

文章编号:1000-8055(2013)07-1482-07

# 一种双 S 弯二元喷管的红外辐射特性数值研究

刘常春, 吉洪湖, 黄 伟, 杨芳芳

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 为了降低轴对称排气系统的红外辐射,设计了一种非常规双 S 弯二元喷管.在 CFD 计算得到排气系统温度、压力和组分质量分数的基础上,采用反向蒙特卡洛法计算了基准轴对称喷管和双 S 弯二元喷管的红外辐射特征,并与二元喷管的结果进行了对比.结果表明:双 S 弯二元喷管能够对排气系统内部的高温部件进行有效遮挡,其强三维流动效应加强了内外涵冷热气流的掺混,在二元喷管的基础上进一步降低了排气系统的红外辐射;随着偏距 S 的增大,红外抑制效果增加,与轴对称喷管相比在推力损失不大于 3%的前提下能够平均降低 70% 以上的红外辐射.

**关 键 词:** 排气系统; 双 S 弯; 二元喷管; 红外辐射; 数值研究

**中图分类号:** V231.1

**文献标志码:** A

## Numerical simulation on infrared radiation characteristics of serpentine 2-D nozzle

LIU Chang-chun, JI Hong-hu, HUANG Wei, YANG Fang-fang

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** A kind of unconventional serpentine two-dimensional (2-D) nozzle was designed to suppress the infrared radiation characteristics of an axisymmetric exhaust system. Based on the distribution of temperature, pressure and species mass fraction of the exhaust system obtained from CFD results, the infrared radiation characteristics of the axis nozzle and serpentine 2-D nozzle were calculated with reverse Monte-Carlo method, then analyzed and compared with the 2-D nozzle. The results show that, serpentine 2-D nozzle are capable of shielding the high temperature elements inside the exhaust system effectively, and the infrared radiation characteristics of the exhaust system is further suppressed much more, as the core passage flow and bypass flow mixing is enhanced by the help of its three-dimensional flow effect compared with the 2-D nozzle. Meanwhile, the infrared suppression goes better as the offset increases. Compared with the axis nozzle, the infrared radiation characteristics of the exhaust system reduces by more than 70% on average, while the thrust loss is less than 3%.

**Key words:** exhaust system; serpentine; two-dimensional nozzle; infrared radiation; numerical simulation

随着红外探测和制导技术的飞速发展,飞行器的生存环境日益恶劣,对其红外隐身的要求也越来越高.发动机的排气系统是飞行器在中波范

围内的主要红外辐射源,它在  $3\sim 5\mu\text{m}$  内的辐射贡献占整个飞行器的 90% 以上<sup>[1]</sup>,其辐射主要包含高温壁面辐射和燃气辐射两部分.

收稿日期:2012-07-18

网络出版地址: [http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1482\\_010.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1482_010.html)

作者简介:刘常春(1986—),男,山西大同人,博士生,主要从事航空发动机红外隐身技术研究.

为了提高飞行器的生存力,各国都已开展了长时间的探索和研究,对排气系统而言,常用的技术措施主要有:二元喷管技术<sup>[2-5]</sup>、冷却技术<sup>[6-7]</sup>和低发射率涂层技术<sup>[8]</sup>等。但是经过近半个世纪的发展,这些红外隐身手段都不同程度地受到了瓶颈的制约:二元喷管能有效缩短热喷流核心区的长度并遮挡部分探测方向上的可视高温壁面面积,但是对于其气动特性和红外特性的协调有很大难度,过大的宽高比虽然能够使排气系统的红外特征得到大幅抑制,但喷管的推力性能将严重降低<sup>[9]</sup>,为保证推力损失不至太大,一般二元喷管的宽高比选择在2~4之间,这样一来红外抑制的效果就较为有限,不能满足现代飞行器高隐身性能的要求;冷却技术虽然很有效,但往往难以获得冷却气源,同时复杂的冷却结构也会增加排气系统的质量;在发动机高温部件上涂覆低发射率涂层往往受到发动机内部的高温环境以及复杂热流的影响,这就对涂层材料的耐环境性能和附着力提出了很高的要求,很大程度的制约了其应用。从上述分析可以看出:寻求新的思路来实现飞行器的高隐身性能已是未来的发展趋势,而S弯喷管正是基于此而提出的一种新的红外隐身措施,它不但能够对发动机内部的高温部件如涡轮、中心锥等进行有效的遮挡,从而达到大幅度抑制红外辐射的效果,还能保持较好的气动性能。

S弯流道的设计最早是用来解决飞机进气道隐身问题的,现如今已经得到了广泛应用,尤其是双S弯非常规进气道已成为高隐身飞行器的典型进气道<sup>[10]</sup>。美国的无人攻击机X-45和X-47<sup>[11]</sup>就采用了双S弯非常规进气道,这种进气道不仅能够对发动机进口端面进行全遮掩,还便于吸波材料与结构措施的应用,使得雷达波在传输过程中几近全部被吸收,从而达到高隐身的效果。基于同样的原理,双S弯流道设计还可用于喷管部件,如Brunet等<sup>[12]</sup>设计了一种双S弯喷管,如图1所示,其中间位置相对涡轮轴线产生偏距,通过第1个S弯通道使燃气偏离中心轴线,再经过第2个S弯通道使燃气回到轴线位置上,进而将涡轮叶片和中心锥等高温内部件进行有效遮挡,从而降低红外辐射。目前,公开发表的文献中对于双S弯二元喷管的研究还比较少,对其气动和红外隐身特性仍有待分析。

为此,本文基于轴对称原型喷管,设计了一种非常规的双S弯二元喷管,并对其气动特性和红外特性进行了对比分析。

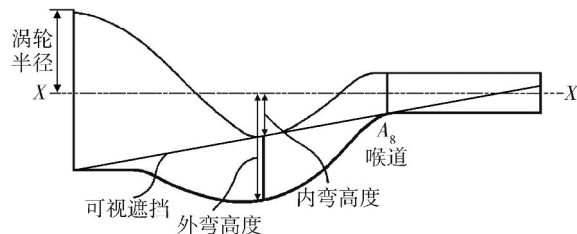


图1 Brunet设计的低可探测性双S弯喷管

Fig. 1 Low signature serpentine nozzle designed by Brunet

## 1 模型的设计

本文的研究基础为一种典型的涡扇发动机排气系统,其物理模型如图2所示,它由中心锥、支板、内外涵混合器、外涵进口、末级涡轮(内涵进口)以及轴对称喷管组成,经过末级涡轮叶片的高温燃气与外涵冷气流混合后由收敛喷管共同排出。

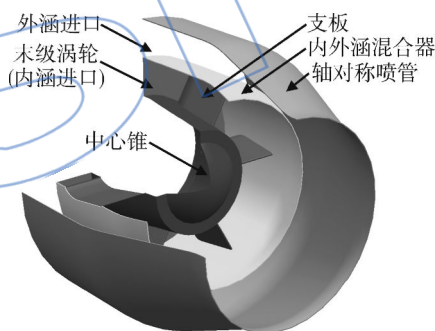


图2 涡扇发动机排气系统的物理模型

Fig. 2 Physical model of turbofan engine exhaust system

本文所设计的双S弯二元喷管如图3所示,其几何参数主要包括以下几方面:进口直径 $D_i$ 、出口面积 $A_8$ 、出口宽高比 $W/H$ 、喷管长度 $L$ 以及偏距 $S$ 。其中偏距 $S$ 是表征双S弯流道特性的几何参数,表示喷管的中间位置与涡轮轴线之间的偏距,其变化是影响喷管气动和红外特性的主要

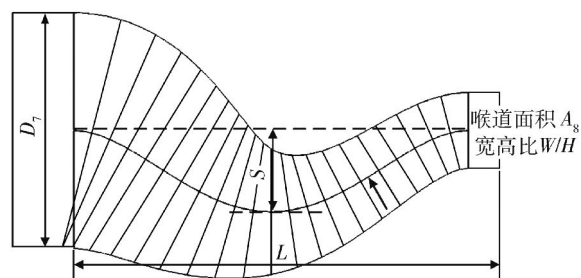


图3 双S弯二元喷管设计简图

Fig. 3 Sketch of serpentine 2-D nozzle

因素,也是本文所研究的内容之一. 喷管出口的中心线与涡轮出口中心线保持一致.

为了使发动机能够在设计状态点工作,对排气系统的改型应进行流量匹配设计<sup>[13-14]</sup>,即在相同的落压比条件下,内外涵气流的流量应与基准轴对称喷管一致,这样在换装喷管后,能够保证涡轮前后的气流流动状态不至发生较大的变动. 装配了双 S 弯二元喷管的涡扇发动机排气系统如图 4 所示,其中心锥、支板保持不变. 为保证内外涵流量的匹配,对内外涵混合器需进行相应的调整,使高压内涵燃气能够较顺利的通过双 S 弯流道排出喷管,以此来匹配内外涵气流质量流量.

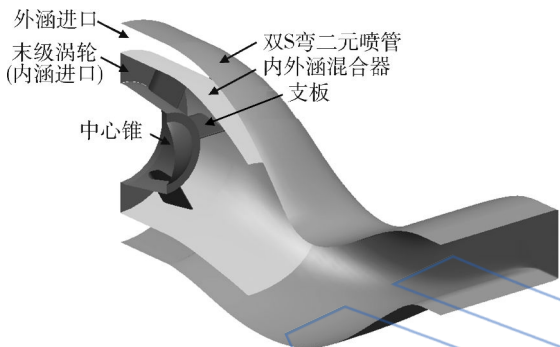


图 4 装配了双 S 弯二元喷管的涡扇发动机排气系统  
Fig. 4 Turbofan engine exhaust system assembled serpentine 2-D nozzle

本文对 3 个不同  $S/D_7$  的双 S 弯二元喷管做了数值模拟分析和对比,具体的设计参数如表 1 所列.

表 1 双 S 弯二元喷管设计参数  
Table 1 Design parameters of serpentine 2-D nozzle

| 参数              | 数值             |
|-----------------|----------------|
| 无量纲喷管长度 $L/D_7$ | 1.8            |
| 出口宽高比 $W/H$     | 4.0            |
| 无量纲偏距 $S/D_7$   | 0.25 0.30 0.35 |
| 过渡截面形状          | 超椭圆            |
| 中心线规律           | 缓急相当           |
| 面积变化规律          | 前急后缓           |

## 2 计算方法

排气系统红外辐射特性的计算分 2 步进行: 首先是流场计算,得到排气系统的壁温分布、燃气的温度、压力和组分质量分数,然后进行红外辐射计算,得到排气系统的红外辐射特性.

### 2.1 流场计算方法

采用商业软件 Fluent 对流场进行计算,求解器为显式耦合求解器,湍流模型选用 SST (shear stress transport)  $k-\omega$  模型,对连续方程、动量方程和能量方程的离散采用 2 阶迎风差分格式,同时引入组分传输模型对燃气中的组分进行计算,并采用 DO (discrete ordinates) 模型来考虑辐射换热对壁面温度的影响. 由于对称性,选用 1/2 的排气系统作为计算模型,外流场的外径为  $15D_8$  ( $D_8$  为喷管出口当量直径),长度为  $40D_8$ . 整个流场计算域的网格均为结构化的六面体网格,对称面上网格及局部网格如图 5 所示,靠近壁面附近以及排气系统内流的网格较细密,外流场的网格较稀疏.

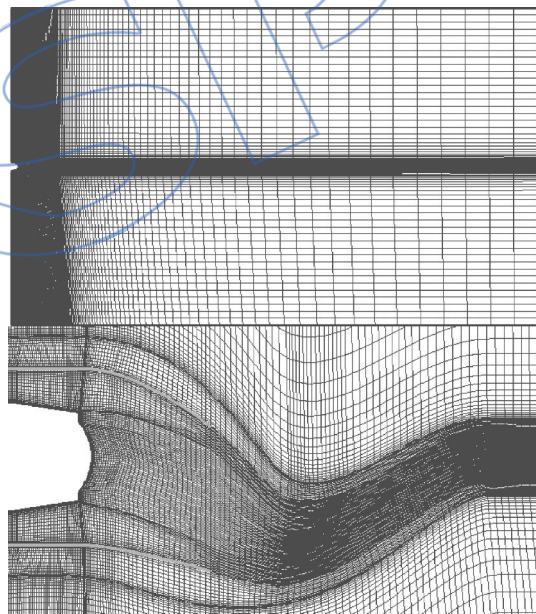


图 5 流场对称面上的网格及局部放大  
Fig. 5 Grid of symmetric plane of the flow field and its local magnification

发动机的工作状态为地面试车工况,来流的马赫数为 0. 排气系统内外涵进口均为压力进口边界条件,涡轮后燃气落压比为 1.8,总温为 830 K,外涵压比为 1.7,总温为 350 K,外流场边界为压力出口边界,其压力和温度与大气环境相同. 中心锥和支板为绝热边界条件,混合器和喷管设为固体域,与周围的流体进行流固耦合换热. 在辐射换热计算中,排气系统壁面为灰体,发射率设定为 0.9.

### 2.2 红外辐射强度计算方法

红外辐射强度的计算采用反向蒙特卡罗

法<sup>[15]</sup>,其计算式如式(1)所示

$$I_{ac}(\lambda) = \frac{\Omega_{fov} R^2}{\pi N} \sum_{i=1}^N E_b(T_i, \lambda) \quad (1)$$

式中  $I_{ac}(\lambda)$  表示目标光谱辐射强度,  $\Omega_{fov}$  为探测器视场立体角,  $R$  为探测距离,  $N$  为射线数,  $E_b$  为黑体光谱辐射力,  $T_i$  为壁面或燃气的温度。

反向蒙特卡罗法计算红外辐射的基本过程是:首先在探测器视场范围内随机发射一条射线,若射线与目标计算域无交点,则跳过重新发射射线。如果有交点则将该射线沿程划分为若干长度为  $ds$  的微元段,然后沿射线的方向依次判断当前微元段在各个微元波段上是否被吸收或反射,如果射线在所有微元波段上都被吸收,则该射线停止计算,否则沿射线方向继续推进,对未被吸收的微元波段继续判断是否被吸收或反射,直至射线离开计算域或所有波段内被完全吸收。射线被吸收、反射或透过的判断由随机数和发射率的大小来决定,若射线在某一微元波段内被吸收,则射线在该微元波段内的光谱辐射亮度为该温度下的黑体光谱辐射亮度。最后将所有射线上的光谱辐射亮度进行积分并乘以投影面积得到排气系统的光谱辐射强度。

需要说明的是:计算时不考虑大气吸收使红外辐射的衰减,也不考虑探测器响应对红外辐射的影响,计算结果为目标自身的红外辐射。

计算时探测器位于排气系统后方,探测器到喷管出口中心的连线长度为  $R$ ,连线与喷管轴线之间的夹角  $\alpha$  为探测方向角。由于非对称性,双S弯二元喷管在整个后半球范围内的红外辐射强度特征由3个探测平面来表示,如图6所示,分别是上方、下方和侧向探测平面。

### 3 计算结果与分析

#### 3.1 流场计算结果

图7是  $S/D_i=0.35$  分布的双S弯二元喷管对称面上的无量纲等压线分布 ( $p/p^*$ )。压力从喷管进口到喷管下游呈降低趋势,在2个S弯处,由于曲率半径小,在第1个S弯的上壁面和第2个S弯的下壁面造成2个相对应的低压区。气流沿喷管下沿切向速度较大,喷管近出口位置气流产生微弱的过膨胀。总的来说,由于优化后的内外涵混合器存在,流动中并未有明显的逆压梯度和流动分离,气流排出整体顺畅。

图8是双S弯二元喷管流场对称面上的无量

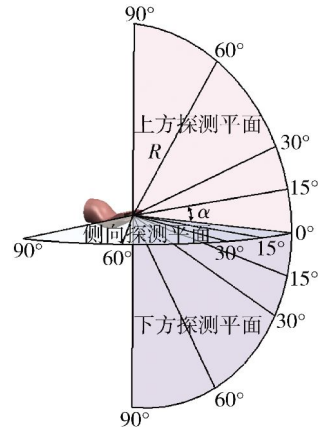


图6 红外计算时探测器所在的探测平面

Fig. 6 Detecting planes of detector in infrared calculation

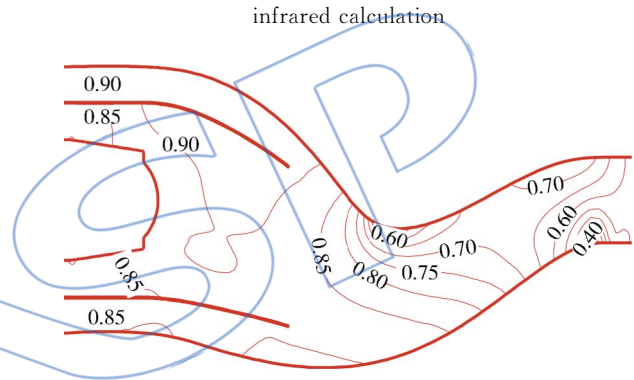


图7 排气系统对称面上的无量纲等压线 ( $p/p^*$ )

Fig. 7 Nondimensional constant pressure line ( $p/p^*$ ) on the symmetric plane of exhaust system

纲等温线 ( $T/T^*$ ) 分布,并与轴对称喷管作了比较。由图中可看出,排气系统内的气流温度明显高于喷流下游,随着燃气的扩散,逐渐降低为环境温度。对比轴对称喷管可观察到:双S弯二元喷管的喷流高温核心区的长度相比轴对称喷管有大幅减小,以0.85的等温线为基准来看,喷管出口的高温核心区长度缩短了50%左右,这说明双S弯二

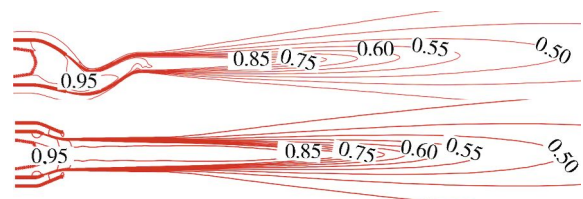


图8 双S弯二元喷管无量纲等温线 ( $T/T^*$ ) 与轴对称喷管的对比

Fig. 8 Comparison of nondimensional constant temperature line ( $T/T^*$ ) between serpentine 2-D nozzle and axis nozzle

元喷管流动能够加强内外涵气流的掺混,降低燃气的温度,同时也缩短了高温核心区的长度,这对降低排气系统的红外辐射是有益的。

表2给出了3种 $S/D_7$ 情况下的双S弯二元喷管的无量纲推力( $F/F_{axis}$ )与轴对称喷管的对比,由表可见,随着 $S/D_7$ 的增大,推力减小.这是因为流动阻力增大的原因.与轴对称喷管相比,推力损失控制在3%以内。

表2 双S弯二元喷管的无量纲推力( $F/F_{axis}$ )

Table 2 Nondimensional thrust( $F/F_{axis}$ ) of serpentine 2-D nozzle

| 轴对称<br>喷管 | 双 S 弯二元喷管    |              |              |       |
|-----------|--------------|--------------|--------------|-------|
|           | $S/D_7=0.25$ | $S/D_7=0.30$ | $S/D_7=0.35$ |       |
| 无量纲推力     | 1            | 0.984        | 0.978        | 0.971 |

### 3.2 红外辐射强度计算结果

对于混合排气系统而言,其红外辐射特性的一般规律是:小方向角范围内红外辐射主要来自于高温壁面,而随着探测方向角的增大,高温壁面逐渐被遮挡,喷流的投影面积增大,红外辐射主要来自燃气.图9给出了3个不同 $S/D_7$ 的双S弯二元喷管的无量纲积分辐射强度( $I/I_{max}$ )分布,由图可见,其分布规律大致相同,下面以 $S/D_7=0.25$ 为例进行分析.从整体上来看,红外辐射的最大方向在排气系统的正后方.对比3个探测平面的红外辐射,下方最弱,上方次之,侧向较强.从下方探测平面来看,在 $0^\circ\sim 15^\circ$ 范围内积分辐射强度先迅速下降,然后在 $15^\circ\sim 60^\circ$ 范围内平缓上升,之后在 $60^\circ\sim 90^\circ$ 范围内基本不变.这是由于在 $0^\circ\sim 15^\circ$ 范围内高温壁面的投影面积迅速降低为0,随着探测方向角的增大,在 $15^\circ\sim 60^\circ$ 范围内燃气的投影面积逐渐增加,当 $\alpha\geq 60^\circ$ 时,燃气的投影面积变化较小.上方探测平面的红外辐射分布规律与下方基本一致,只是其小方向角内的壁面辐射比下方探测平面稍大.侧向探测平面的壁面辐射相对较大,这是由于高温壁面的投影面积比上、下方探测平面大,而燃气辐射比上、下方探测平面来的小,这是因为喷管的矩形出口使得燃气流呈宽扁状,从侧向来看燃气的投影面积明显比上、下方要小。

双S弯二元喷管有3个探测平面,上方探测平面的红外辐射强度居中,也具有代表性.为了便于说明,本文将双S弯二元喷管的上方探测平面作为与其他喷管对比的探测平面.图10给出了在

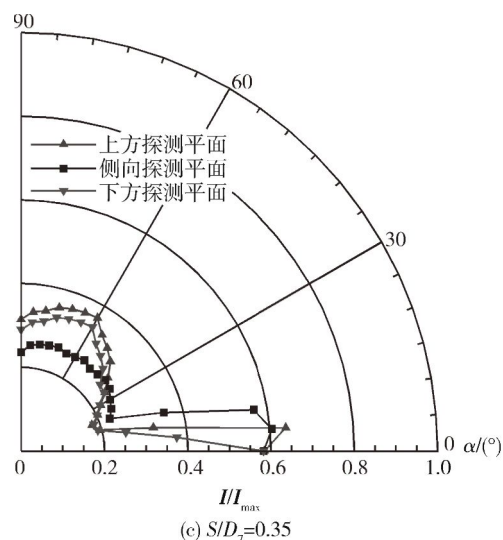
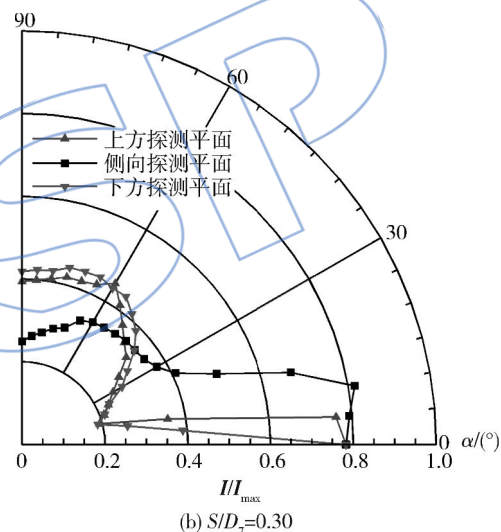
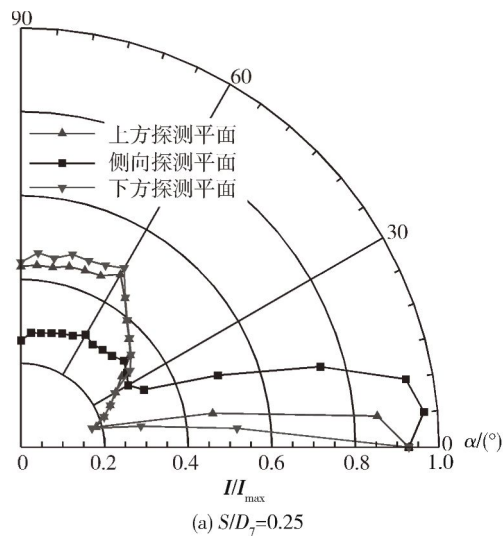


图9 双S弯二元喷管在3个探测面内的无量纲积分辐射强度( $I/I_{max}$ )分布

Fig. 9 Distribution of nondimensional integral radiation intensity( $I/I_{max}$ ) of serpentine 2-D nozzle in three detecting planes

轴对称喷管和双S弯二元喷管的排气系统中温度最高的部件的无量纲投影面积( $A/A_{\max}$ )分布对比.从图中看出,对比轴对称喷管,由于双S弯喷管的遮挡作用,投影面积所存在的探测方向角范围明显减小,在 $\alpha > 15^\circ$ 范围内,高温部件基本被完全遮挡;同时在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 范围内,各高温部件的投影面积峰值明显被减弱,其中温度最高的中心锥其投影面积峰值降低89%,内外涵混合器、末级涡轮、支板分别降低88%,73%,71%.

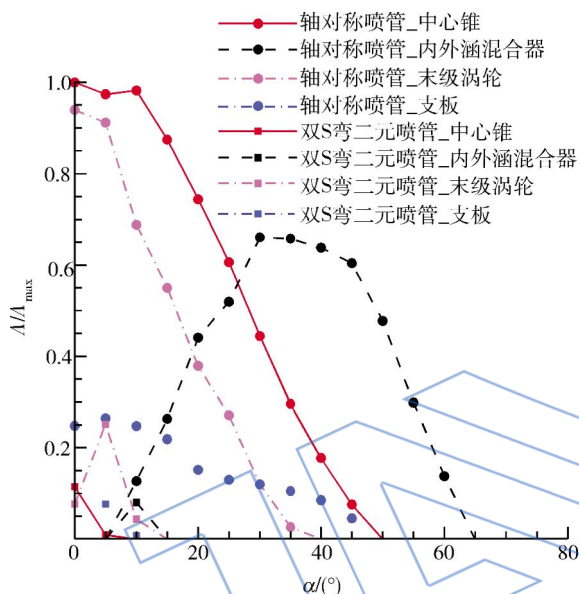


图10 高温部件在各探测方向角上的投影面积  
Fig. 10 Projective area of high temperature components in every detecting angle

图11给出了双S弯二元喷管的无量纲积分辐射强度( $I/I_{\text{axis}}$ )、轴对称喷管和等同宽高比二元喷管<sup>[16]</sup>的分布对比.相比轴对称喷管可以看出:二元喷管有较明显的红外抑制作用, $0^\circ$ 方向红外辐射降幅约为40%,而双S弯二元喷管能够在二元喷管的基础上进一步降低红外辐射,主要体现在以下两方面:①双S弯二元喷管的遮挡效果相比二元喷管更为突出,其在 $\alpha > 15^\circ$ 方向上就已经对高温部件完全遮挡,在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 方向上高温部件的投影面积也大大减小,极大地降低了壁面的红外辐射,且随着 $S/D_7$ 的增大,红外抑制效果增大; $S/D_7 = 0.35$ 的双S弯喷管在 $0^\circ$ 方向上的红外辐射强度相比对称喷管降幅约为77%,最大降幅约为90%.②双S弯二元喷管的强三维流动效应加强了内外涵冷热气流的掺混,缩短了核心区的长度,降低了燃气的红外辐射;随着 $S/D_7$ 的增大,掺混效应也增大, $S/D_7 = 0.35$ 的双S弯喷管

在 $90^\circ$ 方向上的红外辐射强度相比对称喷管降幅约为52%.

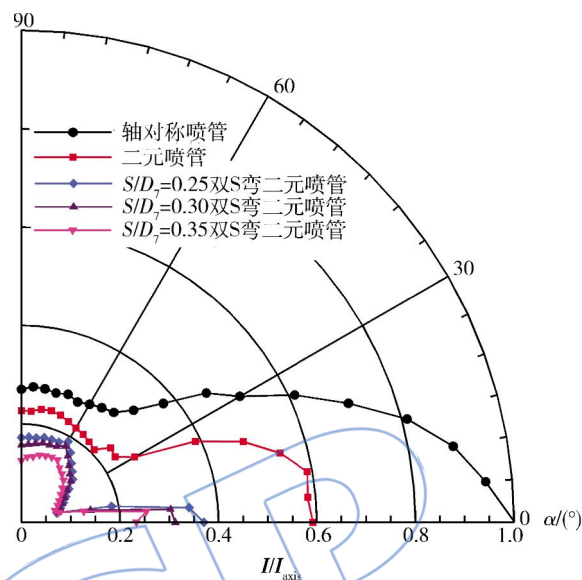


图11 双S弯二元喷管、轴对称喷管和二元喷管的无量纲积分辐射强度对比

Fig. 11 Comparison of nondimensional radiation intensity among axis nozzle, 2-D nozzle and serpentine 2-D nozzle

## 4 结 论

1) 双S弯二元喷管能够对排气系统内部的高温部件进行有效遮挡,从而降低了壁面的红外辐射.

2) 双S弯二元喷管的强三维流动效应加强了内外涵冷热气流的掺混,缩短了高温核心区的长度,降低了燃气的红外辐射.

3) 随着 $S/D_7$ 的增大,流动阻力增大,推力减小,红外抑制效果增加; $S/D_7 = 0.35$ 的双S弯喷管的推力损失相比轴对称喷管降低2.9%,其在 $0^\circ$ 方向上的红外辐射强度相比轴对称喷管降幅约为77%, $90^\circ$ 方向上降幅约为52%,最大降幅约为90%,平均降幅约为73%.

## 参考文献:

- [1] 《航空发动机手册》编委会. 航空发动机手册:第七分册 进排气装置[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [2] Hiley P E, Wallace H W. Study of non-axisymmetric nozzles installed in advanced fighter aircraft[R]. AIAA-75-1316, 1975.
- [3] Stevens H L. F-15/Nonaxisymmetric nozzle system integration study support program [R]. NASA-CR-135252, 1978.

- [4] Banken G J, Cornette W M, Gleason K M. Investigation of infrared characteristics of three generic nozzle concepts [R]. AIAA-80-1160, 1980.
- [5] Chu C W, Der J J, Wun W. A simple 2D-nozzle plume model for IR analysis [R]. AIAA-80-1808, 1980.
- [6] Presz W M, Nelson C B. Gas turbine exhaust cooling concepts [R]. AIAA-94-3083, 1994.
- [7] Babbitt R R, Cohn J A, Fleming K J. Advanced high bypass mixed-flow exhaust system design study [R]. AIAA-91-2242, 1991.
- [8] 胡传炘. 隐身涂层技术 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2004.
- [9] 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)
- [10] Gridley M C, Walker S H. Inlet and nozzle technology for 21st century fighter aircraft [R]. ASME Paper 96-GT-244, 1996.
- [11] 张航, 谭慧俊, 李湘萍. 类 X-47 狭缝式进气道的流动特征与工作性能 [J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2243-2249.
- ZHANG Hang, TAN Huijun, LI Xiangping. Flow structure and performance characteristics of X-47-like slot-shaped inlet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2243-2249. (in Chinese)
- [12] Brunet E, Seine N S, Daris T, et al. Exhaust assembly forming a horizontal propulsion gas elbow in an aircraft; United States, US007784284B2 [P]. 2010-08-31.
- [13] 陈玉春, 黄兴, 高本兵, 等. 发动机总体与尾喷管三维并行设计研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1695-1699.
- CHEN Yuchun, HUANG Xing, GAO Benbing, et al. Parallel design of turbo engine and three-dimensional nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1695-1699. (in Chinese)
- [14] 李娜, 吉洪湖. 混合排气二元收敛喷管与发动机流量匹配设计方法 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2141-2147.
- LI Na, JI Honghu. Study on matching method for core and bypass mass flux of 2-D convergent nozzle of mixed flow [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2141-2147. (in Chinese)
- [15] 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.
- 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.
- [16] 刘福城, 吉洪湖, 林兰之, 等. 二元引射喷管几何特征参数对推力及红外特性的影响 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1244-1250.
- LIU Fuchen, JI Honghu, LIN Lanzhi, et al. Impact of geometry parameters on the thrust and infrared radiation characteristics of two-dimensional ejector nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1244-1250. (in Chinese)