

分流喷管出口构型对红外抑制器性能影响的数值和实验研究

杜家栋 单勇 张靖周

Numerical and experimental research on the effect of outlet structural parameters of diverter nozzle on infrared suppressor performance

Du Jiadong, Shan Yong, Zhang Jingzhou

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.3788/IRLA20230459>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

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

Influence of design of convergent-divergent nozzle on aerodynamic and infrared characteristics of serpentine 2-D exhaust system
红外与激光工程. 2021, 50(11): 20210084 <https://doi.org/10.3788/IRLA20210084>

波瓣混合器排气系统红外特性的模型实验和数值分析

Model experiment and numerical analysis on infrared character of lobed mixer exhaust system
红外与激光工程. 2017, 46(1): 104003 <https://doi.org/10.3788/IRLA201746.0104003>

不同形式喷管红外抑制特性试验研究

Experimental investigation of infrared suppressing characteristics of different nozzles
红外与激光工程. 2017, 46(4): 404005 <https://doi.org/10.3788/IRLA201746.0404005>

稀薄环境下高空羽流流动与超窄谱红外辐射特性数值研究

Numerical study of flow and ultra narrow spectrum infrared radiation characteristics of high-altitude plume under thin atmosphere
红外与激光工程. 2020, 49(S1): 20200159 <https://doi.org/10.3788/IRLA20200159>

沙尘暴对红外辐射的消光特性分析(特约)

Analysis of extinction characteristics of sandstorm to infrared radiation(*Invited*)
红外与激光工程. 2020, 49(7): 20201022 <https://doi.org/10.3788/IRLA20201022>

固体火箭发动机喷焰复燃及其对红外辐射的影响

Afterburning and infrared radiation effects of exhaust plumes for solid rocket motors
红外与激光工程. 2018, 47(9): 904003 <https://doi.org/10.3788/IRLA201847.0904003>

分流喷管出口构型对红外抑制器性能影响的数值和实验研究

杜家栋, 单勇*, 张靖周

(南京航空航天大学 能源与动力学院 航空飞行器热管理与能量利用工业和信息化部重点实验室,
江苏南京 210016)

摘要: 在模型实验验证的基础上,采用数值模拟的方法,对比分析了分流喷管出口构型对直升机红外抑制器气动性能、温度场和红外辐射强度的影响。研究表明:相比基准分流喷管模型 (Origin),分流喷管出口带一定外扩张角的波瓣出口结构 (Lobe_1) 的引射系数略微降低、总压恢复系数降低,中间混合管出口排气温度峰值却降低了 65.1 K,同时降低了混合管上下方区域的壁面温度,但造成混合管中后段外侧壁面局部区域温度升高;外扩张角为 0 的波瓣出口结构 (Lobe_2) 增加引射系数 3.8%,总压恢复系数与 Lobe_1 结构基本相当,中间混合管出口排气温度峰值也降低了 62.8 K,尤其是其降低混合管壁面温度的效果最佳;分流喷管出口突片结构 (Tab) 增加引射系数 10.6%,但总压恢复系数降低 0.7%,同时,内侧混合管出口排气平均温度降低 19.3 K,混合管壁面降温效果相对较差。总体来看,波瓣和突片结构都起到增强引射、强化混合的作用,尤其是波瓣出口结构 (Lobe_2) 对降低抑制器总体红外辐射效果最好,在 3~5 μm 波段的红外辐射强度最大可降低 21%;在 8~14 μm 波段,其红外辐射强度最大可降低 15%。

关键词: 红外抑制器; 分流喷管; 引射系数; 红外辐射; 气动性能

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20230459

0 引言

武装直升机作为现代化最主要的飞行兵器之一,因其反应灵活,机动性好,能贴地飞行,隐蔽性好,生存能力强,机载武器的杀伤威力大,在局部战争和特殊任务的执行中发挥日益重要的作用^[1]。随着先进红外探测技术与红外跟踪打击技术的高速发展,在现代高科技战场环境中,武装直升机受到来自地面和空中红外制导导弹的威胁越来越大^[2-3],为了提高武装直升机的战场生存能力和作战突击能力,必须发展先进的红外隐身技术^[4]。

目前针对直升机排气系统的红外抑制方法主要有:1) 遮挡技术,通过遮挡红外辐射源,以达到降低或避免其被红外探测器直接探测到的机会,如范仁钰等^[5]通过在二元喷管出口处安装带气膜冷却的双层遮挡板结构,有效抑制了排气系统的红外辐射强度;刘常春等^[6]实验测量了 S 弯二元喷管和基准轴对称

喷管的红外辐射强度,得到 S 弯二元喷管有着明显的红外抑制作用;Rogalski^[7]将引射混合管设计为弯曲构型,实现对腔体中高温部件的遮挡;王浩等^[8]针对末级涡轮叶片设计了带气膜冷却的全遮挡导流支板结构,有效对涡轮高温壁面进行遮挡,显著降低排气系统的红外辐射强度,抑制了末级涡轮对红外辐射的贡献。2) 利用高温主流的排气动能引射环境冷气,以降低排气温度和壁面温度,如 Bettini 等^[9]在分流喷管表面开设百叶窗型的引射入口,有效降低了混合管的壁面温度和排气温度;陈苏麒等^[10]设计具有引射结构的挡板结构,提高了二元引射喷管的引射系数,有效降低红外抑制器的壁面和气体红外辐射强度;吴忠诚等^[11]研究了在红外抑制器外侧单根混合管表面加装肋片和遮挡罩外侧狭缝进气面积的影响,有效降低了遮挡罩壁面平均温度;宋健等^[12]设计了一种双层混合管排气出口导流结构,有效降低了壁面高温区温度和混合管及其排气的总体红外辐射强度。以上研究表

收稿日期:2023-07-28; 修订日期:2023-11-08

作者简介:杜家栋,男,硕士生,主要从事传热与红外隐身方面的研究。

导师(通讯作者)简介:单勇,男,教授,博士生导师,博士,主要从事传热与红外隐身方面的研究。

明,使用遮挡技术和提升抑制器的引射能力对降低排气系统红外辐射强度有着显著效果,但具体采用何种技术手段应视红外抑制器结构而定。

分流喷管引射式红外抑制器^[13-14]将发动机排气分成平行三股,利用排气的动能引射环境冷气进入三个独立的混合管在其内掺混降温,该抑制器结构增加了引射和混合边界,从而有效增强了抑制器的引射能力。潘丞雄等^[13]模拟和分析了多路分流排气引射系统各支路引射混合管的引射能力、总压恢复系数和出口速度及压力的差异;张伯安^[14]系统地研究了分流喷管引射式红外抑制器,采用辐射遮挡罩和弯曲混合管的遮挡技术。然而,受限于红外抑制器在直升机上的尺寸和形状,在有限空间内提高分流喷管引射能力、降低排气和壁面温度难度大。因此,文中提出分流喷管出口修型方案,设计了抑制器缩比实验模型。利用实验数据对计算方法进行验证,通过对比分流喷管引射式红外抑制器的引射系数、总压恢复系数、混合管的出口和壁面温度分布和红外辐射强度,多角度地分析了分流喷管出口构型对红外抑制器的性能影响。

1 物理模型

分流喷管引射式红外抑制器物理模型如图 1 所示,包括分流喷管、集气腔、百叶窗型引射入口、弯曲混合管、遮挡罩、蒙皮等。图 1(a) 为分流喷管引射式红外抑制器的具体结构示意图及装配在直升机上的具体位置示意,发动机动力涡轮后的高温燃气进入四根分流喷管,其中,流经外侧喷管的高温燃气进入外侧混合管;经过中间两根喷管(图 1(c) 中间的上下两根喷管)的高温燃气进入中间混合管;进入内侧喷管的高温燃流入内侧混合管,并利用高温燃气的排气动能引射环境冷气从引射入口进入集气腔后与高温燃气在弯曲混合管内充分掺混冷却后排出,红外抑制器的弯曲混合管后段与 X 轴正方向夹角为 20°,可以对高温的分流喷管部件进行遮挡,并在弯曲混合管外侧布置辐射遮挡罩以避免高温混合管直接向蒙皮传递热量,如图 1(b) 所示。红外抑制器的分流喷管结构示意图如图 1(c),由四根独立的喷管组成,分流喷管的出口面积与入口面积相等,其出口平面的法线方向与弯曲混合管前段平行。

图 2 为分流喷管不同出口构型的二维结构示意图

图,以分流喷管出口为跑道型的红外抑制器作为基准模型(Origin),如图 2(a) 所示。图 2(b) 和图 2(c) 展示

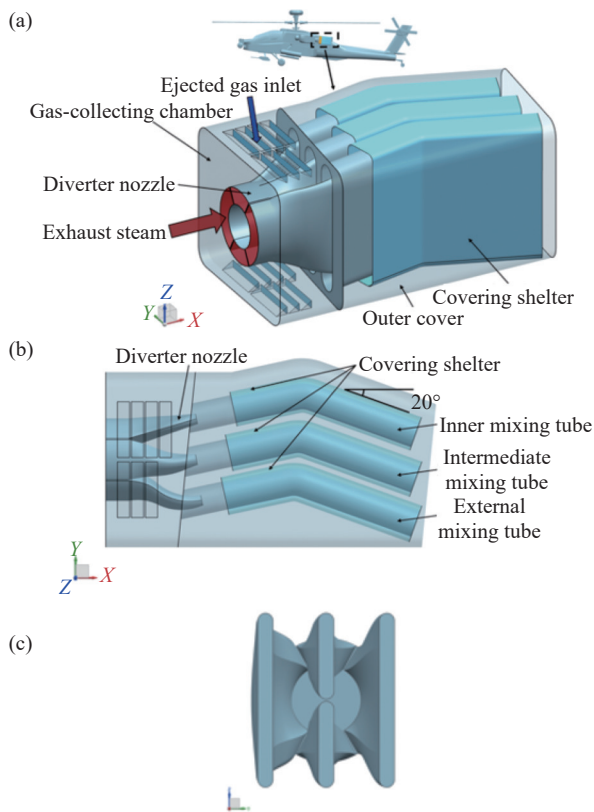


图 1 (a) 分流喷管引射式红外抑制器结构示意图; (b) 红外抑制器俯视图; (c) 分流喷管结构示意图(尾向)

Fig.1 (a) Diverter nozzle ejector infrared suppressor; (b) Top view of infrared suppressor; (c) Diverter nozzle (tail perspective)

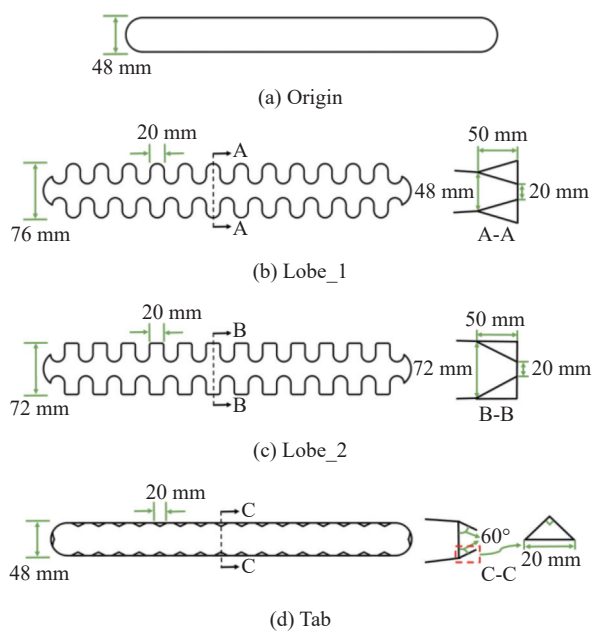


图 2 分流喷管出口结构示意图

Fig.2 Outlet structural parameters of diverter nozzle

了两种波瓣出口的结构和尺寸,两种波瓣的瓣宽均为 20 mm,其中 Lobe_1 的内扩张角与外扩张角相等,Lobe_2 的外扩张角为 0°。图 2(d) 展示了带突片的喷口结构和尺寸,突片是一个斜边为 20 mm 的等腰直角三角形,后倾角为 60°。值得注意的是虽然各模型的分流喷管出口结构存在差异,但喷管出口面积保持一致。

2 计算方法

2.1 数值计算方法

红外抑制器分流喷管进口定义为流量进口边界,质量流量为 6.17 kg/s,总温为 842 K,并假定排气热力参数在分流喷管均匀。为了模拟分流喷管引射式红外抑制器从外界引射环境冷气,且保证混合管排气充分发展,在红外抑制器外围构建了足够大的外流场区域,如图 3 所示,外流场边界设置为压力出口,压力为 101 325 Pa,外流场环境冷气温度的 288.15 K。

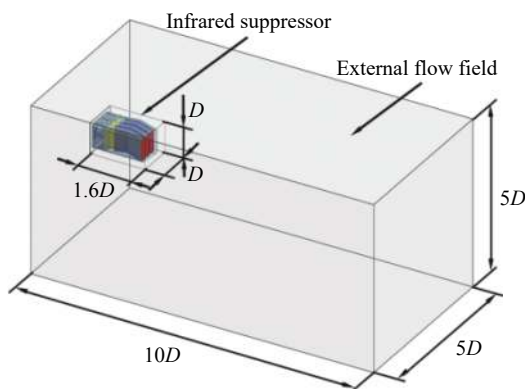


图 3 计算域示意图

Fig.3 Schematic diagram of the computational domain

假定来自发动机动力涡轮后的排气是完全燃烧的燃气,主要为氮气、二氧化碳和水蒸气,其质量占比为 0.706、0.209、0.085。引射的环境冷气组成成分为氮气和氧气,质量占比分别为 0.756 和 0.244^[15-16]。红外抑制器的固体壁面设置为无滑移的流固耦合面进行传热计算,同时考虑固体壁面之间的辐射换热,红外抑制器的固体壁面发射率取为 0.8。

采用 ICEM (Integrated Computer Engineering and Manufacturing) 软件对计算模型进行网格划分。由于分流喷管引射式红外抑制器整体结构较为复杂,且外流场区域尺寸较大,综合考虑计算效率与精度,对红外抑制器结构使用适应能力较强的非结构化网格进

行网格划分,并对分流喷管、混合管等壁面区域进行局部网格加密处理,对大的外部流场使用结构化网格进行网格划分。如图 4 所示,对比红外抑制器网格数量为 580 万、660 万、750 万、830 万和 920 万下的引射系数和总压恢复系数,最终确定总体的网格数约为 750 万。

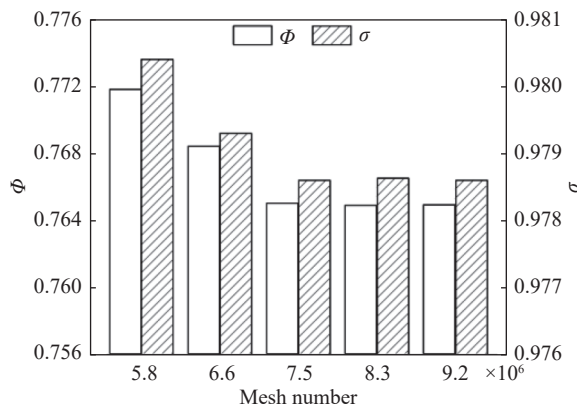


图 4 不同网格数下红外抑制器引射系数和总压恢复系数计算结果

Fig.4 Computed results of Infrared suppressor pumping coefficient and total pressure recovery coefficient under different grid numbers

参考大量红外抑制器的数值模拟文献 [10-18],选用 SST (Shear Stress Transfer) $k-\omega$ 湍流模型进行数值模拟,加入组分输运方程获得主流与次流掺混后的组分分布。流动传热与组分输运方程中的对流项和扩散项均采用二阶迎风差分格式离散,压力与速度耦合采用 SIMPLEC (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations Consistent) 算法。选取离散坐标辐射模型 (DO 模型) 计算辐射换热。计算收敛判据设置为各项残差均小于 10^{-5} 。

2.2 红外计算方法

在流场和温度场计算的基础上,红外辐射特性计算采用经过验证的正反射线追踪法^[19-20]。文中计算和分析了分流喷管引射式红外抑制器 3~5 μm 波段和 8~14 μm 波段的红外辐射特性。考虑红外抑制器结构在铅锤方向上的对称性以及内侧被机身遮挡,因此将探测点设置在水平探测面 $-90^\circ\sim 0^\circ$ 和铅锤探测面 $0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内,其中正对混合管排气出口的水平探测面 $-30^\circ\sim 0^\circ$ 和铅锤探测面 $0^\circ\sim 30^\circ$ 范围每 5° 一个探测点,水平探测面 $-90^\circ\sim -30^\circ$ 和铅锤探测面 $30^\circ\sim 90^\circ$ 范围每 10° 一个探测点,探测距离为 200 m,红外辐射特性计算时红外探测点位置分布如图 5 所示。

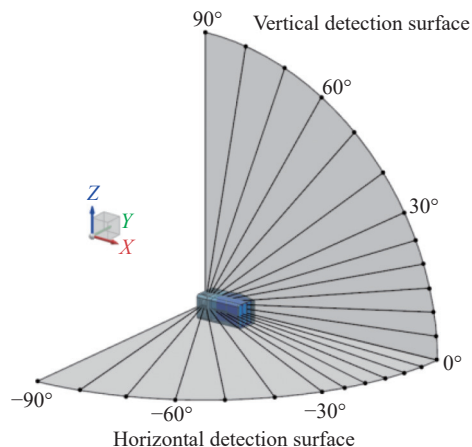


图 5 红外探测点位置分布

Fig.5 Schematic diagram of infrared detection position distribution

2.3 特征参数

引射系数 Φ 是衡量红外抑制器的分流喷管引射能力的重要参数, 定义如下^[21]:

$$\Phi = \sum \frac{m_b}{m} \quad (1)$$

式中: m_b 为通过百叶窗入口进入的引射次流流量; m 为主流流量。

主流与引射次流的掺混势必造成排气的流动损失, 从而直接影响发动机的性能, 因此引入总压恢复系数对此进行评价。总压恢复系数 σ 定义为^[10]:

$$\sigma = \frac{m_{out} P_{out}}{mP + m_b P_b} \quad (2)$$

式中: m_{out} 、 m 和 m_b 分别为混合管出口流量、主流流量和引射次流流量; P_{out} 、 P 和 P_b 分别为混合管出口、主流入口和百叶窗引射入口的总压。

3 实验验证

3.1 实验系统与实验工况

图 6 为实验系统示意图, 主流从离心式压气机流

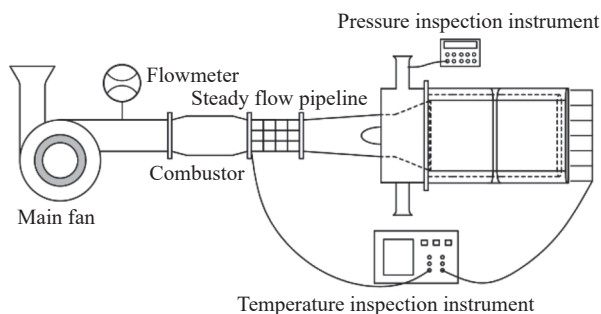
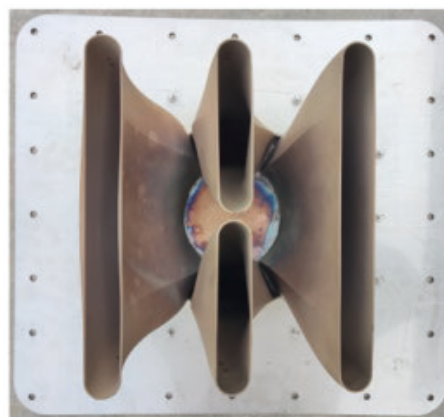


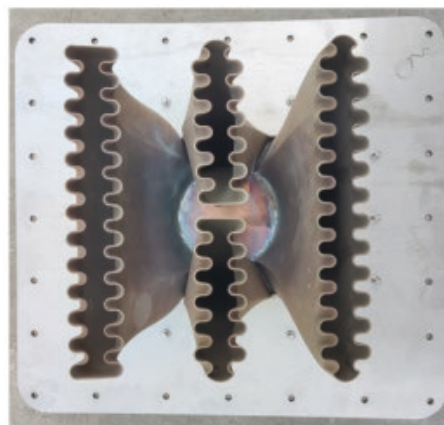
图 6 实验系统示意图

Fig.6 Schematic diagram of experimental system

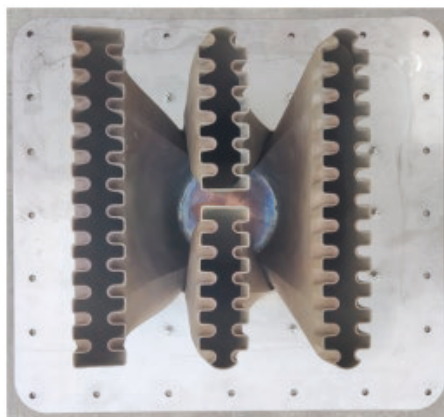
出, 经燃烧室燃烧后进入稳流段, 最后进入实验段。主流通道设有流量计, 可以监控实验的主流流量。根据数值计算模型, 设计了基准模型和两种波瓣出口模型的 1/2 缩比实验, 三种喷管出口实物如图 7 所示。抑制器分流喷管主流流量为 0.3 kg/s, 温度为 773 K。



(a) Origin



(b) Lobe_1



(c) Lobe_2

图 7 分流喷管实物照片 (后向)

Fig.7 Photograph of diverter nozzle (tail perspective)

3.2 实验测量方法

图 8 为实验系统实物图,引射系统由四根吸风喇叭管和集气腔组成,在吸风喇叭管内布置了静压测量点,弯曲混合管的引射流量通过测量的静压换算而得,压力采集设备为 PSI (Pressure Scanner Implement) 9116 智能压力扫描阀,测量误差在 0.05% 以内。混合管的出口温度通过铁制热电偶测量,竖向共分布有 7 根热电偶,每根热电偶之间间隔约 5 cm。内侧混合管壁面温度通过预留的测点测量,测点位置距离混合管出口平面 10 cm,测量时将热电偶插入旋紧即可,竖向共分布有 7 根热电偶,每根热电偶之间间隔约 5 cm,热电偶实物图和热电偶测量位置如图 8 所示,温度采集设备为多路温度测试仪 (anbai-AT4764),测量误差在±0.5 K 以内。测量红外辐射强度的设备为红外遥感光谱辐射计 (VSR-3),测量误差在 3% 以内,探测点位于为实验模型的-90°方向 (参考图 5),距离实验段 40 m。

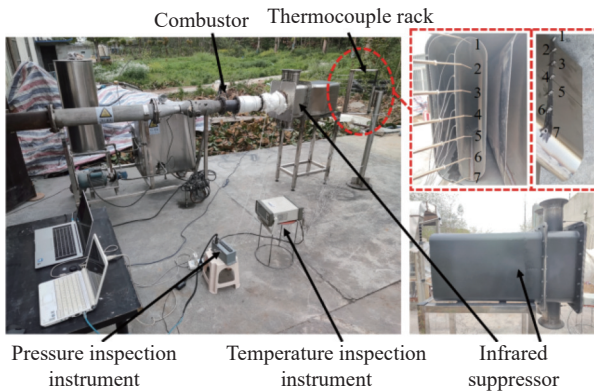
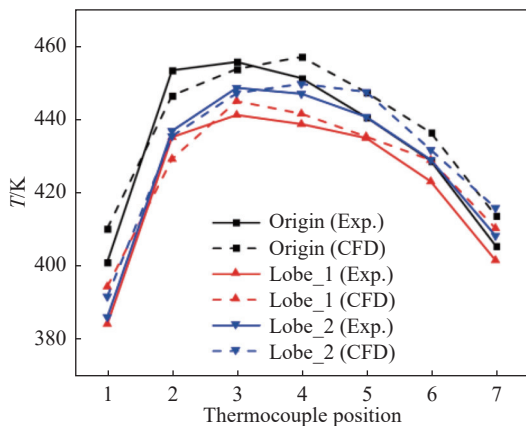


图 8 实验系统实物图

Fig.8 Photograph of experimental system



(a) 内侧混合管壁面温度

(a) Inner mixing tube wall surface temperature

3.3 实验结果分析及计算方法验证

对实验工况下的实验模型进行数值模拟。实验模型引射系数的实验结果与仿真结果如表 1 所示。可以得到,相比 Origin 模型, Lobe_2 模型引射系数的实验结果基本不变, Lobe_1 模型引射系数的实验结果明显降低;缩比模型引射系数的数值结果与实验结果吻合度高,误差在 4% 以内。

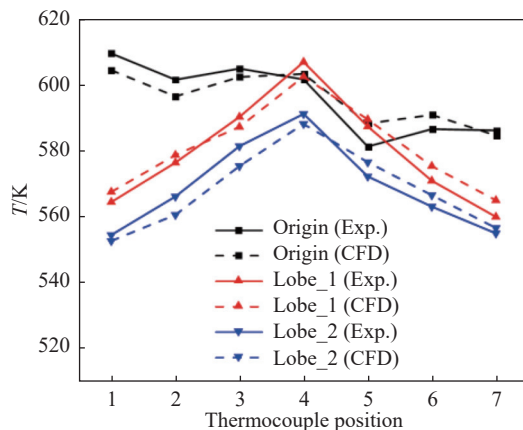
表 1 实验模型引射系数

Tab.1 Pumping coefficient of experimental model

Model	Experiment	Simulation	Deviation
Origin	0.988	0.975	1.32%
Lobe_1	0.896	0.925	3.24%
Lobe_2	0.981	1.018	3.77%

图 9 为实验模型内侧混合管壁面与混合管出口温度分布的实验与数值模拟结果对比。三组实验的内侧混合管壁面温度在 1 号热电偶位置的数值模拟结果均高于实验结果,并存在较大误差,最大误差达到 10%,造成误差的原因在于 1 号热电偶未旋紧到与混合管壁面良好接触,其他位置的数值模拟结果与实验结果吻合度较高,误差在 8% 以内。数值模拟和实验测量得到的混合管排气出口温度分布趋势一致,误差基本在 5% 以内。

表 2 为实验模型的红外辐射强度。数值模拟和实验测量得到的红外辐射强度变化趋势一致,两者最大误差为 6.42%,最小差值为 2.98%,吻合程度较高。总体来看,数值模拟结果与实验测量结果吻合度较高,满足工程计算需求^[22]。



(b) 内侧混合管出口温度

(b) Inner mixing tube outlet temperature

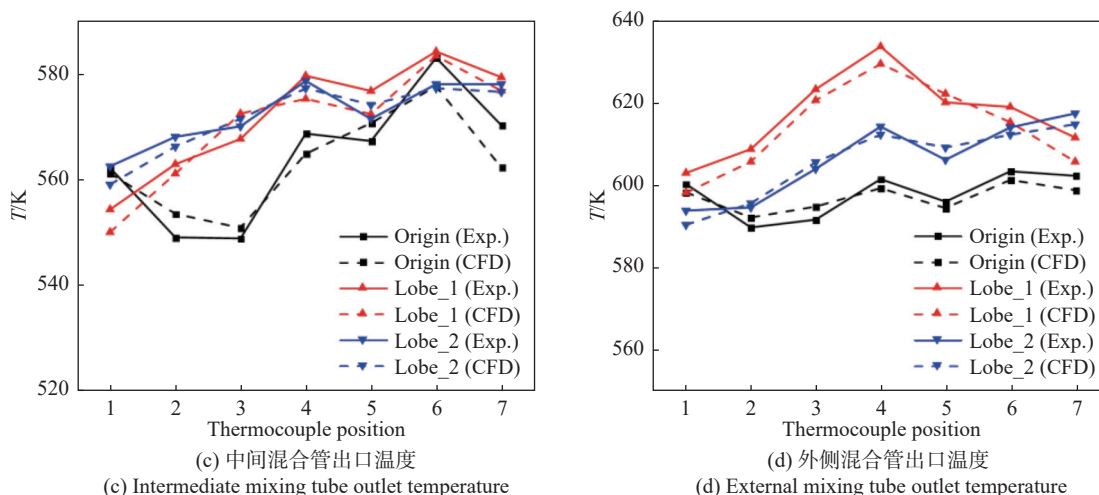


图 9 实验模型测点温度的实验与数值模拟结果对比

Fig.9 Comparison of experimental and numerical simulation results of experimental model temperature distribution

表 2 实验模型红外辐射强度

Tab.2 Infrared radiation intensity of experimental model

Model	3-5 μm infrared radiation intensity/ $\text{W}\cdot\text{sr}^{-1}$			8-14 μm infrared radiation intensity/ $\text{W}\cdot\text{sr}^{-1}$		
	Experiment	Simulation	Deviation	Experiment	Simulation	Deviation
Origin	0.407	0.429	5.41%	3.285	3.187	2.98%
Lobe_1	0.420	0.436	3.81%	2.958	3.073	3.89%
Lobe_2	0.358	0.381	6.42%	2.464	2.594	5.28%

4 分流喷管出口构型影响分析

4.1 分流喷管引射掺混特性分析

图 10 为不同分流喷管出口结构下的红外抑制器引射系数和总压恢复系数。可以看出 Lobe_1 模型的引射系数相比基准模型 (Origin) 的引射系数略有降低, 这是因为在保证喷管出口面积相同的条件下, 喷管与混合管之间的引射通道减小, 且带有一定外扩张角的波瓣结构使得主流流出后尚未完全发展便触附混合管壁面, 从而造成卷吸次流的面积减少, 其总压恢复系数由于主流碰壁以及同次流的掺混略微降低。Lobe_2 模型采用了外扩张角为 0 的波瓣结构, 使主流得以在混合管内充分发展, 主流动量被充分利用, 相比基准模型 (Origin), 其引射系数增大了 3.8%, 总压恢复系数相比 Lobe_1 模型基本不变。Tab 模型有着比 Lobe_1 和 Lobe_2 模型更大的引射通道, 同时在三角形突片强化气流掺混的双重作用下, 拥有相比其他结构更高的引射系数, 相比基准模型 (Origin), 其

引射系数增大了 10.6%, 但总压恢复系数在主流冲击突片和同次流的掺混作用下下降明显。

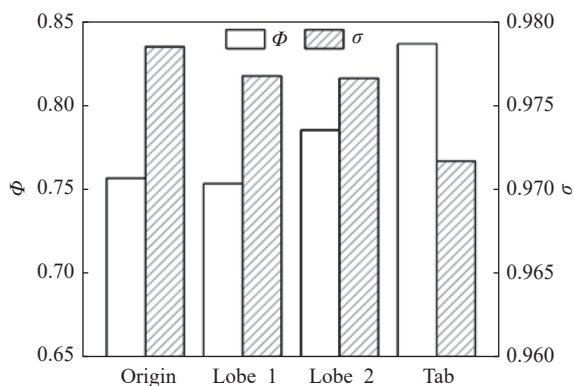


图 10 分流喷管出口构型对红外抑制器引射系数和总压恢复系数影响
Fig.10 The influence of the diverter nozzle outlet configuration on the pumping coefficient and total pressure recovery coefficient of the infrared suppressor

4.2 红外抑制器温度场分析

图 11 展示了不同分流喷管出口结构下红外抑

制器的混合管出口平面排气温度分布,从左到右依次为外侧混合管、中间混合管和内侧混合管的出口平面排气温度分布。可以看出由于混合管向左侧(外侧)偏转,高温排气冲刷混合管右侧壁面造成右半区域出现高温区。图 11(a)为基准模型 (Origin) 的混合管出口平面排气温度分布,三根混合管出口均存在局部高温区,尤其是中间混合管的出口排气平均温度和最高温度分别为 612.5 K 和 745.3 K,可见基准喷管的气流掺混能力差。图 11(b)和 11(c)分别为 Lobe_1 模型和 Lobe_2 模型的混合管出口平面排气温度分布,相比基准模型 (Origin),带波瓣出口的分流喷管结构有助于增强主流与次流的掺混,有效降低了混合管的出口排气最高温度,其中 Lobe_1 模型的中间混合管出口排气最高温度降低到 680.2 K,降低了 65.1 K; Lobe_2 模型在降低了中间混合管出口排气最高温度的同时将出口排气平均温度降低到 607.7 K,降低了 4.8 K。由于喷管伸入外侧混合管较长,且为保证喷管出口面积相同, Lobe_2 模型的外侧混合管引射通道面积减小较大,外侧混合管的中右

侧壁面仍存在高温区,但相比基准模型 (Origin) 其出口排气平均温度从 636.6 K 降低到 634.7 K,降低了 1.9 K。图 11(d)为 Tab 模型的混合管出口平面排气温度分布,其中间混合管出口排气温度分布特征与基准模型 (Origin) 相似,带突片出口结构的红外抑制器由于有着更高的引射系数,有效降低了混合管的出口排气平均温度,相比基准模型 (Origin)其内侧混合管出口排气平均温度降低到 595.0 K,降低了 19.3 K,虽然在四种模型中其出口排气平均温度最低,但中间混合管右侧壁面区域仍存在高温区,最高温度为 716.8 K。

红外抑制器的混合管(尤其是外侧混合管)温度的分布和大小直接影响蒙皮表面温度,同时,能够清晰地展现不同分流喷管出口构型对引射/混合的作用效果,图 12 为不同分流喷管出口结构下的红外抑制器外侧混合管壁面温度分布。图 12(a)为基准模型 (Origin) 的外侧混合管壁面温度分布云图,由于喷管对高温主流的引导以及主次流的掺混效果较差,高温排气冲击弯曲混合管中后段的上方、下方和内侧区域,形成较大范围的一个高温区。图 12(b)为 Lobe_1 模型的外侧混合管壁面温度分布云图,相比基准模型 (Origin),带一定外扩张角的常规波瓣出口虽然明显降低了弯曲混合管上方和下方的壁面温度,但经由波峰排出的高温主流冲击混合管前段并波及混合管中后段使得壁面温度升高。图 12(c)为 Lobe_2 模型的外侧混合管壁面温度分布云图, Lobe_2 模型的外侧混合管前段中间区域相比其他模型的温度更高,这是因为分流喷管的出口更宽且伸入混合管内,在外侧混合管上方和下方区域,壁面温度得到了明显降低,可见分流喷管使用外扩张角为 0 的波瓣出口结构可以更好的约束高温主流的流动,延后了高温主流对混合管壁面的冲刷,使主流能更好的在混合管内与次流掺混并充分发展,有效降低了高温排气和混合管壁面的温度。图 12(d)为 Tab 模型的外侧混合管壁面温度分布云图,相较于波瓣出口结构,由于小突片的尺寸远小于分流喷管的尺寸,其对限制主流冲刷混合管壁面的效果微弱,高温主流经分流喷管喷出后冲刷混合管壁面,在外侧混合管上方和下方壁面区域仍存在局部高温区,但相比基准模

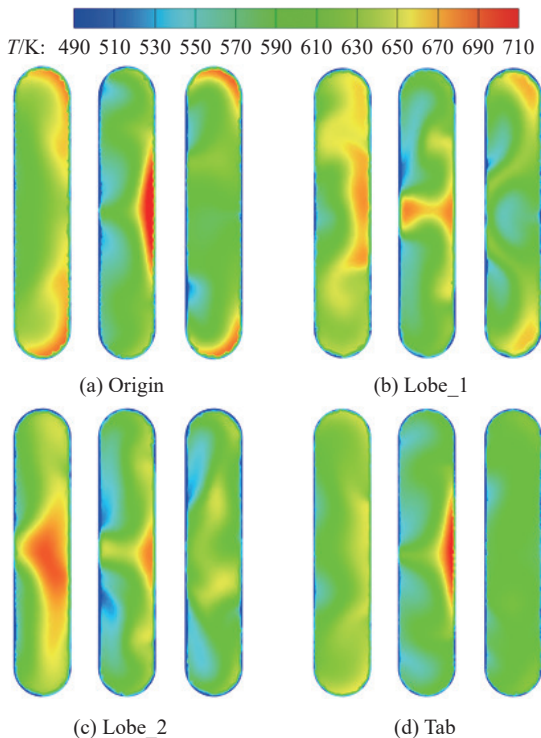


图 11 红外抑制器混合管出口温度分布

Fig.11 Outlet temperature distribution of the infrared suppressor mixing tube

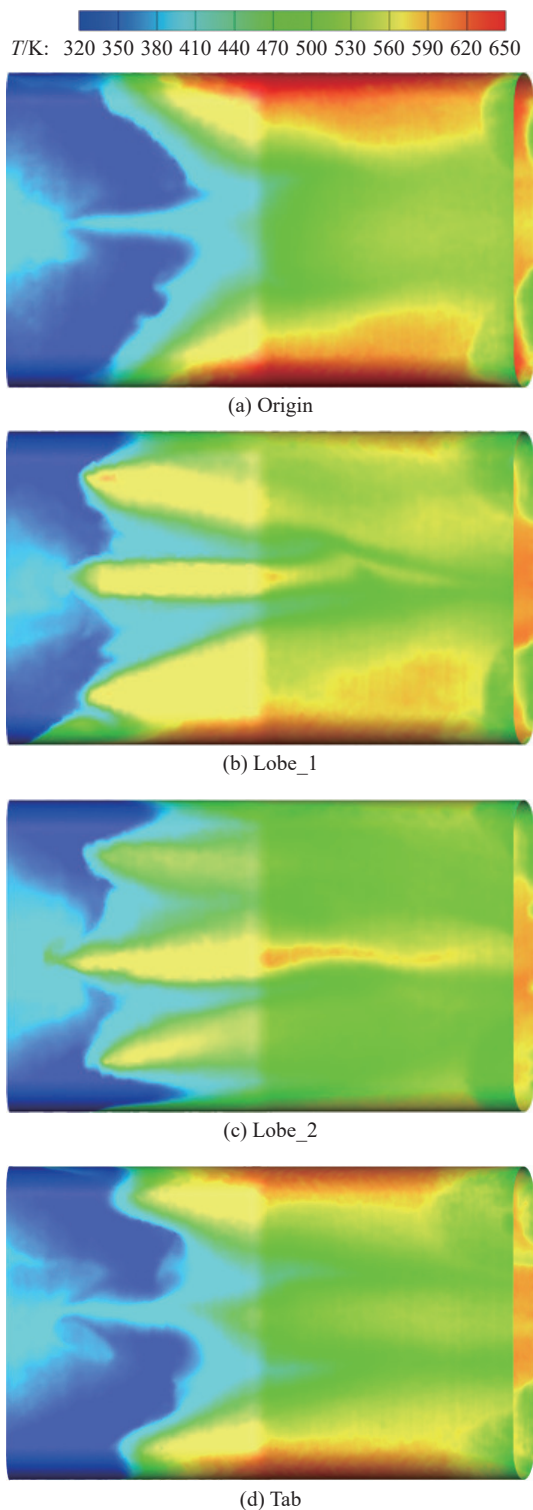


图 12 红外抑制器外侧混合管壁面温度分布

Fig.12 Wall surface temperature distribution of the infrared suppressor external mixing tube

型 (Origin), 高温区的最高温度得到一定降低。

4.3 红外抑制器红外辐射强度分析

图 13 显示了水平和铅锤探测面上不同分流喷管

出口构型的红外抑制器在 3~5 μm 波段的红外辐射强度分布。在 3~5 μm 波段, 如遮挡罩和弯曲混合管的内部高温壁面辐射占据了相当大比例的总体红外辐射强度, 排气喷流的红外辐射强度也占据了可观的比例, 因此另将内部高温壁面的辐射和排气喷流的辐射分解并加以分析, 可以清晰地对比不同喷管出口构型对主次流的掺混冷却及对混合管壁面的冷却效果。

图 13(a) 为不同分流喷管出口结构下红外抑制器水平方向的总红外辐射强度, 红外辐射强度最大值出现在 -40° 方向, 其中基准模型 (Origin) 的最大红外辐射强度为 120.2 W/sr。在 0°~20° 范围内, 由于可视的高温排气面积逐渐减小, 排气喷流的红外辐射强度逐渐降低, 并在 -20° 位置出现极小值, 此探测角度正对红外抑制器的排气出口, 可视的排气面积最小, 探测到的气体辐射强度最低, 如图 13(c) 所示; 内部高温部件的红外辐射强度在 -5° 位置略微升高, 是因为弯曲混合管中后段外侧壁面和蒙皮的可被探测面积变大, 之后随着可被探测到的面积逐渐减小, 抑制器内部高温部件的红外辐射强度逐渐降低, 如图 13(e) 所示, 因此在 0°~20° 范围内, 红外抑制器水平方向的总红外辐射强度逐渐降低。在 -20°~90° 范围内, 可视的高温排气面积逐渐增大, 排气喷流的红外辐射强度增大, 如图 13(c) 所示; 弯曲混合管内侧由于受到高温排气的冲刷而温度更高, 随着混合管内侧被探测到, 内部高温部件的红外辐射强度迅速升高, 之后随着抑制器蒙皮逐渐对遮挡罩和弯曲混合管进行遮挡, 内部高温部件的红外辐射强度迅速降低, 如图 13(e) 所示, 因此在 -20°~90° 范围内, 红外抑制器水平方向的总红外辐射强度先升高后降低。

图 13(b) 为不同分流喷管出口结构下红外抑制器铅锤方向的总红外辐射强度, 红外辐射强度最大值出现在 0° 方向, 其中基准模型 (Origin) 的最大红外辐射强度为 91.9 W/sr。在 0°~90° 范围内, 随着铅锤方向的探测角度增大, 可视的高温排气面积变大, 当探测角度大于 60°, 内侧混合管的排气流将不再对其他混合管的排气流造成遮挡, 排气喷流的红外辐射强度先升高然后基本保持不变, 如图 13(d) 所示; 内部高温部件的红外辐射强度随着抑制器蒙皮逐渐对遮挡罩和弯曲混合管的遮挡逐渐降低, 如图 13(f) 所示, 因此在 0°~90° 范围内, 红外抑制器铅锤方向的总红外辐射强

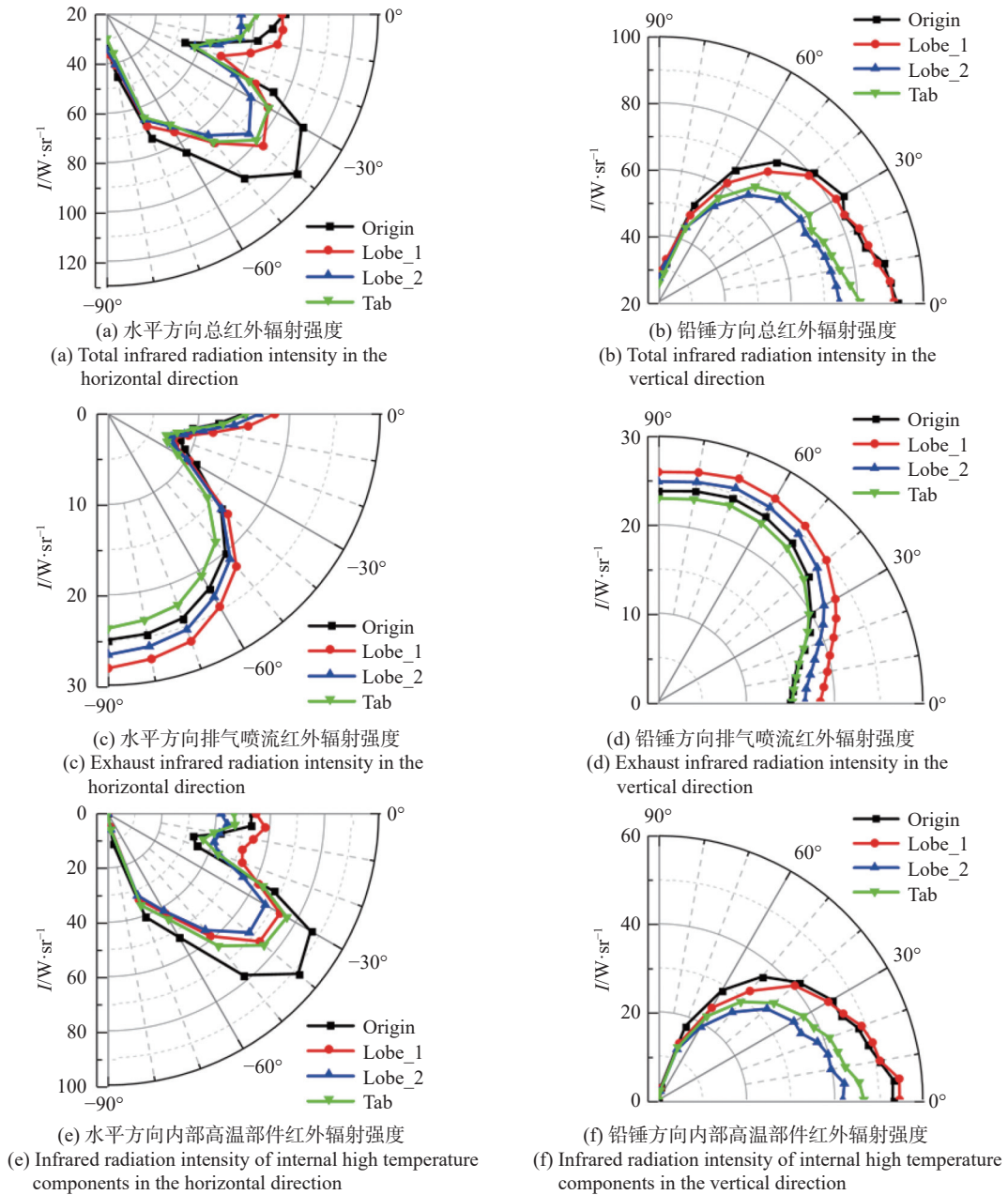


图 13 3~5 μm 波段红外辐射强度分布

Fig.13 3-5 μm band infrared radiation intensity distribution

度表现为先缓慢降低后迅速降低。

从降低抑制器总体红外辐射强度的效果来看,不管是在水平探测面上还是铅锤探测面上,Lobe_2 模型的总体红外辐射强度整体较低,表现最好,相比基准模型 (Origin),在水平探测面上,Lobe_2 模型的总体红外辐射强度最大可降低 21%,在铅锤探测面上,Lobe_2 模型的总体红外辐射强度最大可降低 19%,如图 13(a) 和 13(b)。从图 13(c) 和 13(d) 可以看出,在降低抑制器排气喷流的红外辐射强度效果上,相比于基

准模型 (Origin), Lobe_1 模型表现较差, Lobe_2 模型表现略差, Tab 模型表现略好;从图 13(e) 和 13(f) 可以看出, Lobe_1 模型、Lobe_2 模型和 Tab 模型在降低红外抑制器内部高温部件的红外辐射强度上均有着明显的效果,其中以 Lobe_2 方案表现最佳,相比基准模型 (Origin),在铅锤探测面上,Lobe_2 模型的内部高温部件红外辐射强度至少降低 19%,最大可降低 38%,在水平探测面上,Lobe_2 模型的内部高温部件红外辐射强度最大可降低 48%。

图 14 为水平和铅锤探测面上不同分流喷管出口构型的红外抑制器在 8~14 μm 波段的红外辐射强度分布。在 8~14 μm 波段, 由于高温排气喷流的红外辐射强度占据很小的比例, 因此另将内部可视壁面的辐射分解并加以分析, 可以清晰地对比不同喷管出口构型对降低红外抑制器在 8~14 μm 波段红外辐射强度

的贡献效果。在水平面, 红外辐射强度最大值出现在 -40° 方向, 其中基准模型 (Origin) 的最大红外辐射强度为 196.5 W/sr; 在铅锤面, 红外辐射强度最大值出现在 10° 方向, 其中基准模型 (Origin) 的最大红外辐射强度为 157.6 W/sr。

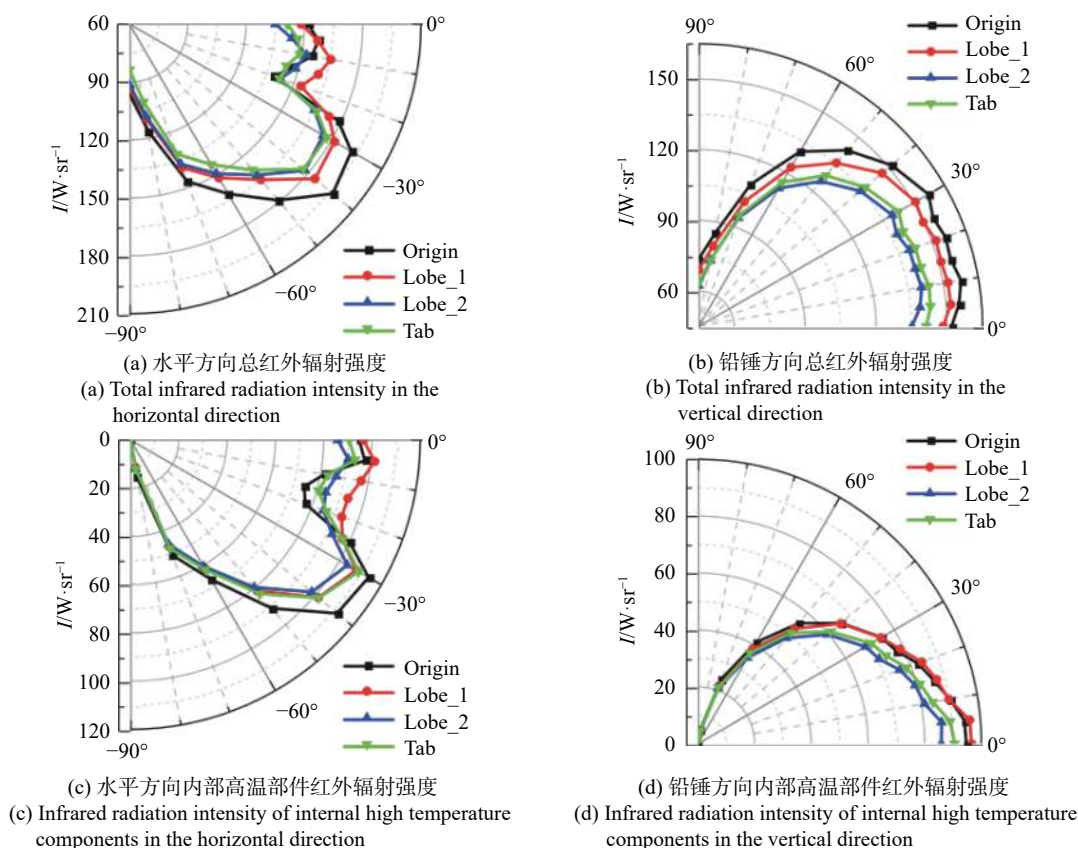


图 14 8~14 μm 波段红外辐射强度分布

Fig.14 8-14 μm band infrared radiation intensity distribution

从降低红外抑制器总体红外辐射强度的效果来看, 在水平探测面上, Lobe_1 模型由于加热了混合管后段中间壁面区域, 贡献了一部分 8~14 μm 波段的红外辐射强度, 在探测角 -20° 附近, 其总体红外辐射强度表现出高于基准模型 (Origin), Lobe_2 模型和 Tab 模型在整个探测范围内均表现更好, 对红外辐射强度降低的最大比例分别可达 11% 和 13%; 在铅锤探测面上, Lobe_1 方案、Lobe_2 方案和 Tab 方案在降低抑制器的总体红外辐射强度上有着明显效果, 其中 Lobe_2 方案的效果最佳, 相比基准模型 (Origin), Lobe_2 模型的总体红外辐射强度至少降低 10%, 最大

可降低 15%, 如图 14(a) 和 14(b)。从图 14(c) 和 14(d) 可以看出, 水平探测面上, 在正对混合管出口方向 (-20°) 附近, Lobe_1 方案在降低抑制器内部高温部件的红外辐射强度上表现最差, 从整体来看 Lobe_2 方案相比基准模型 (Origin), 其内部高温部件的红外辐射强度最大可降低 23%, 表现最好; 铅锤探测面上, Lobe_1 方案对降低抑制器内部高温部件的红外辐射强度没有起到积极作用, 在 0°~30° 范围, 其内部高温部件的红外辐射强度高于基准模型 (Origin), Lobe_2 方案和 Tab 方案对降低抑制器内部高温部件的红外辐射强度有着明显效果, 其中 Lobe_2 方案的效果最

佳, 相比基准模型 (Origin), Lobe_2 模型内部高温部件的红外辐射强度至少降低 8%, 最大可降低 19%。

5 结 论

文中进行了基准分流喷管和两种带波瓣出口的分流喷管引射式红外抑制器缩比实验和全尺寸数值仿真研究, 在实验验证的基础上, 针对红外抑制器的引射系数、总压恢复系数、混合管的出口和壁面温度分布、红外辐射强度, 在文中研究参数范围内得到如下结论:

1) 分流喷管带有一定外扩张角的常规波瓣出口结构会造成高温主流过早触附混合管壁面, 红外抑制器的引射系数和总压恢复系数都降低; 外扩张角为 0 的特殊波瓣出口结构, 可以让主流在混合管内充分发展, 红外抑制器的引射系数增大 3.8%, 总压恢复系数相比采用常规波瓣出口结构基本不变; 带突片的分流喷管出口结构引射能力最强, 红外抑制器的引射系数增大 10.6%, 但总压恢复系数下降明显, 这是因为突片结构深入主流, 对其流动有阻碍。

2) 相对于基准分流喷管, 带波瓣出口的分流喷管结构能有效降低混合管出口排气最高温度, Lobe_1 模型的中间混合管出口排气最高温度降低到 680.2 K, 降低了 65.1 K, Lobe_2 模型的中间混合管出口排气最高温度降低到 682.5 K, 降低了 62.8 K; 带突片出口的分流喷管结构能有效降低混合管的出口排气平均温度, Tab 模型的内侧混合管出口排气平均温度降低到 595.0 K, 降低了 19.3 K, 但在降低中间混合管出口排气高温区温度上效果较差。

3) Lobe_2 方案在降低混合管壁面温度上效果最佳; Lobe_1 方案虽降低了混合管上下方区域的壁面温度, 但造成混合管中后段外侧区域的壁面温度升高; Tab 方案在降低混合管壁面温度上效果较差。

4) 在 3~5 μm 波段, Lobe_2 模型降低总体红外辐射强度效果最好, 水平方向最大可降低 21%; 铅锤方向最大可降低 19%。在 8~14 μm 波段, 水平方向上, Lobe_2 模型和 Tab 模型降低总体红外辐射强度效果接近, 最大降低分别为 11% 和 13%; 铅锤方向上, Lobe_2 模型红外抑制效果最佳, 总体红外辐射强度至少降低 10%, 最大可降低 15%。

参考文献:

- [1] Mahulikar S P, Sonawane H R, Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, 43(7-8): 218-245.
- [2] Rao G A, Mahulikar S P. New criterion for aircraft susceptibility to infrared guided missiles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(8): 701-712.
- [3] Mahulikar S P, Sane S K, Gaitonde U N. Numerical studies of infrared signature levels of complete aircraft [J]. *The Aeronautical Journal*, 2001, 105(1046): 185-192.
- [4] Ren Lifeng, Zhang Jingzhou, Wang Xianwei, et al. Analysis of stealth properties on IR radiation suppressor embed inside helicopter rear airframe [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(11): 2091-2097. (in Chinese)
- [5] Fang Renyu, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Effects of sheltering baffles on the infrared radiation characteristics of two-dimensional nozzles [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(2): 343-348. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] Rogalski A. Competitive technologies of third generation infrared photon detectors [J]. *Opto-Electronics Review*, 2006, 14(1): 84-98.
- [8] Wang Hao, Ji Honghu, Sang Xueyi. Effects of fully shielded guiding strut on infrared signatures of exhaust system [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(10): 2078-2088. (in Chinese)
- [9] Bettini C, Cravero C, Cogliandro S. Multidisciplinary analysis of a complete infrared suppression system [J]. *ASME Paper*, 2007, 6: 1365-1370.
- [10] Chen Suqi, Shan Yong, Zhang Jingzhou, et al. Effect of baffle configuration on aerodynamic and infrared radiation characteristics of helicopter infrared suppressor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2022, 51(8): 20210659. (in Chinese)
- [11] Wu Zhongcheng, Shan Yong, Zhang Jingzhou, et al. Study on heat transfer enhancement and ejection characteristics of mixing pipe with ribs for infrared suppressor[J/OL]. [2024-01-23] <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0548>.
- [12] Song Jian, Shan Yong, Zhang Jingzhou. Study on the cooling and infrared radiation characteristics of the double-layer mixing tube exhaust outlet diversion shielding [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(5): 20220374. (in Chinese)
- [13] Pan Chengxiong, Zhang Jingzhou, Shan Yong, et al. Numerical research on aerodynamic characteristics inside single-stage ejection and multi-nozzles infrared system of helicopter [J]. *Journal of*

- Aerospace Power*, 2010, 25(5): 1025-1030. (in Chinese)
- [14] Zhang Boan. Study on Aerodynamic and Infrared Radiation Characteristics of Infrared Suppressors with Multi-nozzles Ejector[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [15] Pan Chengxiong, Shan Yong, Zhang Jingzhou. Parametric effects on internal aerodynamics of lobed mixer-ejector with curved mixing duct [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(6): 061504.
- [16] Yang Zhongyao, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Suppression of exhaust plume infrared and jet noise of large aspect ratio curved mixing duct [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(5): 126848. (in Chinese)
- [17] Chen Geng, Shan Yong, Tan Xiaoming, et al. Effects of mixing duct geometric parameters on flow dynamics and infrared radiation characteristics for IR suppressor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(12): 3597-3603. (in Chinese)
- [18] Chen Geng, Tan Xiaoming, Shan Yong, et al. Impacts of two-dimensional curved mixing duct exit geometric parameters on flow dynamics and infrared radiation characteristics for IR suppressor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(6): 1704-1711. (in Chinese)
- [19] Pan Chengxiong, Shan Yong, Zhang Jingzhou. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(5): 558-567.
- [20] Yang Zhongyao, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Research on the influence of integrated infrared suppressor exhaust angle on exhaust plume and helicopter infrared radiation [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 118: 107013.
- [21] Ji Jingyuan, Zhang Jingzhou, Shan Yong, et al. Investigation on aerodynamic and infrared characteristics of spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle: simulating ground status [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(3): 614-620. (in Chinese)
- [22] Li Jianxun, Tong Zhongxiang, Liu Wanjuan, et al. Infrared radiation characteristic experiment and simulation of aeroengine [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(3): 549-555. (in Chinese)

Numerical and experimental research on the effect of outlet structural parameters of diverter nozzle on infrared suppressor performance

Du Jiadong, Shan Yong*, Zhang Jingzhou

(Key Laboratory of Thermal Management and Energy Utilization of Aircraft, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract:

Objective With the rapid development of advanced infrared detection technology and infrared tracking and striking technology, armed helicopters are increasingly threatened by infrared guided missiles from ground and air in the modern high-tech battlefield. In order to improve the battlefield survivability and combat assault capability of armed helicopters, advanced infrared stealth technology must be developed. The research shows that the use of shielding technology and the improvement of the ejector capacity of the suppressor have a significant effect on reducing the infrared radiation intensity of the exhaust system, but the specific technical means should depend on the structure of the infrared suppressor. For the diverter nozzle ejector infrared suppressor, limited to the size and shape of the helicopter, it is difficult to improve the ejector capacity of the diverter nozzle and reduce the exhaust and wall temperature in a limited space. Therefore, it is necessary to discuss the modification scheme of the diverter nozzle outlet to reduce the infrared radiation intensity of the diverter nozzle ejector infrared suppressor.

Methods A physical model was established including diverter nozzle, gas-collecting chamber, ejected gas inlet, curved mixing tube, covering shelter, and outer cover (Fig.1). The structured and unstructured hybrid grids were established, and the infrared radiation of the infrared suppressor was calculated by the forward-backward ray-tracing method. The calculation method is verified by experimental data (Tab.1-2, Fig.9). By comparing the pumping coefficient, total pressure recovery coefficient, outlet and wall temperature distribution of the mixing

tube and infrared radiation intensity of the diverter nozzle ejector infrared suppressor (Fig.10-14), the effect of outlet structural parameters of diverter nozzle on infrared suppressor performance is analyzed from multiple perspectives.

Results and Discussions The experimental data are used to verify the calculation method. The pumping coefficient and total pressure recovery coefficient of the infrared suppressor under different diverter nozzle outlet structures are compared and analyzed (Fig.10). The exhaust temperature distribution of the mixing tube outlet plane of the infrared suppressor under different diverter nozzle outlet structures is shown (Fig.11). The temperature distribution of the outer mixing tube wall surface of the infrared suppressor under different diverter nozzle outlet structures is shown (Fig.12). And the infrared radiation intensity distribution of the infrared suppressor with different diverter nozzle outlet configurations on the horizontal and lead hammer detection surfaces in the 3-5 μm band (Fig.13) and 8-14 μm band is shown (Fig.14).

Conclusions Compared with the original model, the pumping coefficient of the Lobe_1 with a certain expansion angle is slightly reduced, the total pressure recovery coefficient of the Lobe_1 is reduced, and the peak exhaust temperature at the outlet of the intermediate mixing tube is reduced by 65.1 K. For Lobe_1, the wall temperature in the upper and lower areas of the mixing tube is reduced, but the temperature in the local area of the outer wall of the middle and rear sections of the mixing tube is increased. The lobed outlet structural (Lobe_2) with an outer expansion angle of 0 increases the pumping coefficient by 3.8%. The total pressure recovery coefficient is basically the same as that of the Lobe_1 model, and the peak exhaust temperature of the intermediate mixing tube is also reduced by 62.8 K, especially the effect of reducing the wall surface temperature of the mixing tube is the best. The outlet of the diverter nozzle with tab structure increases the pumping coefficient by 10.6%, but the total pressure recovery coefficient decreases 0.7%, and the average exhaust temperature of the inner mixing tube decreases by 19.3 K. Tab model has a poor effect on cooling the wall temperature of the mixing tube. In general, both lobe and tab structures play a role in ejection and mixing. In particular, the lobed outlet structure (Lobe_2) has the best effect on reducing the overall infrared radiation of the suppressor, and the infrared radiation intensity in the 3-5 μm band can be reduced by up to 21%, in the 8-14 μm band, the infrared radiation intensity can be reduced by 15%.

Key words: infrared suppressor; diverter nozzle; pumping coefficient; infrared radiation; aerodynamic performance