

涡扇发动机最小红外特征模式性能寻优控制研究^{*}

柳亚冰¹, 徐植桂¹, 叶东鑫², 陈浩颖², 郑前钢², 张海波²

(1. 中国航发控制系统研究所, 江苏 无锡 214063;

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

摘要: 为抑制涡扇发动机排气系统的红外特征, 提出一种基于红外预测模型的最小红外特征模式性能寻优控制。首先, 建立一种排气系统正后向红外辐射强度简化预测模型, 该预测方法考虑了排气系统内高温部件和尾喷流的红外辐射, 以及尾喷流对高温部件红外辐射的吸收作用, 具有可信的仿真精度; 其次, 基于涡扇发动机部件级实时仿真模型, 增加了从外涵引气冷却中心锥和尾喷管扩张段内壁的冷却结构和红外预测模块; 最后, 基于该模型探索了最小红外特征模式的优化原理, 并选用可行序列二次规划(FSQP)算法, 通过控制高温壁面冷却气的流量, 主燃烧室的燃油量以及尾喷管喉道面积, 对两个亚声速巡航状态的工作点进行实时优化。仿真结果表明: 在满足发动机推力恒定以及其他约束条件的前提下, 发动机通过最小红外特征模式性能寻优控制, 其排气系统后向红外辐射下降了30%以上, 红外抑制效果显著。

关键词: 涡扇发动机; 红外特征; 性能寻优控制; 高温壁面冷却; 排气系统

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 05-1168-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190107

A Study on Performance Seeking Control of Minimum Infrared Characteristic Mode for Turbofan Engine

LIU Ya-bing¹, XU Zhi-gui¹, YE Dong-xin², CHEN Hao-ying², ZHENG Qian-gang², ZHANG Hai-bo²

(1. China Aerospace Power Control System Research Institute, Wuxi 214063, China; 2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to suppress the infrared characteristics of turbofan engine exhaust system, the performance seeking control for minimum infrared characteristic mode based on infrared prediction model is proposed. Firstly, a simplified forecasting method of backward infrared radiation intensity of exhaust system is established. The prediction method which has credible simulation accuracy takes into account the infrared radiation of the high temperature components and the tail jet in the exhaust system, and the absorption of infrared radiation of the high temperature components by the tail jet. Secondly, based on the component level real-time simulation model of a turbofan engine, the cooling structure of the center cone and the inner wall of nozzle expansion section and infrared prediction module are added. Finally, based on this model, the optimization principle of the minimum infrared characteristic mode is explored, and the feasible sequential quadratic programming (FSQP) algorithm is se-

^{*} 收稿日期: 2019-02-21; 修订日期: 2019-06-18.

基金项目: 国家自然科学基金(51576096); 中央高校科研业务费重大人才培养项目(NF2018003)。

作者简介: 柳亚冰, 硕士, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: avenPro@163.com

通讯作者: 张海波, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机建模及控制。E-mail: zh_zhbb@126.com

引用格式: 柳亚冰, 徐植桂, 叶东鑫, 等. 涡扇发动机最小红外特征模式性能寻优控制研究[J]. 推进技术, 2020, 41(5): 1168-1177. (LIU Ya-bing, XU Zhi-gui, YE Dong-xin, et al. A Study on Performance Seeking Control of Minimum Infrared Characteristic Mode for Turbofan Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5):1168-1177.)

lected to optimize the two working points of subsonic cruise state in real time by controlling the flow rate of high temperature wall cooling gas, the fuel quantity of the main combustion chamber and the throat area of the tail nozzle. The simulation results show that under the condition of constant thrust and other constraints, the forward and backward infrared radiation of exhaust system decreases by more than 30% and the infrared suppression effect is remarkable through the performance seeking control of minimum infrared characteristic mode.

Key words: Turbofan engine; Infrared characteristics; Performance seeking control; High temperature wall cooling; Exhaust system

1 引言

红外探测和制导技术在近年来的快速发展,给战场上飞行器的生存力带来了严峻的挑战。在红外探测方面,机载红外搜索与跟踪IRST系统能够通过探测飞机的红外信号对其进行搜索和跟踪,目前最先进的IRST系统对飞行器的探测距离已经可以达到近200km,与机载雷达的作用距离相当,同时具备双波段的红外成像能力^[1-2]。在红外制导导弹方面,在近年来的各大局部战争中,使用红外制导导弹击落目标的数量已经达到雷达制导导弹击落目标数量的三倍以上^[3-4]。因此,面对日益严重的红外制导导弹及红外探测系统的威胁,大力发展作为提高飞行器生存能力和突防能力有效手段的红外隐身技术刻不容缓^[5-9]。

涡扇发动机是作战飞机的主要动力形式,其排气系统是最主要的红外辐射源之一,辐射范围主要集中在 $3\mu\text{m}\sim 5\mu\text{m}$ 的中波段^[10]。当飞机的飞行马赫数较低(小于1.5马赫)时,排气系统红外辐射在中波段的占比可以达到飞行器红外辐射总量的90%以上,因此开展排气系统红外抑制研究具有重要意义^[11-12]。目前,国内外已经在排气系统红外抑制方面做了大量的研究,常用的红外抑制措施有以下几个方面:(1)异型喷管,包括S形喷管、二元喷管等,原理就是通过遮挡技术来避免或减少高温部件被探测的机会;(2)高温壁面的冷却,使用冷却气来实现对发动机排气系统的高温壁面的冷却降温;(3)发射率设计,选择使用一些发射率较低的材料;(4)喷管外侧的隔热及扩张段内壁的冷却等。以上提及的各种红外抑制措施均能有效抑制发动机排气系统的红外辐射特征,然而除了发射率设计以外的红外抑制措施,都必然会对发动机性能带来不利的影响,导致大多数隐身措施的使用受到限制。例如用二元喷管替代轴对称喷管时,会影响到原发动机排气系统的总压恢复系数,进而影响到飞机后体的气动特性;再比如倘若在未考虑红外隐身的定型的发动机上,从压气

机或外涵道抽取一部分空气对高温固体壁面进行冷却,必将会影响到发动机的热力循环和性能,从而使发动机无法产生足够的推力,并导致飞机的性能下降^[13-15]。

在传统的发动机控制系统设计时,几乎不考虑发动机的红外辐射特征,但为了保证发动机在在飞行包线内最恶劣的工作点也能安全稳定地运行,在设计过程中通常会保留较大的安全裕度。而性能寻优控制(PSC)可以根据发动机特性计算程序实时计算的准确发动机性能参数,对发动机的工作点进行实时在线优化,充分发挥出发动机性能的潜力,且已经在飞机上进行了飞行试验,取得了良好的效果^[16-18]。航空发动机性能寻优通常有以下三种关键的控制模式:最大推力模式、最小油耗模式和最低涡轮前温度模式,这三种模式分别侧重于发动机的推力性能、经济性和使用寿命^[19-20]。

为此,本文侧重于发动机的红外隐身性能,在红外预测模型的基础上提出涡扇发动机最小红外特征模式性能寻优控制。首先,基于某混排式小涵道比涡扇发动机建立其部件级模型,与AEDsys进行对比,验证模型精度,并提出了一种排气系统正后向红外辐射强度简化预测方法,并与专业红外计算软件的计算结果进行了对比验证;然后,在涡扇发动机部件级实时仿真模型的基础上,增加了从外涵道引气冷却中心锥和尾喷管扩张段内壁的冷却结构(选择能够控制冷却气流量的比例流量阀)以及排气系统红外预测模块;最后,基于该模型,选用具有全局收敛和局部超线性收敛特性的可行序列二次规划(FSQP)算法,通过控制冷却空气的流量,主燃烧室的燃油量和尾喷管喉道面积,在保证发动机推力不变和满足发动机各种约束条件的前提下,最大程度降低排气系统正后向的红外辐射强度。

2 排气系统正后向的红外辐射强度预测方法和优化原理

本文选取的研究对象为未考虑隐身的具有引气

和功率分出的混排式带冷却的双转子小涵道比涡扇发动机。重要流路截面的编号如下所示,其中6截面为核心流混合器进口,16截面为风扇外涵道气流进口,6A截面为混合器出口,其他截面定义与行业标准一致,如图1所示。

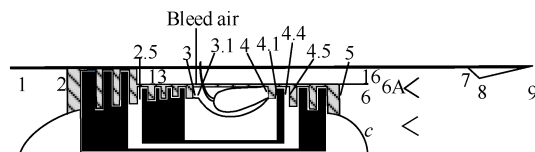


Fig. 1 Turbofan engine structure

采用气动热力学计算方法,建立涡扇发动机部件级模型,关于各部件详细建模流程可参考文献[21]。建立部件级模型所需的数据是基于AED_{sys}涡扇发动机设计方法的设计结果,AED_{sys}是由华盛顿大学和美国空军学院联合开发的一款开放性飞/发一体化设计软件,与NASA先进的航空发动机设计理念紧密结合,具有相对完善的设计流程以及可信的仿真精度。发动机设计点选取为1.451Ma, 10972.8m, AED_{sys}的发动机模型与部件级模型在设计点处的计算结果对比如表1所示。其中H为飞行高度, Ma为飞行马赫数, W_b为燃烧室油耗, W_{fa}为加力燃烧室油耗, A₈, A₉为尾喷管喉道及出口截面面积, n₁, n_h为高低压相对物理转速, π_F, π_C为风扇压比及压气机压比, T₄为燃烧室出口温度, F_s为单位推力, IR为红外辐射强度。

由表1可知,在开环给飞行状态、燃烧室和加力

Table 1 Comparisons of the calculated results at the design point

Parameters	AED _{sys}	Model
H/km	10.9728	10.9728
Ma	1.451	1.451
W _b /(kg/s)	0.6648	0.6648
W _{fa} /(kg/s)	1.769	1.769
A ₈ /m ²	0.2389	0.2389
A ₉ /m ²	0.5071	0.5071
n ₁ /%	100	99.99
n _h /%	100	100
π _F	3.5	3.5
π _C	8	8
T ₄ /K	1777.8	1761.9
α	0.7571	0.757
F _s /(N·s/kg)	1061.5	1083.2
IR/(W/sr)	13535	13418

燃烧室燃油量、8截面面积、9截面面积等输入参数后,两个模型各截面参数和性能指标基本相同,表明所建立的部件级模型具有一定的可靠性。

该小涵道涡扇发动机排气系统为直的轴对称流道,后向的探测器能直接观测到排气系统内部的高温部件,包括涡轮、中心锥、尾喷管扩张段内壁等,如图2所示。在该预测方法中,考虑了排气系统高温壁面和尾喷流的红外辐射以及尾喷流对高温壁面红外辐射的吸收。

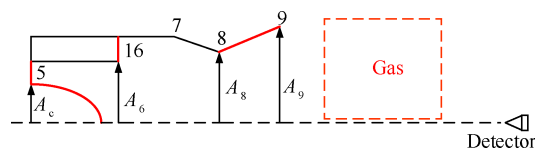


Fig. 2 Exhaust system

2.1 固体壁面红外辐射强度计算方程

当红外探测器处于排气系统正后向,即发动机中心线方向上时,排气系统红外辐射强度计算方程如下

$$I = \frac{A_c \varepsilon_c}{\pi} \int_{\lambda} M_{\lambda}(T_c) d\lambda + \frac{A_5 \varepsilon_5}{\pi} \int_{\lambda} M_{\lambda}(T_5) d\lambda + \frac{A_n \varepsilon_n}{\pi} \int_{\lambda} M_{\lambda}(T_n) d\lambda + \frac{A_{16} \varepsilon_{16}}{\pi} \int_{\lambda} M_{\lambda}(T_{16}) d\lambda \quad (1)$$

式中 A_c, ε_c, T_c 分别为中心锥在发动机轴线方向上的投影面积,材料发射率和表面温度。 A_5, ε_5, T_5 分别为5截面在发动机轴线方向上的投影面积,材料发射率和表面温度。 A_n, ε_n, T_n 分别为喷管扩张段内壁在发动机轴线方向上的投影面积,材料发射率和表面温度。 $A_{16}, \varepsilon_{16}, T_{16}$ 分别为16截面在发动机轴线方向上的投影面积,材料发射率和表面温度。

当波长为 λ 时,辐射强度 $M_{\lambda}(T)$ 与温度 T 之间的关系由普朗克定律确定,如式(2)所示

$$M_{\lambda}(T) = \frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1} \quad (2)$$

式中 c_1, c_2 分别是第一和第二辐射常数,具体数值如下

$$c_1 = (3.7415 \pm 0.0003) \times 10^{-16} (\text{W} \cdot \mu\text{m}^4/\text{m}^2) \quad (3)$$

$$c_2 = (1.43879 \pm 0.00019) \times 10^{-2} (\mu\text{m} \cdot \text{K}) \quad (4)$$

由于红外计算方程中的面积为投影面积,尾喷管喉道8截面的面积大小将直接影响到中心锥、5截面和16截面投影面积,相应关系如式(5)所示:

$$\begin{cases} A_{16} = 0, A_5 = 0, A_c = A_8 & A_8 < A_c \\ A_{16} = 0, A_5 = A_8 - A_c & A_c < A_8 < A_6 \\ A_{16} = A_8 - A_c - A_5 & A_8 > A_6 \end{cases} \quad (5)$$

2.2 喷流中心线上的气体吸收系数计算方程

发动机排气系统的红外辐射包括固体壁面的红外辐射和喷管内外燃气流的红外辐射,前面讨论了固体的辐射,此处讨论当辐射线在穿过燃气等参与性介质时,燃气内二氧化碳和水等成份的温度压力等参数对固体壁面红外辐射的吸收情况。

考虑喷流中心线上的气体系数时,排气系统红外强度计算方程变化如下

$$I = \frac{A_c \varepsilon_c}{\pi} \int_{\lambda} \sigma_{\lambda} M_{\lambda}(T_c) d\lambda + \frac{A_5 \varepsilon_5}{\pi} \int_{\lambda} \sigma_{\lambda} M_{\lambda}(T_5) d\lambda + \frac{A_n \varepsilon_n}{\pi} \int_{\lambda} \sigma_{\lambda} M_{\lambda}(T_n) d\lambda + \frac{A_{16} \varepsilon_{16}}{\pi} \int_{\lambda} \sigma_{\lambda} M_{\lambda}(T_{16}) d\lambda + I_{\text{gas}} \quad (6)$$

式中,气体辐射贡献值 I_{gas} 按照所有固体壁面贡献的 8% 给定^[22-23],气体透过率在喷流中心线 x 截面 i 处的表达式为: $\sigma_{\lambda} = \prod_i (1 - \alpha_{\lambda,i})$ (其中 $\alpha_{\lambda,i}$ 为气体吸收率),气体吸收系数计算公式如下

$$\alpha_{\lambda,i} = 1 - \exp(-\kappa_{\lambda,i} \cdot dx_i) \quad (7)$$

其中

$$\kappa_{\lambda,i} = F_{\text{CO}_2,i} \cdot \frac{p_i \cdot 273}{1.01325 \times 10^5 \cdot T_i} \kappa_{\lambda,\text{CO}_2}^{\text{STP}}(T_i) + F_{\text{H}_2\text{O},i} \cdot \frac{p_i \cdot 273}{1.01325 \times 10^5 \cdot T_i} \kappa_{\lambda,\text{H}_2\text{O}}^{\text{STP}}(T_i)$$

式中 $\kappa_{\lambda,i}$ 为吸收系数, $F_{\text{CO}_2,i}$ 和 $F_{\text{H}_2\text{O},i}$ 为燃气组分二氧化碳和水的浓度, p_i 和 T_i 分别为 i 处的压力和温度, $\kappa_{\lambda,\text{CO}_2}^{\text{STP}}$ 和 $\kappa_{\lambda,\text{H}_2\text{O}}^{\text{STP}}$ 分别为标准温度和压力下二氧化碳和水的吸收系数。

所需的燃气辐射数据来自 NASA 发布的 NASA-SP-3080 报告中的数据,图 3 给出了在同一标准压力,不同温度情况下二氧化碳和水的吸收系数。

尾喷流的温度和组分浓度的变化规律采用参考文献[22]的涡扇发动机总体设计阶段计算尾喷流中心线上温度分布的经验公式。

2.3 红外预测方法的精度验证

为了验证提出的排气系统正后向的红外辐射强度预测方法的精度,将预测方法的红外辐射强度计算结果与课题组的红外计算软件 NUAA_IR 的计算结果进行对比。

红外计算软件中搭建的模型示意图如图 4 所示,在红外计算中仅考虑高温壁面以及喷流中心线上的气体吸收,同时高温壁面包括中心锥、外涵进口、内涵进口以及尾喷管扩张段内壁等,红外辐射计算的网格选用三角形面网格。

采用上述两种计算方法分别计算排气系统正后

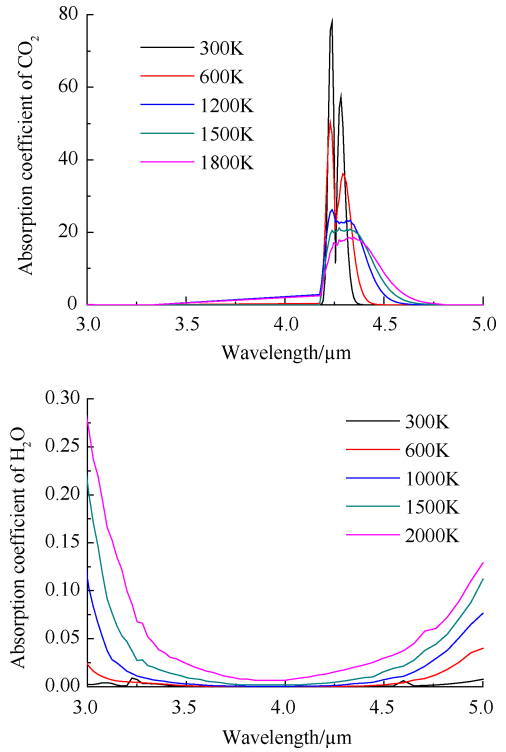


Fig. 3 Absorption coefficient of water and carbon dioxide

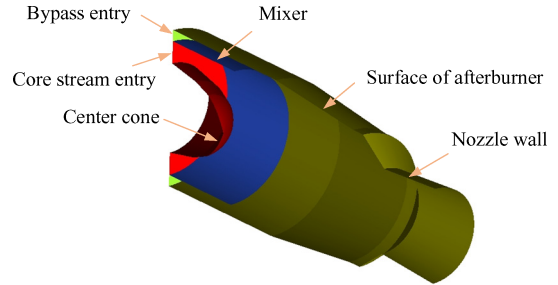


Fig. 4 Computational model of infrared radiation

向的红外辐射强度,其计算结果如表 2 所示。由于尾喷管喉道的面积较小,正后向无法探测到内外涵的红外辐射,因此其红外辐射强度计算结果为 0。同时在预测方法中,尾喷流贡献按固体壁面的 8% 计算,导致结果存在一定误差。但各部件红外贡献的相对误差均小于 5%,可以认为该预测方法满足精度要求。

2.4 最小红外特征模式的优化原理

在介绍优化原理之前,定义两个冷却系数

$$\varepsilon_p = \frac{m_p}{m_c} \quad (8)$$

$$\varepsilon_n = \frac{m_n}{m_c} \quad (9)$$

式中 m_p 为从外涵道引气用于冷却中心锥的冷却空气流量, m_n 为从外涵道引气用于冷却尾喷管扩张段内壁的冷却空气流量, m_c 为发动机内涵总流量。

Table 2 Comparisons of calculations of infrared radiation intensity

	Infrared intensity of prediction method/(W/sr)	Infrared intensity of NUAIR/(W/sr)	Relative error/%
Center cone	1633.9856	1638.7648	0.2925
Core entry	0	0	0
Bypass entry	0	0	0
Nozzle	8.5455	8.1782	4.2982
Gas	131.4025	135.1042	2.8171
Total	1773.9336	1782.0472	0.4574

图 5 展示了冷却系数 ε_p 和 ε_n 与单位推力 F_s , 单位

耗油率 sfc , 红外辐射强度 IR 等重要参数之间的关系。由图可知, 从外涵引气的方式, 能有效降低中心锥, 核心流出口截面及尾喷管出口截面的温度, 从而大幅度降低红外辐射强度。然而从外涵引气的方式会导致发动机单位推力下降, 单位推力耗油率上升。

最小红外特征模式主要用于发动机的亚声速巡航飞行状态, 能够在保证发动机推力不变的同时, 降低排气系统的红外辐射特征。为了降低红外辐射强度, 可通过减少燃烧室的燃油量 W_b 来降低高温壁面的温度, 减小尾喷管喉道面积 A_g 来减小可探测面积, 加大 ε_p 和 ε_n 来增加冷却空气的流量, 降低中心锥和尾喷管扩张段内壁的温度。但上述措施若同时进行

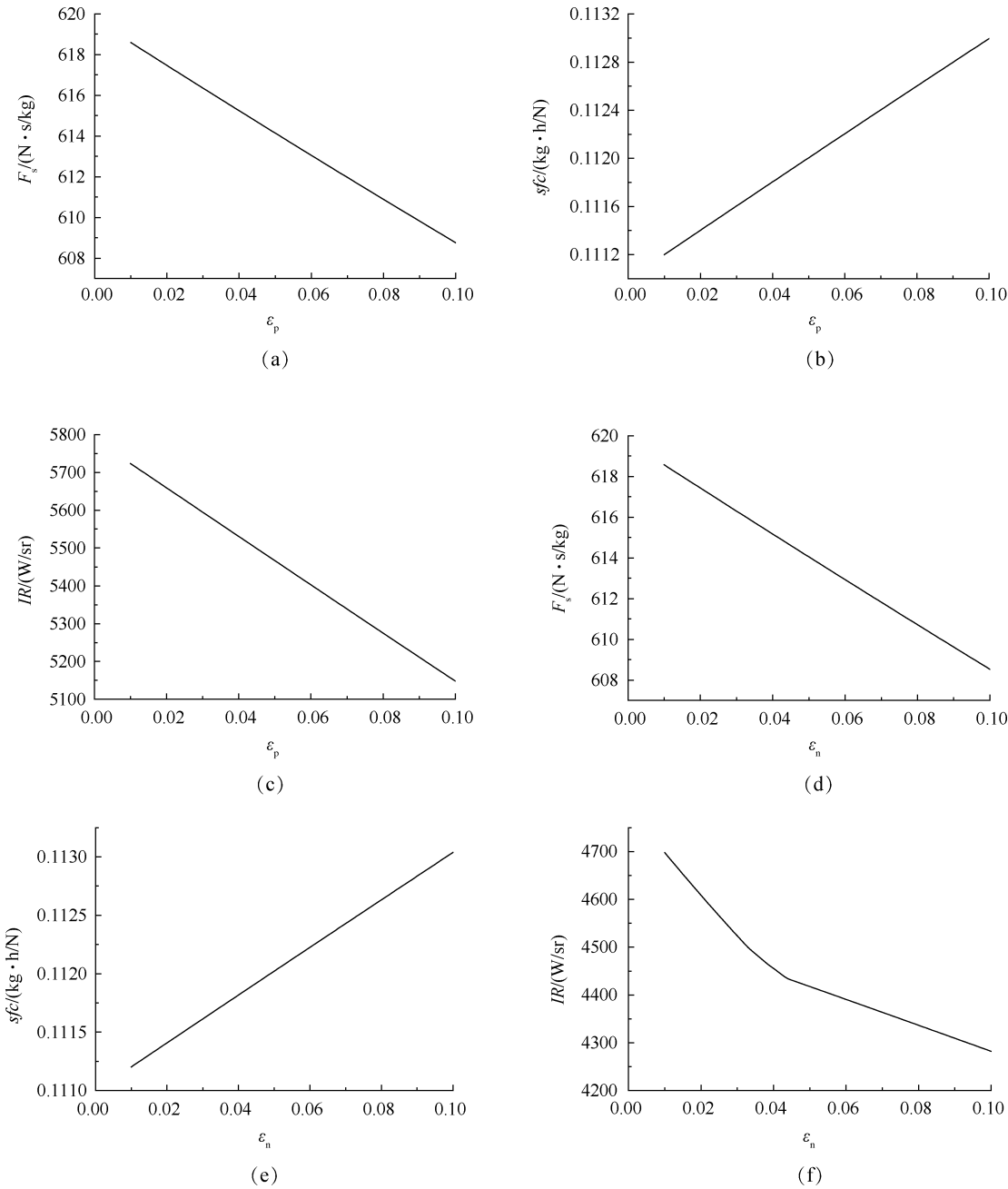


Fig. 5 Effects of ε_p and ε_n on the engine performance

可能会导致发动机其他性能方面的损失,例如推力。在优化过程中不希望出现此类情况。为此,本文采用可行序列二次规划(FSQP)算法,在给定 $W_b, A_8, \varepsilon_p, \varepsilon_n$ 四个初值的基础上,通过迭代的算法寻找发动机红外辐射强度最小值。在求解过程中,需保证发动机推力恒定,并满足发动机不超温,不超转及不进喘等约束条件。

针对论文混排式带冷却的双转子小涵道比涡扇发动机模型,性能寻优控制中可选择控制量有 $\mathbf{u} = \{W_b, A_8, \varepsilon_p, \varepsilon_n\}$ 。

为保证寻优过程可获取可行解,在优化过程中控制变量需满足 $\mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{u}_{\max}$,即

$$\begin{cases} W_{b,\min} \leq W_b \leq W_{b,\max} \\ A_{8,\min} \leq A_8 \leq A_{8,\max} \\ \varepsilon_{p,\min} \leq \varepsilon_p \leq \varepsilon_{p,\max} \\ \varepsilon_{n,\min} \leq \varepsilon_n \leq \varepsilon_{n,\max} \end{cases} \quad (10)$$

在优化过程中,为保证发动机稳定运行,需满足相应约束条件 $g_{i,\min} \leq G_i(\mathbf{u}) \leq g_{i,\max}$ ($i = 0, 1, \dots$), $G_i(\mathbf{u})$ 为约束条件, $g_{i,\min}, g_{i,\max}$ 为约束,即

$$\begin{cases} n_{l,\min} \leq n_l \leq n_{l,\max} \\ n_{h,\min} \leq n_h \leq n_{h,\max} \\ S_{mf} \geq S_{mf,\min} \\ S_{mc} \geq S_{mc,\min} \\ T_4 \leq T_{4,\max} \end{cases} \quad (11)$$

在亚声速巡航状态下,保持发动机推力 F 恒定的条件下降低发动机红外辐射强度 IR ,最小红外特征模式的数学表达式为

$$\begin{aligned} \min f(\mathbf{u}) &= IR \\ \text{s.t.} \quad &\begin{cases} F = \text{const} \\ \mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{u}_{\max} \\ n_{l,\min} \leq n_l \leq n_{l,\max}; n_{h,\min} \leq n_h \leq n_{h,\max} \\ S_{mf} \geq S_{mf,\min}; S_{mc} \geq S_{mc,\min} \\ T_4 \leq T_{4,\max} \end{cases} \end{aligned} \quad (12)$$

式中 S_{mf} 为风扇喘振裕度, S_{mc} 为压气机喘振裕度。

在寻优过程中,FSQP算法在线计算符合寻优目标的最佳控制变量参数组合,并保证发动机稳定运行。

图6给出了以燃油量 W_b 和尾喷管喉道面积 A_8 为坐标的最小红外特征优化原理图。图中,黑线为等推力线,红线为压气机最大转速的约束边界,粉色工作点为优化前的工作点,蓝色点为经过优化后的工作点,纵坐标为正后向的红外辐射强度。图中红外辐射强度在喉道面积 $A_8 = A_6$ 时出现了折点,这是由于当 $A_8 < A_6$ 时,探测器无法从排气系统正后向观测到16截面产生的红外辐射。由图6可知,最优工作

点的红外辐射强度明显小于优化前工作点的。本文在燃油量 W_b 和尾喷管喉道面积 A_8 的基础上,增加了 $\varepsilon_p, \varepsilon_n$ 这两个控制量。

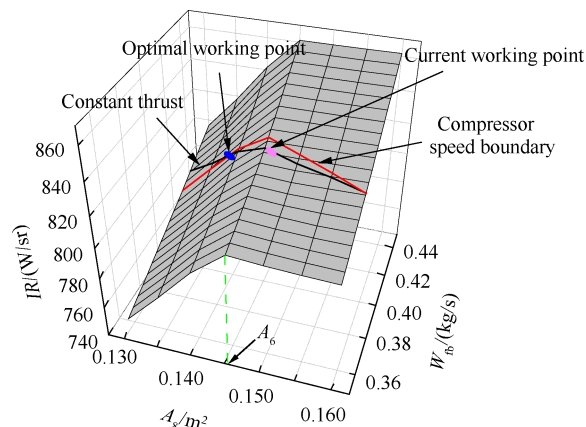


Fig. 6 Schematic map of minimum infrared characteristic optimizing path

3 仿真结果

在最小红外特征控制模式中,选用的非线性寻优算法为可行性序列二次规划(FSQP)。在性能寻优前,需要给出所研究的涡扇发动机在亚声速巡航的工作点上各控制变量以及约束参数的变化范围,如表3所示。

Table 3 Range of control variables and constrained parameters

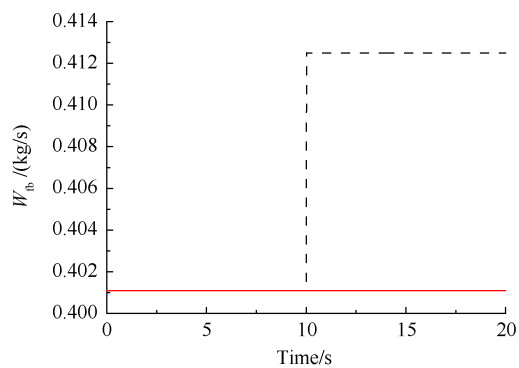
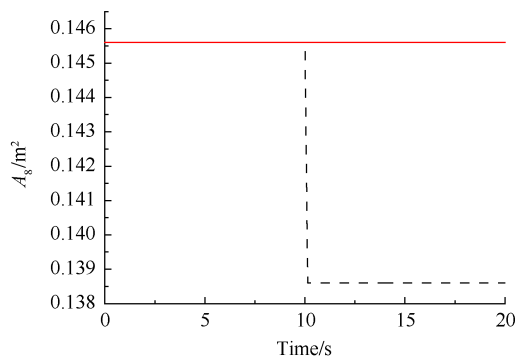
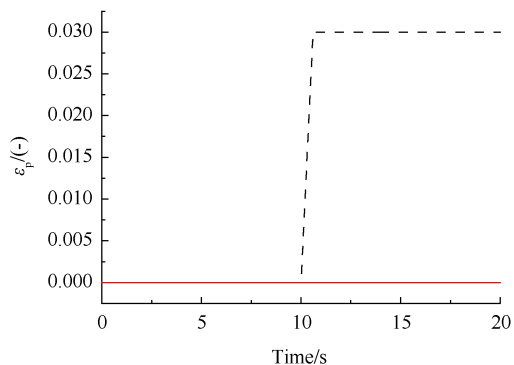
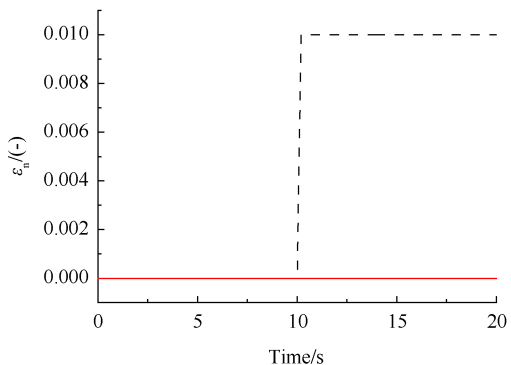
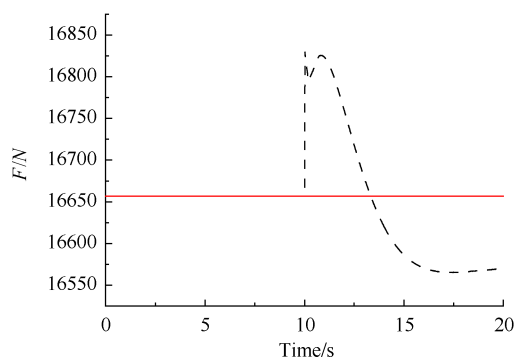
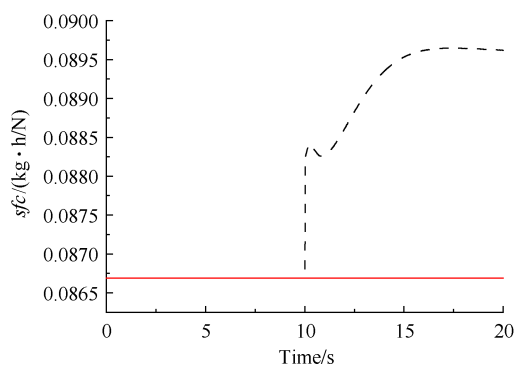
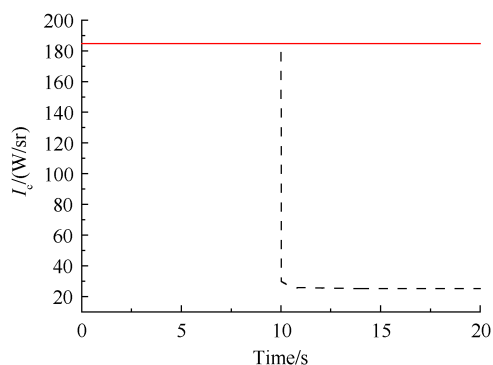
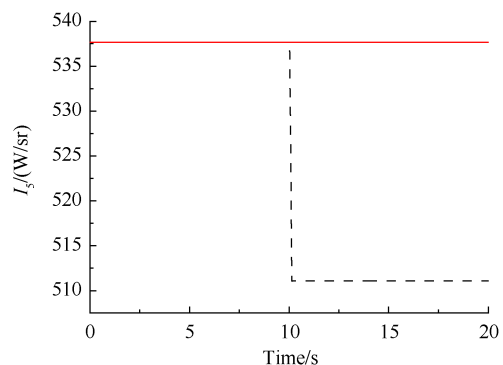
	Lower limit	Upper limit
$W_b / (\text{kg/s})$	0.35	0.45
A_8 / m^2	0.13	0.16
ε_p	0.01	0.03
ε_n	0.01	0.03
n_h	90	93
S_{mf}	0.15	—
S_{mc}	0.15	—
T_4 / K	—	1778

图7是发动机在 $H = 9\text{km}$, $Ma = 0.9$ 的工作点的仿真曲线,黑色虚线为优化后各参数仿真结果,红色实线为优化前的。其中图7(a)~(d)分别为四个控制量的变化趋势,10s时开始切换成最小红外特征模式。如图所示, W_b 从0.4011kg/s变化为0.4125kg/s,由于变化较小,2ms即可完成变化。 A_8 从0.1456 m^2 变化至0.1386 m^2 ,每2ms变化0.001 m^2 。在冷却装置中选用比例流量阀,可以控制冷却气体流量大小,两个冷却系数每2ms变化0.001。图中 $I_c, I_5, I_6, I_{16}, I_n$ 分别为

中心锥,5截面,6截面,16截面及尾喷管截面红外辐射强度。

由于性能寻优主要用于优化发动机的稳态工作性能,选取 $H = 9\text{km}$, $Ma = 0.9$ 作为第一个稳态工作

点,并在该工作点进行最小红外特征模式性能寻优。发动机的重要参数变化如表4所示。由表4可知,通过最小红外特征模式性能寻优后,发动机排气系统总的红外辐射特征下降了 32.95%,而推力仅下降

(a) W_{fb} (b) A_g (c) ϵ_p (d) ϵ_n (e) F (f) sfc (g) I_c (h) I_s

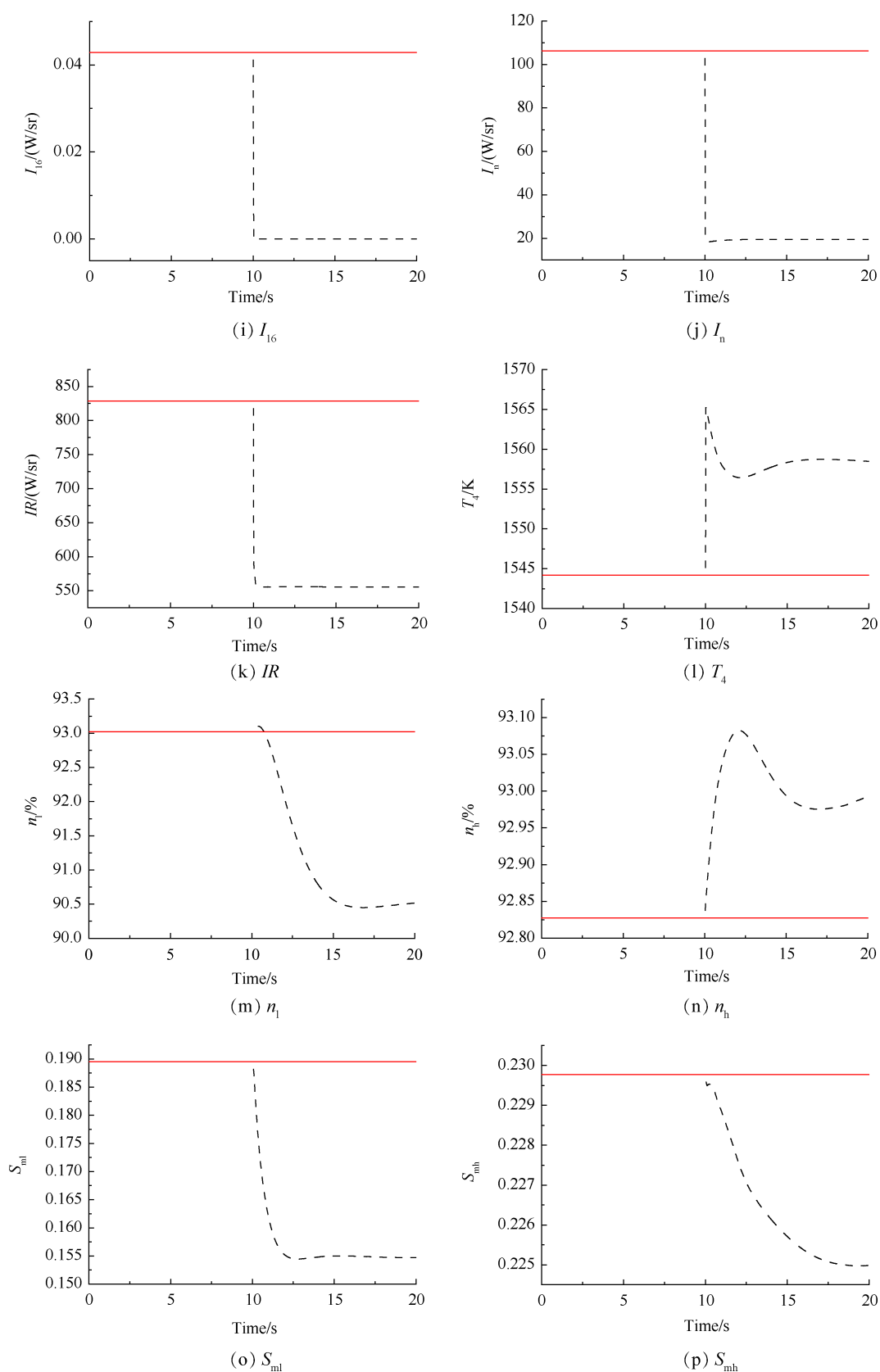


Fig. 7 Minimum infrared characteristic mode optimization at $H=9\text{km}$, $Ma=0.9$

0.5%, 可以视为恒推力。中心锥和尾喷管扩张段内壁的温度由于气膜冷却的作用下降, 从而引起红外辐射强度的大幅度下降。同时由于 A_8 在优化后小于

A_6 , 16 截面的红外辐射被完全遮挡, 因此最终变为 0。发动机的涡轮前温度和耗油率由于 W_{16} 的增加而出现小幅度的增加。高低压转子相对转速的稳定值都在

约束边界内,其喘振裕度也满足要求。

本文同时选取 $H = 8\text{km}$, $Ma = 0.8$ 作为第二个稳态工作点,在该点同样进行最小红外特征模式仿真,优化前后发动机重要参数变化如表 5 中所示。

Table 4 Optimizing results of minimum infrared characteristic mode at $H=9\text{km}$, $Ma=0.9$

Parameter	Origin	Optimization
$W_{\text{th}}/(\text{kg/s})$	0.4011	0.4125
A_8/m^2	0.1456	0.1386
ε_p	0	0.03
ε_n	0	0.01
F/N	16656	16576
$sfc/(\text{kg}\cdot\text{h/N})$	0.0867	0.0896
$I_c/(\text{W/sr})$	184.75	25.15
$I_5/(\text{W/sr})$	537.68	511.08
$I_{16}/(\text{W/sr})$	0.0429	0
$I_n/(\text{W/sr})$	106.32	19.47
$IR/(\text{W/sr})$	828.80	555.71
T_{41}/K	1544.2	1558.47
$n_f/\%$	93.02	90.52
$n_c/\%$	92.82	92.99
S_{mf}	0.1895	0.1547
S_{mc}	0.2298	0.2249

Table 5 Optimizing results of minimum infrared characteristic mode at $H=8\text{km}$, $Ma=0.8$

Parameter	Origin	Optimization
$W_{\text{th}}/(\text{kg/s})$	0.4274	0.4345
A_8/m^2	0.1456	0.1420
ε_p	0	0.03
ε_n	0	0.01
F/N	18128	18037
$sfc/(\text{kg}\cdot\text{h/N})$	0.0848	0.0867
$I_c/(\text{W/sr})$	184.75	25.08
$I_5/(\text{W/sr})$	537.68	528.35
$I_{16}/(\text{W/sr})$	0.0437	0
$I_n/(\text{W/sr})$	89.59	15.91
$IR/(\text{W/sr})$	812.07	539.35
T_{41}/K	1545.67	1556.80
$n_f/\%$	93.11	91.44
$n_c/\%$	92.94	93.00
S_{mf}	0.1900	0.1828
S_{mc}	0.2356	0.2256

由表 5 可知,通过最小红外特征模式性能寻优后,发动机排气系统总的红外辐射特征下降了 33.58%,红外辐射抑制效果显著。与第一个稳态工作点($H = 9\text{km}$, $Ma = 0.9$)的优化结果分析相同,红外

辐射降低有以下原因:(1)尾喷管喉道面积 A_8 减小,使得探测器在排气系统正后向能够观测到的高温部件面积减小;(2)中心锥和尾喷管扩张段内壁的气膜冷却使得其壁面温度急剧下降,红外辐射强度也随之下降。

4 结 论

本文以涡扇发动机为研究对象,开展了最小红外特征模式性能寻优控制研究,采用了四变量控制参数进行仿真研究,得到了以下结论:

(1)提出了一种排气系统正后向的红外辐射强度预测方法,其中考虑了尾喷流的水蒸汽与二氧化碳等气体吸收。与专业红外计算软件对比验证,结果表明各部件红外贡献的相对误差均小于 5%,满足精度要求。

(2)在带红外预测的涡扇发动机部件级模型的基础上,增加了中心锥和尾喷管扩张段内壁的气膜冷却结构,定义了冷却系数 ε_c 和 ε_n ,从外涵引气的方式,能有效降低中心锥,核心流出口截面及尾喷管出口截面的温度,从而大幅度降低红外辐射强度。

(3)基于 FSQP 算法对发动机进行最小红外特征模式性能寻优控制。选取发动机在亚声速巡航附近的工作点进行了优化:选取了 $H = 9\text{km}$, $Ma = 0.9$ 和 $H = 8\text{km}$, $Ma = 0.8$ 这两个工作点进行仿真。结果表明:发动机排气系统正后向红外辐射下降了 30% 以上,红外抑制效果显著,而推力仅下降 0.5%(可以视为恒定),涡轮前温度,高低压转子相对转速与喘振裕度均满足约束条件。

致 谢:感谢国家自然科学基金、中央高校科研业务费重大人才培育项目的资助。

参考文献

- [1] Al-Tameemi M R J, Yu Z. Thermodynamic Approach for Designing the Two-Phase Motive Nozzle of the Ejector for Transcritical CO_2 Heat Pump System[J]. *Energy Procedia*, 2017, 142(12): 1206-1212.
- [2] 宗靖国,刘德连,张建奇. 隐身飞机尾焰的红外辐射特性[J]. *光子学报*, 2011, 40(2): 289-294.
- [3] 范晋祥,张 渊,王社阳. 红外成像制导导弹自动目标识别应用现状的分析[J]. *红外与激光工程*, 2007, 36(6): 778-781.
- [4] 刘 剑. 飞行器红外隐身性能评估系统研究[D]. 南京:南京理工大学, 2017.
- [5] Mingdong L, Yong Z. Military Aircraft Infrared Stealth Basic Principle and Application Discussion[J]. *Stealth*

- Technology*, 2010, (1): 7-12.
- [6] 李波. 红外隐身技术的应用及发展趋势[J]. 中国光学, 2013, 6(6): 818-823.
- [7] Mingdong L, Honghu J, Xiaojuan S. Thinking on Infra-red Stealth Technology of Aircraft Engine[J]. *Stealth Technology*, 2006, (3): 13-18.
- [8] 徐顶国, 桑建华, 罗明东. 红外隐身技术在无人机上的应用研究[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(12): 3154-3159.
- [9] 刘洋, 林一楠. 激光与红外隐身技术的发展[J]. 舰船电子工程, 2011, 31(6): 19-23.
- [10] 邓洪伟, 尚守堂, 金海, 等. 航空发动机隐身技术分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(10): 1-7.
- [11] 张万兴. 排气系统热端部件降温红外抑制研究[D]. 四川: 西华大学, 2011.
- [12] 宫禹. 涡扇发动机排气系统红外隐身实验装置的总体设计及性能仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [13] Rao A, Mahulika S. Aircraft Powerplant and Plume Infrared Signature Modelling and Analysis [R]. *AIAA* 2005-221.
- [14] 黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 550-556. (HUANG Wei, JI Hong-hu, SI Ren, et al. Investigation of Infrared Suppression of Exhaust System by Reducing Surface Temperature and Emissivity[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(4): 550-556.)
- [15] 李翔, 杨青真, 陈立海, 等. 航空发动机排气喷管红外辐射特征数值研究[J]. 航空工程进展, 2013, 4(1): 126-133.
- [16] Orme J S, Gilyard G B. Subsonic Flight Test Evaluation of a Propulsion System Parameter Estimation Process for the F100 Engine [C]. *Nashville: 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1992.
- [17] Orme J, Connors T. Supersonic Flight Test Results of a Performance Seeking Control Algorithm on a NASA-15 Spacecraft [C]. *Indianapolis: 30th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1994.
- [18] Guo T H, Chen P, Jaw L. Intelligent Life-Extending Controls for Aircraft Engines [C]. *Chicago: AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*, 2005.
- [19] 郑前钢, 张海波, 叶志锋, 等. 基于变导叶调节的涡扇发动机加速过程优化控制[J]. 航空动力学报, 2016, 31(11): 2801-2808.
- [20] 王健康, 张海波, 孙健国, 等. 基于复合模型及FSQP算法的发动机性能寻优控制试验[J]. 推进技术, 2012, 33(4): 579-590. (WANG Jian-kang, ZHANG Hai-bo, SUN Jian-guo, et al. Experimental Verification of Aero-Engine Performance Seeking Control Based on the Hybrid Model and FSQP Algorithm [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(4): 579-590.)
- [21] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- [22] 王丰, 吉洪湖, 于明飞. 涡扇发动机收敛排气系统进口总温总压对喷流中心线温度分布影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 816-822.
- [23] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.

(编辑: 梅 瑛)