

## 收扩喷管设计对双 S 形二元排气系统气动与红外特征的影响

王宇恒, 吉洪湖, 程 稳, 李基权

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 为了研究双 S 形二元收扩排气系统的气动与红外辐射特性, 基于一个基准加力型轴对称排气系统, 设计了三种带正尾向全遮挡收扩喷管的双 S 形二元排气系统模型, 通过数值模拟研究了喉道与出口的中心线偏径比差,  $(S_8-S_9)/D=0.26\sim 0.3$ , 和喉道至出口的宽度扩张比,  $(W_9-W_8)/D=0.1\sim 0.36$ , 对排气系统气动与红外特征的影响。结果表明: 所设计的三种双 S 形二元收扩排气系统, 相比基准轴对称排气系统, 在尾向  $0^\circ\sim 15^\circ$  角域内红外辐射强度平均降幅在 73.4% 以上, 在上方、下方和侧方  $90^\circ$  探测角降幅在 60.3% 以上, 红外辐射强度降幅随  $(S_8-S_9)/D$  的减小而上升, 随  $(W_9-W_8)/D$  的增大而上升, 且对  $(S_8-S_9)/D$  的敏感较高。三种排气系统的推力系数随  $(S_8-S_9)/D$  与  $(W_9-W_8)/D$  的降低而上升。

**关键词:** 双 S 形二元收扩喷管; 红外辐射; 中心线偏径比差; 宽度扩张比; 涡扇发动机  
**中图分类号:** V231.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20210084

## Influence of design of convergent-divergent nozzle on aerodynamic and infrared characteristics of serpentine 2-D exhaust system

Wang Yuheng, Ji Honghu, Cheng Wen, Li Jiquan

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

**Abstract:** In order to investigate the aerodynamic and infrared characteristics of serpentine 2-D convergent-divergent exhaust system, three serpentine 2-D exhaust system with right behind full-shield convergent-divergent nozzle were designed. The effect of centre line offset-diameter ratios between throat and outlet,  $(S_8-S_9)/D=0.26-0.3$ , and width expansion ratios between throat and outlet,  $(W_9-W_8)/D=0.1-0.36$ , on aerodynamic and infrared characteristics was studied numerically. The results show that relative to the axisymmetric exhaust system, the infrared radiation intensity of three serpentine 2-D convergent-divergent exhaust systems decrease by 73.4% on average in the range of  $0^\circ-15^\circ$  for tail direction, and decrease at least 60.3% in the  $90^\circ$  direction of side, upper, lower detection plane, the decrease of infrared radiation characteristics increases with the decrease of  $(S_8-S_9)/D$ , increases with the increase of  $(W_9-W_8)/D$ , and more sensitive to  $(S_8-S_9)/D$ . The thrust coefficient of three serpentine 2-D convergent-divergent exhaust systems increases with the decrease of  $(S_8-S_9)/D$  and  $(W_9-W_8)/D$ .

**Key words:** serpentine 2-D convergent-divergent nozzle; infrared radiation; centre line offset-diameter ratio; width expansion ratio; turbofan engine

收稿日期: 2021-06-20; 修订日期: 2021-07-25

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-III-0009-0053)

作者简介: 王宇恒, 男, 硕士生, 主要从事航空发动机排气系统红外隐身研究。

导师简介: 吉洪湖, 男, 教授, 主要从事传热学、湍流理论与模拟、湍流测量技术、航空发动机设计和飞行器红外隐身技术的教学和研究。

## 0 引言

随着红外探测技术的成熟,在未来空战中,作战飞行器将面临着空、天、地全方位红外设备的搜索和探测,红外隐身的需求日益迫切。飞行器发动机排气系统是飞行器最主要的 3~5 μm (中波) 红外辐射源,对其进行红外抑制,降低其红外辐射特征,是提高作战飞行器生存能力的关键。

军用作战飞行器广泛使用涡扇发动机作为动力装置,在红外探测的关键角度(正尾向小角域)内,其排气系统的高温固体壁面和高温燃气分别约贡献了总红外辐射的 90% 和 10%。对于排气系统红外辐射抑制的关键是采用遮挡、冷却、低发射率涂层等措施,其中遮挡技术能够降低强红外辐射源被红外探测器直接探测的概率,如全遮挡导流支板<sup>[1]</sup>,异形喷管<sup>[2]</sup>等。异形喷管主要包括二元喷管<sup>[3]</sup>、塞锥式喷管<sup>[4]</sup>、双 S 形二元收扩喷管等,目前使用较多的为二元喷管,随着宽高比的上升红外抑制效果越好,但由于其出口截面中心处于排气系统轴线上,不可能实现对中心锥等高温壁面的全遮挡,且过大的宽高比无法保证喷管的气动性能<sup>[5]</sup>,而双 S 形喷管通过型面弯曲很容易进行全遮挡设计,大幅度降低了排气系统的红外辐射特征,气动性能也比较良好。

国外学者 Brunet<sup>[6]</sup> 等设计了一种进、出口中心均位于排气系统轴线上的无偏距双 S 形喷管,通过遮挡有效抑制了排气系统的红外辐射特征;国内学者刘常春<sup>[7]</sup> 发展了双 S 形喷管型面的基础设计方法;桑学仪<sup>[8]</sup> 研究了偏径比与长径比对双 S 形喷管的性能影响;曹飞飞<sup>[9]</sup> 研究了低发射率涂层对双 S 形喷管红外辐射特性的影响。以上研究均表明了双 S 形喷管优越的红外辐射抑制效果与良好的气动性能。

但上述研究的双 S 形喷管均为收敛喷管,关于双 S 形收扩喷管的公开发表文献则较少。美国空军在 ADVENT 变循环发动机中采用了双 S 形收扩喷管<sup>[10]</sup>;周莉<sup>[11]</sup> 等提出了一种由双 S 形收敛喷管与二元收扩喷管组成的双 S 形收扩喷管,对其不同落压比下的流动特性进行了研究,但并未研究其红外辐射特征。

因此,文中在正尾向全遮挡情况下(正尾向探测不到任何排气系统内部高温部件),提出了一种双 S 形二元收扩喷管的设计方法,基于某型轴对称收扩

喷管,设计了三种中心线偏径比差与宽度扩张比不同的双 S 形二元收扩喷管,通过数值模拟揭示了双 S 形二元收扩喷管的设计对排气系统的流动特性与红外辐射特征的影响规律。

## 1 模型设计

### 1.1 基准轴对称排气系统

图 1 给出了基准轴对称排气系统的模型,主要构成部件有:中心锥、混合器、支板、外涵壁面、火焰稳定器、加力筒壁、轴对称收扩喷管。

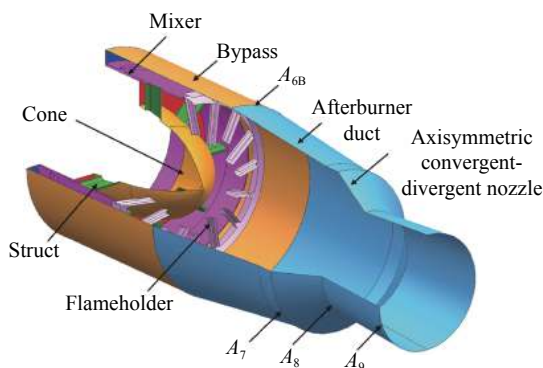


图 1 基准轴对称排气系统几何模型

Fig.1 Geometric model of the reference axisymmetric exhaust system

### 1.2 双 S 形二元收扩喷管设计方法

文中模型均由基准轴对称排气系统改型得到,从 6B 截面开始,保证改型前后的 6B 截面、8 截面和 9 截面面积不变。

图 2 给出了双 S 形二元收扩喷管的型面设计参数。其中,  $D$  为喷管进口直径,  $L$  为喷管总长度,  $L_C$  为收敛段长度,  $L_D$  为扩张段长度;  $S_8$  为喉道中心线偏距,  $S_9$  为出口中心线偏距;宽高比  $AR$  为各截面宽与高的比值  $W/H$ , 为了使推力沿轴向, 加入了长度为  $L-L_C-L_D$  的准直段。另外, 文中均为正尾向全遮挡设计, 表达式为  $S_8 - S_9 = (H_8 + H_9)/2$ 。

双 S 形二元收扩喷管的设计与文献中的双 S 形二元收敛喷管(如参考文献 [12]) 相比, 有类似之处, 喷管形面均可由特征截面(如进口)、中心线与过渡截面(垂直于中心线的截面)的沿程变化函数等设计变量进行控制, 但在设计变量的数量和函数形式上, 有以下不同:

- (1) 特征截面数量不同。双 S 形收扩喷管中, 多

出了扩张段出口截面;

(2) 独立宽高比数量不同。双 S 形收扩喷管有相互独立的喉道宽高比和出口宽高比, 由此带来了一个新的设计变量: 宽度扩张比  $(W_9 - W_8)/D$ ;

(3) 中心线沿程变化函数  $\varphi_y(\bar{x})$  形式不同。如图 2 所示, 中心线在进口、喉道与出口处斜率为 0, 扩张段的中心线函数表达式为:

$$y(x) = y_0 + (S_8 - S_9) \times \varphi_y(\bar{x}) \quad (1)$$

式中:  $\varphi_y(\bar{x})$  与  $S_8 - S_9$  (扩张段中心线偏距差) 为两个设计变量, 它们确定后, 中心线就确定了;  $\varphi_y(\bar{x})$  是相对位置  $\bar{x} = (x - x_0)/L_D$  的函数;  $(x_0, y_0)$  为扩张段中心线的起始坐标。

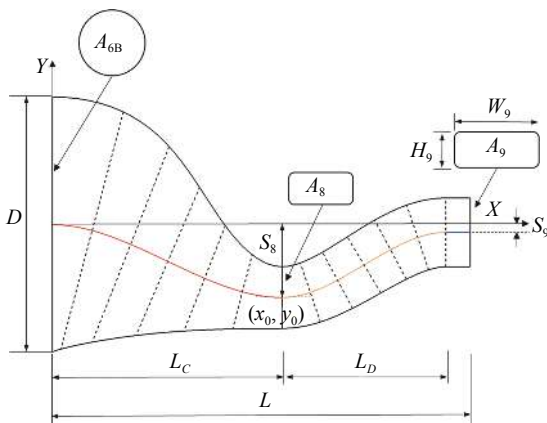


图 2 双 S 形二元收扩喷管的几何参数

Fig.2 Geometrical parameters of serpentine 2-D convergent-divergent nozzle

设计双 S 形收扩喷管时, 为了独立控制两段参数, 需使用相互独立的两条首尾相接且相接处斜率相同的单 S 形曲线分别作为收敛段与扩张段的中心线, 这与双 S 形收敛喷管设计时采用一条双 S 形曲线作为中心线不同。文中所设计的收扩喷管中, 收敛段  $\varphi_y(\bar{x})$  函数为  $\varphi_y(\bar{x}) = 3\bar{x}^2 - 2\bar{x}^3$ <sup>[13]</sup>; 扩张段  $\varphi_y(\bar{x})$  函数选择和比较了公式 (2) 和公式 (3):

$$\varphi_y(\bar{x}) = 6\bar{x}^2 - 8\bar{x}^3 + 3\bar{x}^4 \quad (2)$$

$$\varphi_y(\bar{x}) = 3\bar{x}^2 - 2\bar{x}^3 \quad (3)$$

分析表明, 公式 (3) 气动性能较好, 选其作为扩张段  $\varphi_y(\bar{x})$  函数。

(4) 过渡截面不同。在双 S 形二元收扩喷管中, 相比收敛段, 扩张段往往对气动性能有着更大的影

响, 因此文中所设计的双 S 形二元收扩喷管的圆转矩过程在收敛段完成, 在扩张段特征截面均为矩形。扩张段的喷管过渡截面面积表达式如下:

$$A(x) = A_8 + (A_9 - A_8) \times \varphi_A(\bar{x}) \quad (4)$$

式中:  $A_9$ 、 $A_8$  和  $\varphi_A(\bar{x})$  是三个设计变量; 文中的  $\varphi_A(\bar{x})$  函数为  $\varphi_A(\bar{x}) = 3\bar{x}^2 - 2\bar{x}^3$ <sup>[13]</sup>。

### 1.3 文中设计的双 S 形二元收扩喷管

由 2.2 节可知, S 形二元收扩喷管的设计变量有  $\varphi_y(\bar{x})$ 、 $\varphi_A(\bar{x})$ 、 $L_D$ 、 $L_C$ 、 $L$ 、 $S_8$ 、 $A_8$ 、 $A_9$ 、 $S_8 - S_9$ 、 $W_9 - W_8$ 、以及  $D$ , 确定以上参数后, 即可确定喷管型面。另外, 涡轮出口的来流温度、喷管出口面积等是影响红外辐射的最主要参数, 但在文中, 以上参数均与基准轴对称排气系统相同, 且出于发动机的安装空间等考虑, 长度等参数也已给定, 此时中心线偏径比差与宽度扩张比就成为了两个最重要的设计参数, 因此文中选其作为研究对象, 设计了  $A_1$  (中心线偏径比差  $(S_8 - S_9)/D = 0.3$ , 宽度扩张比  $(W_9 - W_8)/D = 0.1$ )、 $A_2$  ( $(S_8 - S_9)/D = 0.26$ ,  $(W_9 - W_8)/D = 0.1$ )、 $A_3$  ( $(S_8 - S_9)/D = 0.26$ ,  $(W_9 - W_8)/D = 0.36$ ) 三种双 S 形二元收扩喷管, 这三种喷管除了  $(S_8 - S_9)/D$ 、 $(W_9 - W_8)/D$  不同, 其余所有设计变量均相同, 如表 1 所示, 以无量纲形式给出。

表 1 双 S 形二元收扩喷管设计参数

Tab.1 Design parameters of serpentine 2-D convergent-divergent nozzle

Parameter	Model $A_1$	Model $A_2$	Model $A_3$
$L_D/D$		0.641	
$L_C/D$		0.9	
$L/D$		1.64	
$S_8/D$		0.286	
$A_8/A_{6B}$		0.3	
$A_9/A_{6B}$		0.37	
$(S_8 - S_9)/D$	0.30	0.26	0.26

实际上, 在确定表中参数后,  $AR_8$  与  $AR_9$  就可根据下式确定:

$$(S_8 - S_9) = (\sqrt{A_9/AR_9} + \sqrt{A_8/AR_8})/2 \quad (5)$$

$$(W_9 - W_8) = (\sqrt{A_9 \cdot AR_9} - \sqrt{A_8 \cdot AR_8}) \quad (6)$$

将表中的参数代入以上两式, 可分别计算出模型

$A_1$  的宽高比为 ( $AR_8=4, AR_9=4$ )、 $A_2$  ( $AR_8=4, AR_9=4$ )、 $A_3$  ( $AR_8=3, AR_9=5$ )。即选择  $S_8-S_9$ 、 $W_9-W_8$  为设计变量等价于选择  $AR_8$  与  $AR_9$  为设计变量, 但为了能够更为直观的分析扩张段中心线在高度上的偏移与扩张段在宽度方向上的变化对流动与辐射的影响, 文中选择前者为设计变量。

图 3 给出了三种带双 S 形二元收扩喷管的排气系统 (以下称双 S 形二元收扩排气系统) 的侧视图和俯视图。对比  $A_1$  与  $A_2$  即可研究扩张段的中心线偏移比差带来的影响; 对比  $A_2$  与  $A_3$  即可研究扩张段的宽度扩张比带来的影响。

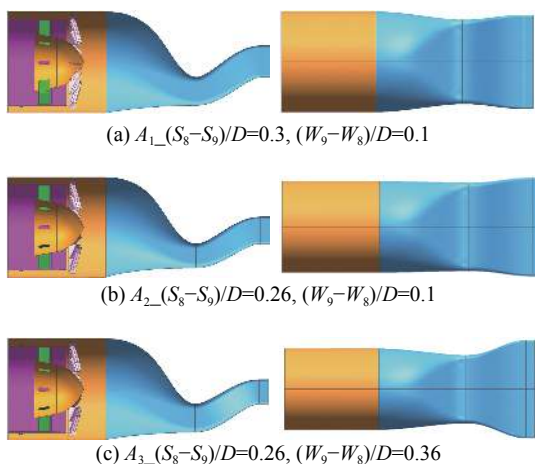


图 3 三种双 S 形二元收扩排气系统的侧视图与俯视图

Fig.3 Side and top views of three serpentine 2-D convergent-divergent exhaust system

在计算时, 为了排除双 S 形喷管的弯折使外流对排气系统喷流造成影响, 建立了飞机后体模型以更好地模拟排气系统高空飞行时的工作状态, 如图 4 所示。

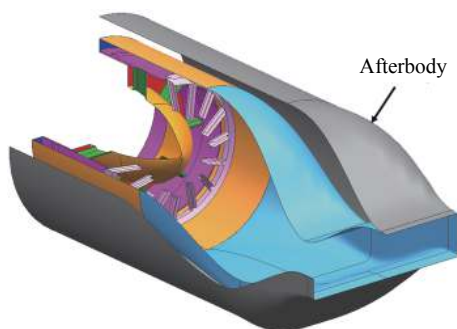


图 4 带后体模型的双 S 形二元收扩排气系统

Fig.4 Serpentine 2-D convergent-divergent exhaust system with afterbody

## 2 计算域与边界条件

文中采用相同的计算域和边界条件, 计算了轴对称排气系统与三种双 S 形二元收扩排气系统的流动和红外辐射特征, 以下以双 S 形二元收扩排气系统为例进行说明。

由于模型对称性, 取 1/2 排气系统进行计算, 计算域为半圆柱, 直径取  $10D$ , 长度取  $60D$ , 如图 5 所示。

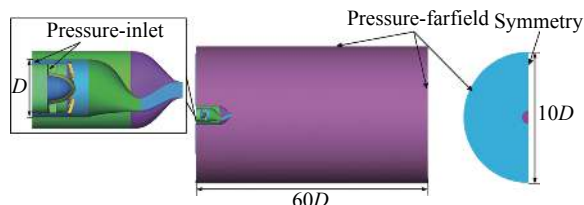


图 5 计算域与边界条件

Fig.5 Computational domain and boundary conditions

排气系统边界条件如下: 外流场为压力远场, 来流速度为  $0.8 Ma$ , 压力、温度为环境大气的压力、温度; 内、外涵均为压力进口, 给定总温总压, 燃气组分浓度由参考文献 [14] 的方法计算得到, 实际发动机的燃烧效率在 99% 以上, 但依然没有完全燃烧, 燃烧产物中除了  $CO_2$  和  $H_2O$  以外, 还有少量的  $CO$ , 具体如表 2 所示, 其中  $P_a$  为环境总压。火焰稳定器设置为耦合换热壁面, 其余固体为绝热壁面。排气系统壁面的发射率是一个范围, 为简单起见, 又不失一般性, 文中将发射率设置为一个较高的值: 0.9。

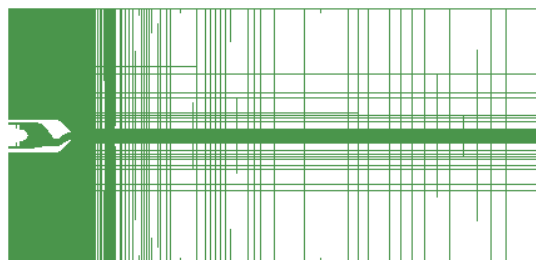
表 2 边界条件

Tab.2 Boundary conditions

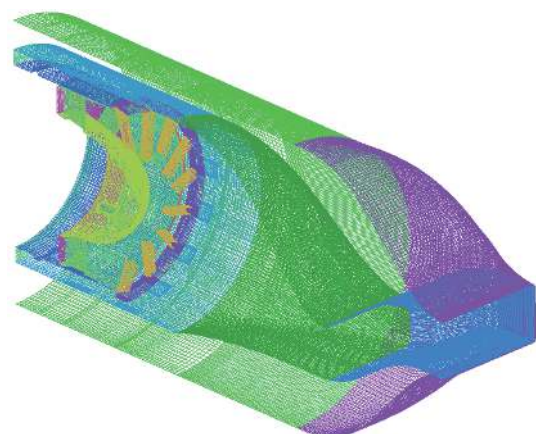
	$P/P_a$	$T_r/K$	$W_{CO_2}$	$W_{H_2O}$	$W_{CO}$
Core	3.14	850	0.066	0.025	0.000 1
Bypass	3.10	350	-	-	-
Flow field	1	244.8	-	-	-

## 3 网格划分与独立性验证

双 S 形二元收扩排气系统计算域内均采用六面体结构化网格, 对近壁面区域进行了加密处理, 经独立性验证后, 将网格量划分为 500 万, 如图 6 所示。轴对称排气系统的网格划分与其相同, 不再赘述。



(a) 对称面流场网格  
(a) Grid of flow field in symmetric plane



(b) 壁面网格  
(b) Grid of wall

图 6 双 S 形二元收扩排气系统的流场与壁面网格

Fig.6 Grid of flow field and wall in serpentine 2-D convergent-divergent exhaust system

## 4 计算方法

### 4.1 流场计算方法

流场计算使用商用软件 Fluent, 计算采用隐式耦合算法, 二阶迎风差分格式, SST (Shear stress transport)  $k-\omega$  湍流模型, 采用组分运输模型计算  $\text{CO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{CO}$ 、 $\text{O}_2$ 、 $\text{N}_2$  等燃气组分, 离散坐标模型 (Discrete Ordinates, DO 模型) 计算模型的辐射换热。

### 4.2 红外辐射特征计算方法

红外辐射特性的计算所需的温度、组分等参数均从流场计算结果中提取, 采用自主研发软件 NUAA-IR 进行计算, 使用反向蒙特卡洛法 (RMC) 只求解目标到探测所张的立体角内的能量。参考文献 [15] 表明, 在  $3\sim 5\ \mu\text{m}$  波段内对涡扇发动机排气系统的红外特征进行计算时, 其计算值与试验测量值吻合程度好, 最大误差在 10% 左右。

双 S 形二元收扩排气系统为左右对称, 故在排气系统后半球空间内设置了如图 7 所示的侧方探测面

( $\alpha=0^\circ\sim 90^\circ$ ) 与上、下方探测面 ( $\beta=-90^\circ\sim 90^\circ$ ), 上述探测面内  $0^\circ\sim 10^\circ$  时每隔  $2.5^\circ$  分布一个探测点, 其余角度每隔  $5^\circ$  分布一个探测点。

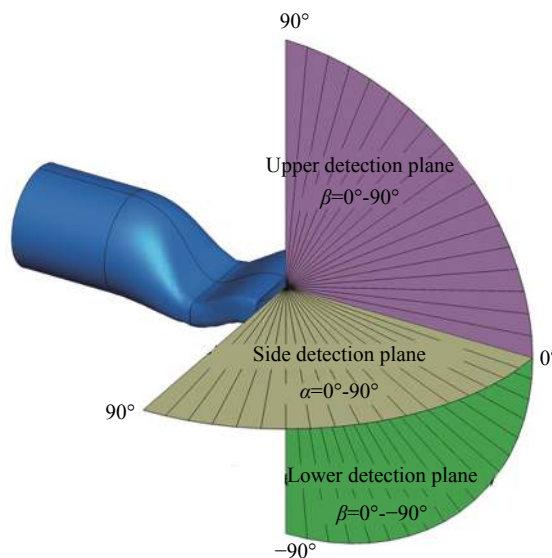


图 7 探测面设置

Fig.7 Sketch map of detection planes

## 5 计算结果与分析

### 5.1 流场计算结果

#### 5.1.1 推力与流量特性

排气系统的气动性能使用流量系数与推力系数来评估。流量系数  $C_d$  定义为排气系统的实际流量  $m_a$  与理想流量  $m_i$  的比值, 表达式如下:

$$C_d = \frac{m_a}{m_i} \quad (7)$$

$$m_a = \int_{A_9} (\rho U_x) dA \quad (8)$$

$$m_i = \sqrt{\frac{k}{R_g} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k}}} \frac{p_t}{\sqrt{T_t}} A_8 \quad (9)$$

式中:  $\rho$ 、 $U_x$  分别表示 9 截面上的燃气密度、燃气轴向速度;  $k$  表示燃气的定熵指数;  $R_g$  表示燃气的气体常数;  $T_t$  与  $p_t$  分别指内外涵气流混合后的总温与总压。

推力系数  $C_f$  定义为排气系统的实际推力  $F_a$  与理想推力  $F_i$  的比值, 表达式如下:

$$C_f = \frac{F_a}{F_i} \quad (10)$$

$$F_a = \int_{A_9} (\rho U_x U_x + p_9 - p_0) dA \quad (11)$$

$$F_i = m_a \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_g T_t \left( 1 - \left( \frac{p_0}{p_t} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} \quad (12)$$

式中： $p_0$ 与 $p_0$ 分别为 9 截面与环境的压力。

基准轴对称排气系统与 3 种双 S 形二元收扩排气系统的流量系数和推力系数如表 3 所示。

结合表 3 与图 3 可知：流量系数与推力系数均随中心线偏径比差与宽度扩张比的降低而上升。(1) 对于流量系数  $C_d$ ,  $A_2 ((S_8-S_9)/D=0.26, (W_9-W_8)/D=0.1)$  最大, 轴对称排气系统次之,  $A_3 ((S_8-S_9)/D=0.26, (W_9-W_8)/D=0.36)$  再次,  $A_1 ((S_8-S_9)/D=0.3, (W_9-W_8)/D=0.1)$  最小。这主要是因为流动阻力不同,  $A_2$  的中心线偏径比差与宽度扩张比均为最小, 综合来看是三种双 S 形二元收扩排气系统中流动阻力最小的, 且小于轴对称收扩喷管, 这是由于改型后喷管长度大于轴对称收扩喷管, 等效半收敛角小; (2) 对于推力系数  $C_f$ ,  $A_2$  最大,  $A_3$  最小,  $A_1$  介于两者之间, 且均小于轴对称喷管, 这主要是由于受到喷管扩张段双 S 形弯折的影响, 喷管出口下壁面区域出现了一定的流动分离区, 流动分离区越大, 推力系数越小(见后文流线分布)。由此可见, 中心线偏径比差与宽度扩张比的选择对排气系统的流量系数与推力系数有较大的影响, 通过合理的选择可有效提高排气系统推力。

表 3 三种双 S 形二元收扩排气系统的  $C_d$  与  $C_f$

Tab.3  $C_d$  and  $C_f$  of three serpentine 2-D convergent-divergent exhaust system

Item	Axis	$A_1$	$A_2$	$A_3$
$C_d$	0.922	0.917	0.935	0.920
$C_f$	0.975	0.939	0.942	0.926

### 5.1.2 流线分布

图 8 给出了三种喷管扩张段对称面上的流线分布。从图中可知, 三种双 S 形二元收扩喷管出口下壁面附近均出现了流动分离, 其中  $A_3$  的分离区最大,  $A_1$  次之,  $A_2$  最小。且  $A_1$  扩张段第一段上弯的上壁面附近也出现了一个较小的流动分离区, 这是由于  $A_1$  的中心线偏径比差最大, 等效半收敛角大。

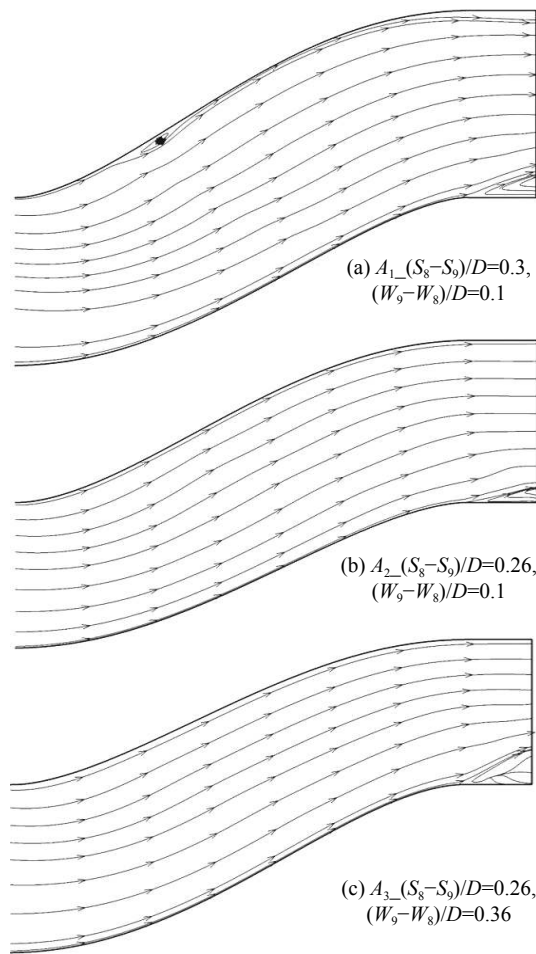


图 8 喷管扩张段对称面流线分布对比

Fig.8 Contrast of streamline distribution on symmetry plane of nozzle expansion section

### 5.1.3 温度场

图 9 给出了三种双 S 形二元收扩排气系统与双 S 形二元收敛排气系统<sup>[12]</sup>的无量纲壁面温度分布, 并结合热混合度进行分析。无量纲温度  $\theta$  的表达式如下:

$$\theta = (T_w(x, y, z) - T_0) / (T_{t5} - T_0) \quad (13)$$

式中:  $T_w$  为壁面任意一点温度;  $T_0$  为环境大气温度;  $T_{t5}$  为内涵进口总温。

热混合度  $\Phi$  的表达式如下:

$$\Phi = 1 - \frac{\int_{A_e} |h_t - h_{t,m}| dm}{\int_{A_c} |h_t - h_{t,m}| dm_c + \int_{A_f} |h_t - h_{t,m}| dm_f} \quad (14)$$

其中,

$$h_{t,m} = \frac{m_c h_c + m_f h_f}{m_c + m_f} \quad (15)$$

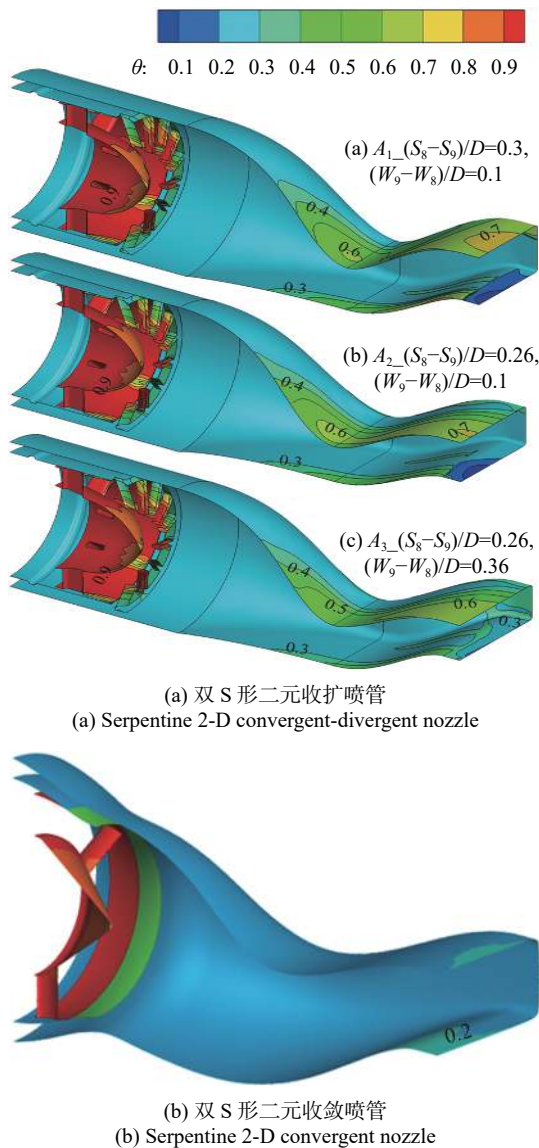


图 9 无量纲壁面温度分布对比

Fig.9 Comparison of dimensionless wall temperature distribution

式中:  $h_{t,m}$  为内、外涵气流完全掺混时的总焓。热混合度  $\Phi$  能够衡量内外涵气体混合程度, 出口截面  $\Phi$  越大, 说明内、外涵掺混越均匀, 与喷管壁面接触的气体温度越高。 $A_1$ 、 $A_2$ 、 $A_3$  的热混合度分别为 0.391、0.381、0.378。

从图 9 可知, 扩张段以前三种模型温度分布相似。在扩张段中: 对比中心线半径比不同的  $A_1$ 、 $A_2$  可知,  $A_1$  出口上壁面高温区大于  $A_2$ , 主要是因为  $A_1$  的中心线半径比差大, 扩张段上、下壁面会更加限制燃气沿轴向的流动, 被更多的超音速燃气冲击; 对比宽度扩张比不同的  $A_2$ 、 $A_3$  可知,  $A_2$  出口上壁面高温区大于  $A_3$ , 主要是因为  $A_3$  的宽度扩张比大, 燃气可以

向两边扩散, 对扩张段上、下壁面的气动加热程度更小, 但是在喷管出口侧壁面附近温度有一定的上升。

双 S 形二元收扩喷管的无量纲壁面温度沿程变化规律与参考文献 [12] 中双 S 形二元收敛喷管相差很大。双 S 形二元收敛喷管中的无量纲壁面温度沿程几乎不变; 而双 S 形二元收扩喷管中无量纲壁面温度沿程有明显的上升, 尤其是扩张段, 这主要是因为: (1) 相比双 S 形二元收敛喷管中的全亚音速流动, 双 S 形二元收扩喷管扩张段内为超音速流动, 边界层中粘性摩擦的作用更为剧烈, 使流体对壁面的气动加热程度更高。(2) 双 S 形二元收敛喷管的热混合度在 0.29~0.31 之间。而在双 S 形二元收扩喷管中, 由于扩张段内的超音速流动, 内外涵气体混合更为均匀 (热混合度为 0.37~0.39), 与喷管壁面接触的气体温度更高。

图 10 给出了三种模型对称面上的温度等值线分布 (单位: K), 可以看到图中分布着一系列环形等温线, 这是由于超音速气流中一系列的膨胀波与压缩波不停地在自由边界上反射, 在喷流中相交形成的。设定喷流高温核心区为包含最后一圈环形等温线的范围, 即图中 500 K 等温线, 可以看出  $A_2$  的喷流高温核心区最长,  $A_3$  次之,  $A_1$  最短。

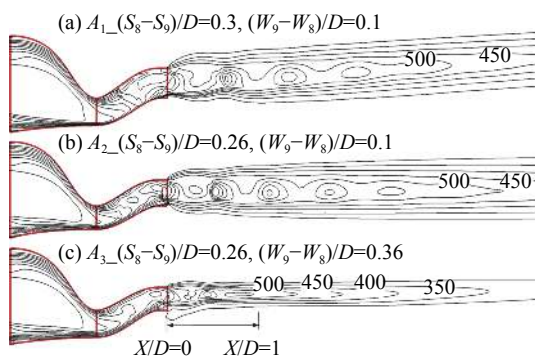


图 10 双 S 形二元收扩排气系统对称面上等温线分布对比

Fig.10 Comparison of constant temperature line in symmetric plane of serpentine 2-D convergent-divergent exhaust system

利用卷吸比来分析喷流高温核心区的长度, 卷吸比定义为  $(Q-Q_0)/Q_0$ ,  $Q_0$  为喷管出口截面质量流量,  $Q$  为喷流下游某位置截面质量流量。自喷管出口截面以后, 三种模型的卷吸比沿排气系统轴向变化如图 11 所示。从图中可知, 三种模型卷吸比沿程分布类似, 但是  $A_3$  的卷吸比远大于  $A_1$ ,  $A_1$  略大于  $A_2$ , 说明

相同喷流截面处,  $A_3$  能够卷吸更多的外界冷流与喷流进行掺混, 进而高温核心区最短,  $A_2$ 、 $A_3$  的分析类似。

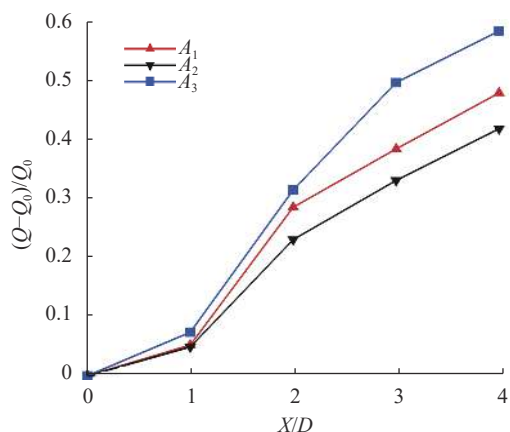


图 11 卷吸比对比

Fig.11 Comparison of entrainment ratio

### 5.1.4 组分浓度场

组分浓度分布与温度分布类似, 这是因为求解组分场的方程与能量方程类似, 路易斯数接近于 1, 因此排气系统对称面上的组分浓度场与温度场的分布形式基本相同, 温度越高的区域组分浓度越高, 详细参考温度场, 此处不再赘述。图 12 给出了模型  $A_2$  对称面上的  $CO_2$  浓度场分布, 其余模型浓度分布类似。

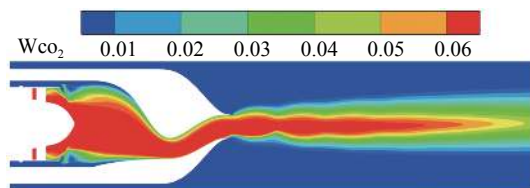


图 12 对称面上的  $CO_2$  组分浓度分布

Fig.12  $CO_2$  component concentration distribution on the symmetry plane

## 5.2 红外辐射特性计算结果

文中讨论的固体辐射均为排气系统腔体内部  $3\sim 5\ \mu m$  波段(中波)的红外辐射, 不包含后体辐射。

### 5.2.1 与基准轴对称排气系统的比较

#### (1) 侧方探测面

图 13 给出了三种双 S 形二元收扩排气系统与基准轴对称排气系统在侧方探测面内的积分辐射强度分布, 其中  $I_C$  为用于无量纲化的常数, 定义为: 基准轴对称排气系统正尾向(轴线  $0^\circ$  方向)的积分辐射强度的值。

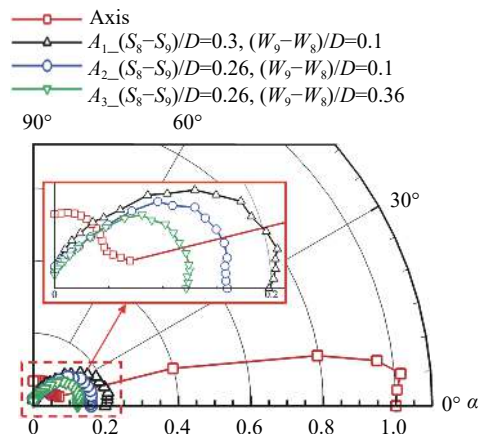


图 13 侧方探测面中积分红外辐射强度对比

Fig.13 Comparison of integral infrared radiation intensity on side detection plane

在探测角  $\alpha=0^\circ\sim 15^\circ$  中, 相比轴对称排气系统, 双 S 形喷管优越的遮挡性能有效降低了排气系统的红外辐射。其中, 在  $0^\circ$  探测角时降幅分别为 80.3% ( $A_1$ )、84.1% ( $A_2$ )、87.9% ( $A_3$ )。

在探测角  $\alpha=20^\circ\sim 60^\circ$  中, 双 S 形二元收扩排气系统红外辐射大于基准轴对称排气系统, 这与双 S 形二元收敛喷管排气系统全方位红外辐射小于其基准轴对称排气系统不同<sup>[16]</sup>, 主要是因为: (1) 该范围内的红外辐射主要来自喷管扩张段的上、侧壁面, 由前文温度分析可知, 双 S 形二元收扩喷管的无量纲壁面温度远高于双 S 形二元收敛喷管。(2) 对于轴对称喷管, 红外辐射在  $\alpha=30^\circ$  附近达到最小, 此时轴对称收敛喷管的积分辐射强度为  $III_C=0.12$ , 而轴对称收扩喷管则为  $III_C=0.07$ , 这是由于在轴对称收扩喷管扩张段中, 燃气继续膨胀, 将更多的内能转化为动能, 导致其壁面与气体温度更低。

在探测角  $\alpha=65^\circ\sim 90^\circ$  中, 气体辐射占主导地位, 双 S 形二元收扩喷管对内外涵气体的强掺混作用有效降低了喷流高温核心区长度, 三种排气系统积分辐射强度在  $\alpha=90^\circ$  时降幅分别为 75.7% ( $A_1$ )、71.1% ( $A_2$ )、81.9% ( $A_3$ )。

#### (2) 上、下方探测面

图 14 给出了三种双 S 形二元收扩排气系统与基准轴对称排气系统在上、下方探测面内的积分辐射强度分布。从图中可知: 在上方探测面内, 除了  $A_1$  的积分辐射强度在  $\beta=35^\circ\sim 55^\circ$  内大于基准轴对称排气系统(分析见后文双 S 形二元收扩排气系统之间的上方探测面



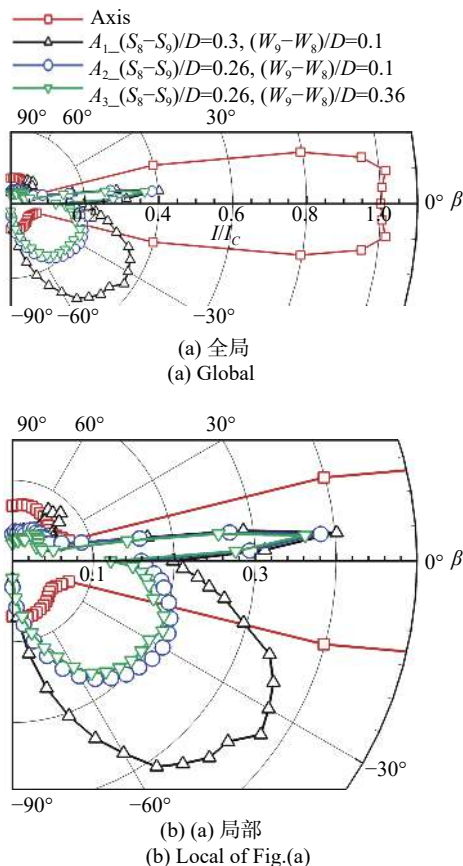


图 14 上、下方探测面中积分红外辐射强度对比

Fig.14 Comparison of integral infrared radiation intensity on upper and lower detection plane

比较),其余均小于基准轴对称排气系统,其中,探测角  $\beta=90^\circ$ 时降幅分别为 57.3% ( $A_1$ )、51.4% ( $A_2$ )、68.0% ( $A_3$ )。

在下方探测面  $\beta=-20^\circ \sim -85^\circ$ 中,三种双 S 形二元收扩排气系统的积分辐射强度大于基准轴对称排气系统,原因与侧方探测面  $\alpha=20^\circ \sim 60^\circ$ 时类似。其中,探测角  $\beta=-90^\circ$ 时降幅分别为 66.9% ( $A_1$ )、52.4% ( $A_2$ )、68.8% ( $A_3$ )。

### 5.2.2 双 S 形二元收扩排气系统之间的比较

#### (1) 侧方探测面

如图 13 所示,在探测角  $\alpha=0^\circ \sim 80^\circ$ 中,三种双 S 形二元收扩排气系统的积分辐射强度分布规律相似,幅值大小上呈现为:  $A_1((S_8-S_9)/D=0.3, (W_9-W_8)/D=0.1) > A_2((S_8-S_9)/D=0.26, (W_9-W_8)/D=0.1) > A_3((S_8-S_9)/D=0.26, (W_9-W_8)/D=0.36)$

在探测角  $\alpha=85^\circ \sim 90^\circ$ 中,此时排气系统的辐射基本全部来自于气体,三种模型的积分辐射强度大小呈现出:  $A_2 > A_1 > A_3$ ,这主要是因为气体辐射大小与喷流

高温核心区长度密切相关,由前文关于三种双 S 形二元收扩排气系统的流场分析可知,喷流高温核心区长度为  $A_2 > A_1 > A_3$ ,即可说明上述结论。

#### (2) 上方探测面

如图 14 所示,该范围内三种双 S 形二元收扩排气系统积分辐射强度分布规律相似,积分辐射强度大小整体呈现为:  $A_1 > A_2 > A_3$ 。

与双 S 形二元收敛喷管排气系统上方探测面只有一段峰值不同<sup>[16]</sup>,三种双 S 形二元收扩排气系统上方探测面  $\beta=20^\circ \sim 60^\circ$ 中出现了一段新的较小峰值。这主要是因为该范围内,能探测到喷管扩张段中第一段弯折的下壁面,由前文温度分析可知,该区域无量纲壁面温度较高。其中  $A_1$  的增幅最大,是因为  $A_1$  的中心线偏径比差最大,导致其受到的气动加热程度最大;而  $A_2$ 、 $A_3$  增幅接近,其根本原因是它们的中心线偏径比差相同。

#### (3) 下方探测面

如图 14 所示,在该范围内,三种双 S 形二元收扩排气系统积分辐射强度大小整体呈现为:  $A_1$  远大于  $A_2$ ,  $A_2$  略大于  $A_3$ ,与上方探测面  $\beta=20^\circ \sim 60^\circ$ 内三种模型的积分辐射强度大小规律相似。

在探测角  $\beta=0^\circ \sim 90^\circ$ 中,排气系统的积分辐射强度先迅速增加后迅速降低,这是由总投影面积大小变化和投影面积中高温壁面占比变化共同引起的。从图 9 中可知,喷管出口上壁面附近有局部的高温区,在探测角  $\beta=0^\circ \sim 35^\circ$ 中,随着探测角度的增加,总投影面积减小缓慢,但是投影面积中的高温壁面占比迅速增大,引起了积分辐射强度的迅速增加;在探测角  $\beta=-35^\circ \sim 90^\circ$ 中,总投影面积迅速降低,并且喷管出口下壁面开始逐渐遮挡出口上壁面高温区域,造成了积分辐射强度的迅速降低。

#### (4) 积分辐射强度的敏感度分析

某探测面内的平均积分辐射强度  $\bar{I}$  对任一参数  $x$  的敏感度  $\lambda$  计算公式如下:

$$\lambda = \frac{(\bar{I}_2 - \bar{I}_1) / \bar{I}_1}{(x_2 - x_1) / x_1} \quad (16)$$

由此可计算出三个探测面内的平均积分辐射强度对中心线偏径比差与宽度扩张比的敏感度,具体值如表 4 所示。由此可知,三个探测面内的平均积分辐射强度均对中心线偏径比差更为敏感。

表 4 平均积分红外辐射强度的敏感度分析

Tab.4 Sensitivity analysis of average integral infrared radiation intensity

Parameter	Sensitivity $\lambda$		
	Side	Upper	Lower
$(S_8-S_9)/D$	1.61	0.81	3.64
$(W_9-W_8)/D$	-0.07	-0.05	-0.03

## 6 结 论

通过文中研究,得到以下结论:

(1) 双 S 形二元收扩排气系统的流量系数与推力系数随中心线偏径比差与宽度扩张比的减小而上升。

(2) 双 S 形二元收扩排气系统的红外辐射降幅随中心线偏径比差的减小而上升,随宽度扩张比的增大而上升,且对中心线偏径比差的敏感度较高,对宽度扩张比的敏感度较低。

(3) 双 S 形二元收扩排气系统的无量纲壁面温度沿程变化规律与双 S 形二元收敛排气系统相差很大,后者的无量纲壁面温度沿程几乎不变,而前者的无量纲壁面温度沿程有明显的上升。

(4) 只考虑型面遮挡影响时,与双 S 形二元收敛排气系统不同,双 S 形二元收扩排气系统在下方与侧方探测面 20°~60°角域内红外辐射强度高于基准轴对称排气系统。

(5) 喷管扩张段的上壁面与侧壁面是双 S 形二元收扩排气系统的主要辐射源,对该区域的红外抑制是此类排气系统红外隐身的核心问题。

### 参考文献:

[1] Wang Hao, Ji Honghu, Sang Xueyi, et al. Effects of fully shielded guiding strut on infrared signatures of the exhaust system [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(10): 2078-2088. (in Chinese)

[2] Zhang Bo, Li Jingjing, Yuan Shuai, et al. Experimental investigation of infrared sup-pressing characteristics of different nozzles [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(4): 0404005. (in Chinese)

[3] Shi Xiaojuan, Ji Honghu. Numerical investigation of influence of two-dimensional convergent and divergent nozzle's design parameters on infrared characteristics [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(5): 944-955. (in Chinese)

[4] Zhang Jingzhou, Wang Xu, Shan Yong. Effects of plug rear-

body film cooling on infrared radiation and aero-dynamics performance of axisymmetric plug nozzle [J]. *Journal of Aeronautics*, 2015, 36(8): 2601-2608. (in Chinese)

[5] Li Na, Ji Honghu, Huang Wei. 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(11): 2563-2570. (in Chinese)

[6] Brunet E, Seine N S, Daris T, et al. Exhaust assembly forming a horizontal propulsion gas elbow in an air-craft: US, 007784284B2[P].2010-08-31.

[7] Liu Changchun, Ji Honghu. Experiment on infrared radiation characteristics of shaped 2D nozzle [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(7): 1493-1500. (in Chinese)

[8] Sang Xueyi, Ji Honghu, Wang Ding. Influence of length-diameter ratio and off-set-diameter ratio on performance of serpentine 2-D nozzle. [J]. *Infrared Technology*, 2019, 41(5): 443-449. (in Chinese)

[9] Cao Feifei, Ji Honghu, Wu Kaijun. Effects of low emissivity material coating site on wall temperature and infrared characteristics of exhaust system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(10): 20190131. (in Chinese)

[10] Rusher C J, Magstadt A S, Berry M G, et al. Investigation of a Supersonic Jet from a three-stream engine nozzle [J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(4): 1554-1568.

[11] Zhou Li, Meng Yubo, Wang Zhanxue. Numerical study on flow characteristics of serpentine convergent divergent nozzle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(1): 103-113. (in Chinese)

[12] 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)

[13] Lee C C, Louis S, Boedicker M C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[C]//Aircraft Design Systems and Operations Meeting, 1985.

[14] Zhang Xiaoying. Numerical research of infrared radiation characteristics of aircraft engine exhaust system[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999. (in Chinese)

[15] 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)

[16] Wang Ding, Ji Honghu, Huang Wei. A serpentine 2-D exhaust system with high thrust and low infrared signature [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017(9): 1944-1951. (in Chinese)