

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.005

双 S 弯二元排气系统遮挡偏距比对壁温与红外辐射影响的试验研究

杨坤^{1,2}, 于明飞¹, 杜凯¹, 霍旭东¹

(1. 中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081; 2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 为了探究不同遮挡偏距比双 S 弯排气系统的红外特性, 试验研究了遮挡偏距比为 55% 和 100% 的双 S 弯二元排气系统的壁面温度分布和红外辐射特性, 并与相应的基准轴对称排气系统进行了对比分析。结果表明: S 弯喷管壁温整体要比基准轴对称喷管高约 25%, 第一 S 弯下游的上壁面附近存在局部高温区, 提高 S 弯喷管遮挡偏距比后, 温度梯度加剧, 热应力集中。与基准轴对称排气系统相比, 55% 和 100% 遮挡偏距比双 S 弯二元排气系统均具有突出的红外抑制效果, 正尾向($\alpha=0^\circ$)红外辐射强度分别降低 77.7% 和 79.3%。从温度和红外辐射强度综合评价, 遮挡偏距比并非全遮挡最好, 遮挡偏距比从 55% 提高到 100% 后, 仅能有效抑制上方探测面 $\alpha=5^\circ$ 和 10° 的红外辐射, 而基本不会改变尾向其他探测方向的红外辐射, 在工程设计时应权衡优化损失。

关键词: 涡扇发动机排气系统; 双 S 弯二元喷管; 遮挡偏距比; 红外抑制

中图分类号: V231

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)04-0606-08

Experimental Investigation of Infrared Signatures of Serpentine 2-D Nozzle Exhaust System with Different Shield Ratios

YANG Kun^{1,2}, YU Mingfei¹, DU Kai¹, HUO Xudong¹

(1. Guizhou Aero Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Guiyang 550081, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To explore the infrared radiation characteristics of double serpentine 2-D exhaust system with different blocking rates, the wall temperature distribution and infrared radiation characteristics of serpentine 2-D exhaust system with shield ratios of 55% and 100% are experimentally studied and compared with the corresponding reference axisymmetric exhaust system. The results show that the overall temperature of the serpentine nozzle wall is about 25% higher than that of the reference axisymmetric nozzle, and there is a local high temperature area near the upper wall downstream of the first turning. After increasing the shield ratio of the serpentine nozzle, the temperature gradient intensifies and the heat stress concentration. Compared with the reference axisymmetric nozzle, the serpentine 2-D exhaust system with 55% and 100% shield ratios has outstanding infrared suspension effect, and the rear($\alpha=0^\circ$) infrared radiation intensity is reduced by 77.7% and 79.3%, respectively. From the comprehensive evaluation of temperature and infrared radiation intensity, the shield ratio is not the best for full occlusion. After the shield ratio is increased from 55% to 100%, it can only effectively suppress the infrared radiation of the upper detection surface $\alpha=5^\circ$ and 10° , and hardly change the other backwards. The infrared radiation in the detection direction should be weighed and optimized during engineering design.

收稿日期: 2022-09-17; 修订日期: 2022-11-01

通信作者: 杨坤, 男, 工程师, E-mail: 857203225@qq.com。

引用格式: 杨坤, 于明飞, 杜凯, 等. 双 S 弯二元排气系统遮挡偏距比对壁温与红外辐射影响的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 606-613. YANG Kun, YU Mingfei, DU Kai, et al. Experimental investigation of infrared signatures of serpentine 2-D nozzle exhaust system with different shield ratios[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 606-613.

Key words: exhaust system of turbofan engine; double serpentine 2-D nozzle; shield ratio; infrared suppression

航空发动机排气系统的红外隐身设计是实现飞机整体隐身效果的关键^[1-5],相对于传统喷管,S弯喷管的出口易与后机身高度融合,可在很大的视角范围内对内部高温部件进行遮挡,减弱红外辐射和电磁散射强度,使飞机既具有良好的气动性能,又具有优异的隐身性^[6]。

在S弯喷管内部流动和红外辐射特性方面,目前国内外已有部分学者从数值计算和模型试验两方面展开研究。Crowe等^[7]数值研究了双S弯喷管长径比、宽高比和进口预旋对其气动性能和喷管出口截面温度分布的影响,但缺乏相应的试验验证。Shan等^[8]对双S弯二元喷管的流动和红外特征进行数值模拟,详细研究了偏径比、长径比和宽高比对红外辐射特性的影响。丁娟等^[9]、章叶川等^[10]数值分析了不同出口型式对S形喷管的红外特性的影响。国内部分学者^[11-12]也对双S弯二元喷管的红外特性进行了数值研究,发现通过增大中段偏径比,提高对排气腔体内部高温部件的遮挡程度,可获得极佳的红外抑制效果,但未进一步通过试验进行研究和验证上述几何参数对红外辐射特性的影响。于明飞等^[13]、刘常春等^[14]先后通过数值模拟和缩比试验的研究,发现单S弯喷管具有明显的红外抑制作用。

以往对双S弯喷管结构设计参数对流动和红外特性的影响研究虽然数量较多,但大多集中在数值仿真,试验也仅为一些特定类型的S弯喷管,且缺乏几何因素变化对喷管壁温影响的分析。随着高隐身性要求,若使用S弯喷管势必需要更大的遮挡偏距比。在双S弯喷管中心线的弯折处,高温内涵气流侵入外涵对喷管壁面引起斜冲击传热以及气动冲击,且随着涡轮前温度的提高,排气喷管的热问题逐渐凸显,需采用一定冷却措施。已有研究^[12]表明现有湍流模型尚不能准确模拟涡扇发动机单S弯或双S弯排气系统壁温,而排气系统腔体壁温的准确程度直接影响到其各探测方位红外辐射强度的结果。因此,从工程应用转化的角度出发,势必需要实验研究不同遮挡偏距比(Shield ratio, SR)的双S弯二元喷管排气系统壁温分布和红外特性。

本文通过改变双S弯喷管的纵向偏径比,设计了SR为55%和100%的双S弯二元排气系统,通过模型试验揭示不同SR双S弯二元排气系统各侧壁温沿流向的分布特点及其红外抑制效果,并与相同出口面积的基准轴对称排气系统进行了对比分

析,进而为后续工程设计层面双S弯喷管的综合选择提供理论数据支持。

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给出了某典型涡扇发动机排气系统,通过缩比设计并加工的基准轴对称排气系统模型示意图。该排气系统主要由中心锥、漏斗型混合器以及轴对称固定收敛喷管组成。

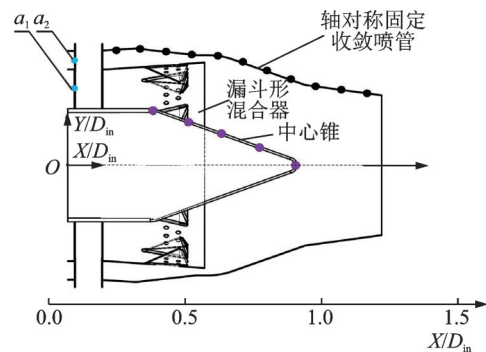


图1 基准轴对称排气系统模型

Fig.1 Model of baseline axisymmetric exhaust system

1.2 55%和100%SR双S弯二元排气系统试验件

1.2.1 双S弯二元喷管试验件设计

双S弯二元喷管由1条中心线和一系列沿流向的可变截面组成。为获得综合气动性能和红外抑制效果的双S弯二元排气系统,解决两者之间的协调设计,采用中心线分段设计的方法,将双S弯喷管中心线分成前S段和后S段。

假设中心线的纵坐标 y 沿 x 轴的分布规律用函数 $y(x)$ 来表示,可用下述函数来表达^[15]

$$y(x) = y_0 + Y_{si} \times \phi\left(\frac{x-x_0}{L_{si}}\right) \quad (1)$$

式中: $\phi(\bar{x})$ 为流道截面相对位置 $\bar{x} = (x-x_0)/L_{si}$ 的函数,控制着喷管中心线的变化规律,考虑中心线变化规律影响了通道转弯处弯道的曲率半径,进而对气流的加速效果产生影响,较缓的变化规律气动损失更小,因此本文前后两段单S中心线均采用前急后缓型变化规律,表达式 $\phi(\bar{x}) = 3\bar{x}^4 - \bar{x}^3 + 6\bar{x}^2$ 。 L_{si} 表示单S段的轴向长度, (x_0, y_0) 为单S段起始点坐标。

双S弯喷管流道截面为“矩形+倒圆角”形,主要截面参数包括面积 A_i 、宽度 W_i 、高度 H_i 、倒圆角 R_i 。截面参数变化采用与中心线变化规律一致的前急后缓型变化规律。

双S弯二元喷管型面主要几何参数包括喷管入口直径 D_{in} 、进出口面积比 A_{out}/A_{in} 、出口宽高比 W/H 、长径比 L/D 、喷管第1和第2段S弯偏径比 $\Delta Y_{S1}/D_{in}$ 和 $\Delta Y_{S2}/D_{in}$ 。具体设计参数如表1所示。其中偏径比表示喷管的中心线与涡轮轴线位置之间的偏离程度,是表征双S弯流道弯折特性的几何参数。

表1 双S弯二元喷管设计参数

Table 1 Design parameters of serpentine 2-D nozzle

参数	SR=55%	SR=100%
W/H	4.0	4.0
L/D_{in}	2.75	3.0
A_{out}/A_{in}	0.75	0.75
L_{S1}/L	0.30	0.30
L_{S2}/L	0.51	0.51
$\Delta Y_{S1}/D_{in}$	0.24	0.24
$\Delta Y_{S2}/D_{in}$	0.20	0.40

S弯喷管设计目的之一是降低排气系统红外辐射,主要是将红外辐射强度较强的高温部件(如末级涡轮和中心锥)用红外辐射强度较弱的低温部件(喷管)进行遮挡或代替^[16]。从图2可以看出,喷管完全遮挡高温部件时,需上、下纵线的公切线MN过点A或点B,偏距 ΔY_{S2} 是影响S弯喷管公切线斜率的重要设计参数,可表征S弯喷管对腔体高温部件的遮挡程度。因此,SR的定义为^[17]

$$SR = \frac{\Delta Y_{S2}}{\Delta Y_{S2,full}} \times 100\% \quad (2)$$

式中 $\Delta Y_{S2,full}$ 为全遮挡状态(SR=100%)的偏距。

设计中,为保证推力系数相对于基准轴对称喷管变化不大于4%。增加100%SR喷管长径比至3.0,以弥补末端偏径比 $\Delta Y_{S2}/D_{in}$ 增加而带来的气动损失^[11]。

在基准轴对称排气系统的基础上,按照喷管进出口流通面积相等的原则,通过改变喷管纵向偏径比设计了SR为55%和100%的双S弯二元喷管结构。将轴对称固定收敛喷管改型设计为S弯喷管,构成双S弯二元排气系统,并在中心锥和喷管壁上布置了测温热电偶,其结构如图2和图3所示。

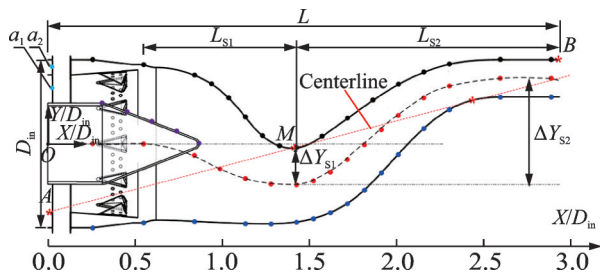


图2 SR=100%双S弯二元排气系统简图

Fig.2 Sketch of serpentine 2-D exhaust system with SR=100%

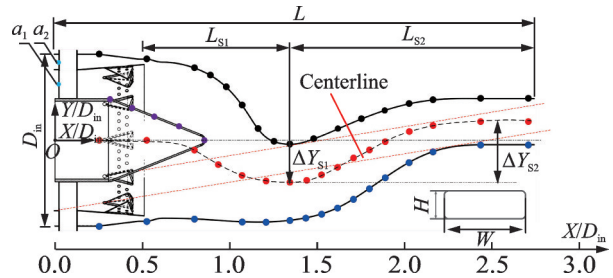
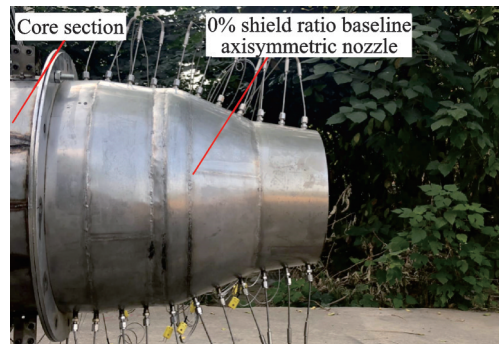


图3 SR=55%双S弯二元排气系统简图

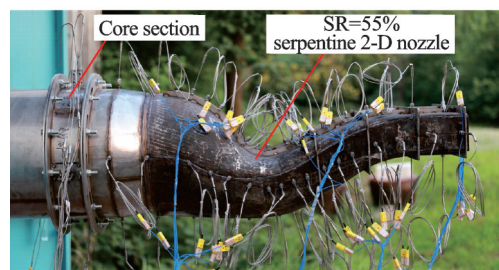
Fig.3 Sketch of serpentine 2-D exhaust system with SR=55%

1.2.2 排气系统总装结构

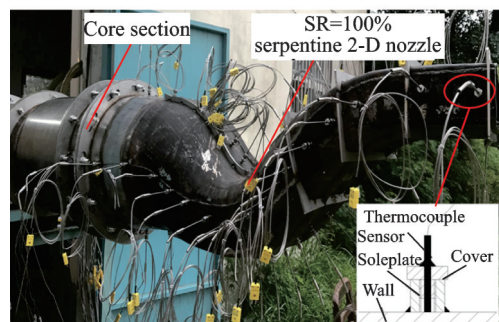
图4为分别安装于试验台上的基准轴对称和双S弯二元排气系统试验件照片。为防止S弯喷管壁面在高温高速燃气冲刷和加热下出现较大变形,改变流道型面。在S弯喷管宽边上下中心线两侧焊接从入口沿流向至出口的条状加强筋,同时在应力较集中的出口矩形段,连续布置4条周向条状加强筋。



(a) Reference axisymmetric exhaust system



(b) Serpentine 2-D exhaust system with SR=55%



(c) Serpentine 2-D exhaust system with SR=100%

图4 安装在实验台上的排气系统模型

Fig.4 Exhaust system model on the test bench

1.3 试验系统

图 5 是涡扇发动机排气系统模拟试验台实物图,图 6 为其示意图。该试验台由内涵燃气发生器系统、外涵气流系统和排气系统试验段 3 部分组成。试验过程中,由内涵风机提供的气流在单管燃烧室内参与燃烧后流入排气系统内涵流道,燃烧室出口总温可达到 850 K 以上,内外涵风机均可提供 1 kg/s 的流量,且流量可精准调控。

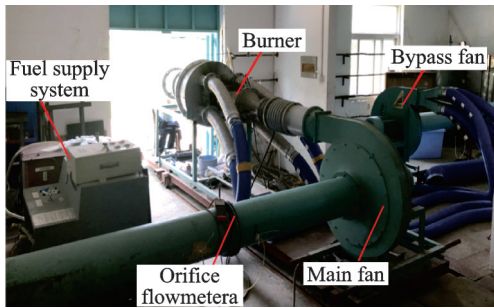


图 5 模拟试验台实物照片

Fig.5 Photograph of simulation experiment system

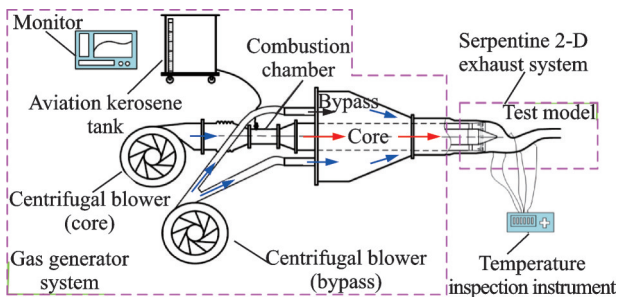


图 6 涡扇发动机排气系统红外特性模拟试验台示意图

Fig.6 Simulation experiment system schematic for infrared signatures of exhaust system

2 试验状态与测量方法

2.1 试验状态

试验过程中,本模拟试验台的试验状态可保证进口气流总温和涵道比与某型发动机地面典型工况基本一致。测试环境为中纬度地区夏天夜间,具体试验工况设置见表 2。内外涵气流总温分别由布置于支板上的 a_1 和 a_2 热电偶监测(图 1~3),通过调频改变风机转速来分别调控内外涵流量,质量流量采用孔板流量计测量,其测量误差为 $\pm 1.82\%$ 。

表 2 红外辐射特性试验状态

Table 2 Experiment status of infrared radiation

参数	内涵进口	外涵进口	环境参数
流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	0.75	0.44	—
总温/K	843	365	300
总压/Pa	—	—	101 325

文中所有试验状态中排气系统的进口气流条件保持相同,各组试验测量的数据均是在排气腔体流动和传热达到稳定和平衡后采集的。试验状态稳定时,气流温度和壁面温度上下浮动不大于 2°C ^[18]。

2.2 温度测量

各试验件温度测点的布置分别如图 2 和图 3 所示。中心锥和基准轴对称喷管壁面以及双 S 弯二元喷管各侧壁面中心线,沿内流流向均布置了一定数量的热电偶。考虑到轴对称喷管和 S 弯喷管结构以及内部流场的对称性,仅在轴对称喷管和 S 弯喷管侧面一侧中心线布置一排热电偶,测量壁温的热电偶均采用埋入式布置方式。

实验中所用的热电偶均为经过计量院标定后出厂的 K 型铠装热电偶,在本试验测温范围(20~600 $^\circ\text{C}$)内,其测温误差为 $\pm 0.4\%$ 。

2.3 红外辐射测量

红外辐射测量系统如图 7 所示,用于在试验过程中,采集排气系统的红外辐射特征信息。该测量系统由傅里叶变换红外光谱辐射(Fourier transform infrared, FTIR)计、标定黑体炉和采集电脑组成。此红外辐射特征模拟试验测试系统的测量误差不大于 10.7% ^[19]。

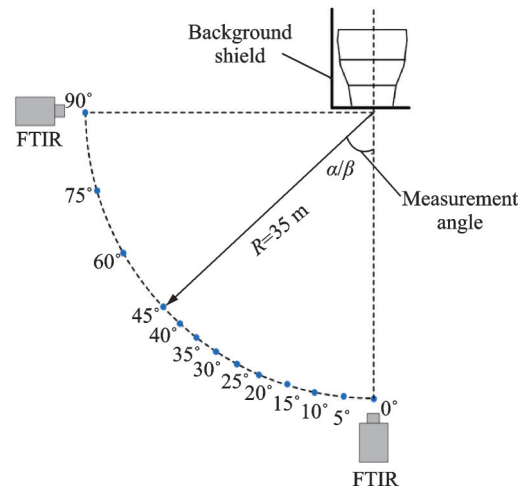


图 7 红外辐射特征测量系统

Fig.7 Measurement system of infrared radiation

为获得双 S 弯二元排气系统红外辐射特征空间分布规律,分别测量其侧向、上方和下方 3 个探测平面内的红外辐射,如图 8 所示。基准轴对称排气系统关于排气系统轴线旋转对称,仅测量其一侧探测面内的红外辐射。每个探测平面($0^\circ\sim 90^\circ$)均设置 13 个探测点,探测角 $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ$ 和 90° 。下方探测平面角度为负,侧向探测角用 β 表示,如图 8 所示。图中喷管出口至光谱仪之间的探测距离 $R=$

34.5 m。实验安排于夜间进行,并在被测排气系统周围布置喷涂亚光黑漆的常温背景遮挡板,仅将喷管出口露出,最大限度降低太阳辐射、环境辐射和复杂背景辐射对目标即排气腔体内部发出的红外辐射的影响。在正式实验完成后,单独对环境背景进行采集,用于数据处理中目标背景的扣除。试验的具体过程和数据处理方法可参见文献[20]。

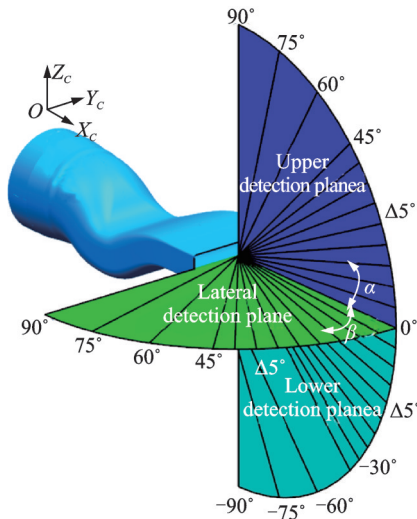


图8 排气系统红外辐射特征探测面

Fig.8 Infrared radiation signature measurement planes for exhaust system

3 结果与讨论

3.1 排气系统壁面温度分布

试验测量了基准轴对称排气系统和不同SR双S弯二元排气系统中心锥和喷管壁面沿流向的温度分布。定义 T/T_{in}^* 为量纲为一温度, T_{in}^* 为排气系统内涵入口总温,下文中的温度均采用相同的量纲为一处理方式。

3.1.1 中心锥壁温结果分析

图9为中心锥壁面量纲为一温度分布。中心锥的整个表面温度接近内涵总温约为 $0.91T_{in}^*$,温度沿流向变化不大,除在锥尖温度略微下降之外,

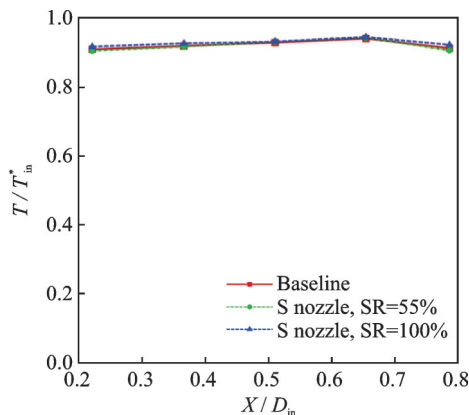


图9 中心锥壁面温度分布

Fig.9 Wall temperature distribution of cone

中心锥壁面温度沿轴向呈缓慢升高的趋势。因为中心锥逐渐收缩的锥形型面与喷管壁面之间形成沿轴向逐渐扩张的内流通道,流体静温随速度的降低而升高,因而壁面温度逐渐升高。此外,经由漏斗侵入内涵核心区的外涵低温气流降低了锥尖附近气流的温度。结合文献[21]和图9可知,中心锥壁温周向分布均匀,排气系统中心锥表面温度的大小及分布与喷管类型(轴对称和双S弯二元喷管)以及SR大小无关,主要受到内涵入口温度大小和中心锥型面的影响。

3.1.2 喷管壁温结果分析

轴对称喷管和双S弯二元喷管壁面沿中心线温度分布,如图10,11所示。喷管壁面温度初始测点值基本相同,说明各试验从外涵来流温度基本保持不变。从图10中可以看出,在 $X/D_{in} < 1.1$ 区域内,由于漏斗混合器对内外涵气流的强化掺混作用,两种类型喷管各侧沿程壁面温度均急剧升高。随着SR的增加,S弯喷管流道弯折加剧,通道横流和流向涡增强^[7,22]。因此,SR越大喷管各侧壁温越高,并在第二段S弯结束时,壁温沿流向变化逐渐趋平缓,至喷管出口平直段内外涵气流在上下侧近壁区基本掺混完成,此处不同SR的S弯喷管壁温基本相等,但要远大于基准轴对称喷管壁温。还可以发现,在两段S弯段,不同SR的S弯喷管上侧壁温均大于下侧,原因是上壁面比下壁面转弯处曲率半径更小,内涵气流更易侵入贴壁的低温外涵气流,加之内流冲击,强化了壁面的换热。

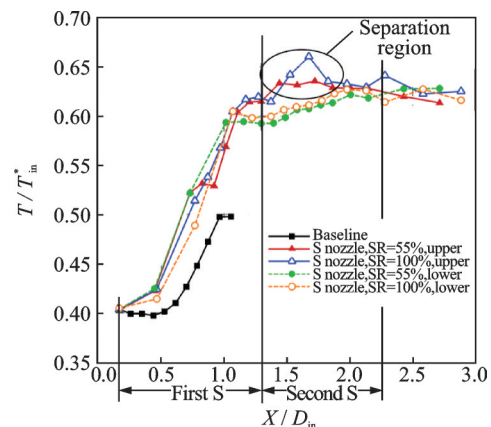


图10 轴对称喷管和双S弯二元喷管上、下侧壁面中心线温度分布

Fig.10 Wall temperature distribution of centerline on upper and lower surfaces of axisymmetric and serpentine 2-D nozzle

第二S弯上游的上壁面附近出现一处高温区域,在流向可能存在流动分离,破坏了外涵低温气流的贴壁流动,随着SR的增加,该区温度越高,热应力越集中。从图11可以看出,侧向壁面由于远

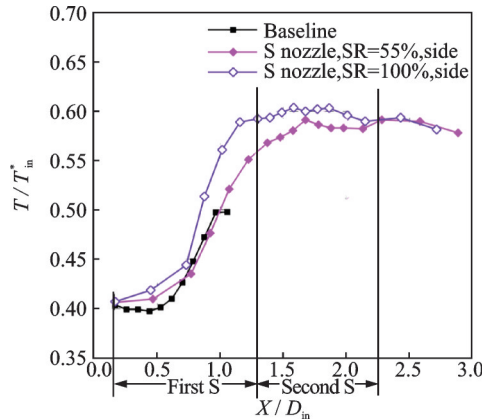


图 11 轴对称喷管和双 S 弯二元喷管侧壁面沿中心线温度分布

Fig.11 Wall temperature distribution of centerline on side surface of axisymmetric and serpentine 2-D nozzle

离内流高温核心区,整体壁温均低于上下壁面 6% 左右,且 SR=100% 的 S 弯壁温普遍大于 SR=55% 时,出口平直段壁温分布基本不受 SR 变化的影响。

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双 S 弯二元排气系统 3~5 μm 波段红外辐射特征分布情况。为便于分析比较,定义 $I_{\lambda}/I_{\lambda,max}$ 和 I/I_{max} 分别为量纲为一光谱辐射强度和量纲为一积分辐射强度,其中 $I_{\lambda,max}$ 和 I_{max} 分别表示基准轴对称排气系统尾向 $\alpha=0^\circ$ 方位角的最大光谱辐射强度和积分辐射强度值。

3.2.1 光谱辐射特性分析

图 12 给出了基准轴对称排气系统与不同 SR 双 S 弯二元排气系统上方探测面 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 方向角光谱辐射强度分布。从图 12 中可以看出,各排气系统 0° 和 10° 方向上光谱曲线主要体现出强固体辐射的连续性光谱曲线和气体吸收的非连续光谱曲线的综合作用,连续性的排气腔体高温壁面辐射在传输时,被喷流和大气中的 H_2O 蒸气和 CO_2

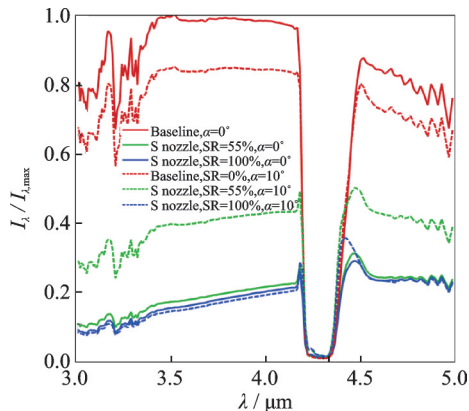


图 12 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 光谱辐射强度分布

Fig.12 Spectral radiant intensity distribution at $\alpha=0^\circ$ and $\alpha=10^\circ$ on side detection plane

选择性吸收,其中 3.2 μm 和 4.8 μm 附近为 H_2O 的弱吸收谱带、4.3 μm 附近为 CO_2 的强吸收谱带。当 SR 增加,除 4.3 μm 附近光谱无明显变化外,3~5 μm 其余波段的光谱逐渐下降,这说明提高 SR,能十分有效地抑制可被探测到高温部件角域内的固体辐射;而对该角域气体辐射影响较小,在腔体内部高温部件不可被探测的角度(如 $\alpha=0^\circ$),再提高 SR 对红外辐射的抑制效果不大。

排气系统排出的燃气喷流 3~5 μm 波段光谱辐射强度分布如图 13 所示。固体辐射在此方位角的贡献为零,光谱曲线呈现出对波长具有选择性的不连续分布的光谱辐射,燃气组分中以 CO_2 在 4.2 μm 和 4.4 μm 附近的光谱辐射最为强烈。双 S 弯二元排气系统宽边和窄边喷流辐射均大于基准轴对称排气系统,这是由于 S 弯二元喷管出口与环境气流的周向接触面积较大,喷流的散布面积大于基准轴对称喷管的。S 弯喷管 SR 增加,第二弯偏距增大,第一弯上壁面下游流动分离程度增大,会产生较大的涡量,可促进内涵辐射性组分与外涵的掺混,降低核心组分的浓度,从而降低了尾焰各个方向的辐射,但 SR 从 55% 增加到 100% 时,尾焰辐射降低甚微。

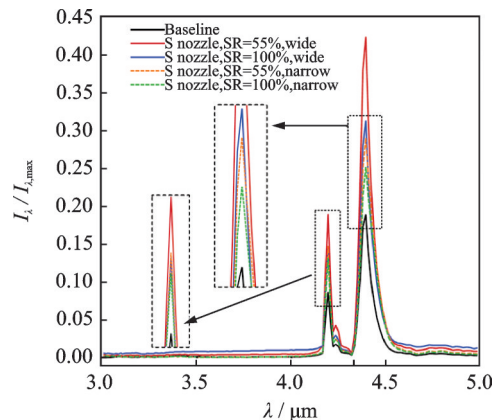


图 13 $\alpha=90^\circ$ 方位角光谱辐射强度分布

Fig.13 Spectral radiant intensity distribution at $\alpha=90^\circ$ detection angle

3.2.2 积分辐射强度分布结果分析

图 14 为基准轴对称排气系统和双 S 弯二元排气系统上方和下方探测面积分辐射强度的测试结果。综合对比来看,所有 S 弯喷管相对于基准轴对称喷管有着显著的红外抑制效果。SR 为 55% 和 100% 的双 S 弯二元排气系统的正尾向红外辐射强度与基准轴对称排气系统相比,降幅分别为 77.7% 和 79.3%。由于 55% SR 的 S 弯喷管可在 $\alpha=5^\circ$ 和 10° 方位角探测到其排气腔体内部高温部件(末级涡轮叶片和中心锥)部分区域,使得该角度积分辐

射值较大,但相比于同角度基准轴对称喷管的辐射值,降幅仍分别达到59.2%和47.8%。SR从55%提高到100%,可将上方探测面 $\alpha=5^\circ$ 和 10° 红外辐射降低47.3%和53.8%。

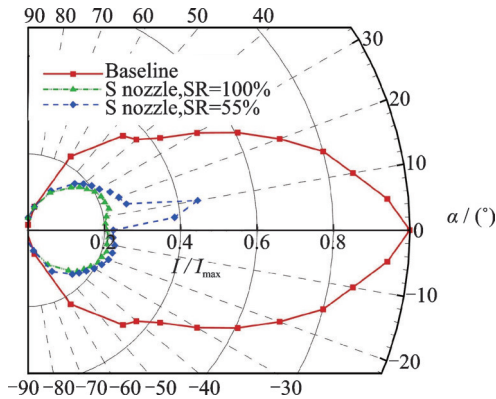


图14 不同SR排气系统上方和下方探测面红外特性分布
Fig.14 Infrared signature distributions of exhaust system on upper and lower detection planes

图15为基准轴对称排气系统和双S弯二元排气系统侧向探测面积分辐射强度的测试结果。从图15中可以看出,双S弯二元排气系统相对于基准轴对称排气系统,在侧向 $0\sim 45^\circ$ 下的积分辐射强度降幅大于50%;而不同SR双S弯二元排气系统的侧向积分辐射强度基本一致,SR对侧向探测面的红外辐射特性几乎无影响。

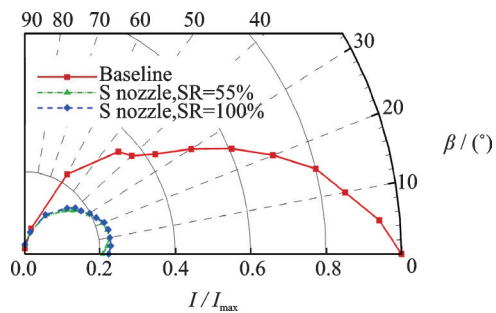


图15 不同SR排气系统侧向探测面红外特性分布
Fig.15 Infrared signature distributions of exhaust system on side detection plane

在上方探测面 $15^\circ\sim 35^\circ$ 角域内,上述S弯喷管均对排气腔体内部的高温部件完全遮挡,而55%SR的S弯喷管的积分辐射大于SR为100%的,结合图2、3和图10喷管壁温测试结果可知,在该角域内探测到的是喷管出口平直段和 $X/D=0.5\sim 1.0$ 的喷管下侧壁面,两者出口平直段壁温无明显差异,但SR=55%的S弯喷管下侧 $X/D=0.5\sim 1.0$ 区域壁温整体比SR=100%的高7%,且在同探测角度目标中该部分高温区域的占比也要更大。综合体现为该角域SR=55%红外辐射值要大。不同SR的S弯排气系统,下方和侧向探

测面辐射值基本相当,由于在上述探测面上探测到的大多是喷管出口平直段和宽边上侧壁面,结合图10可知,不同SR的S弯喷管的这些区域($X/D=2.0\sim 2.9$)壁温无明显变化,因此改变SR对该探测面的红外辐射影响不大。

4 结 论

本文通过缩比模型试验测量了采用双S形喷管遮挡末级涡轮等高温部件的排气系统的温度分布和红外辐射特性,得到了某典型涡扇发动机SR=55%和100%双S弯二元排气系统壁温和红外特性分布规律,并与基准轴对称排气系统进行对比,结果表明:

(1)与基准轴对称喷管相比,S弯喷管壁温整体要高约25%,并在第一向下弯的S弯下游的上壁面附近存在高温区,温度梯度加剧;提高S弯喷管SR后,喷管各侧壁温均出现微弱升高;不同SR的S弯喷管出口平直段壁温无明显差异。

(2)SR=55%和100%双S弯二元排气系统均具有突出的红外抑制效果,SR=55%和100%正尾向($\alpha=0^\circ$)红外辐射强度比基准轴对称排气系统分别降低77.7%和79.3%,同时, $\alpha=90^\circ$ 方向喷流的红外辐射小幅度增强,对红外隐身稍有不

(3)综合气动考虑,SR并非越大越好,SR从55%提高到100%,仅能有效抑制上方探测面 $\alpha=5^\circ$ 和 10° 的红外辐射,而基本不会改变尾向其他探测方向的红外辐射。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 杨伟. 关于未来战斗机发展的若干讨论[J]. 航空学报, 2020,41(6): 8-19.
YANG Wei. Development of future fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020,41(6): 8-19.
- [3] 邓洪伟,尚守堂,金海,等. 航空发动机隐身技术与论述[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.
- [4] MAHULIKAR S P, SONAWANE H R, ARVIND R G. Infrared signature studies of aerospace vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43(7): 218-245.

- [5] PATERSON J. Overview of low observable technology and its effects on combat aircraft survivability[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(2): 380-388.
- [6] SIMMONS R J. Design and control of a variable geometry turbofan with and independently modulated third stream[D]. Ohio, USA: The Ohio State University, 2009.
- [7] CROWE D S, MARTIN C L. Effect of geometry on exit temperature from serpentine exhaust nozzles[C]// *Proceedings of the 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Florida, USA: AIAA, 2015.
- [8] SHAN Y, ZHOU X, TAN X, et al. Parametric design method and performance analysis of double S-shaped nozzles[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 2019: 4694837.
- [9] 丁娟, 杨青真, 李翔, 等. 不同出口型式S型喷管红外辐射特性研究[J]. *科学技术与工程*, 2014, 14(7): 273-276.
DING Juan, YANG Qingzhen, LI Xiang, et al. Research on the infrared radiation characteristic of S-shaped nozzles with different nozzle outlets[J]. *Science Technology and Engineering*, 2014, 14(7): 273-276.
- [10] 章叶川, 王占学, 史经纬, 等. 双S弯喷管流动特性及红外辐射特性分析[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(11): 2468-2474.
ZHANG Yechuan, WANG Zhanxue, SHI Jingwei, et al. Analysis on flow and infrared radiation characteristics of double S-nozzle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(11): 2468-2474.
- [11] 桑学仪, 吉洪湖, 王丁. 长径比和偏径比对双S形二元喷管性能的影响[J]. *红外技术*, 2019, 41(5): 443-449.
SANG Xueyi, JI Honghu, WANG Ding. Influence of length-diameter ratio and offset-diameter ratio on performance of serpentine 2-D nozzle[J]. *Infrared Technology*, 2019, 41(5): 443-449.
- [12] 王丁, 吉洪湖, 刘常春, 等. 截面变化类型对双S形二元排气系统性能的影响[J]. *推进技术*, 2017, 38(1): 47-53.
WANG Ding, JI Honghu, LIU Changchun, et al. Effects of transection transformation form on performance of serpentine 2-D exhaust system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(1): 47-53.
- [13] 于明飞, 吉洪湖, 李宁, 等. 小偏距S弯二元喷管的红外辐射特性数值分析[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(9): 2080-2087.
YU Mingfei, JI Honghu, LI Ning, et al. Numerical analysis on infrared radiation characteristics of two-dimensional S-nozzle with small offset[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(9): 2080-2087.
- [14] 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.
- [15] LEE C C, BOEDICKER C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[C]// *Proceedings of Aircraft Design Systems and Operations Meeting*. CO, USA: [s.n.], 1985.
- [16] 郑伟连. 无人机动力进排气系统隐身设计分析[J]. *航空动力*, 2019, 2(4): 28-31.
ZHENG Weilian. Analysis of stealth design for UAV inlet and exhaust systems[J]. *Aerospace Power*, 2019, 2(4): 28-31.
- [17] CHENG W, WANG Z, ZHOU L, et al. Influences of shield ratio on the infrared signature of serpentine nozzle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 71: 299-311.
- [18] 曹飞飞, 吉洪湖, 于明飞, 等. 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[J]. *红外与激光工程*, 2020, 49(10): 79-87.
CAO Feifei, JI Honghu, YU Mingfei, et al. Effects of low emissivity material coating site on wall temperature and infrared characteristics of exhaust system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(10): 79-87.
- [19] LIU J, JI H. Experimental investigation on infrared 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.
- [20] 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征抑制实验[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(9): 2070-2079.
LU Haohao, JI Honghu, WANG Ding, et al. Experiment on infrared characteristics suppressin by component cooling of two-dimensional convergent-divergent vectoring nozzle exhaust system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(9): 2070-2079.
- [21] 王丁, 吉洪湖, 卢浩浩, 等. 一种双S形二元排气系统红外特性的模型实验[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(12): 2964-2971.
WANG Ding, JI Honghu, LU Haohao, et al. Experiment on infrared signature of a model of serpentine two-dimensional exhaust system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(12): 2964-2971.
- [22] 王占学, 俞梦哲, 史经纬, 等. 超紧凑S弯收扩喷管流动机理及控制方法研究[J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(8): 1718-1724.
WANG Zhanxue, YU Mengzhe, SHI Jingwei, et al. The research on flow mechanism and flow control method of ultra-compact serpentine convergent-divergent nozzle[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(8): 1718-1724.