

排气系统内置全遮挡导流支板 红外隐身方案研究



王浩¹, 徐元培¹, 李伟², 黄伟¹

1. 沈阳飞机设计研究所 扬州协同创新研究院有限公司, 江苏 扬州 225002

2. 航空工业沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035

摘要:航空发动机排气系统是飞机尾向主要红外辐射源,对排气系统红外辐射的抑制是飞机红外隐身水平提升的关键。为解决末级涡轮转子红外辐射强且难抑制的突出问题,实现直流道发动机排气系统红外隐身水平的突破,本文提出一种涡轮后全遮挡导流支板概念结构,并通过数值仿真分析应用主动冷却与隐身材料措施的全遮挡导流支板红外隐身方案对排气系统的红外抑制效果。研究表明,本文设计的全遮挡导流支板使得末级涡轮的红外辐射贡献降低至0;壁面冷却是全遮挡导流支板最有效的红外抑制措施,平均温降300K时,最大红外辐射降幅达40.46%;处于复杂辐射环境中的全遮挡导流支板的红外抑制方案设计最优途径为在壁面冷却降温状态下进行表面发射率优化设计。

关键词:全遮挡导流支板; 红外辐射特征; 隐身方案; 数值仿真; 排气系统

中图分类号:V218

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.06.010

近年来,红外探测技术、红外制导导弹的飞速发展已然对作战飞行器的生存力与战斗力形成了致命威胁,不完全统计^[1-2]显示,20世纪的几次局部战争中由红外制导导弹击落的飞行器数量是雷达制导导弹击落数量的三倍左右,直至21世纪初,世界上各国战损的飞行器中被红外制导导弹摧毁的接近半数。红外隐身性能已然成为先进作战飞行器所必备的典型特征之一。

小涵道比涡扇发动机是作战飞行器的最主要动力装置,其排气系统是作战飞行器尾向3~5 μm 波段的重要红外辐射源,占飞行器尾向总红外辐射的90%以上。直流道排气系统相比红外隐身能力突出的S形等异形流道排气系统而言,在气动性能、尺寸、重量(质量)、结构复杂程度等方面具有显著优势,是现役战斗机的主要排气系统形式。目前,国内外针对直流道排气系统的高温固体部件^[3-7],以及高温喷流^[8]的红外抑制技术的研究有很多,并且已经形成了诸多行之有效的抑制措施,尤其是针对高温固体部件的抑制措施已较为成熟,国外已完成壁面冷却等抑制技术的工程转化,成功应用于现役战斗机上。然而,末级涡轮叶片作为

排气系统表面温度最高的强红外辐射源^[9-10],其高速旋转的工作特征给红外隐身设计造成了极大的困难,如壁面高效冷却措施等常规隐身技术应用于涡轮转子上将引起转子结构复杂化,大幅增加设计与制造难度,因而尚未形成有效红外抑制措施。综上所述,末级涡轮的红外抑制是直流道排气系统红外隐身性能进一步突破的核心问题。

为解决末级涡轮红外抑制问题,本文提出一种排气系统内置全遮挡导流支板隐身结构,即将末级涡轮下游承力支板改型成全遮挡导流支板,将旋转部件隐身设计问题转化为固定部件隐身设计问题,并设计多种红外隐身方案,计算分析全遮挡导流支板对末级涡轮的红外抑制作用以及对排气系统的红外抑制效果。

1 几何模型设计

1.1 基准轴对称排气系统模型

本文以典型加力类涡扇发动机轴对称排气系统为基础研究模型,称为基准轴对称排气系统(BA-ES),其模型示意图如图1所示。该排气系统由末级涡轮出口口面(即等效视为末级

收稿日期: 2023-09-14; 退修日期: 2024-01-19; 录用日期: 2024-02-27

基金项目: 航空科学基金(201927001002)

引用格式: Wang Hao, Xu Yuanpei, Li Wei, et al. Study on Infrared stealth scheme of fully shielded guiding strut inside exhaust system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(06):79-85. 王浩, 徐元培, 李伟, 等. 排气系统内置全遮挡导流支板红外隐身方案研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(06):79-85.

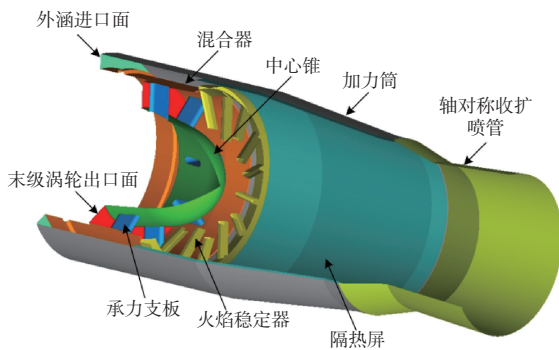


图1 基准轴对称排气系统示意图

Fig.1 Schematic diagram of baseline axisymmetric exhaust system

涡轮转子)、中心锥、承力支板、环形混合器、加力燃烧室火焰稳定器、隔热屏、加力筒和轴对称收扩喷管等部件组成。

1.2 全遮挡导流支板排气系统模型

将基准排气系统涡轮后承力支板等结构进行低红外特征设计,形成具备红外隐身潜力的全遮挡导流支板结构,利用弯曲壁面遮蔽上游高温涡轮转子。全遮挡导流支板对末级涡轮形成完全遮蔽的同时应兼顾良好的排气系统气动性能,因此本文采用S形进/排气流道型面设计常用的中心线变化率构造法^[11],利用缓急相当型多项式函数曲线进行全遮挡导流支板形面设计,通过流线型光滑曲面设计降低支板段流道中的流动损失。假设支板型面线的纵坐标 y 沿 x 轴的分布规律用函数 $y(x)$ 来表示,则其函数形式如下

$$y(x) = y_0 + a \times 3 \left(\frac{x-x_0}{L} \right)^2 - 2 \left(\frac{x-x_0}{L} \right)^3 \quad (1)$$

式中, L 为支板轴向长度; a 为支板遮挡区域对应的周向弧长; (x_0, y_0) 为型面线起点坐标。

最终设计获得的全遮挡导流支板的遮挡角为 22.5° (支板个数16)、轴向长径比0.318,带全遮挡导流支板的轴对称排气系统模型(FSGS-ES)如图2所示。

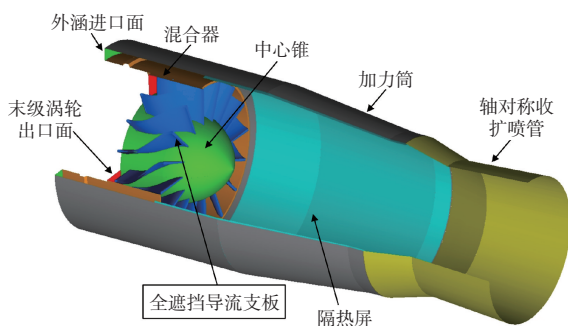


图2 全遮挡导流支板排气系统示意图

Fig.2 Schematic diagram of exhaust system with FSGS

2 计算方法及条件

排气系统红外辐射特征的计算过程分为流场特征计算与红外辐射计算,流场特征计算获得排气系统固体壁面温度分布和喷流温度、压力、组分浓度分布等流场参数分布结果,为红外辐射计算提供输入条件。

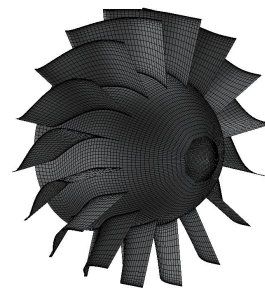
2.1 流场计算

使用某仿真软件进行排气系统流场仿真,选择双精度基于密度的隐式耦合求解器进行求解,湍流模型则选用更适合模拟高温高速排气喷流流动的Shear Stress Transport (SST) $k-\omega$ 模型,连续方程、动量方程和能量方程均采用二阶迎风差分格式离散^[12],喷流组分计算选用组分传输模型,并考虑辐射换热作用。

排气系统的流场计算状态为模型发动机地面试车工况,内涵进口:压力进口边界、总温1140K、总压420000Pa;外涵进口:压力进口边界、总温470K、总压415000Pa;外流场:压力远场边界、温度和压力与大气环境相同;另外假定主燃烧室余气系数为3,航空煤油化学分子式为 $C_{12}H_{23}$,获取内涵的辐射参与介质的组分浓度。全流场采用结构化网格进行划分,近壁区与喷流核心区网格进行了加密处理,以满足湍流模型对边界层网格尺度需求,经网格独立性检验,全局网格总数约为620万。图3分别给出了排气系统外壁面、全遮挡导流支板与中心锥壁面的网格图。



(a)筒体壁面网格



(b)支板与中心锥壁面网格

图3 排气系统固壁网格剖分示意图

Fig.3 Schematic diagram of simulation grid of exhaust system

2.2 红外辐射计算

红外辐射计算采用自开发软件,计算方法为反向蒙特卡罗法,本文采用的红外辐射计算方法与参考文献[13]相同,参考文献[13]给出了轴对称排气系统 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外积分辐射强度空间分布的试验测量值与计算值的对比,如图4所示,相对误差在12%以内,可以认为所采用的红外辐射计算方法满足仿真精度需求。

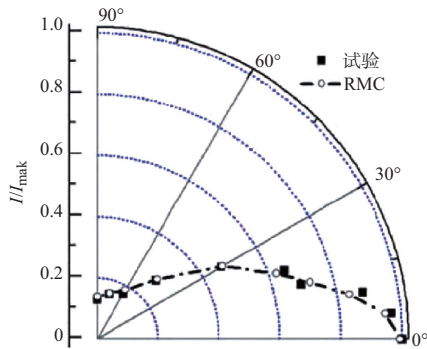


图4 红外计算结果与试验结果的对比^[12]

Fig.4 Comparison between infrared calculation results with experimental results^[12]

红外辐射计算时,所有壁面采用三角形网格,每个网格单元内包含坐标、矢量方向等几何信息以及温度、发射率等特性参数信息。计算排气系统尾向水平探测面内的红外辐射分布,以正尾向为 0° 探测方向,计算角度范围为 $0^\circ\sim 90^\circ$,其中 $0^\circ\sim 20^\circ$ 范围,每隔 2° 一个探测点; $25^\circ\sim 90^\circ$ 范围,每隔 5° 一个探测点,图5为探测点分布示意图。

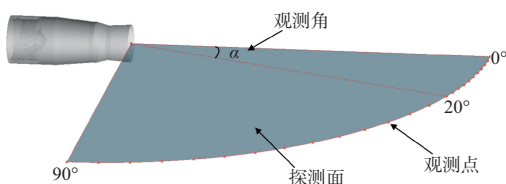


图5 红外计算探测面与探测点分布示意图

Fig.5 Schematic diagram of the distribution of infrared calculation detection surface and points

3 计算结果与分析

3.1 全遮挡导流支板对末级涡轮的红外抑制效果分析

图6给出了基准轴对称排气系统和全遮挡导流支板排气系统在尾向水平探测面内的中波红外积分辐射强度计算结果,分别以红色实线和蓝色虚线表示。从图6中可以看到,排气系统尾向 $0^\circ\sim 15^\circ$ 小角度范围的红外辐射非常强,之后随着观测角度的变大,排气系统红外辐射迅速降低;在各

探测方向上,全遮挡导流支板排气系统的红外积分辐射强度几乎都略高于基准轴对称排气系统,即全遮挡导流支板结构的改型设计增大了排气系统尾向的红外辐射。

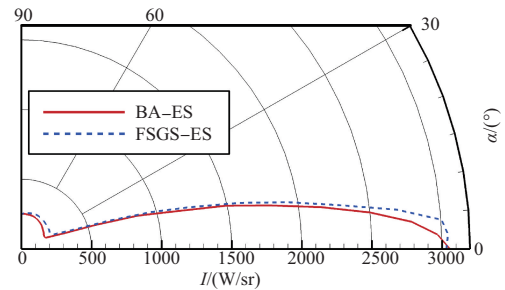


图6 基准轴对称排气系统积分辐射强度分布

Fig.6 Integral radiation intensity distribution of baseline axisymmetric exhaust system

下面对比分析两种排气系统各固体部件产生的红外辐射贡献(见图7和图8),以获得全遮挡导流支板结构对各部件辐射产生的影响与排气系统红外辐射增强的原因。从图中可以看出,在排气系统尾向 $0^\circ\sim 15^\circ$ 角度范围:基准轴对称排气系统的各部件辐射贡献中,中心锥贡献最大,末级涡轮紧随其后,火焰稳定器、承力支板和混合器有一定辐射贡献;全遮挡导流支板排气系统的各部件辐射贡献中,全遮挡导流支板的贡献最大,中心锥贡献次之,混合器有一定辐射贡献,末级涡轮辐射贡献则为0。对比两种排气系统的主要红外辐射源及辐射强度大小可以发现:(1)全遮挡导流支板完全遮挡了末级涡轮的红外辐射,有效地抑制了末级涡轮对排气系统尾向的红外辐射贡献,达到了预期设计目的;(2)全遮挡导流支板同样处于高温燃气流中,因此在利用形面结构遮蔽末级涡轮红外辐射的同时自身变成了一个新的主要红外辐射源,需要开展红外抑制。

3.2 全遮挡导流支板红外隐身方案对排气系统红外抑制效果分析

3.2.1 红外隐身方案设计

相较于末级涡轮转子,全遮挡导流支板为静止件,这使得壁面冷却与隐身材料等较为成熟高效的红外抑制措施的设计与应用变得简单高效。本文针对全遮挡导流支板设计了三类隐身方案:支板壁面冷却、低发射率隐身材料应用以及冷却与低发射率隐身材料综合措施,详细方案信息见表1,通过仿真分析评估各方案的抑制效果,为工程应用提供参考建议。

3.2.2 隐身方案的红外抑制效果

(1) 支板壁面冷却的红外抑制效果

冷却状态下全遮挡导流支板排气系统与基准轴对称排

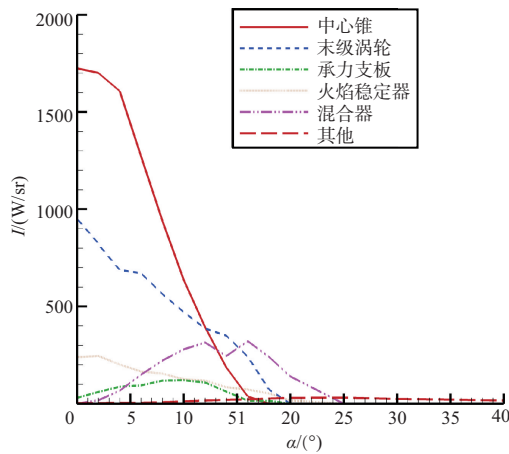


图7 基准轴对称排气系统各部件的辐射贡献

Fig.7 Radiation contribution of various components of baseline axisymmetric exhaust system

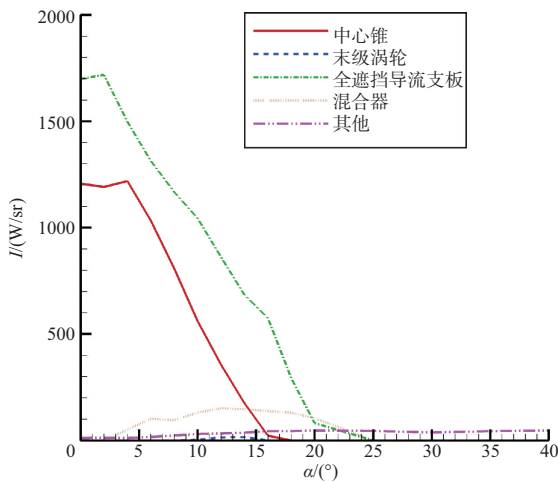


图8 全遮挡导流支板排气系统各部件的辐射贡献

Fig.8 Radiation contribution of various components of FSGS exhaust system

表1 全遮挡导流支板的红外隐身方案

Table 1 Infrared stealth schemes of the FSGS

| 隐身方案 | | 隐身参数 | |
|----------|-------|--------|-------|
| 类型 | 编号 | 壁面降温/K | 表面发射率 |
| 基准状态 | Case1 | — | 0.9 |
| 支板壁面冷却 | Case2 | -100 | 0.9 |
| | Case3 | -200 | 0.9 |
| | Case4 | -300 | 0.9 |
| 低发射率隐身材料 | Case5 | — | 0.7 |
| | Case6 | — | 0.5 |
| | Case7 | — | 0.3 |
| 综合措施 | Case8 | -300 | 0.3 |

气系统的红外辐射强度对比结果如图9所示。从图9中可以看出,全遮挡导流支板采用壁面冷却措施后,排气系统尾

向 $0^\circ\sim 20^\circ$ 角度范围内的红外辐射显著下降,尤其是 5° 以内的红外辐射强度的降幅明显;对 20° 以外大角度范围的红外辐射强度并无影响。在 0° 观测方向上,支板壁面温度平均降低 100°C 、 200°C 和 300°C 时,排气系统的红外辐射强度相比基准轴对称排气系统的降幅分别为 17.14% 、 30.42% 和 40.46% 。因此,支板壁面冷却对排气系统红外辐射有很好的抑制效果。

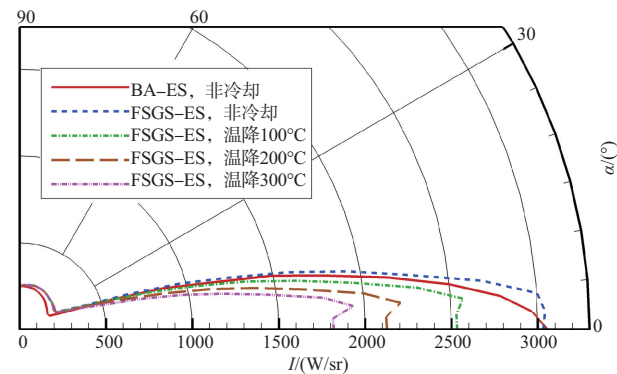


图9 支板壁面冷却状态的辐射强度对比结果

Fig.9 Integral radiation intensity of FSGS exhaust system under wall cooling conditions

(2)低发射率材料应用的红外抑制效果

不同表面发射率状态下全遮挡导流支板排气系统与基准轴对称排气系统的红外辐射强度对比结果如图10所示。全遮挡导流支板采用低发射率材料,对排气系统尾向 $0^\circ\sim 20^\circ$ 角度范围内的红外辐射有一定抑制效果, 5° 以内的红外抑制效果稍大一些,例如,在 0° 观测方向上,支板表面发射率为 0.7 、 0.5 和 0.3 时,排气系统的红外辐射强度相比基准轴对称排气系统的降幅分别为 5.47% 、 10.07% 和 14.66% 。但总体而言,抑制效果不佳。

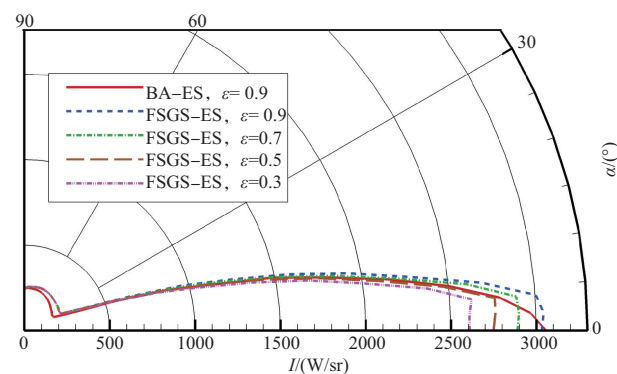


图10 支板表面低发射率状态的辐射强度对比结果

Fig.10 Integral radiation intensity of FSGS exhaust system under low emissivity conditions

从图 11 中可以发现,随着表面发射率的减小,全遮挡导流支板各方向上的红外辐射强度均呈下降趋势,但降幅并没有达到预想中的效果。理想情况下,根据斯忒藩-玻耳兹曼定律可大致估算表面发射率由 0.9 依次下降到 0.7、0.5 和 0.3 时,其对应的辐射降幅分别为 22.22%、44.44% 和 66.67%,而此处的实际降幅仅为 8.87%、16.67% 和 25.48%,远达不到预期的辐射抑制效果。

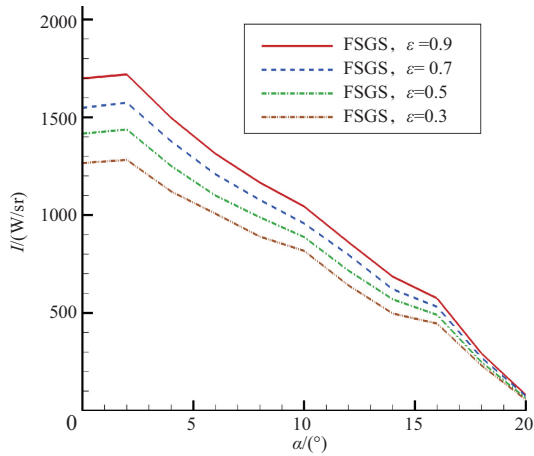


图 11 不同壁面发射率下支板的辐射强度分布
Fig.11 Radiation intensity distribution of the FSGS with different wall emissivity

为此,进一步分析产生此现象的原因,排气系统腔体是一个极为复杂的辐射环境,处于其中的全遮挡导流支板所表征出的红外辐射是自身辐射与反射辐射的综合体现。图 12 给出了不同表面发射率状态下支板的自身辐射与反射辐射分布情况。可以发现,随着表面发射率的减小,支板自身辐射逐渐降低,反射辐射逐渐增加。以 0° 方向上的计算结果为例,当表面发射率分别为 0.7、0.5 和 0.3 时,支板自身辐射强度值的降幅依次为 22.86%、44.45% 和 66.90%,降幅与理论预期值相当,符合斯特藩-波尔兹曼定律;而支板反射辐射强度值的增幅依次为 195.3%、388.8% 和 579.2%,即随表面发射率的减小,反射辐射成倍增加。因此,综合表现为有抑制作用,但效果不理想。由此可见,红外隐身材料的使用效果不仅与被应用部件有关,还与该部件所处的辐射环境密切相关。

(3)综合方案的红外抑制效果

图 13 所示为不同隐身方案下排气系统的红外辐射强度与基准轴对称排气系统的红外辐射强度在水平探测面内的分布情况。图 13 结果表明,仅采用支板壁面冷却的隐身方案对排气系统的红外抑制效果最好,采用壁面冷却与低

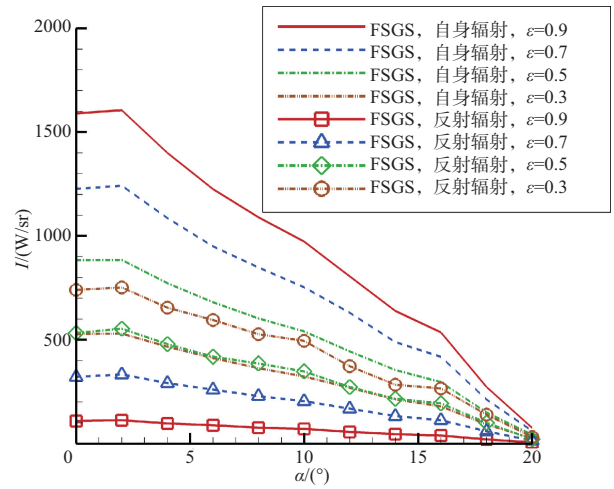


图 12 不同壁面发射率下支板自身辐射与反射辐射分布
Fig.12 The distribution of self radiation and reflected radiation of the FSGS under different wall emissivity states

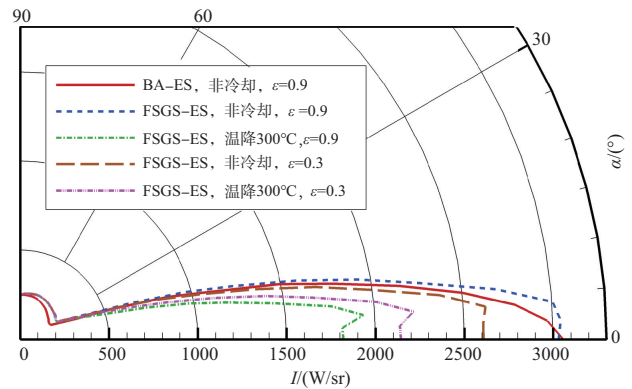


图 13 支板采用综合抑制措施时的积分辐射强度
Fig.13 The integrated radiation intensity of the exhaust system with comprehensive suppression measures

发射率材料的综合隐身方案的红外抑制效果次之,仅采用低发射率材料的隐身方案的红外抑制效果最差。

图 14 给出了各隐身方案下支板的红外辐射强度分布,对比 case4 与 case8 可以发现,支板壁面温度降低 300°C 后,支板自身的辐射已经得到大幅降低,在此基础上继续降低支板表面发射率,会使得壁面的反射率升高,反射辐射增量远超过自身辐射的降低,因此采用壁面冷却与低发射率材料的综合隐身方案的红外抑制效果反而不及仅采用壁面冷却隐身方案。

4 结论

本文设计了具有红外隐身潜力的全遮挡导流支板,并通过数值仿真的方法分析了不同红外隐身方案对排气系统

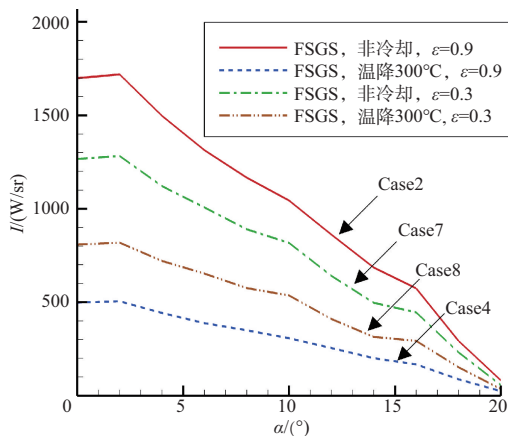


图 14 不同隐身方案下全遮挡导流支板的辐射强度
Fig.14 Radiation intensity of the FSGS under different infrared stealth schemes

的红外隐身效果,得到以下结论:

(1)设计的全遮挡导流支板成功抑制了末级涡轮红外辐射贡献,使得末级涡轮在排气系统尾向各方向上的红外辐射强度几乎为0。

(2)壁面冷却降温是全遮挡导流支板最有效的红外抑制措施,对排气系统尾向 $0^{\circ}\sim 20^{\circ}$ 角度范围内的红外辐射有明显抑制效果,尤其是 5° 以内的红外辐射强度的降幅显著;当支板壁面平均温降达到 300°C 时,排气系统 0° 方向的红外辐射强度的降幅达40.46%。

(3)全遮挡导流支板处于具有复杂辐射环境特点的排气系统腔体内部,其表征出的红外辐射特征是自身辐射与反射辐射耦合效应,支板的红外抑制方案设计思路应是在壁面冷却降温状态下对表面发射率进行优化设计,发射率存在最优设计值。

AST

参考文献

[1] Nordeen L, Quigley J. Self defence[R]. Air Forces Monthly-December, 2006.

[2] Morris T, Marciniak M, Wollenweber G. Analysis of uncertainties in infrared camera measurements of a turbofan engine in an altitude test cell[J]. Infrared and Technology, 2006, 48(2): 130-153.

[3] Eigenbrode D, Lindstrom E. Exhaust nozzle cooling scheme for gas turbine engine: U. S. Patent, US005577381[P]. 1996-11-26.

[4] 徐国跃,钱淇,方罡,等.多频段隐身材料的研究现状与进展[J].航空科学技术, 2022, 33(1): 1-9.

Xu Guoyue, Qian Qi, Fang Gang, et al. Research status and progress of multi-spectrum stealth materials[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(1):1-9.(in Chinese)

[5] 苏金朝,毛博,任梦帅,等.可用于红外隐身的纳米石墨薄膜热辐射调制器的研究[J].航空科学技术, 2023, 34(11): 96-102.
Su Jinchao, Mao Bo, Ren Mengshuai, et al. Study on thermal radiation modulator of nanographite film for infrared stealth[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11): 96-102. (in Chinese)

[6] 王旭,张靖周,单勇.气膜孔排布对排气系统中心锥冷却和红外辐射特性的影响[J].航空动力学报, 2016, 31(4): 830-835.
Wang Xu, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Effects of film hole arrangement on central-cone cooling and infrared radiation characteristics of exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 830-835. (in Chinese)

[7] 斯仁,吉洪湖,刘常春,等.冷却抑制二元收扩喷管红外特征的模型实验与数值研究[J].推进技术, 2014, 35(4):463-469.
Si Ren, Ji Honghu, Liu Changchun, et al. Model experiment and numerical analysis on infrared character and infrared suppression by cooling of two-dimensional convergent-divergent nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(4): 463-469. (in Chinese)

[8] 何哲旺,张勃,吉洪湖,等.横流注入形式对发动机尾喷流红外辐射特性影响的数值研究[J].航空动力学报, 2017, 32(2): 337-343.
He Zhewang, Zhang Bo, Ji Honghu, et al. Numerical study on the influence of cross flow injection forms on the infrared radiation characteristics of engine plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 337-343. (in Chinese)

[9] 李伟,黄伟,宫禹.环境辐射对亚声速飞行器红外特征影响的数值仿真研究[J].航空科学技术, 2018, 29(7): 48-52.
Li Wei, Huang Wei, Gong Yu. Numerical investigation of effect of environmental radiation on the infrared radiation signature of subsonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(7):48-52. (in Chinese)

[10] 邓洪伟,尚守堂,金海,等.航空发动机隐身技术分析与伦述[J].航空科学技术, 2017, 28 (10): 1-7.
Deng Hongwei, Shang Shoutang, Jin Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aero engine[J]. Aeronautical Science & Technology,2017,28(10):1-7. (in Chinese)

- [11] 李娜. 混合排气二维收敛喷管气动与红外隐身综合设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- Li Na. Research on the comprehensive design method of aerodynamic and infrared stealth of 2D convergent nozzle with mixed flow[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.(in Chinese)
- [12] 胡娅萍, 吉洪湖, 白涛涛. 湍流模型对发动机排气系统流场和红外辐射特征计算的影响 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2414-2420.
- Hu Yaping, Ji Honghu, Bai Taotao. Effect of turbulence models on numerical simulation of flow and infrared radiation characteristic of aero-engine exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2414-2420. (in Chinese)
- [13] 黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 涡扇发动机排气系统红外特征 [J]. 推进技术, 2010, 31(6): 745-750.
- Huang Wei, Ji Honghu, Si Ren, et al. Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 745-750. (in Chinese)

Study on Infrared Stealth Scheme of Fully Shielded Guiding Strut Inside Exhaust System

Wang Hao¹, Xu Yuanpei¹, Li Wei², Huang Wei¹

1. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute Co. Ltd., Shenyang Aircraft Design and Research Institute Yangzhou 225002, China

2. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: The exhaust system of aircraft engines is the main source of infrared radiation in the tail direction of aircraft, and the suppression of infrared radiation of the exhaust system is the key to improving the level of aircraft infrared stealth. In order to solve the contradiction between the high infrared radiation signal and the difficulty of radiation suppression of the last stage turbine rotor, and achieve the breakthrough of infrared stealth level in the exhaust system of the aircraft engine, a concept structure of the fully shielded guiding strut behind the turbine is proposed. Through numerical simulation, the effect of the infrared stealth scheme of the fully shielded guiding strut on the infrared signal suppression of the exhaust system using active cooling and stealthy materials is analyzed. The results show that the infrared radiation contribution of the last stage turbine rotor is reduced to 0 by the fully shielded guiding strut. Wall cooling is the most effective infrared suppression measure for fully shielded guiding strut. And the maximum infrared radiation decrease is 40.46% when the average temperature drop is 300K. The optimal design of infrared suppression scheme for fully shielded guiding strut in a complex radiation environment is to optimize the surface emissivity design under the cooling condition of the wall.

Key Words: fully shielded guiding strut; infrared radiation; stealth scheme; simulation; exhaust system

Received: 2023-09-14; Revised: 2024-01-19; Accepted: 2024-02-27

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(201927001002)