

低发射率材料涂敷区域对排气系统壁温和红外特性的影响

曹飞飞¹, 吉洪湖¹, 于明飞², 吴开军¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团公司 贵州航空发动机研究所, 贵州 贵阳 550081)

摘要: 为了研究红外低发射率材料涂敷区域对排气系统壁温和红外特性的影响, 在相同实验工况下, 实验测量了 3 种涂敷方案: (1) 仅中心锥涂敷; (2) 仅混合器内表面涂敷; (3) 中心锥与混合器内表面同时涂敷。下轴对称和 S 弯二元排气系统壁温和红外辐射特性。结果表明: 涂敷低发射率材料将导致表面温度升高, 同时也影响排气系统非涂敷区域的壁面温度分布。高温部件涂敷低发射率材料时, 在涂敷区域可被直接探测的角域内, 可有效抑制排气系统的红外辐射, 但在涂敷区域不能被直接探测的角域内其影响规律因涂敷方案而变, 在 3 种涂敷方案中, S 弯二元排气系统仅涂敷混合器内表面, 轴对称排气系统中心锥和混合器内表面同时涂敷低发射率材料时整体红外抑制效果最好。

关键词: 红外隐身; 排气系统; 低发射率涂层; 轴对称收敛喷管; S 弯二元喷管

中图分类号: V218 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20190131

Effects of low emissivity material coating site on wall temperature and infrared characteristics of exhaust system

Cao Feifei¹, Ji Honghu¹, Yu Mingfei², Wu Kaijun¹

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Guizhou Aero Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Guiyang 550081, China)

Abstract: In order to study the effects of the parts coated by infrared low-emissivity material on the wall temperature and infrared radiation (IR) characteristics of the exhaust system, the wall temperatures and IR characteristics of the axisymmetric and serpentine 2-D exhaust system were measured in three coating schemes, i.e., (1) only central cone was coated; (2) only mixer inner surface was coated; (3) both central cone and mixer inner surface were coated, under the same experimental condition. The experimental results show that the temperature of the surfaces coated with low-emissivity materials increases, and that of the non-coating surfaces is also affected by the coating layer. When high-temperature parts are coated with low-emissivity materials, the IR intensity of the exhaust system can be effectively suppressed in detection angles where the coating surface can be directly detected, while in other angles the IR intensity varies with the coating scheme. It is appropriate to only coat the inner surface of the mixer for serpentine 2-D exhaust system, and coat the central cone and the inner surface of the mixer together for an axisymmetric exhaust system in order to achieve better IR suppression.

Key words: infrared stealth; exhaust system; low emissivity coating; axisymmetric convergent nozzle; serpentine 2-D nozzle

收稿日期: 2020-03-20; 修订日期: 2020-04-18

作者简介: 曹飞飞 (1992-), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机红外隐身技术方面的研究。Email: weiaisau123@163.com

导师简介: 吉洪湖 (1957-), 男, 教授, 博士, 主要从事航空发动机传热、燃烧及红外隐身方面的研究。Email: jhhpe@nuaa.edu.cn

0 引言

红外成像探测系统、机载红外前视装置和新型红外制导武器的迅猛发展,严重威胁着作战飞机的生存。在各种隐身措施中,低发射率隐身涂层技术^[1-3]能够有效抑制可探测到的排气系统高温部件的红外辐射,且不会对气动性能造成影响。

在采用低发射率涂层技术抑制排气系统红外辐射方面,目前已有部分学者从数值计算和实验测试方面开展了研究。陈俊等^[3]对比了单独对截锥后端面涂敷低发射率涂层前后排气系统辐射强度空间分布,发现部件涂敷低发射率材料后排气系统红外辐射最大降幅 15%,但被涂敷壁面温度升高了 12 K。Liu 等^[4]通过实验和数值研究了中心锥采用低发射率涂层技术后,轴对称矢量排气系统红外特性的变化规律,但他没有分析隐身涂层对排气系统壁面温度的影响。王丁等^[5]数值研究了轴对称喷管的红外辐射特性,发现当轴对称喷管壁面发射率较低时,会使得喷管的反射作用增强,对 40°~70°探测角度内排气系统的隐身效果不利。任利锋等^[6]针对轴对称收-扩喷管排气系统模型,数值研究了降低所有部件发射率对排气系统红外特性的影响。胡海洋等^[7]数值研究发现考虑辐射换热前后,排气系统壁温最大相差 70 K。王丁等^[8]数值研究了喷管、混合器、中心锥和末级涡轮等部件的壁面发射率和反射特性对 S 弯二元排气系统红外特性的影响,但缺乏相应的实验研究。刘小雨,陈世国等^[9]对减小壁面发射率、冷却部件及两种方法结合的 3 种方案的红外抑制效果进行了数值研究,但并未进一步通过实验进行研究和验证其对红外辐射特性的影响。

根据已公开发表的文献可以看到,以往关于应用低发射率涂层抑制排气系统红外特性的实验研究虽然数量较多,但大多集中在排气系统内部单一部件应用上,且缺乏涂层对喷管壁面温度影响的分析。数值研究^[8]发现隐身材料的涂敷区域直接影响到涂敷部件与喷管壁面的辐射换热,这在一定程度上影响到排气系统各探测方位的红外辐射强度。

文中通过模拟实验测量了 3 种涂敷方案:(1)中心锥;(2)混合器内表面;(3)中心锥+混合器内表面。

下轴对称和遮挡率 25% 的 S 弯二元排气系统壁温和红外辐射特性,获得了红外低发射率材料涂敷区域对轴对称和 S 弯二元排气系统壁面温度和 3~5 μm 波段红外辐射特性的影响规律。

1 实验系统和方法

1.1 实验模型

实验中涉及到两类排气系统模型,分别是轴对称排气系统和 S 弯二元排气系统如图 1 和图 2 所示。两套排气系统实验模型进出口面积相等,且共用相同的内、外涵的进口和末级涡轮、支板、中心锥、漏斗型混合器等部件。支板采用半圆加矩形的组合方式,周向均匀分布 8 个。漏斗型混合器周向均匀分布 12 个,并在相邻漏斗之间的混合器壁面上开设 5 个混合排列的等直径圆孔。

S 弯二元喷管流道为从圆形进口经过两道 S 弯光滑过渡到矩形出口的 S 形流道,其型面由矩形圆角过渡截面轮廓沿缓急相当的中心线扫掠而成。上方探测面 5°和 10°方向可以看到内部高温部件,其余角度均为全遮挡,一方面是减少 S 形流道的剧烈变化带来的气动损失,使推力损失尽可能小;另一方面是对内部高温部件如涡轮、中心锥和混合器等进行有效遮挡。

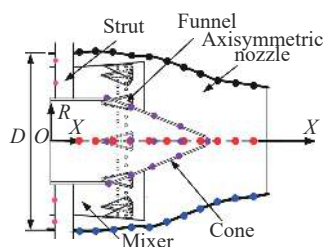


图 1 轴对称排气系统结构

Fig.1 Schematic diagram of axisymmetric exhaust system

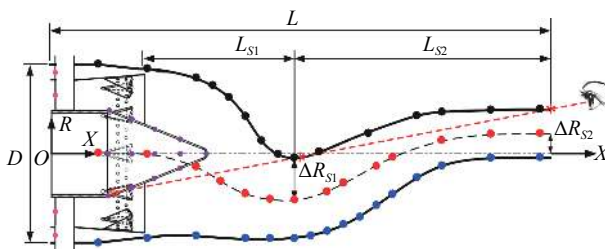


图 2 S 弯二元排气系统结构

Fig.2 Schematic diagram of serpentine 2-D exhaust system

S 弯二元喷管几何特性参数主要包括: 喷管出口矩形宽度 W 和高度 H ; 喷管进口直径 D ; 第一、第二 S 弯长度和喷管总长度 L_{S1} 、 L_{S2} 和 L ; 喷管第一段 S 弯和第一段 S 弯的纵向偏距 ΔR_{S1} 和 ΔR_{S2} ; 具体设计参数数值如表 1 所列。

表 1 S 弯二元喷管主要设计参数

Tab.1 Main geometric parameters of serpentine 2-D nozzle

Parameters	Value	Parameters	Value
W/H	4.0	L_{S2}/L	0.51
L/D	2.80	$\Delta R_{S1}/D$	0.24
L_{S1}/L	0.30	$\Delta R_{S2}/D$	0.11

低发射率红外隐身材料在中心锥外表面和混合器内表面的 4 种涂敷状态如图 3 所示, 图 3(a) 为未涂敷涂层状态 (基准状态), 图 3(b) 和图 3(c) 分别为仅涂敷中心锥和仅涂敷混合器状态, 图 3(d) 为两部件同时涂敷状态。图中白色表面为已涂敷低发射率材料, 其表面发射率约为 0.3, 经测量未涂敷区域表面发射率约为 0.9。 ϵ_c 和 ϵ_m 分别表示中心锥和混合器表面发射

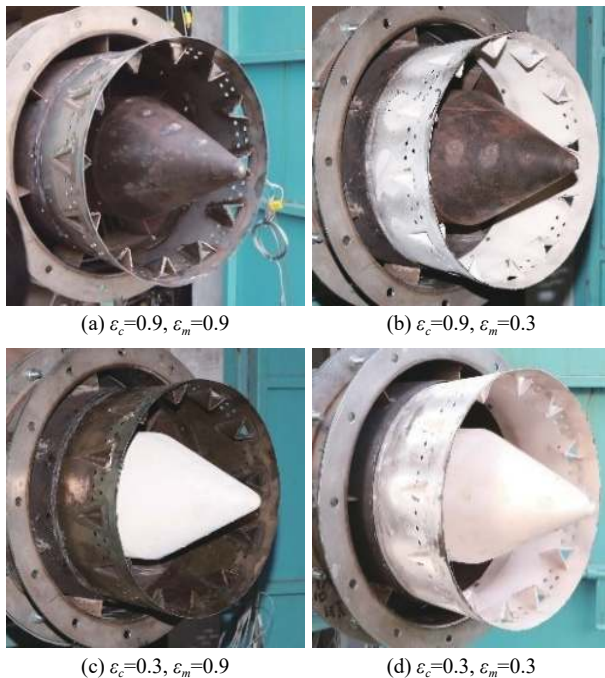


图 3 低发射率材料在中心锥和混合器上的组合涂敷方案

Fig.3 Assemble coating schemes of low-emissivity materials on the center cone and mixer

率。涂层厚度约为 0.5 mm, 几乎不会对排气腔体内的流动产生影响。

1.2 实验系统

涡扇发动机排气系统红外特性模拟实验台如图 4 所示。该实验系统包括内涵燃气发生系统, 外涵气流系统和实验段。内涵燃气发生系统主要包括风机、单管燃烧室和供油系统等, 实验段高温燃气由内涵风机气流经单管燃烧室燃烧后进入排气系统内涵流动道, 燃烧室出口温度最高可达 830 K; 外涵气流系统由外涵风机和气流稳压腔等组成, 内、外涵风机最大可提供 1 kg/s 的流量。内、外涵气流经混合器形成混合燃气从喷管排出。

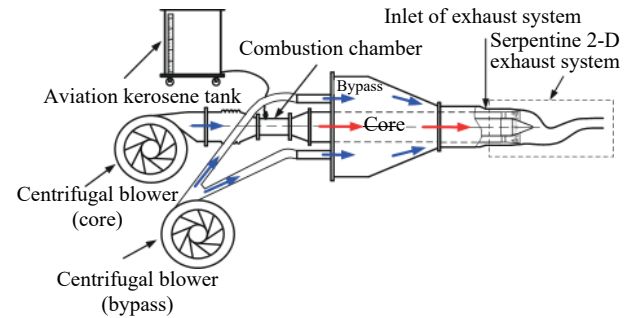


图 4 实验系统示意图

Fig.4 Schematic diagram of experiment system

1.3 实验工况

实验状态参数包括内、外涵气流质量流量和喷管进口内涵气流总温。内、外涵气流分别由两套独立的电源变频器控制, 通过调频改变风机转速来调节流量, 并使用孔板流量计来监测。经过标定和测算, 该流量测控系统的系统误差不大于 2%。实验中内、外涵流量控制在 0.75 kg/s 和 0.44 kg/s 左右, 涵道比 0.59, 内涵总温约 773 K。

图 5 给出了未采用隐身涂层的轴对称排气系统内涵入口处、中心锥壁面和喷管壁面上某一处热电偶探点温度在监测过程中随时间的变化曲线。从图中可以看出, 燃烧室点火完成经过 7 min 左右内涵气流温度稳定, 再经过 2 min, 中心锥和喷管壁面均达到热平衡状态。文中各组实验测量的数据均是在排气腔体内流动和传热达到稳定和平衡后, 再等待 5 min, 开始进行采集的。

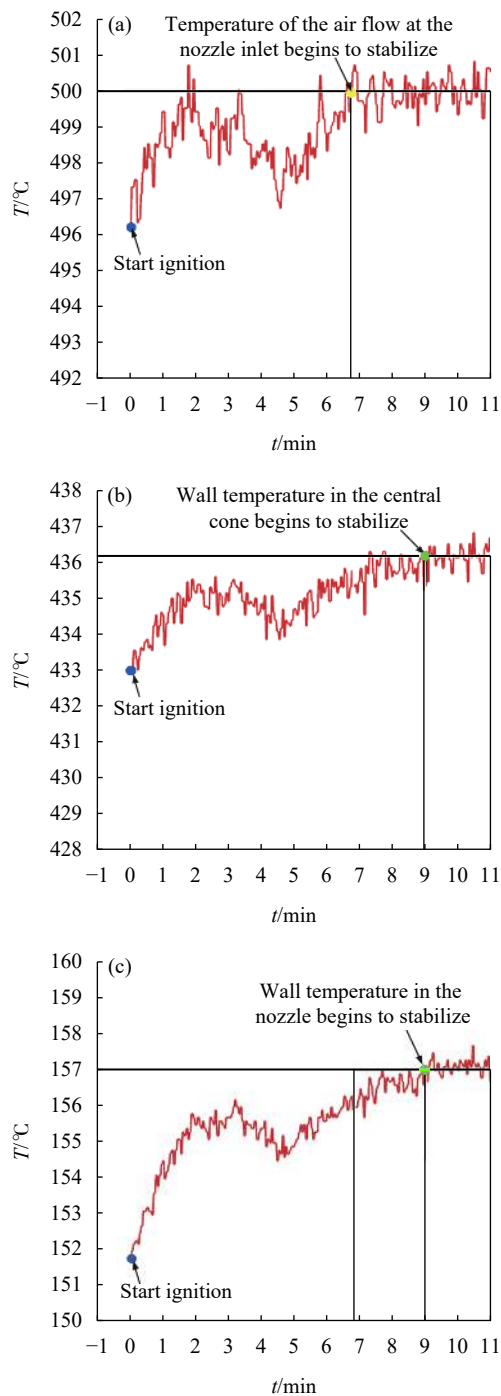


图 5 喷管内涵进口 (a); 中心锥壁面 (b); 喷管壁面处某一测点 (c); 温度随时间变化曲线

Fig.5 Core inlet (a); central cone (b); nozzle wall (c) temperature change curves with time

1.4 温度测量

实验中测量了中心锥和喷管沿轴向方向的壁面温度,以及喷管进口内、外涵气流总温。图 1 和图 2 给出了实验件上全部温度测点的布置情况,其中,中

心锥和喷管侧向,上方和下方壁面中心线上均布置了一定数量的壁温测量点;内、外涵总温测点由分别安装在三组间隔 90°的支板上的 6 个热电偶构成。使用 K 型镍铬—镍硅铠装热电偶测量各测点的温度,在实验条件下,其测量误差不超过 0.75%。

1.5 红外辐射特性测量

采用 VSR-3 傅里叶变换光谱辐射仪测量排气系统光谱辐射强度,如图 6 所示,该测量系统主要包括 VSR 光谱仪,标定黑体炉,采集电脑等。通过对 3~5 μm 光谱辐射强度进行积分就可以获得该波段内的积分辐射强度。系统测量总误差小于 3%^[10]。

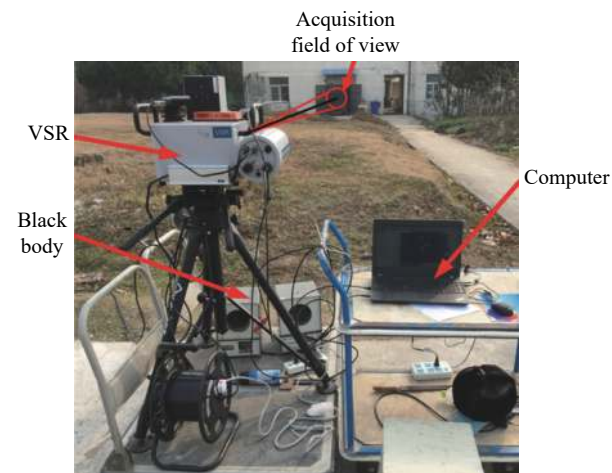


图 6 红外辐射测量系统

Fig.6 Infrared radiation measurement system

为了得到 S 弯二元排气系统红外辐射特征空间分布规律,分别测量了侧向、上方和下方 3 个探测平面内的红外辐射,如图 7 所示。每个探测面上均设置了 13 个探测点,探测角 $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ$, 喷管出口至光谱仪之间的探测距离 $R=34.5\text{ m}$ 。轴对称喷管关于喷管轴线旋转对称,仅测量其一侧探测面的辐射。实验安排于夜间进行,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。实验的具体过程和数据处理方法可参见文献 [11]。

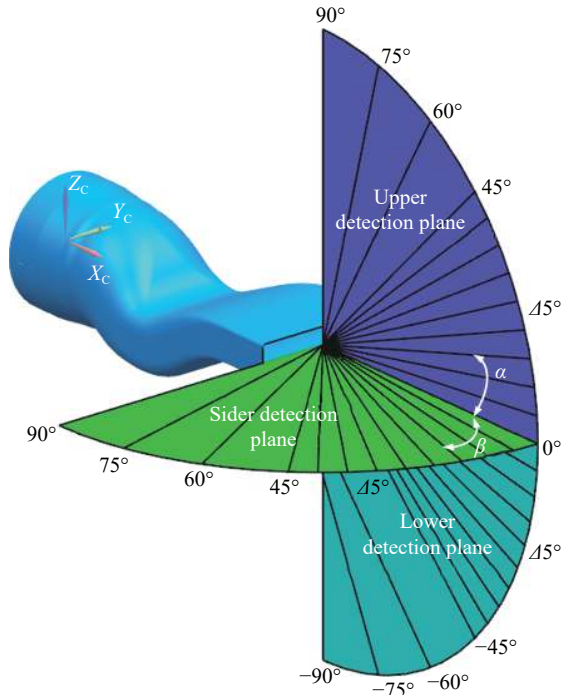


图 7 红外辐射探测点设置

Fig.7 Sketch map of infrared radiation detection points

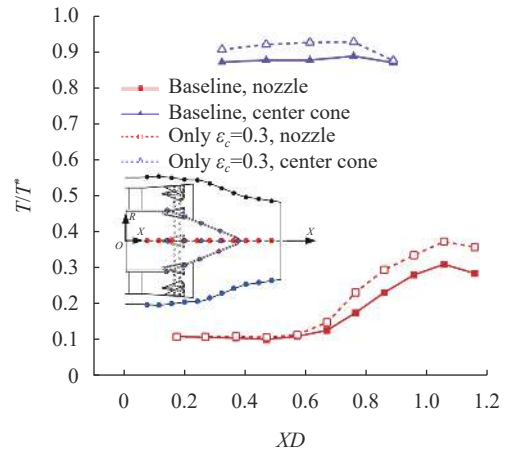
2 结果与讨论

2.1 排气系统固体壁面温度分布

2.1.1 轴对称排气系统

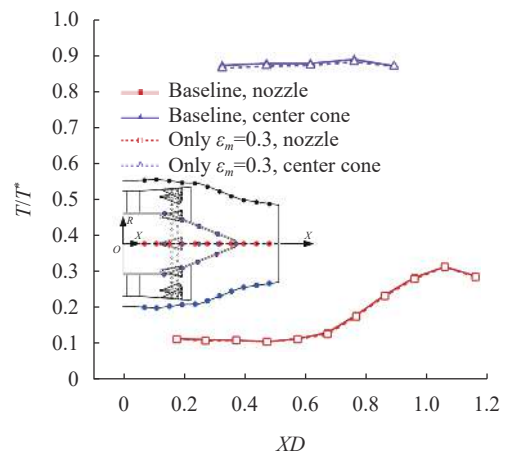
实验测量了低发射率材料在中心锥和混合器表面 4 种涂敷方式下,轴对称和 S 弯二元排气系统中心锥和喷管壁面温度。为便于分析比较,定义 T/T^* 为无量纲温度, T^* 是喷管内涵进口总温,下文中的温度均采用相同的无量纲处理方式。此外,轴对称喷管和中心锥部件均为轴对称几何结构,近壁区流场和温度场沿周向分布基本一致,在其壁面温度数据处理时,取三侧对应位置热电偶温度的算术平均值。

不同涂敷状态下轴对称排气系统喷管和中心锥壁温分布,如图 8 所示。各涂敷状态轴对称喷管壁面温度初始测点值基本相同,说明各组实验外涵进口温度基本保持不变。从图 8(a) 可以看出,相对于未涂敷涂层状态,仅中心锥外表面涂敷涂层时,喷管收敛段壁温升高,其平均增幅 15%,最大增幅出现在 $X/D < 0.76$ 处,为 32%。这是因为涂层的低发射、高反射特性使得中心锥强烈反射排气系统内部高温部件和喷流的辐射,而且中心锥与喷管壁面接近平行的位置关系,让经中心锥反射的辐射大多投射到喷管收敛段,喷管接



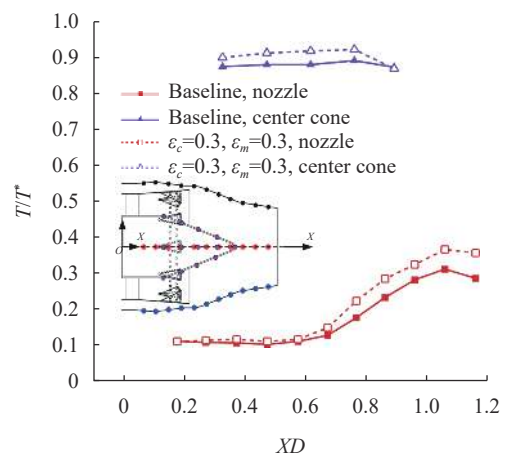
(a) 仅中心锥涂敷涂层状态

(a) Only the center cone is coated



(b) 仅混合器内表面涂敷涂层状态

(b) Only the mixer is coated



(c) 中心锥和混合器两者同时涂敷涂层状态

(c) Center cone and mixer are coated simultaneously

图 8 不同涂敷状态轴对称喷管和中心锥壁温变化

Fig.8 Wall temperature distribution of axisymmetric nozzle and center cone in different coating states

收到的投入辐射增加,虽然此过程中也改变了喷管壁面与外界的有效辐射,但整个过程中喷管接收到的净辐射换热增加,最终喷管温度升高;同时,由于中心锥在涂敷低发射率材料后,其表面向周围环境辐射的能量减少,中心锥壁温出现明显上升,最大温升幅度约 7%。

从图 8(b)可以看出,仅漏斗型混合器内表面涂敷涂层时,喷管收敛段和中心锥壁温略微降低,喷管在 $X/D < 0.67$ 处温度降幅最大约 3%,这是由于中心锥的阻隔使得高温固体部件和喷流所发出的辐射仅当与混合器表面成较大入射角度才能反射到喷管内壁面,而混合器自身对喷管壁面的辐射又因发射率的降低而减少,最终导致混合器向喷管发出的有效辐射减少,喷管壁温降低。如图 8(c)所示,当中心锥和混合器两者全都涂敷涂层时,中心锥和喷管壁温均出现明显升高但升高幅度要略小于仅中心锥涂敷涂层状态,中心锥和喷管壁温最大升幅分别约为 4% 和 26%。

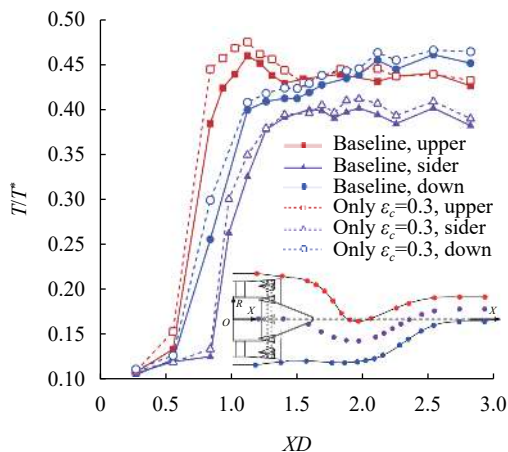
总体而言,4 种涂敷方式中,仅在中心锥表面涂敷低发射率材料涂层的方式,对中心锥以及喷管壁温影响最大,会使其壁温出现明显升高;无论是在无涂层状态还是在中心锥表面已涂敷涂层状态下,再在混合器内表面涂敷隐身涂层的方式,都会使得中心锥和喷管壁温下降但降幅均很小。

2.1.2 S 弯二元排气系统

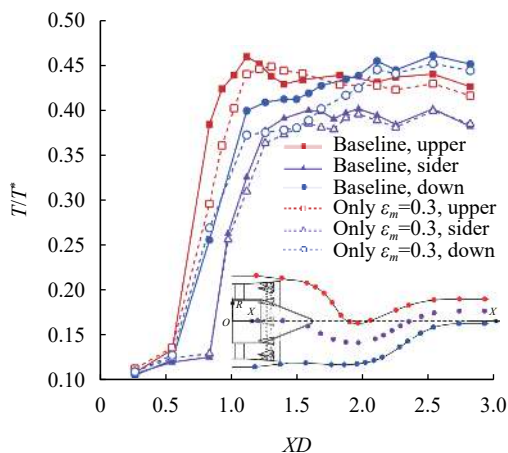
图 9 给出了不同涂敷状态, S 弯二元喷管壁面无量纲温度分布。与轴对称喷管结构不同, S 弯二元喷管上方、侧方和下方型面及流动均不相似,各侧壁面温度数据处理时分开处理。此外,不同涂敷状态下,两种排气系统中心锥壁温变化情况基本一致,因此 S 弯二元排气系统中心锥温度变化不再单独给出。

从图 9(a)可以看出,相对于未涂敷涂层状态仅中心锥表面涂敷涂层时,中心锥对排气系统内部辐射的强烈反射作用,使得喷管各侧壁温均升高,其中侧向壁面在 $X/D=1.7$ 温升幅度最大约为 15%,上方和下方壁面均在 $X/D=0.8$ 温升幅度最大,分别约为 16% 和 17%。

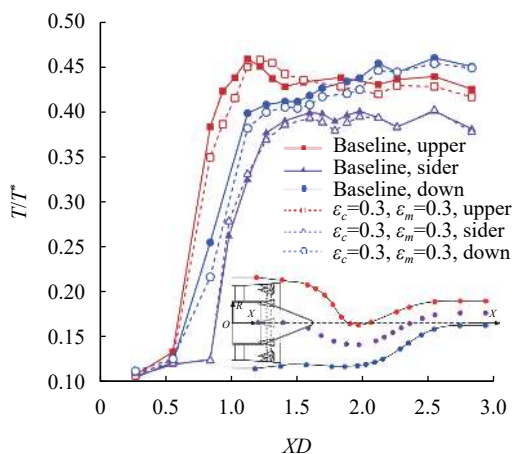
从图 9(b)可以看出,仅混合器内表面涂敷涂层时,喷管壁温出现小幅度降低,这一点与轴对称喷管



(a) 仅中心锥涂敷涂层状态
(a) Only the center cone is coated



(b) 仅混合器内表面涂敷涂层状态
(b) Only the mixer is coated



(c) 中心锥和混合器两者同时涂敷涂层状态
(c) Center cone and mixer are coated simultaneously

图 9 不同涂敷状态 S 弯二元喷管各侧壁面中心线温度变化

Fig.9 Temperature change of centerline on every side surface of serpentine 2-D nozzle in different coating states

类似,其侧向在 $X/D=1.1$ 处,上方在 $X/D=1.0$ 和下方在 $X/D=1.4$ 处,壁温降幅最大,分别约为 5%、12% 和 8%;当中心锥和混合器两者全都涂敷涂层时,如图 9(c) 所示,S 弯喷管各侧壁温大致都有所降低但降低幅度低于仅涂敷混合器内表面状态。

由此可见,低发射率材料在排气系统内部表面的涂敷方式直接影响到喷管壁面的温度,这在一定程度上将影响到喷管壁面的红外辐射贡献。

2.2 排气系统 3~5 μm 波段积分辐射强度

2.2.1 轴对称排气系统

轴对称排气系统和 S 弯二元排气系统 3~5 μm 波段红外辐射测量是在相同的实验工况展开的。为便于分析比较,定义 I/I_{max} 为 3~5 μm 波段无量纲积分辐射强度,其中 I_{max} 为轴对称排气系统 0° 探测角度上的积分辐射强度值。下文所有 3~5 μm 波段无量纲积分辐射强度均采用同样定义。

图 10 给出了四种涂敷状态下,轴对称排气系统无量纲积分辐射强度测量结果,从图中看,轴对称排气系统尾向积分辐射强度分布整体成典型的“梨”形。在 0° 方位角上,排气系统内部末级涡轮、中心锥和混合器等高温部件的可视面积最大,该角度的红外辐射要明显大于其它探测方向;随探测角度的增加轴对称排气系统的积分辐射强度值逐渐减小,在 90° 探测角上最小。

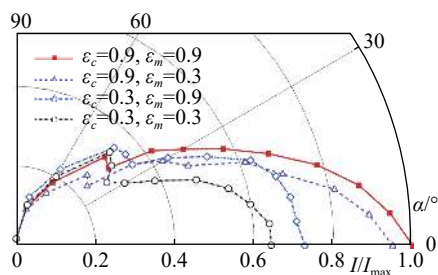


图 10 轴对称喷管不同涂敷状态无量纲积分辐射强度分布

Fig.10 Nondimensional integral radiation intensity of axisymmetric exhaust system in different coating states

与未涂敷状态相比,在各探测角度,低发射率材料涂敷区域对轴对称排气系统均有着不同程度的影响,主要表现在以下几点:(1) 在涂层可以被直接探测到的角域 ($0^\circ\sim 40^\circ$),高温部件表面涂敷低发射率隐身涂层可有效抑制排气系统的红外辐射,在排气系统正

尾向,仅涂敷混合器、中心锥和两者表面全都涂敷状态的积分辐射强度分别降低了 5.2%、27.3% 和 35.7%。

(2) 在 $\alpha=40^\circ\sim 75^\circ$ 角域,喷管壁面已完全遮挡住排气系统内部的中心锥和混合器,不同涂敷状态红外辐射的变化主要受到涂敷区域自身低发射、高反射特性对喷管收敛段壁温的影响。与未涂敷涂层状态相比,仅涂敷中心锥表面时,该角域辐射强度出现比较显著的增强,在 $\alpha=40^\circ$ 增幅最大为 6%;仅涂敷混合器表面时,该角域的辐射减弱,在 $\alpha=40^\circ$ 降幅最大为 7%;当两者全都涂敷时,该角域红外辐射值介于仅涂敷中心锥和仅涂敷混合器之间,在 $\alpha=45^\circ$ 增幅最大为 5%。(3) 在 $\alpha=90^\circ$ 方向上,固体部件的投影面积为零,排气系统的红外辐射贡献全部来自于高温喷流,且各种涂敷状态的辐射值相差不大,说明不同区域涂敷低发射率材料不会对喷流的辐射产生影响。但对于采用节锥结构的轴对称排气系统^[3],在涂层不能被探测到的角域内,中心锥端面是否涂敷涂层,对排气系统积分辐射强度几乎没有影响,说明节锥形式的中心锥反射的辐射很少投射到喷管壁面,因此喷管壁面受到的有效辐射还与被涂敷表面与喷管壁面的相对位置有关。

2.2.2 S 弯二元排气系统

S 弯二元排气系统各探测面 3~5 μm 波段无量纲积分辐射强度分布如图 11 和图 12 所示。在同一探测面不同涂敷状态下,排气系统积分辐射强度的分布规律基本一致,最小值均出现在 90° 方位上。在侧向和下方探测面上,S 弯二元喷管完全遮挡住排气系统内部高温部件,排气系统总辐射及其分布规律基本取决于喷管壁面的辐射。从图 11 和图 12 可以看出,上方探测面是 S 弯二元排气系统尾向最主要红外辐射方向,其在小角域 ($0^\circ\sim 40^\circ$) 内的红外辐射强度大于下方和侧向探测面。在 $\alpha=5^\circ$ 和 10° 方位辐射强度很大,主要是因为这两个方位可以探测到排气系统内低压涡轮叶片、中心锥和混合器等高温部件。排气系统侧向和下方探测面上的红外辐射主要集中在尾向小角域 ($0^\circ\sim 30^\circ$) 范围内。

与未涂敷涂层状态相比,仅中心锥表面涂敷涂层时,排气系统侧向和下方探测面红外辐射强度出现 5%~10% 的增强;仅混合器表面涂敷涂层时,红外辐

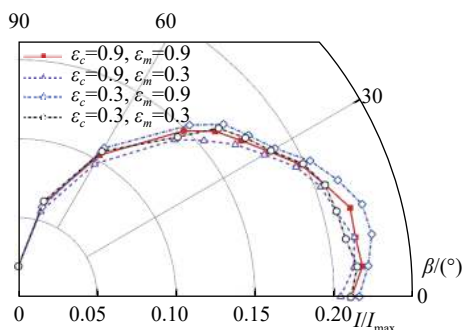


图 11 S 弯二元喷管不同涂敷状态窄边探测面无量纲积分辐射强度分布

Fig.11 Nondimensional integral radiation intensity of sider detection plane of serpentine 2-D exhaust system in different coating states

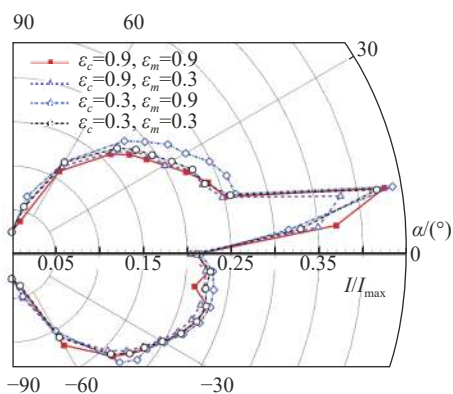


图 12 S 弯二元喷管不同涂敷状态上方和下方探测面无量纲积分辐射强度分布

Fig.12 Nondimensional integral radiation intensity of upper and lower detection plane of serpentine 2-D exhaust system in different coating states

射出现了 1%~6% 的减弱; 两者都涂敷状态对其红外辐射的影响介于上述两种涂敷状态之间。

在上方探测面涂层可以被直接探测到的角度 ($\alpha = 5^\circ$ 和 10°), 相对于排气系统未涂敷涂层状态, 仅中心锥涂敷涂层时, $\alpha = 5^\circ$ 方位的辐射强度最小, 减少了约 15%; 仅混合器内表面涂敷涂层时, $\alpha = 10^\circ$ 方位的辐射强度最小, 减少了约 12%; 主要是由于在 $\alpha = 5^\circ$ 方位中心锥的投影面积大于 $\alpha = 10^\circ$ 方位的 (见图 13(a)), 而在 $\alpha = 10^\circ$ 方位混合器的投影面积大于 $\alpha = 5^\circ$ 方位的 (见图 13(b))。与未涂敷状态相比, 在涂敷区域不能被直接探测到的角域 ($\alpha = 25^\circ \sim 75^\circ$) 内, 3 种涂敷状态辐射强度均增强, 红外辐射增加了约 3%~16%, 其中仅涂敷中心锥时增幅最大。

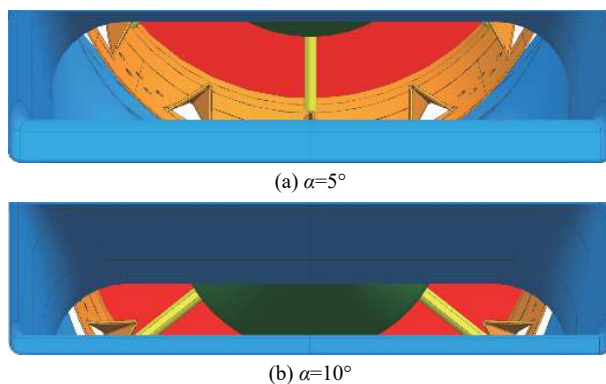


图 13 S 弯二元喷管 $\alpha = 5^\circ$ 和 10° 时的可视高温部件

Fig.13 Visible high temperature components of serpentine 2-D exhaust system at the 5° and 10° viewing angles

3 结论

文中通过模型实验测量了低发射率材料在中心锥和混合器表面四种涂敷方式下, 轴对称排气系统和 S 弯二元排气系统的壁面温度分布和各探测面上的红外辐射强度分布, 得到如下结论:

(1) 涂敷低发射率材料将导致被涂敷表面温度升高, 同时也影响排气系统非涂敷区域的壁面温度分布。仅在中心锥表面涂敷低发射率材料对轴对称和 S 弯二元喷管各侧壁面温度影响最大, 各侧壁温均升高, 最大升幅分别为 32% 和 17%; 仅涂敷混合器内表面时两喷管壁面温度均降低, 最大降幅分别为 3% 和 12%; 同时涂敷中心锥和混合器内表面对排气系统壁面温度影响很小。

(2) 高温部件涂敷低发射率材料时, 在涂敷区域可被直接探测到的角域内, 可有效抑制排气系统的红外辐射。

(3) 在涂敷区域不能被探测到的角域内, 隐身涂层对排气系统红外辐射的影响规律由涂敷区域决定。其中仅涂敷中心锥表面时红外辐射明显增强, 仅涂敷混合器时红外辐射小幅度减弱, 同时涂敷中心锥和混合器时红外辐射变化很小。

(4) 在 3 种涂敷方案中, S 弯二元排气系统仅涂敷混合器内表面, 轴对称排气系统中心锥和混合器内表面同时涂敷低发射率材料时整体红外抑制效果最好。

致谢

在此感谢南京航空航天大学徐国跃教授在实验件表面涂敷低发射率涂层方面, 给予的技术支持和帮助。

参考文献:

- [1] Ji Honghu. Fundamental issues of aircraft/engine integration for low observability [J]. *Aerospace Power*, 2018(2): 67-71. (in Chinese)
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.
- [2] Deng Hongwei, Shang Shoutang, Jin Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aero engine [J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2017, 28(10): 1-7. (in Chinese)
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.
- [3] 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)
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性实验[J]. 红外技术, 2011, 33(7): 395-400.
- [4] Liu Jian, Ji Honghu. Investigation on infrared signature of axisymmetric vectoring exhaust system with film cooling and low-emissivity coating [J]. *AIAA Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2018, 32(3): 627-636.
- [5] Wang Ding, Ji Honghu. Model experiment and numerical analysis on infrared character of lobed mixer exhaust system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(1): 0104003. (in Chinese)
王丁, 吉洪湖. 波瓣混合器排气系统红外特性的模型实验和数值分析[J]. 红外与激光工程, 2017, 46(1): 0104003.
- [6] Ren Lifeng, Shao Wanren, Xu Su, et al. Numerical study of infrared radiation characteristics for aero-engine exhaust system [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2018, 31(4): 19-24, 52. (in Chinese)
任利锋, 邵万仁, 徐速, 等. 航空发动机排气系统红外辐射特性数值研究[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2018, 31(4): 19-24, 52.
- [7] Hu Haiyang, Wang Qiang. Calculation of wall temperature for aircraft exhaust system with considering gas radiation heat transfer [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2009, 22(6): 590-598, 707.
- [8] Wang Ding. Research on flow characteristic and infrared suppression of serpentine 2-D exhaust system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
王丁. 双S行二元排气系统流动特性及红外抑制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [9] Liu Xiaoyu, Jiang Yong, Li Zu, et al. Numerical research on infrared radiation characteristics and infrared restraint of aero-engine [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(8): 2482-2488. (in Chinese)
刘小雨, 江勇, 李卒, 等. 某型涡扇发动机红外抑制方案数值研究[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(8): 2482-2488.
- [10] Lu Haohao, Ji Honghu, Wang Ding, et al. Experiment on infrared characteristics suppression by component cooling of two-dimensional convergent-divergent vectoring nozzle exhaust system [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(9): 2070-2079. (in Chinese)
卢浩浩, 吉洪湖, 王丁, 等. 部件冷却对二元俯仰矢量排气系统红外特性抑制实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2070-2079.
- [11] 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)
卢浩浩, 吉洪湖, 刘健, 等. 二元俯仰矢量喷管排气系统红外特性模拟实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1861-1868.