

## 波瓣混合器排气系统红外特性的模型实验和数值分析

王 丁, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 通过模型实验和数值计算相结合的方法研究了带波瓣混合器的涡扇发动机排气系统的红外辐射特性, 并与相应的环形混合器排气系统对比。研究表明: 波瓣混合器可以有效的增强内、外涵气流的掺混作用, 降低尾喷流的温度, 从而降低喷流红外辐射; 相比环形混合器排气系统, 波瓣混合器排气系统红外辐射强度在喷管正后方  $0^\circ$  方位降低 9% 以上, 在侧向  $90^\circ$  方位降低 39% 以上; 轴对称喷管壁面的低发射率高反射率对排气系统内部高温部件辐射的反射作用强烈, 对排气系统在  $40^\circ \sim 70^\circ$  方位角的红外抑制效果不利, 因此, 对于涡扇发动机自身温度较低的喷管壁面, 建议使用高发射率低反射特性的材料或涂层, 以增加排气系统的红外抑制效果。

**关键词:** 涡扇发动机; 红外辐射; 波瓣混合器; 排气系统

**中图分类号:** V218 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.0104003

## Model experiment and numerical analysis on infrared character of lobed mixer exhaust system

Wang Ding, Ji Honghu

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The infrared (IR) characteristic of a turbofan engine exhaust system with lobed mixer was studied experimentally and numerically, and the results were compared with a relevant annular mixer exhaust system. The results show that, the lobed mixer can enhance the mixture of core flow and fan flow and reduce the plume temperature, making the plume IR radiation attenuated; compared with the annular mixer exhaust system, the IR radiation intensity of the lobed mixer exhaust system reduces at least 9% in the direction right behind the nozzle exit, and reduces more than 39% in the direction vertical to the axis of the nozzle exit; the axisymmetric nozzle with low emissivity and high reflectivity has negative effect on IR suppression because of its strong reflection to the radiation of the high temperature components within angles range from  $40^\circ$  to  $70^\circ$ , thus, it is appropriate to increase emissivity and reduce the reflectivity of nozzle wall in order to achieve better IR suppression.

**Key words:** turbofan engine; infrared radiation; lobed mixer; exhaust system

收稿日期: 2016-05-10; 修订日期: 2016-06-20

作者简介: 王丁(1986-), 男, 博士生, 主要从事飞行器红外隐身技术方面的研究。Email: wangding525@126.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、燃烧及红外隐身技术方面的研究。Email: jhhpe@nuaa.edu.cn

## 0 引言

飞行器发动机排气系统的高温壁面辐射和燃气辐射作为红外制导武器的主要追踪目标, 通常在  $3\sim 5\ \mu\text{m}$  波段内的辐射贡献占整个飞行器 90% 以上。因此, 在保证飞行器良好的气动性能的前提下, 探究发动机排气系统的红外抑制措施对飞行器提升战场生存能力越来越重要。目前, 针对发动机排气系统, 已经广泛应用的红外抑制措施包括型面遮挡技术<sup>[1-3]</sup>、冷却技术<sup>[4-5]</sup>和低发射率涂层技术<sup>[6-7]</sup>等。型面遮挡技术是牺牲一定的气动性能来实现红外抑制目标的, 而冷却技术和低发射率涂层技术可以配合多种形式的排气系统。相比型面遮挡技术对气动性能的损失, 常规的轴对称排气系统能保证气动性能最佳效果, 而其红外抑制效果不佳。将波瓣混合器运用到飞行器发动机排气系统, 可以有效地降低排气系统的红外辐射。关于波瓣混合器的红外抑制效果的研究大多针对直升机排气系统, 张靖周<sup>[8-9]</sup>、单勇<sup>[10]</sup>数值分析和实验验证了直升机波瓣混合器的红外抑制效果; 陈庚等<sup>[11]</sup>数值研究了二元弯曲混合管出口参数对波瓣红外抑制器气动和红外特性的影响。将波瓣混合器应用到传统涡扇发动机的排气系统, 可以充分发挥其相对于传统环形混合器在掺混方面的优势, 降低排气系统的红外辐射强度。

文中以涡扇发动机为研究对象, 基于常规的环形混合器轴对称排气系统, 设计了波瓣混合器代替环形混合器构成波瓣混合器排气系统, 通过实验测量得到其红外辐射强度分布规律, 分析了波瓣混合器相对于环形混合器的红外抑制效果; 并结合数值计算分析了影响其红外特性分布的原因。此外, 实验所得的排气系统红外辐射数据也为笔者所在课题组自主开发的飞行器红外特性计算分析软件 NUAA-IRSE 的发展提供了数据支持。

## 1 实验模型与实验系统

### 1.1 实验模型

常规的环形混合器排气系统的物理模型如图 1 所示, 由图 1 可知, 排气系统由末级涡轮叶片(内涵

进口)、外涵进口、环形混合器、中心锥、支板、外涵直段、轴对称喷管等部件组成。将环形混合器替换为波瓣混合器, 其他部件保持不变构成波瓣混合器排气系统, 如图 2 所示, 其中, 混合器包含 18 组矩形波瓣, 轴对称喷管进出口截面的面积比为 0.473, 轴对称喷管的轴向长度为  $0.56D$ , 其中,  $D$  为喷管的进口直径。图 2 给出了环形混合器和波瓣混合器排气系统的实验件安装图示, 其中, 图 2(a)为环形混合器的排气系统, 图 2(b)为安装波瓣混合器的排气系统(为了清晰看到波瓣混合器, 未安装喷管)。

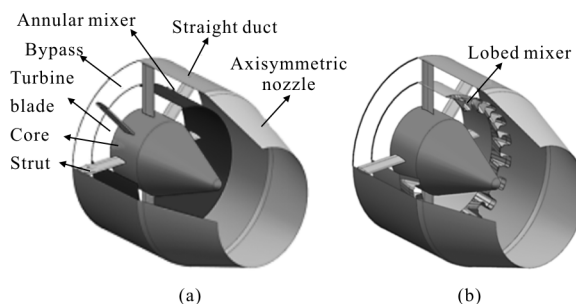


图 1 排气系统几何模型

Fig.1 Geometric models of exhaust systems

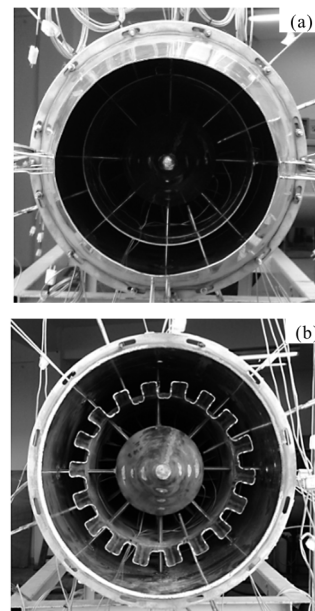


图 2 排气系统实验件照片

Fig.2 Photographs of exhaust systems

### 1.2 实验系统

涡扇发动机红外辐射特性模拟实验系统如图 3 所示。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。主流子系统产生内涵高温燃气流,

由内涵风机提供的约 0.6 kg/s 的常温气流, 经过燃烧室后形成 830 K 的内涵高温燃气流。次流子系统产生外涵气流, 由外涵风机提供的约 1 kg/s 的气流, 流体介质为空气, 流入排气系统的空气温度为 321 K。内、外涵气流经过波瓣混合器部件后进行掺混, 形成混合燃气由喷管排出。

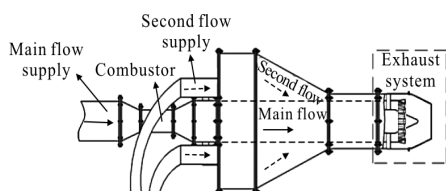


图 3 试验台系统图

Fig.3 Sketch map of experiment system

## 2 实验测量方法及误差分析

实验中使用约 50 个 K 分度镍镉-镍硅铠装热电偶测量排气系统中心锥、支板、双 S 形二元喷管等部件的壁面温度, 并通过 JK-64 型多通道温度巡检仪进行温度数据采集, 850 K 以下, 温度测量的最大测量误差为 0.86%。由于波瓣混合器型面的不规则性, 热电偶的布置对流动和红外特性均有影响, 因此其温度并未测量, 温度测量结果将用作红外辐射计算的输入参数。排气系统的红外辐射强度测量主要包括傅里叶变换红外(FTIR)光谱仪、黑体炉和采集电脑等。辐射测量的误差主要考虑校准源误差<sup>[12]</sup>, 发射率带来的误差  $e_e$  约为 2%, 温度带来的误差  $e_t$  约为 3.5%, 总误差约为  $\sqrt{e_e^2 + e_t^2} = 4\%$ 。

由于排气系统的轴对称性, 红外辐射测量时只需设置一个水平探测面, 如图 4 所示, 在水平探测面上, 设置以下探测点: 0°、5°、10°、15°、20°、30°、40°、50°、60°、70°、80°、90°, 探测距离为 34m。为了减少背景的影响, 测量过程中使用黑色背景板遮挡光谱仪视场中

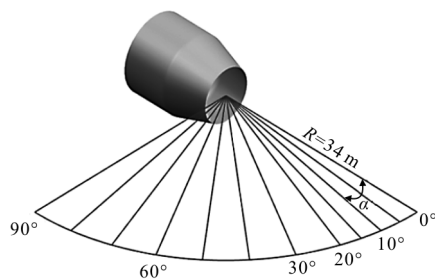


图 4 探测点分布

Fig.4 Sketch map of detection point position

除喷管出口以外的其他实验台部位。实验中具体的测量及数据处理方法见参考文献[13]。

## 3 数值计算方法

文中排气系统红外辐射特性数值计算的主要目的是在计算结果与实验测量结果规律相同、误差在允许范围的前提下, 通过数值计算分析实验无法得到的各部件对整个系统红外特性的贡献大小, 以及喷管壁面自身的发射与反射作用对红外特性分布的影响, 更好的认识波瓣混合器排气系统的红外辐射强度的分布规律。

排气系统红外辐射特性的数值模拟包括流场计算和红外辐射特性计算两部分。一般情况下, 流场计算为红外辐射特性计算提供排气系统的壁面温度、喷流的温度场、压力场分布及 CO<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>O 等吸收-发射性介质的质量分数分布等输入数据。而实验条件下, 为了减小红外辐射特性的计算值与测量值之间的误差, 采用实验测量的壁面温度作为输入数据, 进一步提高红外辐射特性的计算精度。测量温度赋值的部件包括喷管、中心锥、末级涡轮叶片和支板, 其壁面沿轴向和周向布置了相对密集的热电偶, 温度赋值原则是有热电偶监测的位置按测量值赋值, 其他位置温度按相邻测量点的温度差值得到。

### 3.1 流场计算

实验状态下排气系统的流场和温度场采用 Fluent 进行数值计算。外流场边界设置为压力出口边界: 压力 101 325 Pa, 温度 290 K。排气系统的内、外涵进口均设置为质量流量进口边界, 给定质量流量(内涵进口: 0.6 kg/s, 外涵进口: 1 kg/s)、总温(内涵进口: 830 K, 外涵进口: 321 K)、组分质量分数按照燃烧状态的油气比确定, 内涵进口: CO<sub>2</sub> 为 0.048 91; CO 为 0.000 1; H<sub>2</sub>O 为 0.02; O<sub>2</sub> 为 0.165 4。内涵进口介质为燃气, 外涵进口介质为空气。

### 3.2 红外计算

实验状态下排气系统的红外辐射特性分布, 采用笔者所在课题组开发的飞行器红外隐身优化设计与隐身效能分析软件(NUAA-IRSE)中的反向蒙特卡洛法(RMC)计算<sup>[14]</sup>。

由图 2 可知: 实验件的主要材质是不锈钢, 特别

是喷管壁面采用了比较光亮的不锈钢板。因此,考虑壁面的反射特性对目标红外特性的计算精度有重要影响,对低发射高反射的壁面采用 BRDF 模型可以有效提高计算精度<sup>[12]</sup>。因此,采用参考文献[12]中的 Phong BRDF 模型,其具体表达式如公式(1)所示:

$$f(L, V) = \frac{\rho_d}{\pi} + \frac{\rho_s}{\pi} (n+2)(V \cdot R)^n \quad (1)$$

式中: $L$  为入射辐射方向矢量; $V$  为反射方向矢量; $R$  为  $L$  入射方向的镜面反射方向; $\rho_d$  为漫反射系数; $\rho_s$  为镜面反射系数; $n$  为物质镜反射的会聚指数, $n$  越大表示越接近镜面反射。

方向-半球反射率  $\rho(L)$  为:

$$\rho(L) = \int_{2\pi} f(L, V)(L, N) d\omega_v = 1 - \varepsilon \quad (2)$$

式中: $N$  为壁面法向矢量; $d\omega_v$  为反射微元立体角; $\varepsilon$  为发射率。

波瓣混合器双 S 形二元轴对称排气系统中各部件的漫反射系数  $\rho_d$ 、镜面反射系数  $\rho_s$ 、 $n$  和会聚指数选择根据参考文献[12]的结论选择,如表 1 所示。

表 1 各部件发射率及 Phong BRDF 模型参数

Tab.1 Emissivity and Phong BRDF model parameters of each component

Component	$\varepsilon$	$\rho_d$	$\rho_s$	$n$
Turbine disk	0.86	0.126	0.014	75
Bypass	0.86	0.126	0.014	75
Strut	0.86	0.126	0.014	75
Cone	0.5	0.450	0.050	75
Lobed mixer	0.5	0.450	0.050	75
Axisymmetric nozzle	0.3	0.350	0.350	150

红外计算的输入参数如下:喷管、中心锥、支板、末级涡轮叶片等壁面温度取自实验测量值,波瓣混合器、喷流温度以及喷流温度场、组分浓度场等提取自 CFD 计算结果。

## 4 结果与分析

### 4.1 实验所得光谱辐射特性对比

图 5 给出了环形混合器和波瓣混合器的排气系统分别在  $0^\circ$ 、 $30^\circ$  和  $90^\circ$  方位角  $3\sim 5\mu\text{m}$  波段内光谱辐射强度分布。由图可知,排气系统在  $3\sim 5\mu\text{m}$  波长范围内

的光谱辐射强度主要由两部分组成,一部分是高温壁面在  $3\sim 4.16\mu\text{m}$  和  $4.63\sim 5\mu\text{m}$  波段内的固体辐射,另一部分是  $4.16\sim 4.63\mu\text{m}$  波段内的燃气辐射。固体辐射特点为全波段辐射,尤其在整体波段范围内的辐射分布是连续的,燃气辐射的特点是选择性辐射,如  $4.16\sim 4.63\mu\text{m}$  波段内的波峰和波谷则是由于燃气中的  $\text{CO}_2$  强发射和空气中的  $\text{CO}_2$  强吸收作用产生的,  $3\sim 3.4\mu\text{m}$  波段内的小幅波动是由于燃气和空气中的  $\text{H}_2\text{O}$  的发射和吸收作用产生的。在  $30^\circ$  方位角之前,固体壁面辐射波段幅值较大,表明在此范围角内,固体壁面辐射占据了主导因素;而在  $90^\circ$  方位角,固体壁面辐射几乎降为 0,排气系统的辐射主要来自高温喷流辐射的贡献。

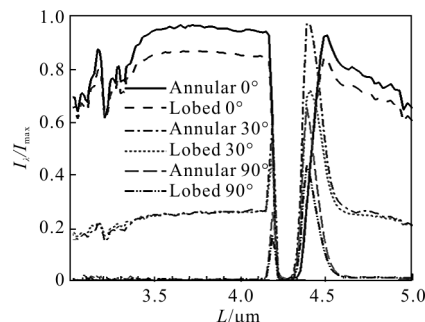


图 5 实验所得环形和波瓣混合器的排气系统光谱分布对比  
Fig.5 Comparison of experimental spectral IR radiation distribution between exhaust systems with annular and lobed mixer

### 4.2 实验所得积分辐射强度对比

图 6 所示为实验所得的环形混合器和波瓣混合器的排气系统在  $3\sim 5\mu\text{m}$  波段内的积分辐射强度分布对比,图中, $C$  是环形混合器排气系统积分辐射强度的最大值,下文中  $C$  值相同。由图可知,两种不同混合器的

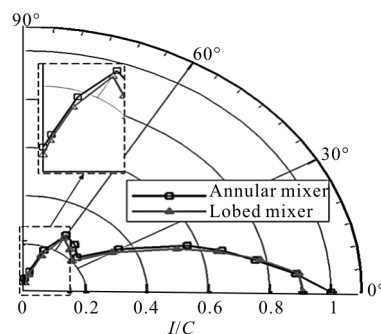


图 6 实验所得环形和波瓣混合器的排气系统积分辐射强度对比  
Fig.6 Comparison of experimental integral radiation intensity between exhaust systems with annular and lobed mixer

排气系统的红外辐射强度的空间分布规律是一致的,而相对于环形混合器排气系统,波瓣混合器排气系统红外辐射强度在  $0^\circ$  和  $90^\circ$  探测角分别降低了 9% 和 39% 以上。

由  $90^\circ$  喷流红外辐射抑制效果可以看出:波瓣混合器对于促进涡扇发动机内、外涵气流的掺混效果显著,使喷流的高温燃气的温度明显降低。末级涡轮叶片作为排气系统中最高温度的部件,对小角度范围内( $\alpha=0^\circ \sim 15^\circ$ )的红外辐射贡献很大,对比图 7 和图 8 可知:在喷管正后方的  $0^\circ$  方位角,红外抑制效果主要是由于波瓣混合器的内扩张波瓣遮挡减小了上游末级涡轮叶片的可视面积。

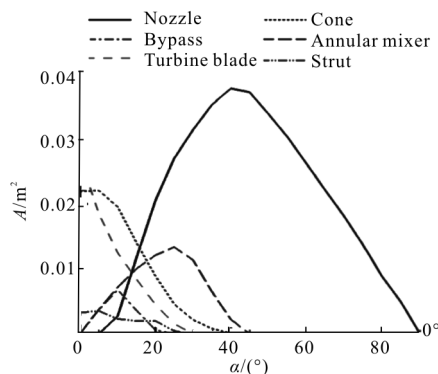


图 7 环形混合器排气系统各部件可视投影面积  
Fig.7 Visible projective area of components of annular mixer exhaust system

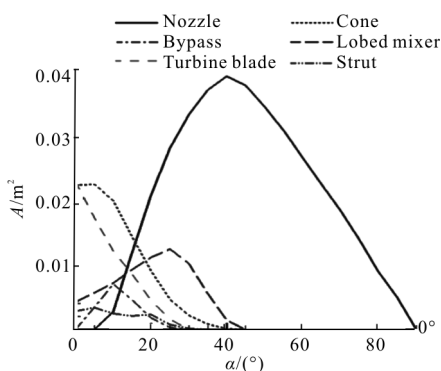


图 8 波瓣混合器排气系统各部件可视投影面积  
Fig.8 Visible projective area of components of lobed mixer exhaust system

### 4.3 波瓣混合器排气系统积分辐射强度分析

#### 4.3.1 辐射强度的计算值和测量值对比

波瓣混合器排气系统  $3 \sim 5 \mu\text{m}$  波段内的积分辐射强度分布的计算值和测量值对比如图 9 所示,图中,离散的点代表测量结果,实线代表计算结果。由

图可知,计算结果和测量结果的分布规律是一致的,最大误差出现在  $\alpha=30^\circ$  方位角,约为 25%,其他探测方位角的误差均在 15% 以内。

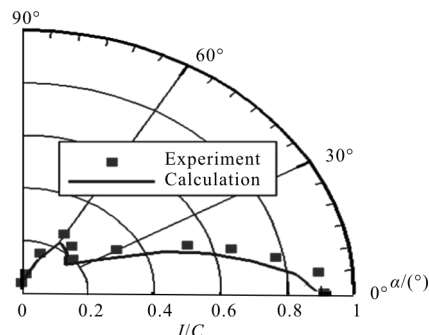


图 9 积分辐射强度测量值和计算值对比

Fig.9 Comparison of experimental and computational integral IR radiation intensity

导致计算结果和测量结果的误差的原因主要有以下 3 点:(1) 由于缺少波瓣混合器壁面的测量温度,而采用了计算所得温度,温度计算值和测量值之间的稍许差异会导致一定的红外计算误差;(2) 各部件壁面发射率的设定与真实值之间也会存在稍微的偏差,以及真实壁面的发射率随温度的变化也会发生一定的变化,都会对计算精度产生影响而引起计算值和测量值之间的误差;(3) 根据文献选择的各部件漫反射系数、镜面反射系数和会聚指数虽然合理,但和复杂实验状态下的真实值也会出现些许偏差,会引起测量值和计算值的误差。

#### 4.3.2 红外辐射强度空间分布的数值分析

由于文中计算结果和实验结果规律一致、误差在允许范围之内,此节将采用数值计算的结果分析实验无法测量喷流辐射贡献分布及固体部件辐射贡献分布规律等。

图 10 所示为波瓣混合器排气系统积分辐射强度分布及喷流和固体壁面的贡献分析。由图可知,在  $\alpha=0^\circ \sim 70^\circ$  范围内,固体部件总辐射贡献为排气系统总辐射的主导因素;在  $\alpha=0^\circ \sim 20^\circ$  范围内,固体部件的自身辐射占据了固体部件总辐射的绝大部分;在  $\alpha=20^\circ \sim 70^\circ$  范围内,轴对称喷管壁面对排气系统内部高温部件辐射的反射作用比较强烈,对固体部件辐射贡献较大,特别在  $\alpha=40^\circ \sim 60^\circ$  范围内,喷管壁面的反射作用增强使得整个排气系统的红外辐射强度出现了回升现象。随着固体部件可视投影面积的减小,

在  $\alpha=70^\circ\sim 90^\circ$  高温尾喷流辐射开始成为影响排气系统总辐射的主要因素,特别是在  $90^\circ$  方位角,由于固体部件可视投影面积为 0,排气系统总辐射全部来自喷流辐射。

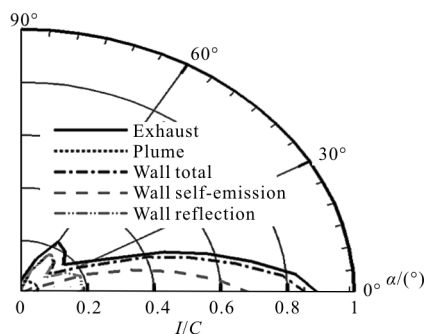


图 10 红外辐射强度贡献分析

Fig.10 Contribution analysis of IR radiation intensity

鉴于固体部件在绝大多数角度( $\alpha=0^\circ\sim 70^\circ$ )对排气系统的红外辐射贡献很大,图 11 给出了各部件对

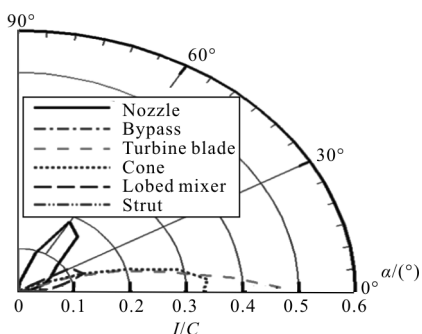


图 11 各部件红外辐射贡献分析

Fig.11 IR radiation contribution analysis of components

固体壁面总辐射的贡献分布。由图可知,在  $\alpha=0^\circ\sim 20^\circ$  范围,最主要的部件辐射由大到小依次为:末级涡轮叶片、中心锥和波瓣混合器,其中,在喷管正尾( $\alpha=0^\circ$ )方位,末级涡轮叶片和中心锥分别占据了固体壁面总辐射的 59.2%和 38.4%。波瓣混合器在  $\alpha=20^\circ\sim 30^\circ$  范围内贡献较大,由此也可知道,上文中排气系统辐射强度计算值和测量值在  $\alpha=30^\circ$  探测角的误差最大主要因为波瓣混合器壁面温度的计算值和真实值的偏差。喷管壁面反射作用在  $\alpha=50^\circ\sim 60^\circ$  范围比较强烈,使得排气系统总辐射改变了单调下降趋势而突然增大。因此可知,喷管壁面的低发射率( $\varepsilon=0.3$ )使得喷管的反射作用增强,对于排气系统在  $\alpha=40^\circ\sim 70^\circ$  范围内的红外隐身效果不利。综合分析图 10 和图 11 可知,喷管自身温度相对较低,因而

自身辐射很小,因此,可以喷管壁面采用高发射、低反射特性的材料或涂层来抑制由于喷管壁面反射作用导致的可探测到的红外辐射能量的增加。

## 5 结论

文中通过模型实验和数值计算相结合的方法研究了波瓣混合器排气系统红外辐射特性的分布规律,得到以下结论:

(1) 波瓣混合器的排气系统,可以有效增加内涵高温燃气和内涵空气的掺混,降低喷流的最大温度,相比环形混合器排气系统,在侧向  $90^\circ$  方位角可以降低 39% 以上的喷流辐射;而在喷管正尾向  $0^\circ$  方位角,可降低 9% 的红外辐射。

(2) 对于涡扇发动机的喷管壁面,自身温度较低,自身辐射很小,低发射、高反射特性会使喷管强烈反射排气系统内部高温部件的辐射,对红外隐身不利。因此,建议喷管壁面使用高发射、低反射特性的材料或涂层,以减小排气系统在大角度方位( $\alpha=40^\circ\sim 70^\circ$ )反射作用,增强红外抑制效果。

## 参考文献:

- [1] 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)  
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.
- [2] Gao Xiang, Yang Qingzhen, Shi Yongqiang, et al. Numerical simulation of radiation intensity of double S-shaped exhaust system with different outlet shapes [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(6): 1726-1732. (in Chinese)  
高翔, 杨青真, 施永强, 等. 出口形式对双 S 弯排气系统红外特性影响研究[J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(6): 1726-1732.
- [3] 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)  
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.
- [4] Presz W M, Nelson C B. Gas Turbine Exhaust Cooling

- Concepts[R]. AIAA-94-3083, 1994.
- [5] 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: 463-469. (in Chinese)  
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: 463-469.
- [6] Huang Wei, Ji Honghu, Si Ren, et al. Investigation of infrared suppression of exhaust system by reducing surface temperature and emissivity [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(4): 550-556. (in Chinese)  
黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究 [J]. 推进技术, 2011, 32(4): 550-556.
- [7] Si Ren, Ji Honghu, Feng Xiaoxing, et al. Influence of low emissivity infrared materials on range and probability of detection [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(2): 442-448. (in Chinese)  
斯仁, 吉洪湖, 冯晓星, 等. 采用低发射率红外材料对探测距离和概率的影响 [J]. 红外与激光工程, 2014, 43(2): 442-448.
- [8] Zhang Jingzhou, Shan Yong, Li Ligu. Computation and validation of parameter effects on lobed mixer-ejector performances [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2005, 18(3): 193-198.
- [9] Zhang Jingzhou, Shan Yong, Li Ligu. Investigation on lobed nozzle mixer ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(1): 32-36. (in Chinese)  
张靖周, 单勇, 李立国. 直升机排气系统用波瓣喷管引射-混合式红外抑制器研究 [J]. 航空学报, 2007, 28(1): 32-36.
- [10] Shan Yong, Zhang Jingzhou, Li Ligu. Numerical calculation and experimental verification for the infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor [J]. *J. Infrared Millim Waves*, 2006, 25(2): 95-100. (in Chinese)  
单勇, 张靖周, 李立国. 直升机红外抑制器红外辐射特性的数值研究和实验验证 [J]. 红外与毫米波学报, 2006, 25(2): 95-100.
- [11] Chen Geng, Tan Xiaoming, Shan Yong, et al. Impacts of two-dimensional curved mixing duct exit geometric parameters on flow dynamic and infrared radiation characteristics for IR suppressor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(6): 1704-1711. (in Chinese)  
陈庚, 谭晓茗, 单勇, 等. 二元弯曲混合管出口结构参数对红外抑制器气动和红外辐射特性的影响 [J]. 红外与激光工程, 2015, 44(6): 1704-1711.
- [12] 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)  
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.
- [13] 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)  
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.
- [14] 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)  
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.