

一种双S形二元排气系统红外特性的模型实验

王 丁, 吉洪湖, 卢浩浩, 王 浩

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 通过模型实验测量了一种双S形二元(2-D)喷管排气系统壁面压力和温度分布,以及分别在侧向、下方和上方探测面上的红外辐射强度分布,并与基准轴对称排气系统作了对比分析。实验结果表明:双S形二元喷管排气系统在上方探测面上,红外辐射强度比较大,最大值出现在 10° 探测角;相比基准轴对称排气系统,双S形二元排气喷管系统红外辐射强度在 0° 探测角方位平均降低了75.5%,在侧向、下方及上方探测面上 90° 探测角方位分别降低了57.6%、50.9%和17.3%。

关 键 词: 排气系统; 双S形二元喷管; 红外辐射; 红外抑制; 模型实验

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on infrared signature of a model of serpentine two-dimensional exhaust system

WANG Ding, JI Honghu, LU Haohao, WANG Hao

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The pressure and temperature distributions on the surface of a model of serpentine two-dimensional (2-D) nozzle exhaust system were measured, and its infrared radiation (IR) intensity on the side, lower and upper detection planes were also measured; these results were compared with those of a relevant axisymmetric exhaust system. The results showed that, the radiation intensity of serpentine 2-D nozzle exhaust system on the upper detection plane was much higher than that on other two planes, with the maximum value at angle 10° ; compared with axisymmetric exhaust system, the radiation intensity of serpentine 2-D nozzle exhaust system reduced by 75.5% at angle 0° , and 57.6%, 50.9% and 17.3% at angle 90° respectively on the side, lower and upper detection planes.

Key words: exhaust system; serpentine two-dimensional (2-D) nozzle; infrared radiation; infrared suppression; model experiment

为了提高战斗机的战场生存和作战能力,其对隐身性能的要求越来越高,红外隐身作为隐身性能的重要组成部分也越来越受到重视^[1-2]。发动机排气系统在中波波段($3\sim 5\mu\text{m}$)范围内的红外辐射占整个飞行器的90%以上^[3],其红外辐射主要来自两部分:高温固体壁面和高温尾喷流。

针对发动机排气系统,主要的红外抑制技术有:遮挡技术^[4-7]、冷却技术^[8-9]和低发射率技术^[10]等。目前,广泛使用的遮挡技术主要是二元喷管,它可以有效缩短高温核心尾喷流的长度,随着宽高比的增大,其红外抑制效果就越显著,但气动性能严重降低^[11];并且,二元喷管不可能做到对高温涡

收稿日期:2016-05-29

作者简介:王丁(1986—),男,博士,主要从事飞行器红外隐身技术的研究。

引用格式: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.

轮、中心锥等部件的全遮挡,其红外抑制能力有限。S 形和双 S 形喷管由于自身的型面特征,在保证良好的气动性能的前提下,可以有效遮挡排气系统内部的涡轮、中心锥等高温部件,红外抑制能力显著,是一种较为新型的红外隐身技术^[12]。

欧美等国家对双 S 形喷管的红外隐身技术研究工作起步较早,已成功应用于 F-117、B2 等隐形战机上。Brunet 等^[13]设计了一种出口截面和进口截面同轴的双 S 形喷管,其特点是:喷管中心线在中段相对进口轴线发生偏移,喷管出口中心又回到进口轴线位置上,达到了喷管型面对高温涡轮和中心锥等部件的有效遮挡,大大强化了排气系统的红外抑制能力。国内对于 S 形喷管也开展了研究,刘常春、章叶川等^[12,14-15]设计了不同的 S 形、双 S 形二元喷管,并通过数值仿真研究了其气动性能和红外隐身效果;卫永斌、孙啸林等^[16-17]分别提出不同的 S 形喷管型面的构建方法;丁娟等^[18]分析了不同形状的喷管出口型面对 S 形喷管红外抑制效果的影响。由文献可知,前人对 S 形或双 S 形排气系统的研究均是基于数值计算,而数值计算的紊流模型均采用了双方程模型(标准的 $k-\epsilon$ 模型、(RNG) $k-\epsilon$ 模型及(SST) $k-\omega$ 模型)。研究证明,对于 S 形进气道,相比雷诺应力模型(7 方程模型),双方程模型对于型面弯折流道的模拟表现出了一定的缺陷^[19]。而对于 S 形或双 S 形排气系统,所有紊流模型还均未有很好的实验验证。

本文根据现有实验室台架的能力,设计了一种缩比的基准轴对称排气系统模型和双 S 形二元排气系统模型,测量了排气系统上具有代表性位置的压力和温度分布,以及排气系统在典型探测面上的红外辐射强度分布。模型实验的目的,一方面是通过实验研究了有流向弯折的排气系统的壁面温度及压力的分布,以及双 S 形二元排气系统的红外抑制效果。另一方面,实验测得的温度、压力等数据为数值计算中紊流模型的选取,改善数值计算的精度提供了数据参照;实验测得的红外辐射数据也为本课题组开发的红外特征效能评估与分析软件(NUAA-IR)的发展提供数据支持。

1 实验模型与实验系统

1.1 实验模型

图 1 和图 2 分别为基准轴对称排气系统的几何模型和实验件模型图。图 3 和图 4 分别为双 S

形二元排气系统的几何模型和实验件模型图,其中两套排气系统中,末级涡轮、中心锥、混合器、外涵直段和支板等部件共用。由图 3 可知,双 S 形二元喷管包括第一个 S 形段、第二个 S 形段和出口修形段组成。在喷管出口处对壁面做的修形处理,在真实的飞行状态下,可以在不明显降低推力的前提下,强化喷管内高温燃气与外界空气的掺混^[20]。

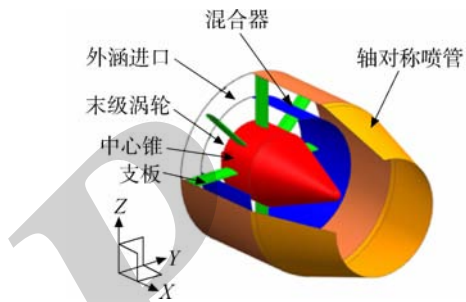


图 1 基准轴对称喷管排气系统模型

Fig. 1 Geometric model of axisymmetric nozzle exhaust system

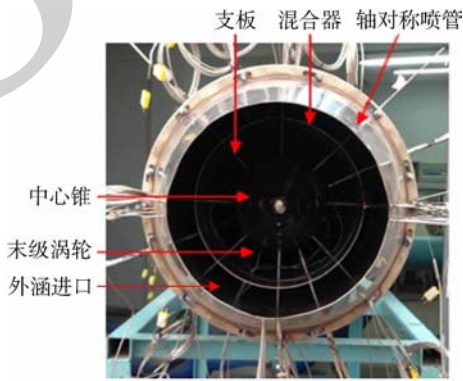


图 2 基准轴对称喷管排气系统实验件模型

Fig. 2 Experimental model of axisymmetric nozzle exhaust system

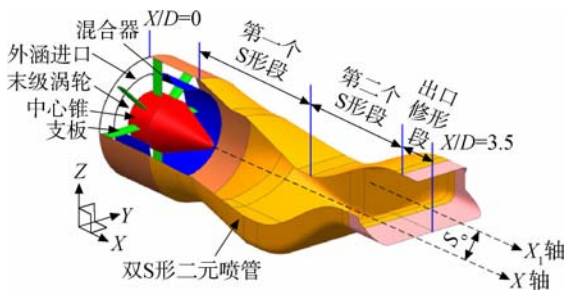


图 3 双 S 形二元喷管排气系统模型

Fig. 3 Geometric model of serpentine 2-D nozzle exhaust system

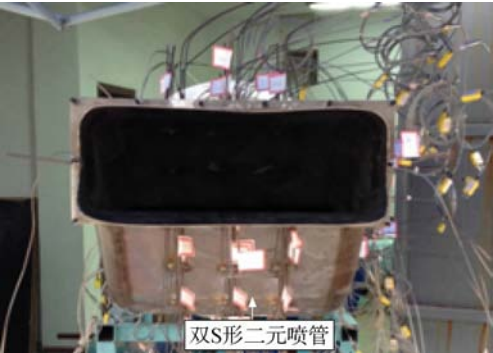


图 4 双 S 形二元喷管排气系统实验件照片
Fig. 4 Experimental model of serpentine 2-D nozzle exhaust system

双 S 形二元喷管的几何参数包括以下:进口直径 D 、进口面积 A_{in} 、出口面积比 A_{out} 、出口宽高比 R_a 、喷管长度 L 、以及出口偏距 S 。双 S 形二元喷管的设计参数表 1 所示。

表 1 双 S 形二元喷管设计参数

Table 1 Design parameters of serpentine 2-D nozzle

设计参数	数值	设计参数	数值
L/D	3.5	S/D	0.6
R_a	3	A_{out}/A_{in}	0.47

假设双 S 形二元喷管进口截面圆心的坐标为 $(0,0)$,双 S 形喷管中心线的描述方程如下:

$$y(\bar{x}) = \begin{cases} 0 & \bar{x} \in (0,1.16) \\ -144\Phi(\bar{x}) & \bar{x} \in [1.16,1.79) \\ -144 & \bar{x} \in [1.79,1.96) \\ 512\Phi(\bar{x}) & \bar{x} \in [1.96,3.5] \end{cases}$$

(1)

式中 $\bar{x} = X/D$,在 $\bar{x} = 1.16$ 喷管截面面积与进口截面面积比为 0.94,在 $\bar{x} = 1.79$ 喷管截面面积与进口截面面积比为 0.67。 $\Phi(\bar{x})$ 的表达式为 $\Phi(\bar{x}) = 3\bar{x}^2 - 2\bar{x}^3$ 。

排气系统各部件壁面的平均发射率如表 2 所示。

表 2 各部件的平均发射率

Table 2 Average emissivity of each component

部件	平均发射率 ϵ
涡轮	0.86
支板	0.86
中心锥	0.5
混合器	0.5
双 S 形二元喷管	0.3

1.2 实验系统

图 5 所示为模拟涡扇发动机红外辐射特征实验的实验台系统图示。实验台系统主要由主流子系统、次流子系统和排气子系统组成。内涵风机提供 0.6 kg/s 主流常温空气,在燃烧室与航空煤油混合燃烧后形成 830 K 的高温燃气流,内涵燃气主要成分及质量分数如下:CO₂ 为 0.048 91;H₂O 为 0.02;CO 为 0.000 1;O₂ 为 0.165 4;N₂ 为 0.765 59。外涵风机提供 1 kg/s 和 321 K 的常温空气流(次流)。喷管壁面温度受内外涵气流掺混特性以及外部环境空气(温度为 290 K)自然对流换热的影响,前者的作用为主导因素。

实验状态下,喷管的落压比约为 1.01,外涵进口雷诺数 Re 约为 1.22×10^5 ,内涵进口的雷诺数 Re 约为 5.35×10^4 ,喷管出口的雷诺数 Re 约为 4.16×10^5 。

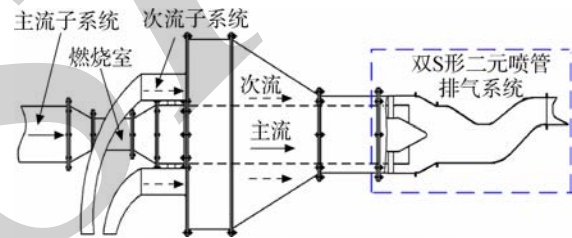


图 5 实验台系统图示

Fig. 5 Sketch map of experiment system

2 测量方法及误差分析

温度测量采用 K 分度镍铬-镍硅铠装热电偶,并采用 JK-64 型多通道温度巡检仪进行采集,实验条件下,温度测量的误差不超过 1%。压力测量使用 U 型水柱压力计,最大误差 2%。辐射强度测量使用红外测量系统,其主要包括傅立叶变换红外光谱仪、标定黑体和数据采集电脑等。红外特征数据采集的误差主要考虑校准源误差^[21],发射率引起的误差 e_e 约为 2%,温度引起的误差约为 e_t 约为 3.5%,总误差约为 $\sqrt{e_e^2 + e_t^2} = 4\%$ 。

采集排气系统红外特性时,由于双 S 形二元喷管排气系统的非对称性,故设置以下 3 个探测面:侧向探测面、下方探测面以及上方探测面。实验过程中通过旋转双 S 形二元喷管来实现每个探测面的测量。每个探测面上的各测点分布如图 6 所示。探测角度为 0°~ 90°,图中 0°~20°区间间隔为 5°,20°~90°区间间隔为 10°,0°为喷管的正后方。实验时,采用屏蔽板对排气系统非目标部

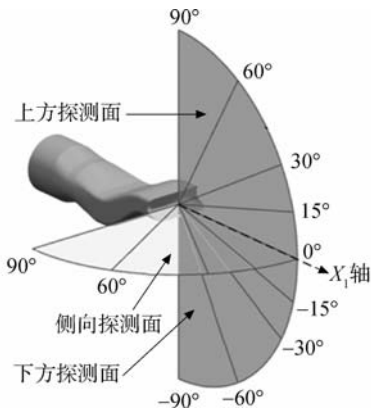


图 6 双 S 形二元喷管探测点分布

Fig. 6 Sketch map of detect point position on serpentine 2-D nozzle

位进行遮蔽处理,以减小高温背景对红外信号采集的影响^[22]。

3 测量结果与分析

3.1 压力分布

实验测量了双 S 形二元喷管及混合器内壁面的静压分布。定义压力系数如下:

$$C_p = \frac{p - p_{in}}{\frac{1}{2} \rho v^2} \tag{2}$$

式中 p 为当地壁面静压, p_{in} 为外涵气流进口静压, v 为外涵气流进口速度, C_p 的值代表的内壁面静压的变化。

图 7 所示为实验所得基准轴对称喷管和双 S 形二元喷管上侧及下侧宽边壁面中心线上的压力系数的分布。图中 D 为喷管进口直径。由图可知,基准轴对称喷管的压力系数在收敛段急剧减小,原因是喷管内流体的速度增大,导致喷管内壁面静压减小。由于喷管的轴对称性,轴对称喷管沿轴向在壁面各个周向截线的分布规律基本相同,后文不再赘述。

对于双 S 形排气系统上侧宽边壁面,在上游直段,压力系数变化较小,在双 S 形二元喷管收敛截面位置开始的一小段波动是由于截面面积的减小以及内、外涵气流的掺混的综合影响,而第一个 S 形段的后半段,压力系数的显著下降则是由于流道的偏转引起的总压损失以及截面收敛导致的流体速度的增加引起的。喷管从第二个 S 形开始截面到喷管出口段,压力系数先是逐渐增大,然后又逐渐减小。这是因为,在第二个 S 形截面到发生了比较急剧偏转导致流动阻力变大,气流速度减小,静压增大,即压力系数也增大;在靠近喷管

出口修形处的上游,喷管出口已接近平直段,然后到喷管出口,此阶段喷管截面面积也是一个收缩的过程,并且流动阻力减小,喷管速度增大,从而静压减小,压力系数减小。

对于双 S 形排气系统下侧宽边壁面,压力系数变化比较大的位置在第二个 S 形段,而此段之前的喷管在下侧壁面没有比较大的型面变化,因此压力系数变化也比较小。在第二个 S 形段,压力系数先是剧烈减小,然后增大。先减小的原因一方面是由于流道的偏转导致的压力损失的增大,另一方面则是由于喷管截面收敛导致流体速度增大,静压减小。靠近出口修形段增大的原因则是因为喷管出口修形的下侧壁面比上侧壁面长,此段壁面已暴露于外流场中,静压受后方环境背压影响而增大。

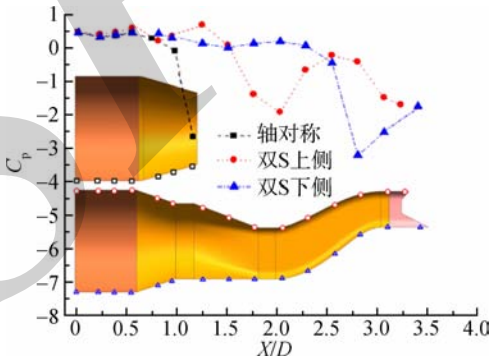


图 7 轴对称喷管和双 S 形二元喷管上侧及下侧内壁面中心线上压力系数分布

Fig. 7 C_p distribution of centerline on upper and lower surface of axisymmetric and serpentine 2-D nozzle

图 8 所示为基准轴对称喷管和双 S 形二元喷管侧面壁面中心线上的压力系数的分布。由图可知,压力系数变化比较大的位置也是在第二个 S 形段,在第二个 S 形段,压力系数整体上是是一个减小的趋势。造成其减小的主要原因是流道截面面积的减小导致的流体速度增大,静压减小。

图 9 所示为基准轴对称排气系统和双 S 形二元排气系统实验中,混合器内壁面压力系数的分布。由图可知,由于混合器为轴对称的型面,并且位于排气系统轴对称段的腔体内,因此,位于混合器内壁面同轴向位置的上侧和右侧的压力系数的值几乎相等,并且,在混合器内壁面上,压力系数沿轴向的变化也比较小,两套排气系统实验中,混合器内壁面压力系数分布基本一致。

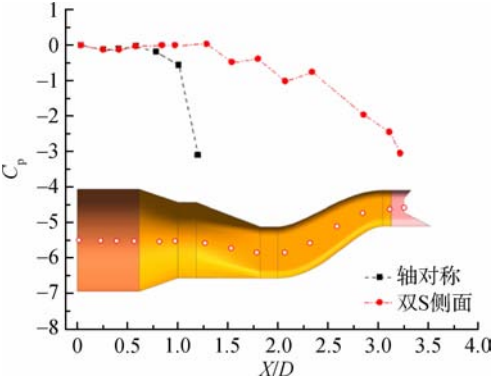


图 8 轴对称喷管和双 S 形二元喷管侧面内壁面中心线压力系数分布

Fig. 8 C_p distribution of centerline on side surface of axisymmetric and serpentine 2-D nozzle

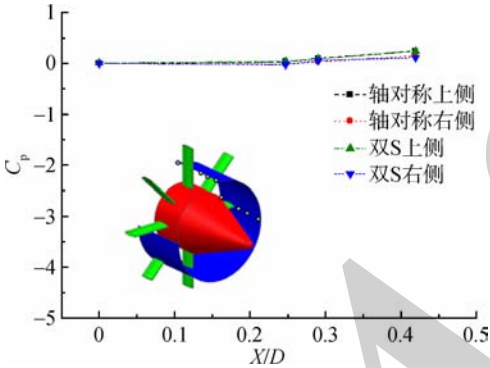


图 9 混合器内壁面压力系数分布

Fig. 9 C_p distribution of mixer

3.2 温度分布

实验测量了基准轴对称喷管、双 S 形二元喷管以及中心锥壁面的温度分布。图 10 所示为基准轴对称喷管和双 S 形二元喷管上侧宽边壁面中心线上的无量纲温度分布,图中 T^* 为内涵进口总温。

由图 10 可知,沿轴向轴对称喷管壁面温度在收敛截面开始有关小幅的上升,原因是本实验状态下,外涵气流比较大,包裹着高温燃气使其不能显著的冲刷到喷管壁面。由于喷管的轴对称性,轴对称喷管沿轴向在壁面各个周向截线的分布规律基本相同,后文不再赘述。

双 S 形喷管上侧壁面温度沿轴向从喷管进口到喷管出口总体上是增大的,特别是在喷管第二个 S 形段,喷管壁面温度增加幅度较大,这是由于喷管型面偏转导致的喷管内流体紊流度的增大,增加了内涵高温燃气流与外涵冷流的掺混所致。

双 S 形喷管下侧壁面上,温度升高幅度没有

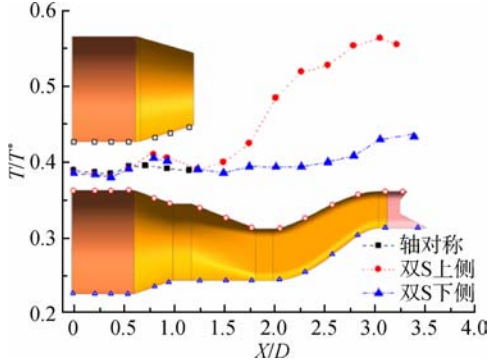


图 10 轴对称喷管和双 S 形二元喷管上侧及下侧壁面中心线上温度分布

Fig. 10 Temperature distribution of centerline on upper and lower surface of axisymmetric and serpentine 2-D nozzle

上侧宽边壁面上大,温度上升比较明显的位置仍然出现在喷管第二个 S 形段。

图 11 给出了基准轴对称喷管和双 S 形二元喷管在侧面壁面中心线上的无量纲温度分布。由图可知,在喷管收敛位置截面后一小段突然的温度升高之外,其余位置温度变化并不明显。这时因为整个侧面的型面在宽边方向基本上保持不变,且侧面壁面离高温核心喷流的距离比较远,因而整体温度比较低。

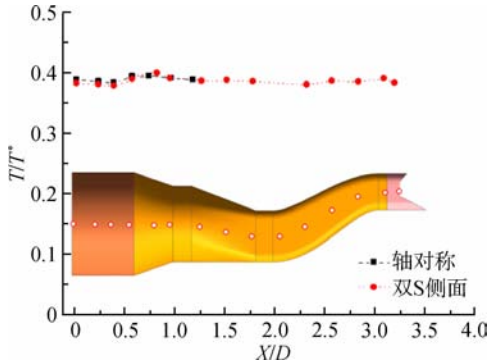


图 11 轴对称喷管和双 S 形二元喷管侧壁面中心线温度分布

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

图 12 所示为中心锥壁面上的无量纲温度分布。由于中心锥对整个排气系统的红外辐射贡献很大,因此,如图所示,在中心锥左侧、右侧和下侧布置了 3 排热电偶(图中黑点所示)来采集中心锥壁面上的温度,实验采集的温度可以用于精确计算整个排气系统红外积分辐射强度的壁面输入条件。由图 10 可知,中心锥壁面温度沿轴向有缓慢

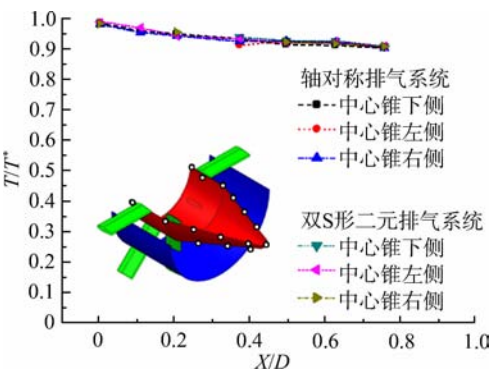


图 12 中心锥壁面温度分布
Fig. 12 Temperature distribution of cone

的下降趋势,另外,在同轴向位置位于左侧、右侧以及下侧的中心锥壁面温度的大小基本一致,这也说明了实验条件下,位于内涵通道等半径位置的流体温度沿周向分布是比较均匀的,并且两套排气系统实验中,中心锥壁面温度分布基本一致。

3.3 光谱辐射特性分析

为了更好地对双 S 形二元排气系统红外辐射特性分布进行分析,下面将对部分探测角度的光谱进行分析。

图 13 给出了侧向探测面上部分方位在中波范围内的光谱辐射强度 I_λ 的分布, I_λ 的单位为 $W/(sr \cdot \mu m)$ 。图中 C_λ 为常数(下文中 C_λ 为同一个常数)。由图可知,中波范围内,排气系统光谱辐射强度主要由两部分组成: $3.00 \sim 4.15 \mu m$ 、 $4.63 \sim 5.00 \mu m$ 波段内的高温部件辐射和 $4.16 \sim 4.60 \mu m$ 波段内的高温喷流辐射。高温部件辐射在整个波段范围内的分布是连续的,高温喷流辐射具有选择性, $4.16 \sim 4.60 \mu m$ 波段内的波峰和

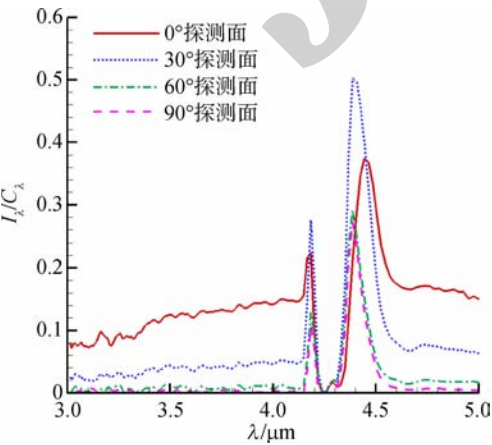


图 13 侧向探测面上的光谱辐射强度分布
Fig. 13 Spectral radiant intensity on side detection plane

波谷分别是由于空气和燃气中二氧化碳的强吸收和强发射作用而产生的; $3.0 \sim 3.4 \mu m$ 波段内的小幅波动是由于燃气和空气中的水蒸气的发射和吸收作用产生的。从 $0^\circ \sim 90^\circ$ 探测角,由于固体部件的投影面积逐渐减小,固体壁面辐射波段的光谱辐射强度幅值逐渐减小;在 90° 探测角基本降低到零,说明该探测角固体壁面辐射对排气系统的贡献几乎为零。

图 14 为实验测得上方探测面上部分探测角在中波范围内的无量纲光谱辐射强度分布。由图可知,上方探测面上的各探测角度的光谱辐射特性与下方探测面是一致的,只是幅值相对较大。光谱辐射强度在各个探测角度的幅值大小的变化规律如下:从 $0^\circ \sim 5^\circ$ 再至 30° 探测角的光谱幅值依次增大;从 $60^\circ \sim 90^\circ$ 再至 30° 探测角的光谱幅值急剧减小。并且,由 90° 探测角的光谱可以看出,在固体辐射波段,幅值是大于零的,说明固体壁面在此方位角对排气系统的辐射贡献不为零,这是由于图 2 所示的双 S 形二元排气系统的出口修形,上侧宽边壁面较下侧宽边壁面短,因此在上方探测面的 90° 探测角依然能看到部分双 S 形二元喷管下侧的修形壁面。

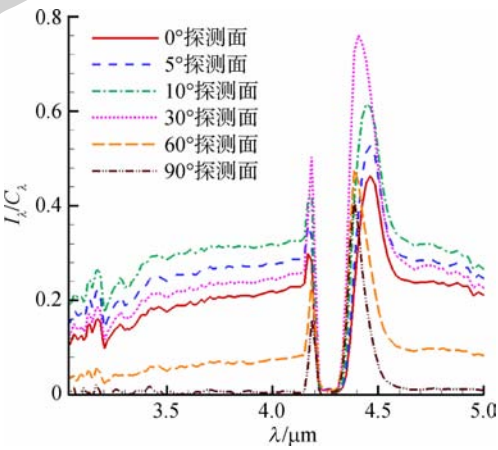


图 14 上方探测面上的光谱辐射强度分布
Fig. 14 Spectral radiant intensity on upper detection plane

3.4 积分辐射强度分布

由文中第 3.3 节光谱辐射强度的分析可知, $34 m$ 探测距离的空气中的 CO_2 和 H_2O 对红外辐射能量有一定的衰减作用,特别是在高温喷流辐射占主导作用的探测角度,衰减程度最大可以达到 75% ,而固体壁面占主导作用的小角度探测角,衰减程度最小约为 8% 。因此,将实验所得的

双 S 形二元喷管的红外辐射强度数据,应用 MODTRAN 计算得到的 $3\sim5\text{ }\mu\text{m}$ 波段内的大气透过率,然后反推得到排气系统未经大气衰减前目标本身的积分辐射强度 I 的分布, I 的单位为 W/sr 。图 15 给出了双 S 形二元排气系统分别在侧向、上方以及下方探测面上 $3\sim5\text{ }\mu\text{m}$ 波段内的目标本身的积分辐射强度分布,并与基准轴对称排气系统进行对比。图中 I_{max} 为基准轴对称排气系统积分辐射强度的最大值。基准轴对称排气系统积分辐射强度在 0° 探测角最大,由于排气系统内部中心锥、末级涡轮、混合器等高温部件投影最大所致; 90° 探测角最小,排气系统的红外辐射贡献全部来自喷流辐射;在 $40^\circ\sim60^\circ$ 探测区间,红外辐射强度突然增大是由于轴对称喷管在此角度区间对内部的反射作用增强。

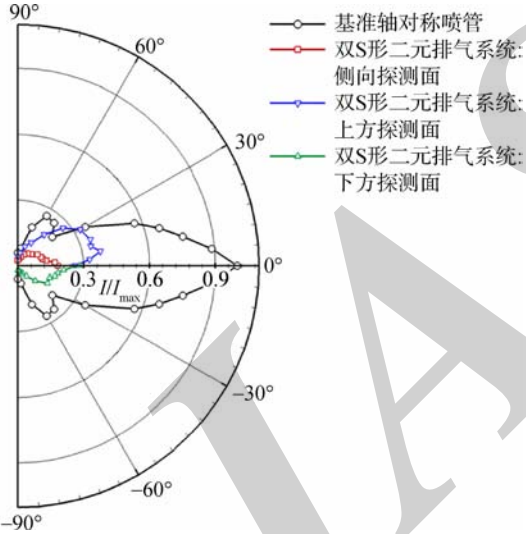


图 15 轴对称与双 S 形二元排气系统的积分辐射强度分布对比

Fig. 15 Comparison of integral IR radiation intensity between axisymmetric and serpentine 2-D exhaust systems

双 S 形二元排气系统正后方 0° 探测角的积分辐射强度取的是侧向、下方和上方探测面上 0° 探测角所积分辐射强度的平均值。由图 15 可知:双 S 形二元排气系统的红外辐射强度在上方探测面最大,在侧向及下方比较小;在侧向探测面上, $0^\circ\sim90^\circ$ 探测角度范围内,双 S 形二元喷管排气系统红外积分辐射强度随着角度增大单调减小;与侧向探测面上红外辐射强度分布规律类似,在下方探测面上, $0^\circ\sim-90^\circ$ 探测范围内,积分辐射强度整体上也是单调减小的;在上方探测面上, 10° 探测角的红外辐射强度最大,这是由于在此方位,排气系统

内部的高温部件如中心锥、末级涡轮、混合器等投影面积最大,在 90° 探测角,由于出口修形段的下壁面依然可视,相比侧向及下方探测面的 $90^\circ(-90^\circ)$ 探测角,红外辐射强度大了 38.6% 以上。

由图 15 可知,相比基准轴对称排气系统,双 S 形二元排气系统在 0° 探测角上,积分辐射强度降低了 75.5%。

在侧向探测面上 90° 探测角,双 S 形二元排气系统的积分辐射强度比基准轴对称排气系统降低了 57.6%。

在下方探测面上 90° 探测角,双 S 形二元排气系统的积分辐射强度比基准轴对称排气系统降低了 50.9%。

在上方探测面上 10° 和 90° 探测角,双 S 形二元排气系统的积分辐射强度比基准轴对称排气系统分别降低了 49.4% 和 17.3%;而在 40° 探测角方位,双 S 形二元排气系统的辐射强度比基准轴对称排气系统最大增加了 22.2%,这是由于,在此探测角度,两套排气系统内部的高温部件均已不可视,且轴对称喷管的投影面积较小,自身辐射及反射作用都比较弱,而双 S 形二元排气系统的投影面积相对较大,自身辐射和反射作用相对较大所致。

4 结 论

本文通过实验测得了双 S 形二元排气系统壁面重要位置上的压力和温度分布,以及上方、下方和侧向探测面上的红外辐射强度的分布。通过本文的研究,得到以下结论:

- 1) 双 S 形喷管压力系数变化比较大的位置位于第二个 S 形段,导致其变化的主要因素一方面是流道偏转引起的压力损失,另一方面是流道截面收敛引起的流体速度的增加,静压减小。
- 2) 双 S 形喷管上侧和下侧壁面,在第二个 S 形段温度升高比较明显,并且上侧壁面温度升高的幅度比较大。
- 3) 双 S 形二元排气系统的红外辐射强度在上方探测面上最大,在侧向探测面上最小。
- 4) 相对于基准轴对称排气系统,双 S 形二元排气系统积分辐射强度在 0° 探测角降低了 75.5%,在侧向、下方及上方探测面上 90° 探测角分别降低了 57.6%、50.9% 和 17.3%。

参考文献:

[1] 刘永昌,朱虹. 红外寻的制导的发展现状与新趋势[J]. 红

- 外技术,1999,21(4):7-12.
- LIU Yongchang, ZHU Hong. The development and new trend of IR seeking guidance techniques[J]. *Infrared Technology*, 1999, 21(4): 7-12. (in Chinese)
- [2] 《航空发动机手册》编委会. 航空发动机手册:第 7 分册 进排气装置[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [3] 金捷,朱谷君,徐南荣,等. 发动机高速排气系统红外辐射特性的数值计算与分析[J]. *航空动力学报*, 2002, 12(5): 582-585.
- JIN Jie, ZHU Gujun, XU Nanrong, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics for aero engine high-speed exhaust system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(5): 583-585. (in Chinese)
- [4] HILEY P E, WALLACE H W. Study of non-axisymmetric nozzles installed in advanced fighter aircraft[R]. AIAA 75-1316, 1975.
- [5] STEVENS H L. F-15/Nonaxisymmetric nozzle system integration study support program[R]. NASA-CR-135252, 1978.
- [6] BANKEN G J, CORNETTE W M, GLEASON K M. Investigation of infrared characteristics of three generic nozzle concepts[R]. AIAA 80-0160, 1980.
- [7] CHU C W, DER J J, WUN W. A simple 2D-nozzle plume model for IR analysis[R]. AIAA 80-1808, 1980.
- [8] PRESZ W M, NELSON C B. Gas turbine exhaust cooling concepts[R]. AIAA 94-3083, 1994.
- [9] BABBITT R R, COHN J A, FLEMING K J. Advanced high bypass mixed-flow exhaust system design study[R]. AIAA 91-2242, 1991.
- [10] 胡传圻. 隐身涂层技术[M]. 北京:化学工业出版社,2004.
- [11] 李娜,吉洪湖,黄伟,等. 混合排气二元收敛喷管气动与红外隐身综合设计方法[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(11): 2563-2570.
- LI Na, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Comprehensive design of aerodynamic and infrared stealth of 2-D convergent nozzle with mixed flow[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(11): 2563-2570. (in Chinese)
- [12] 刘常春,吉洪湖,黄伟,等. 一种双 S 形二元喷管的红外辐射特性数值研究[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(7): 1482-1488.
- LIU Changchun, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of serpentine 2-D nozzle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(7): 1482-1488. (in Chinese)
- [13] BRUNET E, SEINE N S, DARIS T, et al. Exhaust assembly forming a horizontal propulsion gas elbow in an aircraft; US007784284B2[P]. 2010-08-31.
- [14] 刘常春,吉洪湖,李娜,等. 一种二元 S 形喷管的红外辐射特性数值研究[J]. *工程热物理学报*, 2010, 31(9): 1567-1570.
- LIU Changchun, JI Honghu, LI Na, et al. Numerical simulation on infrared radiant characteristics of 2D S-nozzles [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2010, 31(9): 1567-1570. (in Chinese)
- [15] 章叶川,王占学,史经纬,等. 双 S 形喷管流动及红外特性分析[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. (in Chinese)
- [16] 卫永斌,艾俊强. 并列双发三维非对称多 S 弯喷管参数化设计方法[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(2): 271-280.
- WEI Yongbin, AI Junqiang. Parameter design method of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(2): 271-280. (in Chinese)
- [17] 孙啸林,王占学,周莉,等. 基于多参数耦合的 S 弯隐身喷管设计方法研究[J]. *工程热物理学报*, 2015, 36(11): 2371-2375.
- SUN Xiaolin, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. The design method of serpentine stealth nozzles based on coupled parameters[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36(11): 2371-2375. (in Chinese)
- [18] 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 outlet[J]. *Science Technology and Engineering*, 2014, 14(7): 273-276. (in Chinese)
- [19] SULLIVAN K M. Numerical investigation of S-duct geometric effects on inlet performance using sequential design of experiments[D]. Kaduna: Air Force Institute of Technology, 2009.
- [20] 李荣松,王强,额日其太. 尾缘修形的二元喷管内外流场数值研究[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(3): 389-393.
- LI Rongsong, WANG Qiang, Eriqitai. Numerical investigation of two-dimensional nozzle with trailing edge modification[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(3): 389-393. (in Chinese)
- [21] 黄伟,吉洪湖. 基于 BRDF 的排气系统红外辐射特征计算研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(7): 1227-1235.
- HUANG Wei, JI Honghu. Computational investigation of infrared radiation characteristics of exhaust system based on BRDF[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(7): 1227-1235. (in Chinese)
- [22] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等. 用 FTIR 光谱仪测量排气系统中红外光谱辐射强度的方法[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(9): 1423-1429.
- LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Research on measurement method of mid-IR spectral radiant intensity of exhaust system with FTIR spectrometer[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(9): 1423-1429. (in Chinese)