文章编号:1000-8055(2020)10-2078-11 doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.10.007

全遮挡导流支板对排气系统红外特性的影响

王 浩[1]，吉洪湖[1]，桑学仪[2]，王宇恒[1]
(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院，南京 210016；
2. 中国航天科技集团公司 上海航天控制技术研究所，上海 201108)

摘 要：为了降低末级涡轮转子对排气系统尾向红外(IR)辐射贡献，对涡轮后导流支板进行低红外特征结构设计，通过模型试验的方法研究了基准轴对称排气系统和不同支板冷却状态的全遮挡导流支板(FSGS)排气系统的红外特性。研究结果表明：全遮挡导流支板表面温度低于末级涡轮表面温度，但全遮挡导流支板结构会使下游隔热屏和喷管壁面温度明显升高；全遮挡导流支板对排气系统尾向 0～10°角域红外辐射有较好的抑制作用，正尾向红外辐射强度比基准轴对称排气系统低 13.9%；支板壁面气膜冷能进一步降低排气系统尾向 0～10°角域内的红外辐射强度，支板冷却气密流比(BR)为 0.5、0.7 和 0.9 时，全遮挡导流支板排气系统 0°方向的红外辐射强度的降幅分别为 18.1%、25.8%和 34.5%。因此，带气膜冷却的全遮挡导流支板是抑制末级涡轮对排气系统红外辐射贡献的一种非常有效的手段。

关 键 词：涡扇发动机排气系统；全遮挡导流支板；红外特性；红外抑制；气膜冷却
中图分类号：V231 **文献标志码**：A

Effects of fully shielded guiding strut on infrared signatures of exhaust system

WANG Hao[1], JI Honghu[1], SANG Xueyi[2], WANG Yuheng[1]
(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shanghai Aerospace Control Technology Institute,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Shanghai 201108, China)

Abstract: In order to suppress the contribution of the last-stage turbine rotor to the infrared (IR) radiation in backward of the exhaust system, the fully shielded guiding strut (FSGS) was designed. IR signatures of the baseline axisymmetric exhaust system and the exhaust system with FSGS under different cooling conditions were obtained by experiments. The results indicated that the wall temperature of the FSGS was lower than that of the last-stage turbine rotor. However, the wall temperatures of the heat shield and nozzle of the exhaust system with the FSGS increased. FSGS had an outstanding effect on suppressing the IR radiation of the exhaust system within the directions of 0° ～ 10°, and its IR radiation intensity was 13.9% lower than that of the baseline axisymmetric exhaust system at 0° detection angle. The application of film cooling on the FSGS can further reduce the IR radiation of the exhaust system in those directions mentioned above. Under the blowing ratios (BR) of

收稿日期:2020-04-02
基金项目:国家重大项目培育基金(XBC18244)；中央高校基本科研业务费(NZ2016103)
作者简介:王浩(1991－)，男，博士生，主要从事飞行器红外隐身技术研究。

引用格式:王浩，吉洪湖，桑学仪，等. 全遮挡导流支板对排气系统红外特性的影响[J]. 航空动力学报，2020，35(10)：2078-2088.
WANG Hao, JI Honghu, SANG Xueyi, et al. Effects of fully shielded guiding strut on infrared signatures of exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(10): 2078-2088.

0.5, 0.7 and 0.9, the IR radiation intensity of the exhaust system at 0° detection angle was weakened by 18.1%, 25.8% and 34.5%, respectively. Therefore, the FSGS with film cooling is a very effective way to suppress the IR contribution of the last-stage turbine to the exhaust system.

Key words: exhaust system of turbofan engine; fully shielded guide strut; infrared signatures; infrared suppression; film cooling

在未来作战环境中,作战飞行器将面临敌方天、空、地全方位红外探测系统的搜索和探测,以及地空和空空红外制导导弹的攻击威胁。涡扇发动机作为作战飞行器的主要动力装置,其排气系统是飞行器尾向最重要的 3～5 μm 波段(中波)红外辐射源,因此发展排气系统红外隐身技术、降低排气系统红外辐射强度是提高飞行器战场生存力和战斗力的必要手段之一。

涡扇发动机排气系统高温腔体和热喷流对中波红外辐射的贡献分别约占 90%和 10%,其中高温腔体主要包括中心锥、末级涡轮叶片、导流支板、火焰稳定器、加力燃烧室和喷管[1]。从辐射产生的机理分析,常用的排气系统红外抑制措施主要有[2]:①遮挡技术,通过遮挡红外辐射源,避免或降低其被红外探测器直接观测的机会,如采用二元喷管[3-5]、遮挡板二元喷管[6]、S 形二元喷管[7]、塞式喷管[8-11]等不同几何构型的异形喷管对排气腔体内部的高温辐射源形成遮挡,排气系统尾向红外辐射强度明显降低。②高温壁面冷却和尾喷流降温技术,包括中心锥和支板的气膜冷却[12]、喷管扩张段的气膜冷却[13]等壁面冷却技术,以及引射排气系统[14]和横向射流技术[15]等喷流降温技术,相关数值模拟和试验研究均表明高温壁面冷却可以大幅降低排气系统尾向小角域内的红外辐射强度,而尾喷流降温则对排气系统侧向的红外辐射有显著抑制作用。③合理的表面材料选择,部件表面发射率是影响其红外辐射的重要因素之一,部分学者[16-17]通过模型试验研究发现排气腔体中的高温部件表面采用低发射率材料可抑制红外辐射,低温部件表面采用低发射率材料却适得其反,因此排气腔体辐射是一个耦合问题,不同位置表面的发射率选择应当合理,并非越低对隐身越有利。

但对于末级涡轮叶片这一表面温度最高的强红外辐射源,除了低发射率镀膜以外,无其他有效的红外抑制手段。壁面冷却是降低固体表面红外辐射的一种极为高效直接的措施,而传统发动机从结构强度的角度不需要对末级涡轮转子进行冷却,若出于红外隐身考虑冷却末级涡轮转子壁面,转子的冷却结构会极其复杂,将大大增加设计与制造难度高,在这样的情况下,本文提出将末级涡轮下游的承力支板改型设计成对末级涡轮实现完全遮挡的导流支板,并对全遮挡导流支板(fully shielded guiding strut,FSGS)的表面进行冷却,此时待冷却的导流支板是一个静止件,相较于末级涡轮转子,其冷却结构的设计布置较为容易,最终达到降低末级涡轮对排气系统红外辐射贡献的目的,并通过模型试验揭示全遮挡导流支板的红外抑制效果,摸索支板结构与支板壁面冷却对排气系统红外特征的影响规律。

1　试验件与试验系统

1.1　基准轴对称排气系统试验件

图 1 出了基准轴对称排气系统模型示意图,主要由中心锥、导流支板、火焰稳定器、混合器、加力筒、隔热屏以及轴对称喷管组成,该模型是某典型发动机排气系统的缩比模型。根据此模型图设计并加工基准轴对称排气系统模型试验件。

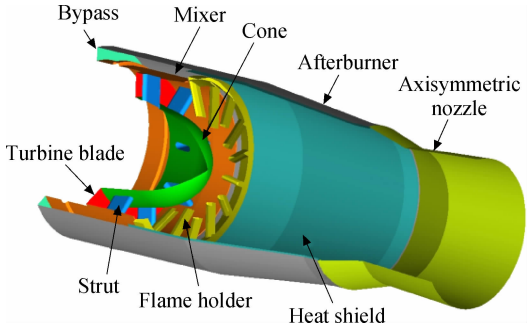


图 1　基准轴对称排气系统模型

Fig. 1　Model of baseline axisymmetric exhaust system

1.2　全遮挡导流支板轴对称排气系统试验件

1.2.1　试验件模型

在基准轴对称排气系统的基础上,将导流支板进行低红外特征设计,包括全遮挡的支板形面与壁面气膜冷却结构设计,形成带有全遮挡导流支板的排气系统,其简易结构如图 2 所示。

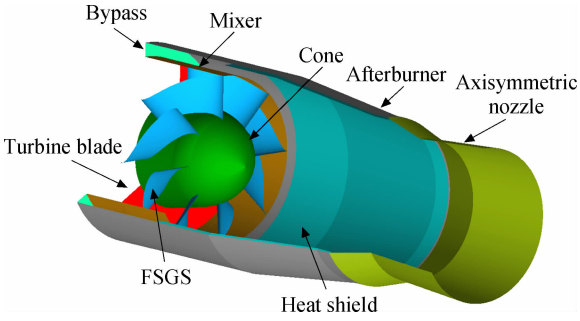


图 2 全遮挡导流支板轴对称排气系统模型

Fig. 2 Model of FSGS axisymmetric exhaust system

1.2.2 全遮挡导流支板形面设计

弯曲的全遮挡导流支板形面构型直接影响流道中的流动损失，为减小支板改型设计造成的排气系统气动损失，需合理设计支板的形面。

支板形面的设计过程分为两步：①形面几何模型构建。②采用数值模拟方法分析不同支板形面对排气系统气动特性的影响，并选择气动较优的支板形面作为本文试验研究的模型。

1）形面几何模型构建

采用文献[18-19]中的光滑、单调连续的函数曲线作为全遮挡导流支板的形面曲线，具体函数方程见表 1，表中给出的五种多项式方程对应的曲线如图 3 所示。

表 1 多项式曲线方程表达式

Table 1 Function expression of polynomial curves

类型	方程表达式
A	$\phi(\bar{x})=10\bar{x}^2-20\bar{x}^3+15\bar{x}^4-4\bar{x}^5$
B	$\phi(\bar{x})=6\bar{x}^2-8\bar{x}^3+3\bar{x}^4$
C	$\phi(\bar{x})=3\bar{x}^2-2\bar{x}^3$
D	$\phi(\bar{x})=4\bar{x}^3-3\bar{x}^4$
E	$\phi(\bar{x})=5\bar{x}^4-4\bar{x}^5$

将内涵通道中半径为 r 的流道圆柱面展开获得矩形平面，则以多项式函数曲线为形面线型的全遮挡导流支板在矩形展开面上的曲线如图 3 所示，其中 x 轴表示排气系统轴向。假设全遮挡导流支板形面线的纵坐标 y 沿 x 轴的分布规律用函数 $y(x)$ 来表示，那么它可用如下函数形式来描述：

$$y(x) = y_0 + a(r) \times \phi\left(\frac{x-x_0}{L}\right)$$

其中 $\phi(\bar{x})$ 为横向相对位置 $\bar{x}=\dfrac{x-x_0}{L}$ 的函数，L

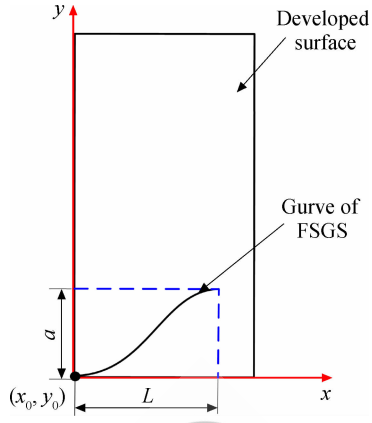


图 3 全遮挡导流支板型线

Fig. 3 Curve of the FSGS

表示支板轴向长度、$a(r)$ 是单个支板在半径 r 流道上对应的周向弧长（是半径 r 与支板个数的函数）、(x_0, y_0) 则是支板型线在进口截面处的起点坐标。

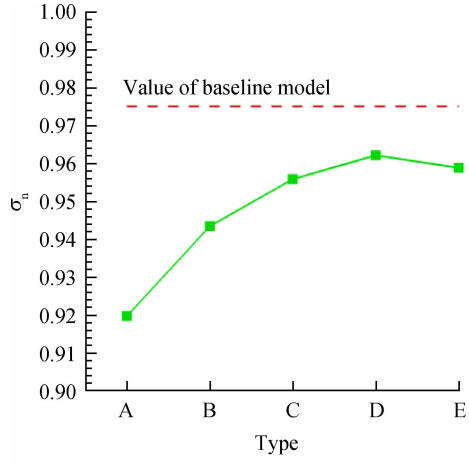
2）气动性能影响的数值分析

采用商业 CFD 计算软件 Fluent 分别计算带有上述 5 种不同形面线型全遮挡导流支板的轴对称排气系统在发动机地面状态下的气动特性。

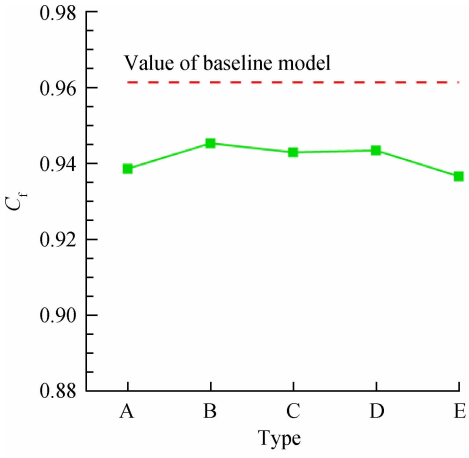
流场计算求解的基本方程有连续方程、动量守恒方程、能量守恒方程和组分传输方程，湍流模型选择 shear stress transfer（SST）k-ω 模型，选择基于密度的求解器，离散格式采用二阶迎风差分格式。

计算结果如图 4 所示，包括总压恢复系数 σ_n、推力系数 C_f 与单位推力 F。

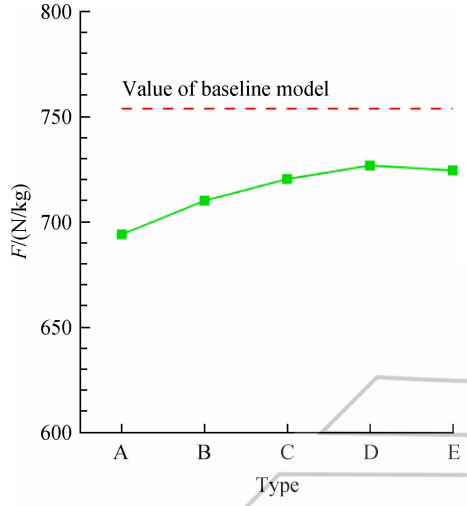
由流场数值计算结果可知，采用 D 型曲线方程设计全遮挡导流支板形面时排气系统的总压恢复系数与单位推力最高，推力系数较高，展现出的综合气动性能最佳，因此选用 D 型曲线方程作为全遮挡导流支板的形面构型曲线。假设：①末级



(a) 总压恢复系数



(b) 推力系数



(c) 单位推力

图 4　气动特性数值仿真结果

Fig. 4　Aerodynamic characteristics from numerical analysis

涡轮出口气流角为 0°(即气流方向与排气系统轴向一致)。②全遮挡导流支板的数量与基准轴对称排气系统相同,均为 8 个,且设计过程中保证流道阻塞比不变,设计得到了全遮挡导流支板如图 5 所示。

在支板形面的设计中是将传统的承力支板改变为全遮挡的导流支板。在实际工程应用时可将全遮挡导流支板与加力燃烧室火焰稳定器及喷油杆等进行一体化设计,但这一点不属于本文的研究范围,不予详述。

1.2.3　全遮挡导流支板壁面冷却结构设计

全遮挡导流支板对末级涡轮表面的辐射有十分显著的遮挡效果,但全遮挡导流支板本身也处于内涵高温燃气流的包裹之中,这使得全遮挡导流支板取代了末级涡轮转子成为了一个不可忽视的排气系统红外辐射源。为此,需通过气膜冷却的方式来降低全遮挡导流支板的红外辐射。

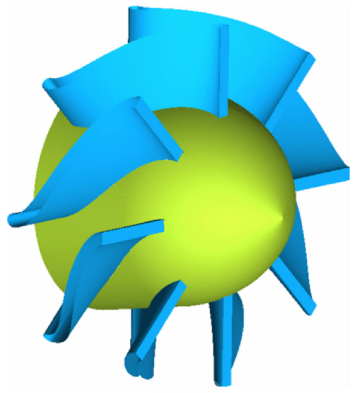


图 5　全遮挡导流支板模型

Fig. 5　Model of the FSGS

由图 5 可以看出,从排气系统尾向无法直接观测到全遮挡导流支板的压力面,全遮挡导流支板对于排气系统尾向的红外辐射贡献均来自于支板的吸力面和支板后端面,因此需要在全遮挡导流支板的吸力面和后端面布置气膜孔,对壁面进行气膜冷却,冷却气膜孔的布置方式参考文献[15]中排气系统喷管壁面的气膜孔布置方式,即气膜孔孔径为 1 mm,孔倾角为 20°,孔排布方式为差排分布,孔间距 4 mm,孔排距 10 mm,第一排孔距支板后端面 5 mm。图 6 给出了全遮挡导流支板冷却结构示意图。

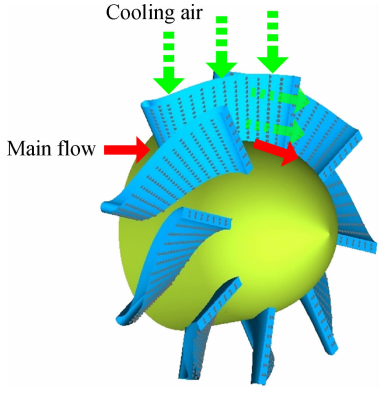


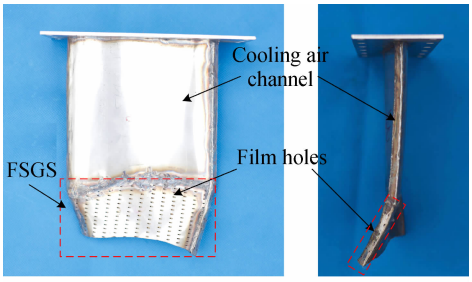
图 6　全遮挡导流支板的气膜冷却结构

Fig. 6　Structure of film cooling on FSGS

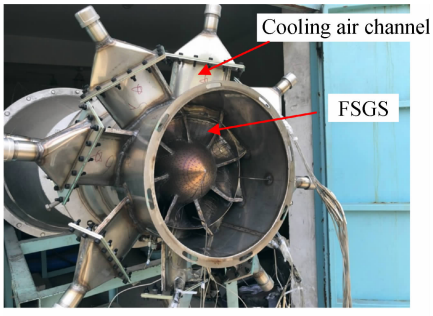
1.2.4　全遮挡导流支板排气系统总装结构

图 7(a)给出了一个全遮挡导流支板的试验件照片。支板为中空结构,吸力面和后端面开有气膜孔。模型试验中支板的冷却用气是从排气系统外部引入,因此支板上方连接了一段冷却气通道,使支板内腔与外界相通,冷却气从外界经过冷却通道进入支板内腔,而后全部从气膜孔流出,汇入主流。8 个支板安装于排气系统上后的结构如

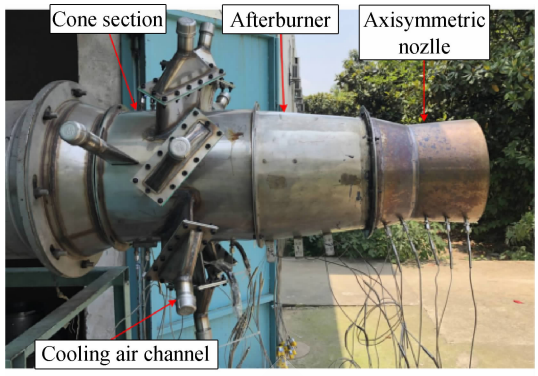
图 7(b)所示。图 7(c)给出了全遮挡导流支板排气系统的总装试验件照片。



(a) 单个支板试验件上的气膜冷却结构



(b) 全遮挡导流支板的试验段



(c) 排气系统试验件的总装照片

图 7 全遮挡导流支板及排气系统试验件

Fig. 7 Test section of FSGS and exhuast system

1.3 试验系统

图 8 是涡扇发动机排气系统模型试验系统示意图，图 9 为实物图。该试验台由燃气发生器系统、冷却气供给系统和试验段 3 部分组成。试验过程中，燃气发生器系统为试验段提供排气系统内涵高温燃气和外涵气流，冷却气供给系统为试验段待冷却部件提供高压常温冷却气。

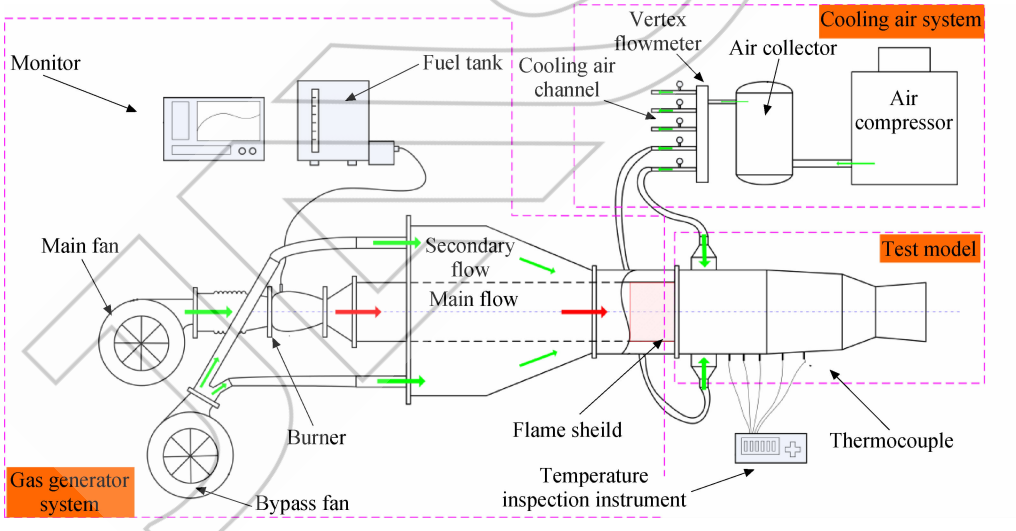


图 8 排气系统红外特性模型试验系统示意图

Fig. 8 Simulation test system schematic for infrared signatures of exhaust system

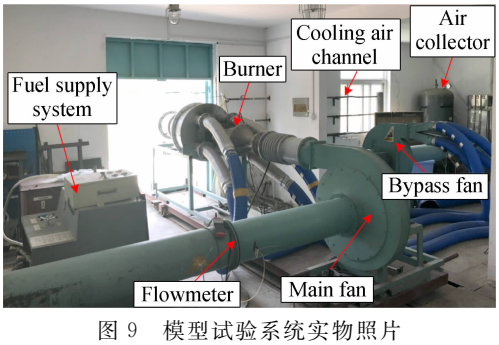


图 9 模型试验系统实物照片

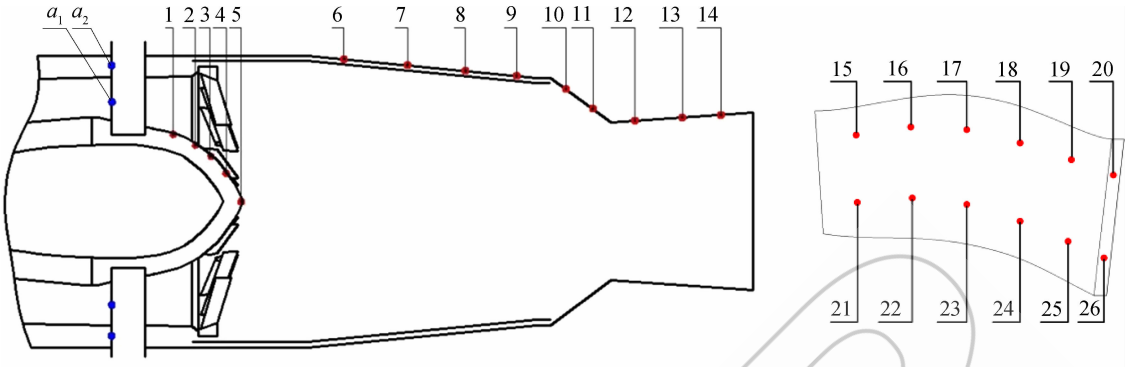
Fig. 9 Photograph of simulation test system

2 试验状态与测量方法

2.1 试验状态

根据实验室现有试验条件，本模型试验中排气系统的试验状态可以保证进口气流总温接近发动机某典型工况，且涵道比与该工况相同，但质量流量达不到实际状态。最终的试验状态选择为：内涵进口气流总温为 550 ℃，质量流量为 0.75 kg/s；外涵进口总温为 111 ℃，质量流量为 0.225

kg/s。内外涵气流总温分别由热电偶 a_1 和 a_2 监测,热电偶布置位置见图 10;质量流量采用孔板流量计测量,孔板流量计的设计、制造和安装使用完全遵守国标(GB/T2624-93)的规定,测量误差为±1.82%。本文所有试验状态中排气系统的进口气流条件保持相同。



(a) 中心锥、隔热屏、喷管壁面上的热电偶分布　　(b) 支板壁面的热电偶分布

图 10　试验件热电偶编号

Fig. 10　Thermocouple number on the test section

根据排气系统类型和全遮挡导流支板表面冷却状态的不同,设计了 5 组试验,如表 2 所示。表中的密流比(BR,记为 R_b)的定义式如下:

$$R_b = \frac{\rho_c u_c}{\rho_g u_g}$$

其中 ρ_c、ρ_g 分别是冷气流与主流的密度,u_c、u_g 分别表示冷气流与主流的速度。

试验中的冷却气由空气压缩机供给,气流温度为 303 K。根据 R_b 的定义式、主流状态参数以及试验件几何尺寸可知 R_b 为 0.5、0.7 和 0.9 时,冷却气流量占主流流量的百分比分别为 2.28%、3.19%和 4.10%。

表 2　红外特性试验测试方案

Table 2　Scheme of infrared signatures test

排气系统类型	密流比(R_b)	试验代号
基准排气系统		Case 1
全遮挡导流支板排气系统		Case 2
全遮挡导流支板排气系统	0.5	Case 3
全遮挡导流支板排气系统	0.7	Case 4
全遮挡导流支板排气系统	0.9	Case 5

2.2　试验件表面温度测量

图 10 标出了试验件上全部壁面温度测量热电偶的布置情况,其中中心锥壁面静温测点 5 个,对应编号为 1～5;隔热屏壁面静温测点 4 个,对应编号为 6～9;喷管壁面静温测点 5 个,对应编号为 10～14;支板壁面静温测点 12 个,对应编号为 15～26;共计 26 个测点。测量静温的热电偶采用埋入式布置方式。

本文温度测量均采用 K 型热电偶,在试验前,实验中所使用的热电偶在计量院中进行了标定,标定结果表明,在 20～850 ℃的温度范围(即本文试验的温度范围)内,该型热电偶测温的误差为±0.86%。

2.3　红外辐射测量

试验过程中排气系统的红外辐射特性信息通过红外光谱辐射计测试获得。红外辐射测量系统如图 11 所示,由傅里叶变换红外光谱辐射计、数据采集计算机和标准黑体等组成。试验安排于夜间进行,并在被测排气系统周围布置常温背景板,最大程度降低太阳辐射、环境辐射和复杂背景辐射对目标红外辐射测试结果的影响。

本试验的试验台、红外测试系统、测试方法、测量流程以及测试人员与文献[17]中的相同,文献[17]分析了此红外辐射特征模型试验测试系统的测量不确定度,得到的测试误差为 10.7%,为了节省篇幅,本文不再进行测试不确定的详细分析,基本认为的红外特性试验的测试误差在 11%左右。

排气系统红外特性的测试角度 α(测试方向与排气系统轴线方向的锐角夹角)覆盖排气系统尾向 0～90°方向范围,包含 0°、1°、2°、3°、4°、5°、6°、7°、8°、9°、10°、15°、20°、30°、45°、60°、75°和 90°共 18 个测点,如图 12 所示。图中的 r 表示测试距离,即红外光谱辐射计与排气系统出口截面的

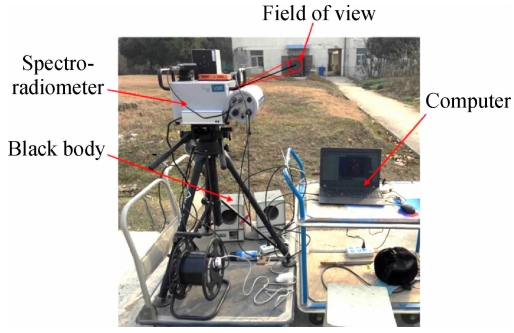


图 11 红外特性测量系统

Fig. 11 Measurement system of infrared signatures

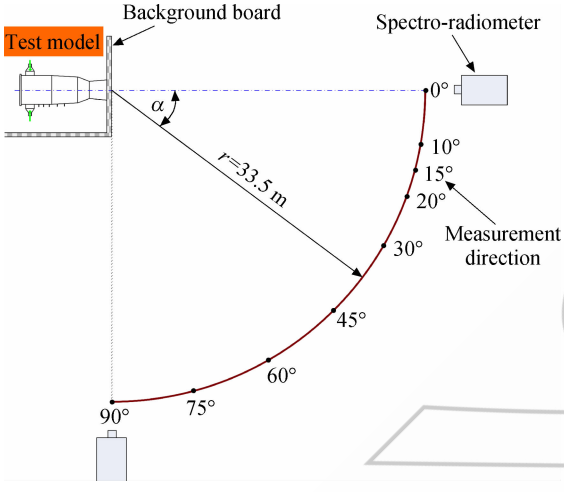


图 12 排气系统红外特性测点分布

Fig. 12 Distribution of infrared signatures measuring points for exhaust system

水平距离，本试验的测试距离 $t=33.5$ m。

3 结果与讨论

3.1 排气系统壁面温度分布

试验测试了基准轴对称排气系统与不同冷却状态下的全遮挡导流支板排气系统的腔体壁面温度(t)，图 13 给出了基准轴对称排气系统与非冷却状态下的全遮挡导流支板排气系统的腔体壁面温度分布对比结果，图 14 给出了支板在不同冷却状态下的全遮挡导流支板排气系统腔体壁面温度分布对比结果。

3.1.1 未冷却状态结果分析

从图 13(a)中可以发现，全遮挡导流支板排气系统的中心锥表面温度与基准轴对称排气系统相近，但其隔热屏和喷管壁面温度明显高于基准轴对称排气系统。因为试验中排气系统的内外涵来流状态、流量、排气系统外表面散热环境、排气系统出口环境压力均未改变，所以上述现象产生的主要原因是全遮挡导流支板结构出口产生了流向涡，增强了内外涵气流掺混作用，引起腔体中原贴壁流动的外涵冷空气温度显著升高，导致壁面温度随之升高。另外由从图 13(b)可知，全遮挡导流支板表面平均温度约为 451.5 ℃，这个温度低于末级涡轮叶片表面温度(约 540 ℃)。

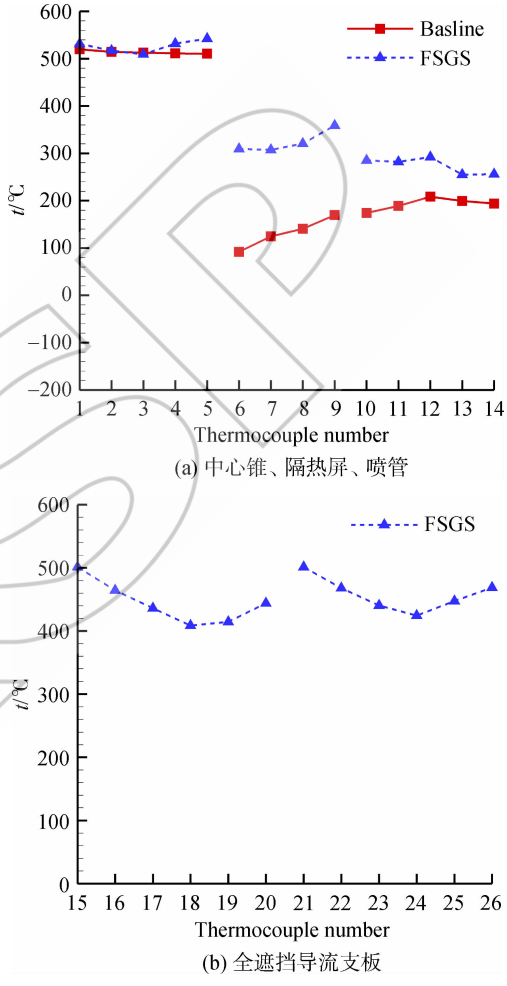
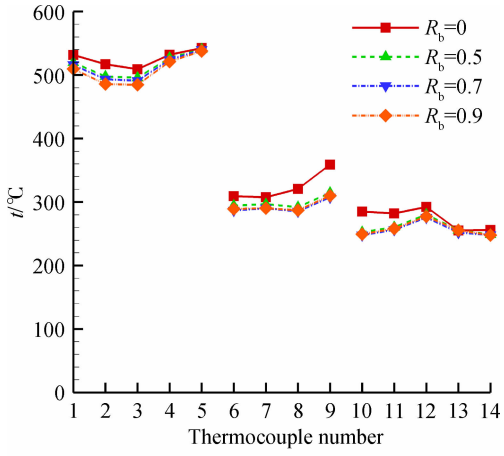


图 13 排气系统壁面温度分布($R_b=0$)

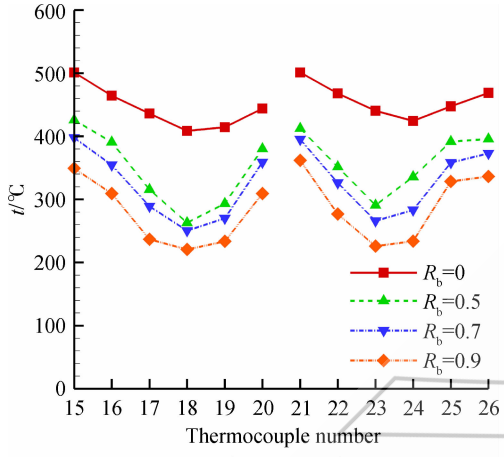
Fig. 13 Wall temperature distribution of exhaust system ($R_b=0$)

3.1.2 冷却状态结果分析

图 14(b)是全遮挡导流支板在不同壁面冷却气密流比状态下的支板壁面温度分布测量结果，图中可以看出，支板壁面采用气膜冷却，表面温度显著降低，且随着冷却气密流比增加，支板表面温度进一步下降，冷却气密流比为 0.5、0.7 和 0.9 状态下支板壁面温度的降低幅度分别为 97.6、124.7、166.4 ℃。相较于非冷却状态，支板冷却状态下的排气系统中心锥表面、隔热屏表面和喷管表面温度也有小幅度的降低，如图 14(a)所示，这



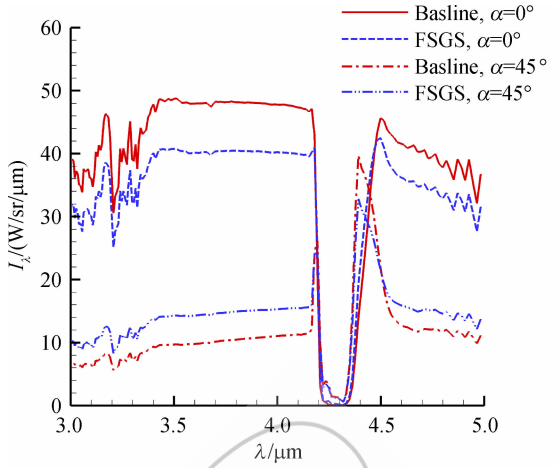
(a) 中心锥、隔热屏、喷管



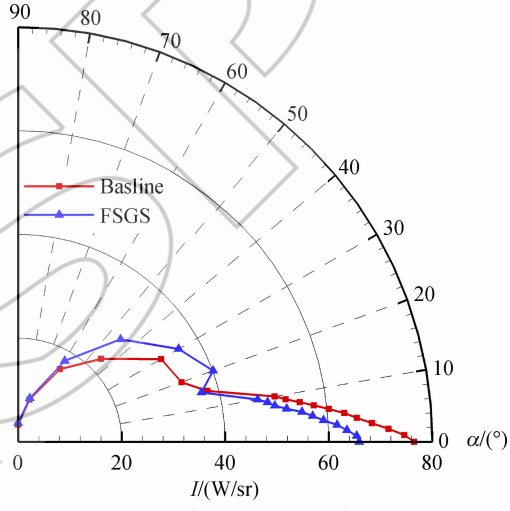
(b) 全遮挡导流支板

图 14　冷却状态全遮挡导流支板排气系统壁面温度分布

Fig. 14　Wall temperature distribution of FSGS exhaust system on cooling conditions



(a) 0°和45°方向上的光谱辐射强度



(b) 积分辐射强度的空间分布

图 15　基准与全遮挡导流支板排气系统红外特征分布 (R_b=0)

Fig. 15　Infrared signature distributions of baseline exhaust system and FSGS exhaust system (R_b=0)

是支板冷却气流入排气腔体后产生的微弱影响。

3.2　排气系统红外辐射强度分布

试验获得了基准轴对称排气系统与不同冷却状态下的全遮挡导流支板排气系统的红外辐射强度分布情况。

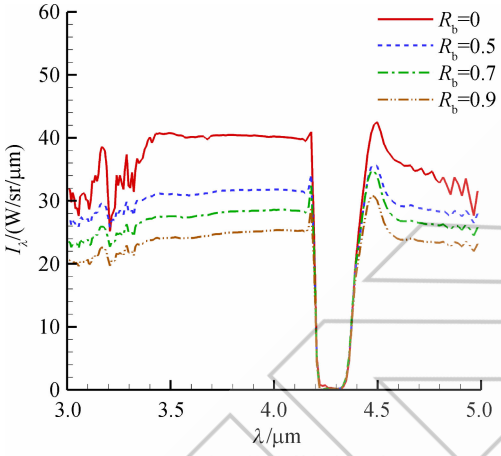
3.2.1　未冷却状态结果分析

图 15 给出了基准轴对称排气系统与非冷却状态全遮挡导流支板排气系统红外特性测试结果,其中 I_λ 表示光谱辐射强度,表示 I 表示积分辐射强度。从光谱图中可以看出,排气系统 0°方向上光谱曲线特征主要体现出强固体辐射与气体吸收的综合作用,连续的高温排气腔体壁面辐射经过喷流时被 H_2O 和 CO_2 选择性吸收,其中 3.2 μm 和 4.8 μm 附近是弱吸收带、4.2 μm 附近为强吸收带;而 45°方向上光谱曲线特征则是固体辐射、气体辐射与气体吸收的综合体现。从积分辐射图中可以发现,排气系统尾向 0～10°角域范围内全遮挡导流支板排气系统的红外辐射强度低于基准轴对称排气系统,且正尾向(α=0°)上红外辐射强度的降幅最大,为 13.9%。分析可知,基准轴对称排气系统尾向小角域范围的主要红外辐射源是中心锥和末级涡轮叶片,而全遮挡导流支板对末级涡轮叶片形成了完全遮挡,且全遮挡导流支板表面温度低于末级涡轮叶片表面温度,因此全遮挡导流支板排气系统的红外辐射强度小于基准轴对称排气系统。而排气系统尾向 20°～60°角域范围内全遮挡导流支板排气系统的红外辐射强度高于基准轴对称排气系统,这是由于此角域范围排气系统的红外辐射主要是来源于隔热屏和喷管壁面这两个部件的有效辐射(包括部件自身辐射与反射辐射),结合图 13(a)的温度测试结果可知,全遮挡导流支板引起了下游隔热屏和喷管壁面温度

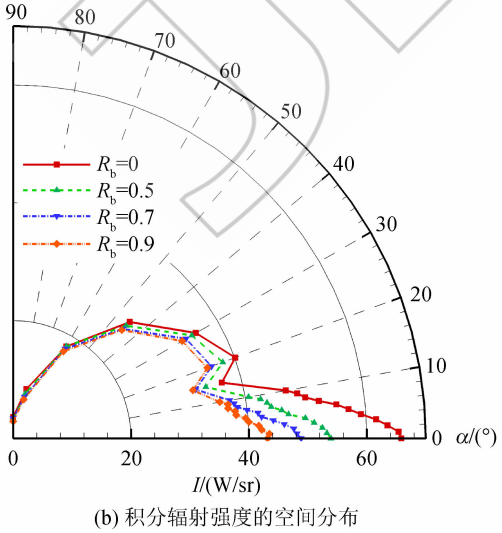
的上升，导致这两个部件的自身辐射显著增强。

3.2.2 冷却状态结果分析

图 16 给出了全遮挡导流支板在不同冷却状态下的排气系统红外特性测试结果。从排气系统正尾向的光谱辐射谱线来看(图 16(a))，导流支板采用气膜冷却，排气系统 4.2～4.4 μm 波段的光谱无明显变化，4.2～4.4 μm 波段以外的光谱强度值逐渐下降，这意味着气膜冷却可以有效抑制固体壁面辐射，而对气体辐射的影响较小。从排气系统积分辐射强度分布图(图 16(b))中可以发现，导流支板采用气膜冷却对排气系统尾向全方位的红外辐射都有抑制效果，其中 0～10°角域范围内的红外辐射强度降低最为显著，且冷却气密流比越大，排气系统的红外辐射强度降幅也越大。导流支板冷却气密流比为 0.5、0.7 和 0.9 时的排气系统正尾向红外辐射强度与未冷却状态相比，降幅分别为 18.1%、25.8%和 34.5%；与基准轴对称排气系统相比，下降幅度更为显著，分别为 29.49%、36.13%和 43.57%。支板冷却对尾向 20°～60°角域的红外辐射也起一定抑制作用，结合图 15(b)可以发现，当支板冷却密流比为 0.9 时，排气系统 20°～60°角域内的红外辐射与基准排气系统的红外辐射强度相当。前文提到隔热屏与喷管壁面是排气系统尾向 20°～60°方向上的主要红外辐射源，对比图 14(a)与图 15(a)的温度测试结果可知，虽然支板冷却使得隔热屏与喷管的壁面温度有一定降低，但还是明显高于基准排气系统的隔热屏与喷管的壁面温度，因此这里红外辐射强度的降低并不是隔热屏与喷管壁面自身辐射降低引起的，可以推测是隔热屏与喷管壁面对来自冷却支板的入射辐射的反射总量降低引起了最终有效辐射的下降，即全遮挡导流支板壁面冷却后，支板发射的辐射减弱，隔热屏与喷管壁面所反射的来自支板的入射辐射也随之下降，综合体现为隔热屏与喷管壁面的有效辐射总和变小了。



(a) 0°方向上的光谱辐射强度(α=0°)



(b) 积分辐射强度的空间分布

图 16 冷却状态下全遮挡导流支板排气系统的红外特性分布

Fig. 16 Infrared signature distributions of FSGS exhaust system in cooling conditions

4 结 论

本文通过试验测试了基准轴对称排气系统和不同支板冷却状态下的全遮挡导流支板排气系统的红外辐射特征，分析了模型试验状态下全遮挡导流支板结构对排气系统的红外抑制效果，主要结论如下：

1) 全遮挡导流支板表面温度低于上游的末级涡轮表面温度，但导流支板结构增强了内涵高温气流与外涵低温气流之间的掺混，引起下游隔热屏和喷管壁面温度升高。

2) 全遮挡导流支板对排气系统尾向 0～10°角域红外辐射有较好的抑制作用，正尾向(α=0°)红外辐射强度比基准轴对称排气系统低 13.9%；但尾向 20°～60°角域的红外辐射有小幅增强，对红外隐身稍有不利。

3) 支板壁面采用气膜冷却措施对排气系统尾向 0～10°角域内的红外辐射抑制效果显著，支板冷却气密流比为 0.9 时的全遮挡导流支板排气系统正尾向红外辐射强度与基准轴对称排气系统相比，下降了 43.57%；支板冷却对尾向 20°～60°角域的红外辐射也起一定抑制作用，可以消除结论 2)中提到的由导流支板结构对红外隐身带来的不利影响。

4) 带气膜冷却的全遮挡导流支板结构能显

著降低排气系统尾向红外辐射强度,是抑制末级涡轮红外辐射贡献的一种非常有效的手段。

上述结论中的规律性结论适用于不同发动机排气系统工作状态。而全遮挡导流支板对排气系统红外特征的抑制效果的量化结论(如降幅的数值)会随着排气系统工作状态变化而变化,但本文模型试验研究所获得的红外抑制效果数值具有一定参考价值,可以用于初步预估各状态下全遮挡导流支板的红外抑制效果的大致范围。

参考文献:

[1] 桑建华.飞行器隐身技术[M].北京:航空工业出版社,2013.

[2] 吉洪湖.飞发一体化设计中的发动机隐身问题[J].航空动力,2018(2):67-71.
JI Honghu. Fundamental issues of aircraft/engine integration for low observability[J]. Aerospace Power,2018(2):67-71.(in Chinese)

[3] 卢浩浩,吉洪湖,刘健,等.二元俯仰矢量喷管排气系统红外特征模拟实验[J].航空动力学报,2017,32(8):1861-1868.
LU Haohao,JI Honghu,LIU Jian,et al. Experiment on infrared signature of two dimensional convergent-divergent vectoring nozzle exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(8):1861-1868.(in Chinese)

[4] WANG Hao,JI Honghu,LU Haohao. The influence of nozzle deflection on fluid dynamic and infrared characteristics of a two-dimensional convergent-divergent vectoring exhaust system[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers,2019,233(12):4646-4662.(in Chinese)

[5] 施小娟,吉洪湖.二元收扩喷管设计参数对红外特征影响的数值研究[J].航空动力学报,2020,35(5):944-955.
SHI Xiaojuan,JI Honghu. Numerical investigation of influence of two-dimensional convergent and divergent nozzle's design parameters on infrared characteristics[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(5):944-955.(in Chinese)

[6] 范仁钰,张靖周,单勇.遮挡板结构对二元喷管红外辐射特性的影响[J].航空动力学报,2011,26(2):343-348.
FANG Renyu,ZHANG Jingzhou,SHAN Yong. Effects of sheltering baffles on the infrared radiation characteristics of two-dimensional nozzles[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(2):343-348.(in Chinese)

[7] 刘常春,吉洪湖.S弯二元喷管红外辐射特性实验[J].航空动力学报,2019,34(7):1493-1500.
LIU Changchun,JI Honghu. Experiment on infrared radiation characteristics of S shaped 2D nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(7):1493-1500.(in Chinese)

[8] 张靖周,王旭,单勇.塞锥后体气膜冷却对轴对称塞式喷管红外辐射和气动性能的影响[J].航空学报,2015,36(8):2601-2608.
ZHANG Jingzhou,WANG Xu,SHAN Yong. Effects of plug rear-body film cooling on infrared radiation and aerodynamics performance of axisymmetric plug nozzle[J]. Journal of Aeronautics,2015,36(8):2601-2608.(in Chinese)

[9] 周兵,吉洪湖.塞锥气膜冷却对二元塞式喷管红外特征的影响[J].航空动力学报,2016,31(12):2895-2903.
ZHOU Bing,JI Honghu. Effect of wedge film cooling on the infrared signature of two-dimensional wedge nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(12):2895-2903.(in Chinese)

[10] 陈俊,吉洪湖.二元塞式喷管红外特征及壁面降温的红外抑制效果计算[J].航空动力学报,2012,27(11):2429-2435.
CHEN Jun,JI Honghu. Numerical simulation of the infrared radiation characteristics and infrared restraining effect of lower wall temperature for two-dimensional plug nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(11):2429-2435.(in Chinese)

[11] HILEY P E,WALLACET H W,BOOZ D E. Nonaxisymmetric nozzles installed in advanced fighter aircraft[J]. Journal of Aircraft,1976,13(12):1000-1006.

[12] 单勇,张靖周,邵万仁,等.涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验[J].航空动力学报,2012,27(1):9-15.
SHAN Yong,ZHANG Jingzhou,SHAO Wanren,et al. Experiments on aerodynamic and infrared radiation characteristics of film-cooling center-body exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(1):9-15.(in Chinese)

[13] LIU Jian,JI Honghu. Investigation on infrared signature of axisymmetric vectoring exhaust system with infrared suppressions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer,2018,32(3):627-636.

[14] 刘福城,吉洪湖,斯仁,等.短套管二元引射喷管设计及气动与红外特性数值研究[J].红外技术,2013,35(10):623-628,664.
LIU Fucheng,JI Honghu,SI Ren,et al. Numerical simulation of two-dimensional ejector nozzle with short shroud[J]. Infrared Technology,2013,35(10):623-628,664.(in Chinese)

[15] 李经警.横向射流入射对喷管尾喷流红外辐射及掺混特性的影响研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
LI Jingjing. The infrared radiation and mixing enhancement characteristics of nozzle plumes influenced by crossflow[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018.(in Chinese)

[16] 陈俊,吉洪湖,斯仁,等.采用低发射率涂层的发动排气系统红外特征实验[J].红外技术,2011,33(7):395-400.
CHEN Jun,JI Honghu,SI Ren,et al. Experiment of IR suppression for nozzle with low infrared emissivity coating[J]. Infrared Technology,2011,33(7):395-400.(in Chinese)

[17] LIU Jian,JI Honghu. Experimental investigation on infra-

red signatures of axisymmetric vectoring exhaust nozzle with film cooling and low-emissivity coating[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2018, 140(9): 091203. 1-091203. 11.

[18] ZHANG J M, WANG C F, LUM K Y. Multidisciplinary design of S-shaped intake[R]. AIAA 2008-7060, 2008.

[19] 李娜. 混合排气二元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. Aerodynamic and infrared stealth comprehensive design of two-dimensional convergent nozzle of mixed flow [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

(编辑:张 雪)

JASP