数计算模型与改进的叶片温度评估模型,可以实现全飞行任务下及飞行包线内的叶片冷却性能的评估。通过分析各飞行任务下发动机性能与叶片冷却性能的情况,明确包线内叶片冷却效果的分布,对飞行任务规划的制定以及叶片冷却方案的制定有一定的指导意义。

参考文献:

- [1] 卫海洋,徐敏,刘晓曦.涡轮叶片冷却技术的发展及关键技术[J].《飞航导弹》,2012(2): 61-64.
WEI Haiyang, XU Min, LIU Xiaoxi. Development and key technologies of turbine blade cooling technology[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2012(2): 61-64. (in Chinese)
- [2] 赵利峰. 涡轮叶片冷却技术[EB/OL]. [2020-09-01]. <https://wenku.baidu.com/view/9c54a87a87c24028905fc317.html>.
- [3] HALLS G A. Air cooling of turbine blades and vanes: an account of the history and development of gas turbine cooling[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1967, 39(8): 4-14.
- [4] AINLEY D G. Internal air cooling for turbine blades: a general design survey[R]. Aeronautical Research Council Reports and Memorandum 3013, 1957.
- [5] HOLLAND M J, THAKE T F. Rotor blade cooling in high pressure turbines[J]. *Journal of Aircraft*, 1980, 17(6): 412-418.
- [6] TORBIDONI L, HORLOCK J H. A new method to calculate the coolant requirements of a high temperature gas turbine blade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(1): 191-199.
- [7] WILCOCK R C, YOUNG J B, HORLOCK J H. The effect of turbine blade cooling on the cycle efficiency of gas turbine power plants[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2005, 127(6): 109-120.
- [8] CONSONNI S. Performance prediction of gas/steam cycles for power generation[D]. Princeton, US: Princeton University, 1992.
- [9] 刘尚明,魏成亮,蒲星星,等.一种计算燃气轮机透平叶片温度分布和冷却空气需求量的修正的解析模型[J].《中国电机工程学报》,2012, 32(14): 88-94.
LIU Shangming, WEI Chengliang, PU Xingxing, et al. A modified analytical model for calculating gas turbine blade temperature distribution and cooling air demand[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2012,

- 32(14): 88-94. (in Chinese)
- [10] 郑玺龙. 基于战斗机飞行任务的涡扇发动机参数设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- ZHENG Xilong. Research of turbofan parameter design based on fighter flight missions [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [11] 陈仲光, 张志舒, 李德旺, 等. F119发动机总体性能特点分析与评估[J]. *航空科学技术*, 2013(3): 43-46.
- CHEN Zhongguang, ZHANG Zhishu, LI Dewang, et al. Analysis and evaluation of overall performance characteristics of F119 engine[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2013(3): 43-46. (in Chinese)
- [12] CHIESA P, MACCHI E. A thermodynamic analysis of different options to break 60% electric efficiency in combined cycle power plants[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, 126(4): 770-785.
- [13] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 4版. 北京: 高等教育出版社, 2006.
- [14] ALY W I A. Numerical study on turbulent heat transfer and pressure drop of nanofluid in coiled tube-in-tube heat exchangers[J]. *Energy Conversion and Management*, 2014, 79: 304-316.
- [15] DE WOLF W B, WOLDENDORP S, TINGA T. Analysis of combined convective and film cooling on an existing turbine blade[R]. National Aerospace Laboratory, NLR Technical Publication TP 2001-148, 2001.
- [16] LALLINI V, JANIKOVIC J, PILIDISP, et al. A calculation tool of a turbine cooling air schedule for general gas turbine simulation algorithms[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(4): 041003.1-041003.8.
- [17] 邓丽君, 宣文韬, 钟博, 等. 涡轮叶片表面温度场及综合冷却效果试验研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2021, 53(3): 442-448.
- DENG Lijun, XUAN Wentao, ZHONG Bo, et al. Experimental research on surface temperature field and comprehensive cooling effect of turbine blade[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 53(3): 442-448. (in Chinese)
- [18] MATTINGLY J D, HEISER W H, PRATT D T. Aircraft engine design second edition[M]. Reston, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [19] Lockheed Martin Corporation. F-16C/D supplemental flight manual T. O. GR1F-16CJ-1-1[M]. Bethesda, US: Lockheed Martin Corporation, 2003.
- [20] 沙正平. 飞机设计手册: 第4册 军用飞机总体设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- [21] 中国航发四川燃气涡轮研究院. F100-PW-229涡扇发动机简介[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2000, 13(4): 41-62.
- Sichuan Gas Turbine Research Establishment, Aero Engine Corporation of China (AECC). Introduction to F100-PW-229 turbofan engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2000, 13(4): 41-62. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)