

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220864-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220864

垂直起降喷管的红外辐射特性数值分析

赵海宇¹, 王 伟², 宋经远², 王青山¹

(1. 中南大学 机电工程学院, 长沙 410083;
2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为提高飞机排气系统的红外隐身性以及机动性, 发展和提出一种多轴级联旋转式垂直起降喷管, 并运用 Malkmus 统计窄谱带模型和反向蒙特卡洛法 (RMCM) 对常规巡航、垂直起降和中间形态 S 隐身模式下喷管红外辐射特性进行参数化研究。结果表明: 相比于常规巡航模式喷管, 垂直起降模式喷管红外辐射强度最大降低 23%, S 隐身模式喷管最大降低 47%; 舱段相对转角变化规律对 S 隐身模式喷管红外辐射特性影响显著, 此外靠近出口的舱段相对转角变化规律对垂直起降模式喷管红外辐射特性影响较小。

关 键 词: 排气系统; 垂直起降喷管; Malkmus 统计窄谱带模型; 反向蒙特卡洛; 红外辐射
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Numerical simulation on infrared radiation characteristics of vertical take-off and landing nozzle

ZHAO Haiyu¹, WANG Wei², SONG Jingyuan², WANG Qingshan¹

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering,
Central South University, Changsha 410083, China;
2. Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to improve the infrared stealth and maneuverability of aircraft exhaust system, a multi-axis cascade rotary vertical take-off and landing nozzle was developed and proposed, and the infrared radiation characteristics of nozzles in conventional cruise, vertical takeoff and landing and intermediate form S stealth modes were studied parameterized by using Malkmus statistical narrow band model and the reverse Monte Carlo method (RMCM). The results showed that compared to the conventional cruise mode nozzle, the infrared radiation intensity of the vertical takeoff and landing mode nozzle was reduced by a maximum of 23% and the S stealth mode nozzle by a maximum of 47%. And the relative angles of the cabins had a significant effect on the infrared radiation characteristics of the S stealth mode nozzle, and the relative angles of the cabins near the exit had little effect on the infrared radiation characteristics of the nozzle in vertical takeoff and landing mode.

Keywords: exhaust system; vertical take-off and landing nozzle;
Malkmus statistical narrow band model; RMCM; infrared radiation

高红外隐身以及短距垂直起降是未来战机必备的两种能力。随着红外侦测以及制导技术的发展, 红外空空导弹已成为现代战争中现役飞机最大威胁之一, 为保证战机适应战场恶劣环境, 研

收稿日期: 2022-11-13

作者简介: 赵海宇(1997—), 男, 硕士生, 主要从事发动机喷管气动及红外辐射特性等方面的研究。E-mail: zhy1997910@163.com

通信作者: 王青山(1989—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事数字孪生、主动控制、转子动力学和结构动力学等方面的研究。

E-mail: qingshanwang@csu.edu.cn

引用格式: 赵海宇, 王伟, 宋经远, 等. 垂直起降喷管的红外辐射特性数值分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220864. ZHAO Haiyu, WANG Wei, SONG Jingyuan, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of vertical take-off and landing nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220864.

究战斗机辐射源低可探测性以及战斗机起降性能以提升其机动性的措施具有重要意义^[1-2]。

推力矢量技术是实现战机短距/垂直起降以及高隐身性的关键技术。推力矢量喷管是该项技术应用的核心部件,目前现代战机之中满足战机短距/垂直起降功能的发动机喷管主要为三轴承矢量偏转喷管。三轴承矢量喷管可通过三段喷管相互旋转达到最大偏角为 95°的偏转,目前已在 前苏联 Yak-141^[3-4] 和美国的 F-35B 型^[5-6] 战机上成功实现短距/垂直起降。国内对于三轴承矢量喷管的研究起步较晚,主要集中在结构设计、模拟仿真和试验阶段^[7-9]。Kentfield^[10] 总结了一种“龙虾背”型推力矢量概念喷管,该喷管由单轴多级连接多个喷管罩组成,可使推力轴至少偏转 90°。Sokhey 等^[11-12] 在此基础上开发并提出了一种由 3 个 D 型矢量罩和可移动叶栅组合的短距/垂直起降矢量喷管设计,并运用流场数值模拟和试验的方法对其进行性能预估与验证,试验结果表明,D 型矢量喷管的性能测试结果与数值计算结果基本一致,且满足 JSF (joint strike fighter) 项目中的性能要求。

发动机尾喷管腔体高温部件及其尾部高温燃气是飞机后向红外辐射主要来源。近年来通过对 S 弯形式的喷管研究发现该构型以遮挡内部高温部件实现低可探测性,从而大幅提高隐身性能^[13-15]。对于短距/垂直起降矢量喷管,战机会根据作战环境变换喷管形态满足作战需求,研究喷管在非矢量状态、矢量偏转 90°以上的垂直起降状态及其相关中间形态下红外辐射强度的分布特性对于研究高红外隐身性短距/垂直起降战机以提升其战场生存能力具有重大意义。是介等^[16] 研究了三轴承矢量喷管未偏转以及偏转 90°状态下的红外辐射特性,但并未深入探讨三轴承喷管其他中间形态下的红外辐射强度分布。

根据已有研究可知,针对短距/垂直起降喷管的研究主要集中在结构设计以及流场特性等方面,而作为短距/垂直起降战机后向主要的红外辐射来源,不同形态下垂直起降喷管红外辐射特性分布的研究较少。因此,为提高喷管红外隐身性以及机动性,本文在前人 D 型矢量喷管研究基础上提出一种多轴级联式垂直起降喷管,主要由多轴分别依次连接 4 个喷管舱段构成,该喷管最大偏转角度可达 95°,同时具备垂直起降模式、常规巡航模式以及中间形态 S 隐身模式。针对级联式垂

直起降喷管,首先运用 Fluent 计算常规巡航、垂直起降和中间形态 S 隐身型 3 种模式下喷管的流场数据,然后运用统计窄谱带模型和反向蒙特卡洛方法对比研究不同模式下喷管红外辐射的空间分布特性,在此基础上,进一步研究舱段相对旋转角度对 S 型模式以及垂直起降模式喷管红外辐射特性的影响。

1 几何模型

本文所研究的多轴级联式垂直起降喷管如图 1 所示,该喷管进出口面积相同,主要由四段舱体通过转动副连接而成,舱段 1 为固定段, W 、 H 为进出口宽高, L_1 、 L_2 、 L_3 、 L_4 为各舱段下壁面长度, R 为舱段弧形壁面半径,各基本参数尺寸大小如表 1 所示。此喷管具有 3 种不同模式,分别是垂直起降模式、常规巡航模式以及 S 型隐身模式,

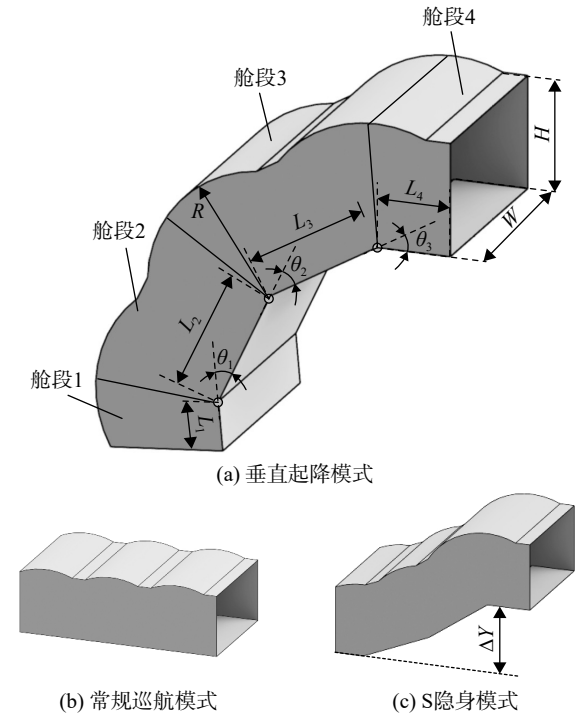


图 1 垂直起降喷管模型及其结构示意图
Fig. 1 Vertical takeoff and landing nozzle model and its structure diagram

表 1 喷管结构尺寸			
Table 1 Nozzle structure size			
		mm	
参数	数值	参数	数值
L_1	240	R	600
L_2	600	H	550
L_3	600	W	1 000
L_4	360	ΔY	560

通过改变各舱段之间的相对旋转角度 θ_1 、 θ_2 、 θ_3 (顺时针旋转为正) 可实现不同模式间的转换, 其中 S 型隐身模式喷管进出口下壁面互相平行且纵向偏距为 ΔY 。

2 研究方法

多轴级联式垂直起降喷管红外辐射特性计算分为流场数值模拟以及红外辐射强度计算。喷管红外特性计算需要流场计算后的壁面温度、计算域范围内的燃气温度、 CO_2 和 H_2O 等气体组分摩尔分数及压力场等数据。

2.1 流场仿真方法

运用软件 ANSYS Fluent 对多轴级联式垂直起降喷管进行流场仿真, 选用基于密度的隐式耦合求解器, 标准 $k-\varepsilon$ 模型模拟喷管内部流动状态, 标准壁面函数模拟壁面边界层流动, 采用 2 阶迎风差分格式离散流体运动控制方程, 引入组分输运模型对喷管燃气组分进行计算。考虑多轴级联式垂直起降喷管的左右对称性, 故只对 1/2 的喷管模型进行仿真计算。喷管外流场为长为 $13L$ 、宽为 $5L$ 、高为 $5L$ 的立方体 ($L=L_1+L_2+L_3+L_4$), 采用 ICEM CFD 对其进行六面体结构化网格划分, 同时如图 2 所示在喷管壁面以及出口附近进行网格加密。

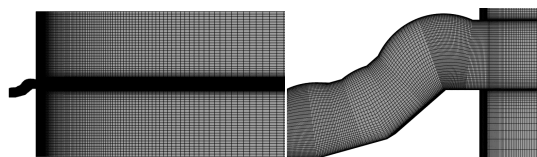


图 2 网格划分

Fig. 2 Mesh generation

喷管进口气体组分中 CO_2 的摩尔分数为 13.12%, H_2O 为 12.87%。图 3 给出了边界条件设置, 外流入口与喷管入口均设置为压力进口边界, 出口为压力出口边界, 远方流场为压力远场边界。喷管进口压力为 162 120 Pa, 温度为 900 K。外流

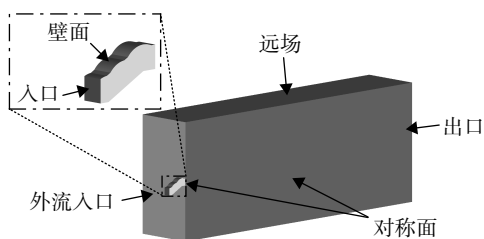


图 3 边界条件

Fig. 3 Boundary condition

入口、出口压力与远场静压均为 101 325 Pa; 外流入口温度为 288.15 K, 出口与远场为 288 K; 远场马赫数为 0.05。壁面为绝热无滑移壁面, 对称面采用对称面边界。

2.2 红外辐射强度计算方法

本文针对不同模式下的垂直起降喷管, 运用 Matlab 自编译程序, 采用反向蒙特卡洛法^[17-18]对其进行红外辐射强度计算, 计算公式如下:

$$I_\lambda = \frac{\Delta\lambda\Omega_d R^2}{\pi N} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M E_b(T_{i,j}, \lambda_j)$$

式中 I_λ 表示探测器所探测到的喷管流场红外辐射强度, Ω_d 为探测器视场立体角, R 为喷管出口中心到探测器的距离, N 为射线数, M 为计算起始与终止波长范围内等宽度的波带个数, E_b 为黑体光谱辐射出射度, $T_{i,j}$ 表示对于第 i 条射线, 由于波段 λ_j 差异, 射线与喷管流场范围内相交的辐射微元不同, 对应温度 T 也不同。

本文在计算垂直起降式喷管红外辐射强度时, 探测器位于发动机喷管后方。由于多轴级联式垂直起降喷管左右对称、上下非对称的结构形式, 如图 4 所示, 以喷管出口中心为球心的整个后半球范围内的红外辐射特性由垂直探测面和水平探测面表示, 此外 $0^\circ \sim 90^\circ$ 垂直探测面定义为上垂直探测面, 反之下垂直探测面, α 为探测角。

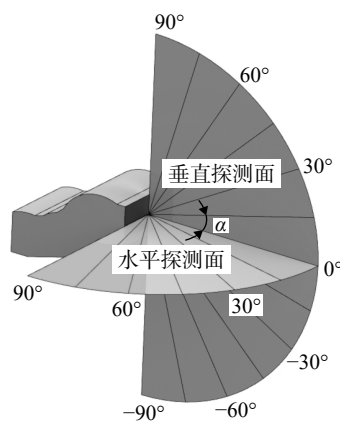


图 4 探测平面分布

Fig. 4 Detection plane distribution

采用 Malkmus 统计窄谱带模型^[19-21] 计算气体介质吸收率, 波长计算范围为 $3 \sim 5 \mu\text{m}$, 计算过程中喷管进口作灰体壁面处理, 壁面发射率均为 0.9。探测器与喷管计算域的距离为 1 000 m, 计算时未考虑喷管流场计算域之外 CO_2 、 H_2O 等大气分子对喷管计算域红外辐射的吸收, 计算结果仅为喷管自身的红外辐射。

2.3 计算方法验证

2.3.1 Malkmus 统计窄谱带模型算例验证

为验证 Malkmus 统计窄谱带模型的正确性, 计算了 CO₂ 在 4.3 μm 波段附近的光谱透过率(计算条件: 计算压强 $p=101\ 325\ \text{Pa}$, 计算温度 $T=1\ 000\ \text{K}$, 计算组分中 CO₂ 的摩尔分数 $X_{\text{mol}}=5\%$ 、行程长度 $L=40\ \text{cm}$), 并将计算结果与实验测量结果^[22]进行了对比, 结果如图 5 所示, 其中 η 表示波数, τ 表示光谱透过率。

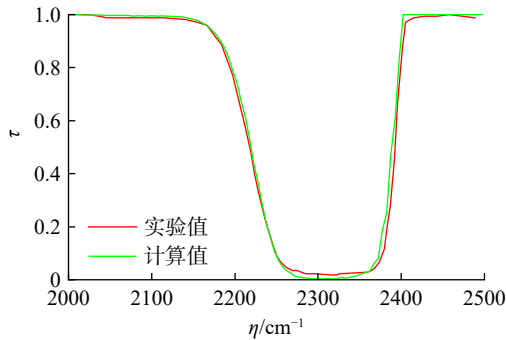


图 5 CO₂ 在 4.3 μm 吸收带处透过率计算与实验对比
Fig. 5 Comparison of spectral transmittance of CO₂ at 4.3 μm simulated by malkmus to the experiment

从对比结果看出, 所计算的气体介质透过率与实验结果基本吻合, 满足高温燃气红外辐射特性计算精度要求。

2.3.2 红外辐射数值方法算例验证

为验证反向蒙特卡罗方法(RMCM)红外计算程序的正确性, 选取圆盘作为数值验证算例。圆盘半径 1 m, 发射率 1, 表面温度 400 K, 探测距离 1 000 m。图 6 为 3~5 μm 波段内的数值结果与理论结果对比, 其中 α 为探测角, I 为红外辐射强度。图中可看出 RMCM 所计算的圆盘红外辐射强度与其理论值极为接近, 最大误差不超 2%, 证明本文所用计算方法可满足喷管红外辐射强度计算精度要求。

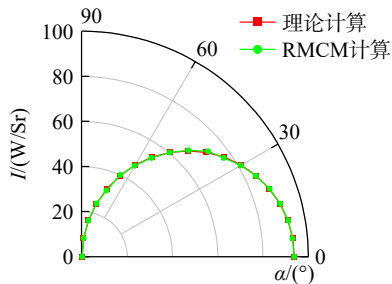


图 6 RMCM 数值计算值与圆形平面辐射强度理论值对比
Fig. 6 Comparison of the calculated value of circular plane RMCM and its theoretical value of infrared radiation

3 结果讨论

3.1 不同模式下喷管的红外辐射特性

本节运用反向蒙特卡罗方法分别计算常规巡航、S 隐身以及垂直起降模式下多轴级联式喷管燃气、壁面红外辐射强度以及总体红外辐射强度, 对 3 种模式的多轴级联式喷管红外辐射分布特性进行比较分析, 其中燃气与壁面红外辐射强度之和等于总体红外辐射强度。表 2 给出了 3 种模式喷管的各舱段间相对转角原始数据, 其中 S 隐身型喷管为进出口弯道前缓后急型喷管。

表 2 不同喷管相对转角组合			
Table 2 Different nozzle relative angle combination			
工况模式	相对转角/(°)		
	θ_1	θ_2	θ_3
常规巡航	0	0	0
S 隐身型(前缓后急)	-16	-25	41
垂直起降	30	35	30

图 7 为喷管壁面在不同探测角下的面积变化规律, 其中喷管壁面可探测面积相对减小比例定义为当前探测角可探测到的壁面面积相对于上一探测角的减小比例。

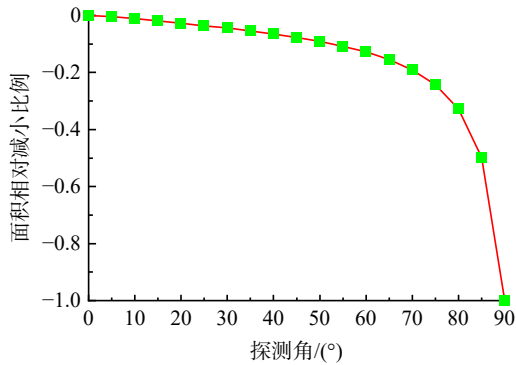


图 7 不同探测角下喷管壁面可探测面积
Fig. 7 Detectable area of nozzle wall at different detection angles

图 8 为不同模式下的喷管在水平以及垂直探测面上的红外辐射强度分布, 图中给出了两探测面不同探测角 α 下各喷管总体红外辐射强度、气体红外辐射强度以及壁面红外辐射强度相对值 I/I_{max} 。从 3 种喷管总红外辐射强度总体趋势上看, 随着探测角 $|\alpha|$ 增加, 各喷管总红外辐射强度在不同探测面内先增大后减小至最低或者变化趋于平缓。这主要是 $|\alpha|<30^\circ$ 左右时, 探测角越大, 各喷管燃气辐射强度一直增加且增加幅度逐渐增大, 同

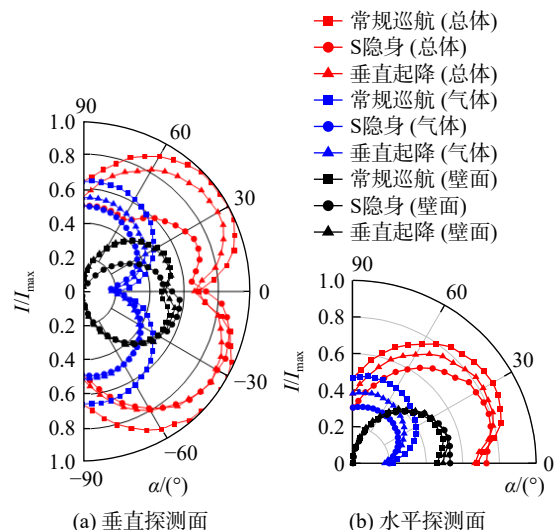


图 8 不同模式下喷管红外辐射强度分布

Fig. 8 Infrared radiation intensity distribution of nozzle under different modes

时壁面辐射强度整体上变化幅度不大, 所以各喷管在探测角 $|\alpha|$ 在 $25^\circ \sim 35^\circ$ 左右总红外辐射强度增加到顶峰。但随着 $|\alpha|$ 进一步增大, 如图 7 喷管壁面面积下降比例所示, 可探测到的喷管壁面面积减小幅度越来越大, 则壁面红外辐射强度下降幅度过大, 导致整体上总红外辐射强度有所下降。

从 3 种喷管不同探测面下总红外辐射强度分布差异分析可知, S 隐身模式喷管在上垂直探测面 $5^\circ \sim 90^\circ$ 以及水平探测面 $10^\circ \sim 90^\circ$ 范围内总体红外辐射强度明显最低, 常规巡航模式喷管总体红外辐射强度最大。在下垂直探测面 $-30^\circ \sim -90^\circ$ 范围内, S 隐身型与垂直起降型喷管的总体红外辐射强度相差不大, 均显著低于常规巡航喷管。此外相对于常规巡航模式, S 隐身模式喷管在垂直探测面 60° 处总红外辐射强度最大降幅达 47%, 垂直起降喷管在垂直探测面 -90° 处降幅最高达 23%。

探测器探测到的喷管总红外辐射强度由高温燃气以及高温壁面共同决定。图 9 为不同模式喷管对称面燃气以及壁面温度分布。从图中可知, 与常规巡航和垂直起降模式喷管相比, S 隐身型喷管高温尾流长度最短且明显向上偏移, 气流在 S 型喷管出口下壁面掺混剧烈, 温度梯度明显, 因此高温尾流在喷口高度方向变窄以及喷管下壁面温度变化剧烈且范围广。综合来看, S 隐身型喷管受高温燃气与壁面温度的分布影响从而在水平以及垂直探测面的总红外辐射强度变化有一定差异。此外结合图 8 以及图 9 可知, S 喷管高温尾

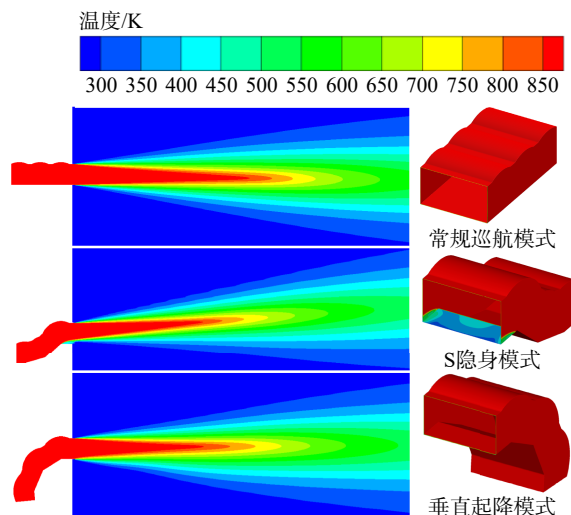


图 9 不同模式下喷管对称面以及壁面温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of nozzle symmetry plane and wall under different modes

流的偏移一方面导致在垂直探测面探测角 5° 时其燃气红外辐射强度最低, 因为探测角在此时探测到的高温燃气区域最小, 相反在下垂直探测面 $0^\circ \sim -50^\circ$ 时, 其燃气红外辐射强度高于垂直起降喷管; 另一方面导致在垂直探测面 $0^\circ \sim -30^\circ$ 以及水平探测面 $0^\circ \sim 20^\circ$ 左右时相比于其余两喷管而言, 其壁面自身红外辐射穿透燃气区域行程短, 受燃气对壁面红外辐射的吸收作用最小, 所以该探测角下 S 喷管壁面以及总红外辐射强度最高, 相反在垂直探测面 5° 时 S 喷管壁面红外辐射强度最低。而 S 喷管下壁面温度变化剧烈导致在上垂直探测面的壁面红外辐射强度随着探测角增加减小幅值越来越大。因此 S 喷管总红外辐射强度在垂直探测面探测角 5° 时最低, $0^\circ \sim -15^\circ$ 时最高, 在水平探测面 $0^\circ \sim 10^\circ$ 时最高。

综合来看, 3 种模式下喷管红外辐射强度总体分布规律一致, 但就强度大小分布来看, 垂直起降喷管与 S 隐身模式下的总红外辐射强度在不同探测面较大探测范围内均明显低于常规巡航模式喷管, 此外相对于常规巡航模式, S 隐身模式喷管总红外辐射强度降低最高达 47%, 垂直起降喷管降幅达 23%。

3.2 舱段相对转角对 S 隐身模式喷管的红外辐射特性影响

舱段旋转角度是多轴级联式垂直起降喷管的关键几何参数, 研究舱段旋转角度对其 S 型模式以及垂直起降模式的红外辐射特性影响具有重要意义。本节根据多轴级联式喷管 S 隐身型模式的

结构特点, 选用 5 组 S 型喷管下壁面中心线在进出口两个弯道处缓急程度不同的相对转角组合, 从而研究不同转角组合下 S 型模式喷管红外辐射强度分布, 喷管编号和数据如表 3 所示。

表 3 S 喷管相对转角组合

Table 3 S-shaped nozzle relative angle combination

喷管工况编号	相对转角/(°)		
	θ_1	θ_2	θ_3
A(前缓后急)	-16	-25	41
B(前缓后急)	-22	-12	34
C(缓急相当)	-28	0	28
D(前急后缓)	-34	12	22
E(前急后缓)	-40	23	17

图 10 为各 S 型喷管对称面燃气以及高温壁面温度。从图中可以看出, 随着转角 θ_1 、 θ_3 逐渐减小以及 θ_2 逐渐增大, 各 S 隐身型喷管进口处弯道逐渐由缓变急, 出口处弯道则由急变缓。当进口弯道缓急变换过程中, 该弯道附近的壁面温度和燃气温度无明显变化。当靠近出口的弯道由急变缓时, 燃气尾流向上偏移角度逐渐减小使得出口下壁面附近燃气与外界气流的掺混空间减小, 从而附近气流以及壁面温度变化范围变小直至出口处均为高温燃气以及高温壁面。此外, 随着 S 型喷管从 A 到 E 变化, 高温尾流先变长后变短, 其中 D 喷管最长, A 喷管与 E 喷管相差不大, 均低于其余喷管。

图 11 给出了 D 和 E 喷管对称面的流线以及湍流动能(TKE, 量符号记为 E_{tk})分布, 从图中可知, 相比于 D 喷管, E 喷管在上下壁面附近均产生

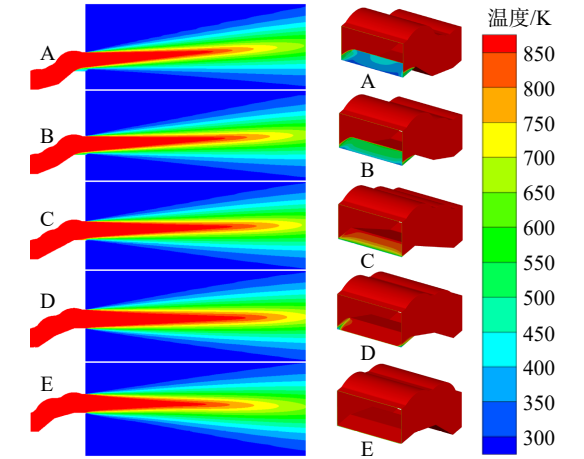


图 10 各 S 型喷管对称面燃气以及壁面温度分布

Fig. 10 Symmetrical surface and wall temperature distribution of S-shaped nozzles

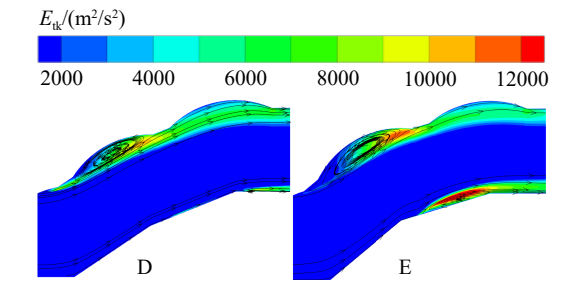


图 11 D 和 E 喷管对称面的流线以及湍流动能分布

Fig. 11 Distribution of streamlines and turbulent kinetic energy on the symmetry surface of nozzles D and E

了气流漩涡且湍流动能增大, 气流在相应区域的能量损失更大, 同时使得气流在出口处与外界气流掺混更加剧烈, 因此 E 喷管的外流场尾流高温核心区长度相比于 D 喷管更短。

结合图 12 各 S 隐身型喷管红外辐射强度分布分析, 根据高温燃气流域分布规律, 各 S 隐身型喷管在两探测面绝大部分探测角内燃气红外辐射强度从喷管 A 到 E 均先增加后减小。但受到高温尾流偏移程度的影响, 一方面导致偏移程度较大的 A、B 喷管最小气体红外辐射强度发生在上垂直探测面, 从而在下垂直探测面两喷管气体红外辐射强度均有所偏大, 而 E 喷管的高温尾流核心区长度与 A 喷管相差不大且尾流无明显偏移, 故在下垂直探测面对应探测角下其气体红外辐射强度最小。

另一方面则导致各喷管在不同探测面, 探测角从 0°起始的较小范围内对壁面自身辐射的吸收程度不同, 进而引起在上垂直探测面 0°~5°时, A、B 喷管壁面红外辐射强度明显突降, 且均小于

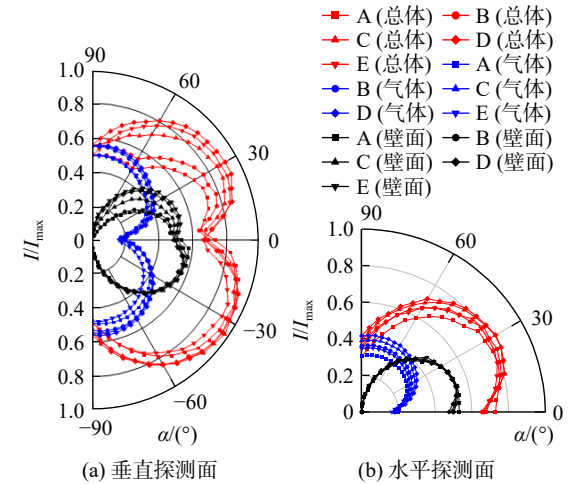


图 12 各 S 隐身型喷管红外辐射强度分布

Fig. 12 Infrared radiation intensity distribution of S-shaped nozzles

其余喷管,而在下垂直探测面以及水平探测面 $|\alpha|<15^\circ$ 左右时,A 喷管壁面红外辐射强度最大。但随着探测角进一步增大,壁面探测面积影响远大于外流场高温燃气对高温壁面辐射的吸收作用,因此受出口下壁面温度变化的影响,上垂直探测面 $10^\circ\sim90^\circ$ 内,喷管 A 到 E 的壁面红外辐射强度依次增大,其中 A、B 喷管均明显小于其余喷管。

通过高温燃气和高温壁面共同作用的总红外辐射强度分析可知,A 喷管在上垂直探测面探测角 $5^\circ\sim90^\circ$ 范围内和水平探测面探测角 $25^\circ\sim90^\circ$ 范围内的总红外辐射强度明显最低。E 喷管在下垂直探测面 $0^\circ\sim-65^\circ$ 范围内的总红外辐射强度最低。C 和 D 喷管在水平探测面 $10^\circ<\alpha<90^\circ$ 范围内总红外辐射强度均显著高于其余喷管,其中 $35^\circ<\alpha<90^\circ$ 时 D 喷管稍高于 C 喷管。在垂直探测面上方 $10^\circ<\alpha<90^\circ$,D 喷管总辐射强度最高。在垂直探测面下方 $-15^\circ<\alpha<90^\circ$,B、C、D 喷管总红外辐射强度差距不大,均高于其余喷管。

总体来看,随着舱段相对转角变化,S 隐身模式喷管从进出口弯道前缓后急变换到前急后缓,S 喷管高温燃气核心区先增加后减小,在垂直探测面以及水平探测面较大探测范围内对应探测角下,其燃气红外辐射强度亦均先增加后减小。出口转角 θ_3 越大易导致 S 模式喷管出口下壁面低温区域越大,从而在垂直探测面上方 $5^\circ\sim90^\circ$ 探测范围下的壁面红外辐射强度越低。

3.3 舱段相对转角对垂直起降模式喷管的红外辐射强度影响

通过对 S 喷管舱段相对转角参数化研究,发现靠近出口转角对喷管红外辐射特性影响较大,故本小节在保证垂直起降喷管达到 95° 偏角的状态以及 θ_1 转角控制在 30° 时,选择 3 组喷管相对转角组合来探究靠近出口的相对转角变化对垂直起降喷管红外辐射分布的影响,喷管编号和转角数据如表 4 所示。

各垂直起降喷管在水平探测面以及垂直探测

表 4 垂直起降型喷管相对转角组合

Table 4 Vertical takeoff and landing nozzle relative angle combination

喷管工况编号	相对转角/ $(^\circ)$		
	θ_1	θ_2	θ_3
A1	30	25	40
B1	30	35	30
C1	30	45	20

面下的红外辐射强度分布如图 13 所示。图 14 为各喷管燃气以及壁面温度分布。

从图 13 中可知,在不同探测面上,3 种垂直起降模式喷管燃气以及壁面红外辐射强度略有差异。在水平探测面,探测角在 $15^\circ\sim90^\circ$ 范围内时,3 种喷管中 A1 气体红外辐射强度稍低,B1 则稍高,如图 13(b)所示。这是因为随着转角变化,各垂直起降喷管高温尾流长度有些许差异,如图 14(a)喷管燃气温度分布所示,以 A1 喷管等温线 750 K 处为基准,对比 3 种喷管在对称面温度大于 750 K 的高温核心区长度,其中 B1 喷管略高,A1 喷管略低。此外喷管 A1 尾流偏移导致喷口下壁面附近内部气流与外界掺混剧烈,温度梯度明显,受此影响,喷口下壁面有小部分低温区域,如图 14(b)壁面温度分布所示。而探测角在 $0^\circ\sim15^\circ$ 范围内时,各喷管壁面均为高温且可探测面积变化较小,但 A1 喷管尾流向上偏移所导致的壁面自身辐射穿越高温燃气区域路程相对较短,受高温燃气吸

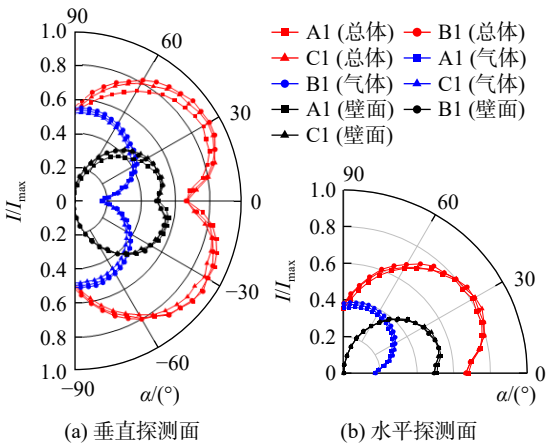
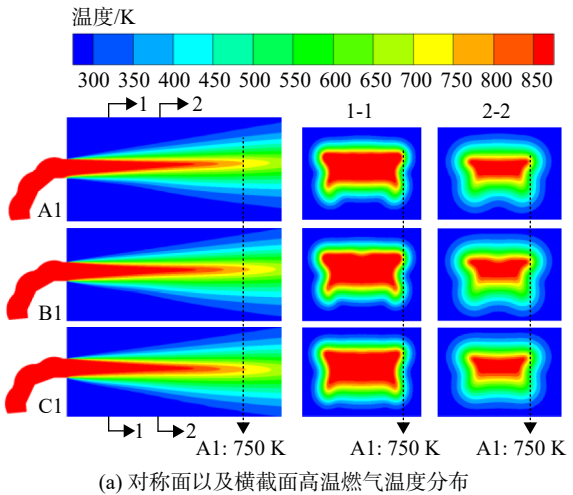


图 13 各垂直起降型喷管红外辐射强度分布

Fig. 13 Infrared radiation intensity distribution of vertical takeoff and landing nozzles



(a) 对称面以及横截面高温燃气温度分布

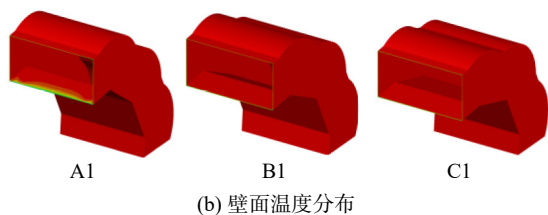


图 14 各垂直起降型喷管温度分布

Fig. 14 Temperature distribution of vertical takeoff and landing nozzles

收作用较小,故其壁面红外辐射强度稍高于其余喷管。

在垂直探测面内,受尾流偏移的影响,在探测角为 $0^\circ \sim 30^\circ$ 时, A1 燃气辐射强度略低于其余喷管,如图 13(a)所示。而探测器在 $30^\circ \sim 90^\circ$ 和 $-5^\circ \sim -90^\circ$ 范围内时, C1 喷管燃气红外辐射强度略低于其余喷管,这是因为 C1 喷管与 A1 喷管虽然高温尾流长度差异不大,但从图 14(a)横截面燃气分布可知, C1 喷管大于 750 K 的高温尾流域最大宽度略低于 A1、B1 喷管,所以探测器垂直探测时所探测到的高温燃气流域面积相对较小,从而燃气辐射强度更低。B1 喷管则因高温尾流相对较长,最大宽度与 A1 喷管无明显差距,从而在探测角为 $5^\circ \sim 90^\circ$ 以及 $-45^\circ \sim -90^\circ$ 范围内的燃气辐射强度更高。但在探测角为 $0^\circ \sim -45^\circ$ 时, A1 喷管尾流向上偏移弥补了对应探测角下尾流长度的不足,所以其燃气辐射强度与 B1 喷管相差不大,均高于 C1 喷管。从壁面红外辐射强度来看, A1 喷管受到高温燃气区域分布的影响,较小探测角下高温燃气吸收作用弱于其余喷管,故在探测角 $0^\circ \sim -30^\circ$ 范围内最大。而探测角在 $5^\circ \sim 90^\circ$ 范围内时, A1 喷管出口下壁面边缘温度变化剧烈以及较小探测角下燃气吸收作用较强的影响,其壁面辐射强度最低。其余探测范围下 3 种喷管壁面红外辐射强度差异不明显。

综上所述,受壁面以及气体红外辐射强度综合影响,水平探测面内各喷管总红外辐射强度相差不大,探测角在 $35^\circ \sim 90^\circ$ 范围内时, A1 稍低, B1 喷管稍高。在上垂直探测面内,喷管 A1 总红外辐射强度明显最低, C1 喷管在探测角 $0^\circ \sim 20^\circ$ 内略高, B1 喷管总红外辐射强度明显在探测角 $20^\circ \sim 90^\circ$ 内最高。下垂直探测面内, C1 喷管总红外辐射强度最低, A1 喷管和 B1 喷管相差不大, A1 喷管在 $0^\circ \sim -30^\circ$ 内稍高, B1 喷管 $-60^\circ \sim -90^\circ$ 内略高。

综合来看,转角 θ_2 和 θ_3 均在 20° 以上时,随着转角 θ_2 和 θ_3 的规律性变化,垂直起降喷管出口附近弯道由急变缓,中段弯道由缓变急,垂直起降喷管燃气红外辐射强度在水平探测面的探测角 $15^\circ \sim 90^\circ$ 以及垂直探测面的探测角 $5^\circ \sim 90^\circ$ 和 $-45^\circ \sim -90^\circ$ 范围内先增大后减小,但是整体变化幅值不大。转角 θ_3 为 40° 的垂直起降喷管因出口下壁面边缘出现部分低温区域,从而在上垂直探测面大部分探测范围下的壁面红外辐射强度略低。

4 结 论

本文研究了垂直起降喷管 3 种模式下的红外辐射特性并分别探讨了喷管各节间相对转角对不同模式下喷管红外辐射特性的影响,并得出以下结论:

1) 前缓后急型 S 隐身模式喷管红外隐身性能较优,最大降幅达 47%,垂直起降喷管次之,最大降幅达 23%。

2) 舱段相对转角变化规律对 S 隐身模式喷管红外辐射强度分布有较大影响。随着舱段相对转角组合变化,在不同探测面绝大部分探测角下, S 喷管燃气红外辐射强度均先增加后减小。垂直探测面探测角 $5^\circ \sim 90^\circ$ 范围内,出口转角 θ_3 越小, S 喷管壁面红外辐射强度越大。

3) 靠近出口的舱段相对转角变化规律对垂直起降模式喷管红外辐射强度分布影响较小。随着 θ_2 增大和 θ_3 减小,在大部分探测角下,垂直起降喷管燃气红外辐射强度先略微增大后略减小。转角组合的变化,尤其是 θ_3 的变化,对垂直起降喷管在上垂直探测面的壁面红外辐射强度有一定影响。

参考文献:

- [1] 刘健,林嘉轩,霍熠炜.红外抑制措施对战斗机辐射特性抑制效果分析[J].空天防御,2020,3(4):67-72.
LIU Jian, LIN Jiaxuan, HUO Yiwei. Effects of infrared suppression techniques on the infrared radiation signatures of fighter aircraft[J]. Air & Space Defense, 2020, 3(4): 67-72. (in Chinese)
- [2] 罗巧云.第五代战斗机在未来空战中的应用[J].国防科技,2017,38(4):57-62.
LUO Qiaoyun. Review on the operational application of the fifth generation fighter in future air combat[J]. National Defense Science & Technology, 2017, 38(4): 57-62. (in Chinese)
- [3] NALLS A, STORTZ M. Assessment of Russian VSTOL technology evaluating the YAK-38 'FORGER' and YAK-141 'FREESTYLE': NTRS 19950059269 [R]. Anaheim, US: Society of Experimental Test Pilots, 1993.
- [4] SARIPALLI K, FARRELL D. Simulated flow visualization stud-

- ies of the near field exhaust flow patterns for the Russian Yak-141 supersonic V/STOL aircraft: AIAA1993-4879 [R]. Reston, US: AIAA, 1993.
- [5] RENSHAW K. F-35B lightning II three-bearing swivel nozzle[EB/OL]. (2014-08-12)[2022-11-1].https://www.codeonemagazine.com/article.html?item_id=137.
- [6] WIEGAND C. F-35 air vehicle technology overview: AIAA2018-3368 [R]. Reston, US: AIAA, 2018.
- [7] 刘帅, 王占学, 周莉, 等. 三轴承旋转喷管矢量偏转规律及流场特性研究[J]. 推进技术, 2015, 36(5): 656-663.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Three bearing swivel nozzle vector deflection law study and fluid field calculation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 656-663. (in Chinese)
- [8] 王向阳, 朱纪洪, 刘凯, 等. 三轴承推力矢量喷管运动学建模及试验[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 911-920.
WANG Xiangyang, ZHU Jihong, LIU Kai, et al. Kinematic modeling and testing of 3-bearing swivel duct nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 911-920. (in Chinese)
- [9] 杨帆, 刘增文, 刘帅, 等. 三轴承旋转喷管型面设计与分析[J]. 航空计算技术, 2014, 44(2): 77-80.
YANG Fan, LIU Zengwen, LIU Shuai, et al. Design and analysis of three bearing swivel nozzle inner contour[J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(2): 77-80. (in Chinese)
- [10] KENTFIELD J A C. Nozzles for jet-lift V/STOL aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 1967, 4(4): 283-291.
- [11] SOKHEY J, SMITH C, BAKER V D. Design and performance analysis of vented vectoring exhaust nozzle for JSF LiftFan CDA configuration: AIAA2002-4063 [R]. Reston, US: AIAA, 2002.
- [12] SOKHEY J J S, VITTAL B R, LAM D W. Development of a telescoping vaned exhaust nozzle for the ASTOVL liftfan™ application: AIAA-1993-2437[R]. Reston, US: AIAA, 1993.
- [13] 黄章斌, 管留, 李晓霞, 等. 喷管类型对飞行器排气系统辐射特性的影响[J]. 红外技术, 2021, 43(6): 587-591.
HUANG Zhangbin, GUAN Liu, LI Xiaoxia, et al. Numerical simulation of radiation characteristics of aircraft exhaust systems with different nozzles[J]. Infrared Technology, 2021, 43(6): 587-591. (in Chinese)
- [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. (in Chinese)
- [15] 程稳, 周莉, 王占学, 等. 几何参数对 S 弯喷管红外辐射特性的影响[J]. 推进技术, 2018, 39(9): 1974-1985.
CHENG Wen, ZHOU Li, WANG Zhanxue, et al. Effects of geometric parameters on infrared signature of serpentine nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(9): 1974-1985. (in Chinese)
- [16] 是介, 周莉, 史经纬, 等. 三轴承矢量喷管红外辐射特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(6): 1195-1205.
SHI Jie, ZHOU Li, SHI Jingwei, et al. Infrared radiation signature of three bearing swivel nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(6): 1195-1205. (in Chinese)
- [17] 黄伟, 吉洪湖. BMC 法计算航空发动机红外辐射的效率研究[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(8): 2334.
HUANG Wei, JI Honghu. Efficiency of aero-engine infrared radiation computation by using BMC method[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(8): 2334. (in Chinese)
- [18] 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, 772.
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, 772. (in Chinese)
- [19] 蔡红华, 聂万胜, 吴睿, 等. 气体高温辐射特性窄谱带模型参数库构建[J]. 红外与激光工程, 2017, 46(7): 704001.
CAI Honghua, NIE Wansheng, WU Rui, et al. Establishment of narrow spectral band model parameters database for gas high temperature radiation characteristics[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(7): 704001. (in Chinese)
- [20] 陈世国, 陈立海, 莫冬腊, 等. 利用 HITEMP2010 的 Malkmus 窄谱带模型参数库构建研究[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(8): 2327-2333.
CHEN Shiguo, CHEN Lihai, MO Dongla, et al. Construction of Malkmus statistical narrow spectral band model parameters database based on HITEMP2010[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(8): 2327-2333. (in Chinese)
- [21] ROTHMAN L S, GORDON I E, BARBER R J, et al. HITEMP, the high-temperature molecular spectroscopic database [J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 2010, 111(15): 2139-2150.
- [22] BHARADWAJ S P, MODEST M F. Medium resolution transmission measurements of at high temperature: an update[J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 2007, 103(1): 146-155.

(编辑: 王碧琚)