文章编号:1000-8055(2024)05-20220374-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220374

双层混合管排气出口导流遮挡的冷却与 红外辐射特性

宋 健,张靖周,单 勇

(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,南京 210016)

摘 要: 以降低一体化红外抑制器混合管出口导流片温度及其红外辐射强度为目的,设计了双层混合 管和带冷却结构的导流器。通过 CFD 和红外辐射强度空间分布数值仿真,研究了双层混合管强迫冷却进气 流量、导流器出口形状和波瓣瓣数对排气喷流和排气混合管红外辐射强度的影响。计算结果表明,双层混 合管+导流器结构相较于基准模型(单层混合管,导流片无冷却)可以有效降低导流器可视表面高温区,导流 器自身的红外辐射强度降幅可达 82.9%;导流器出口的波瓣可以诱导流向涡对,强化冷却气流与混合管出口 排气尾流掺混,排气红外辐射强度相对于基准模型最大的降幅可达 68.2%,混合管及其排气的总体辐射强度 的降幅峰值可达 86.4%。排气红外辐射强度以及总体辐射强度均随着波瓣瓣数的减少而逐渐减小,导流器出 口过多的波瓣瓣数设计反而不利于流向涡的发展。混合管总体辐射强度随着强迫冷却气流流量的增加而逐 渐减小,冷却气流流量与主流流量比值为 0.1 时,相对于不通冷却气流的情况,总体辐射强度的降幅峰值为 68.3%。

关键 词: 红外抑制器; 弯曲混合管; 强迫冷却; 辐射遮挡; 强化混合; 红外辐射特性
 中图分类号: V231.3; V211.3
 文献标志码: A

Cooling and infrared radiation characteristics of diversion shielding at exhaust outlet of double-layer mixing duct

SONG Jian, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong

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

Abstract: In order to reduce the temperature and infrared radiation intensity of the diverter at the outlet of the mixing duct of the integrated infrared suppressor, a double mixing duct and a diverter with cooling structure were designed. Through CFD and numerical simulation of the spatial distribution of infrared radiation intensity, the effects of inlet flow rate of forced cooling, outlet shape of deflector and number of valves on the infrared radiation intensity of exhaust jet and exhaust mixing duct were studied. The calculation results showed that compared with the reference model (single-layer mixing duct, no cooling of the deflector), the structure of double-layer mixing duct and deflector can effectively reduce the visible surface high-temperature region of the deflector, and the infrared radiation intensity of the deflector

收稿日期:2022-05-26

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-Ⅲ-0009-0053)

作者简介: 宋健(1998-), 男, 硕士生, 主要从事直升机红外隐身研究。E-mail: 992287293@qq.com

通信作者:张靖周(1964-),男,教授,博士,主要从事航空发动机热端部件冷却研究。E-mail:zhangjz@nuaa.edu.cn

引用格式:宋健,张靖周,单勇. 双层混合管排气出口导流遮挡的冷却与红外辐射特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 20220374. SONG Jian, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Cooling and infrared radiation characteristics of diversion shielding at exhaust outlet of double-layer mixing duct[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20220374.

itself can be reduced by 82.9%. The wave disc at the outlet of the deflector can induce streamwise vortex pairs, and the enhanced cooling air can be mixed with the exhaust wake at the outlet of the mixing duct. Compared with the benchmark model, the infrared radiation intensity of the exhaust can drop up to 68.2%, and the overall radiation intensity of the mixing duct and its exhaust can drop up to 86.4%. The exhaust infrared radiation intensity decreased gradually with the decrease of the number of valves and the excessive number of valves at the outlet of the diverter was not conducive to the development of streamwise vortex. The overall radiation intensity of the mixed duct gradually decreased with the increase of the forced cooling airflow flow rate. When the ratio of the cooling airflow flow rate to the main flow rate was 0.1, the overall radiation intensity decreased by a peak of 68.3% compared with the situation without cooling airflow.

Keywords: infrared suppressor; curved mixing duct; forced cooling; radiation shielding; enhanced mixing; infrared radiation characteristic

引射器是一种由喷管和混合管构成的流体 机械,它通过喷管喷射的主流动量泵抽环境流 体并在混合管内形成掺混。在航空航天领域, 引射器可以起到推进系统引射增推、排气降噪 和红外辐射抑制,以及飞行器流动控制等功用[1-3]。 引射器结构虽然简单,但其流动机制及影响因 素却较为复杂,从提升引射器工作性能的视角 出发,国内外研究人员对引射器喷管构型、混 合管构型以及两者的优化匹配开展了长期的研 究工作[4-6]。对于航空用引射器,由于受到空间 和质量的约束,发展高效的紧凑、短距引射器 技术是一个重要的研究需求,其中利用波瓣喷 管诱导流向涡强化短距混合、提高引射能力是 一个重要的技术途径[7-9],已有研究表明,相对于 常规圆形喷管,波瓣喷管可以显著提高引射器 的引射系数,在直升机红外抑制器上已得到了 成功应用[10-12]。

在直升机红外抑制器中,波瓣引射喷管引 射大量环境空气与高温排气在混合管内实现混 合降温,混合管往往呈现弯曲形式,一方面适应 排气方向的特定需要,另一方面,也可以借此遮 挡排气系统中的内部高温部件^[13]。混合管弯曲 会引起气流流线的改变,影响高温排气和引射 气流之间的掺混,特别是过大的曲率可能引起 高温排气直接撞击混合管壁面而限制其动量泵 吸的有效利用^[1416]。值得关注的是,排气系统和 后机身一体化集成方式是直升机红外隐身技术 的发展趋势^[17],由于排气系统内置于直升机后 机身,排气喷流从机身两侧的狭长排气喷口排 出机身,为此需采用大曲率过渡的混合管诱导 掺混气流偏转90°。针对这种具有大曲率过渡 型面、大宽高比出口的混合管构型,以往的研 究均表明弯曲混合管内的流动变形严重影响波 瓣引射喷管激励生成的阵列流向涡对的沿程发 展,降低引射喷管的引射能力。同时,在混合管 狭长排气出口截面的温度和速度分布沿出口长 度方向存在显著的梯度[18]。就此,蒋坤宏等[19] 提出了弯曲混合管内部辐射遮挡和出口修型的 改进设计方案,并通过数值模拟研究了其对降 低后机身表面温度场和红外辐射特性的影响效 果;郑禛和张靖周[20]提出了通过在弯曲混合管 出口安置导流片改善内部气流掺混流动的设计 方案,并数值研究了导流片数目和出流角的影 响,研究表明,出口导流片可以改善混合气流在 排气出口的均匀性,在所研究的导流片出口角 范围(45°~90°)内,当出口角度为80°左右时可 以获得高的引射系数和总压恢复系数。

值得注意的是,在一体化红外抑制器的排气 混合管内安装流线型导流片,可以起到很好的气 动引射掺混效果,但随之而来的问题是导流片表 面温度过高,特别是正对混合管排气出口方向的 红外隐身效果不佳。一直以来,任何一种红外抑 制器正对排气口方向的红外辐射特征控制都是技 术难点。因此,寻找一种能最大程度降低导流片 壁面温度,并用其遮挡混合管内部高温壁面的红 外抑制新结构是一体化红外抑制器发展的重要方 向。就此,本文对双层混合管强迫冷却进气结构 和导流器结构设计开展进一步的研究,以揭示混 合管出口的内冷导流片、冷却气流流量等结构和 气动参数对弯曲混合管掺混特性和红外辐射特性 的影响机制,从而丰富一体化抑制器构型,寻求 排气系统全向隐身的结构途径。

1 物理模型简介

本文的排气引射混合器是应用于排气系统和 后机身一体化集成红外抑制器的一种特殊构型, 由带中心锥收缩过渡段、波瓣喷管和弯曲混合管 构成,弯曲混合管具有大曲率、大宽高比出口的 结构特征。燃气主流经过含中心锥的收缩过渡段 后从波瓣喷管喷入引射混合管,环境空气在主流 喷射的动量泵抽作用下抽吸进入混合管,高温燃 气主流与低温引射次流在混合管内部形成相互掺 混,从混合管出口排入大气。以图1所示的具有 狭长出口和单层导流片结构混合管作为基准模型, 混合管进口直径 D为410 mm,导流片片数固定 为7个,均匀分布于混合管排气出口,导流片末端 与排气出口平齐。

与单层混合管的模型,也就是基准模型(图1) 不同,双层混合管强迫冷却进气结构模型是在基 准模型的混合管外侧增加了遮挡罩,如图2所示, 遮挡罩和混合管的形状相似,两者之间间距处处 都为30mm,混合管与遮挡罩的末端是封闭的,封 闭环完全封堵住遮挡罩与混合管在末端形成的开 口,混合管末端设有7个混合管出口段缺口,缺口 位置跟导流器尖端开缝侧板相对应,混合管出口



图 1 单层混合管+单层导流结构示意图





段缺口中安装导流器,缺口示意图见图 3。导流 器个数与基准模型一样,固定为 7个,均匀分布于 混合管排气出口。矩形出口导流器由叶盆导流片、 叶背导流片和尖端开缝侧板组成,如图 4(a)所示, 其中叶背导流片与基准模型的导流片形状相同, 矩形出口宽度为 10 mm。波瓣出口导流器则是在 矩形出口导流器的基础上,将导流板末端改为直 排出口波瓣,如图 4(b)所示。出口波瓣的瓣长固 定为 90 mm,瓣高固定为 20 mm,如图 4(c)所示。 选取瓣数 *n*=3,5,7和 9 共 4 组模型,每组的结构 参数如图 4(d)所示。强迫冷却气流进入混合管 与遮挡罩之间的夹层,随后通过导流器两侧的尖 端开缝侧板进入导流器内部,最后通过导流器末 端出口与高温主流排气进行掺混。表 1 为本文涉 及的模型结构特点及其编号。



图 3 混合管出口段缺口示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the notch in the outlet section of the mixing duct





图 4 导流器及其波瓣出口结构示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the flow guide structure

表 1 计算模型特征及其命名 Table 1 Computational model features and naming

模型编号	模型特点
A-0	单层混合管,单层导流(基准模型)
B-1	双层混合管,导流器矩形出口
C-1	双层混合管,导流器出口波瓣 n=3
C-2	双层混合管,导流器出口波瓣 n=5
C-3	双层混合管,导流器出口波瓣 n=7
C-4	双层混合管,导流器出口波瓣 n=9

2 计算模型和方法

2.1 数值计算方法

鉴于涡轴发动机的排气特性,各物理量不随时间变化,可视为定常流动。气流掺混中存在着热、质传递的伴生过程,同时,燃气具有发射-吸收的能力,燃气与混合管壁面间的辐射换热对于温度分布也具有不可忽视的影响,因此控制方程组包含质量、动量、能量、组分和辐射传输方程^[21],如下:

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \tag{1}$$

$$\rho(\mathbf{v} \cdot \nabla) \mathbf{v} = -\nabla p + \rho g + \nabla \cdot (\tau)$$
 (2)

$$\nabla \cdot \left[\boldsymbol{\nu} \left(\rho E + p \right) \right] = \nabla \cdot \left[\kappa_{\text{eff}} \nabla T - \sum h_j J_j \right]$$
(3)

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v} Y_j) = -\nabla \cdot J_j \tag{4}$$

$$\nabla \cdot [I(\mathbf{r}, \mathbf{s})\mathbf{s}] + aI(\mathbf{r}, \mathbf{s}) = a \frac{\sigma T^4}{\pi} \qquad (5)$$

式中 ν 为速度矢量, τ 为湍流应力张量,E为总能, κ_{eff} 为有效导热系数($\kappa_{eff} = \kappa + \kappa_{t}$,其中 κ_{t} 是由湍流 脉动造成的,数值由具体的湍流模型确定),*T*为 温度, $h_j J_j$ 分别表示组分*j*的热焓和质量扩散流率, ρ_j 表示第*j*组分的当地质量浓度,*r*表示位置矢量, *s*表示方向矢量,*I*为辐射强度,*a*为吸收系数, σ 为 Stefan-Boltzmann 常数。

2.2 模型实验系统与湍流模型验证

图 5 为弯曲混合管排气温度实验测量系统 示意,主流在鼓风机的作用下进入单管火焰筒 内燃烧,随后进入波瓣喷管,波瓣喷管抽吸外界 空气进入集气腔,主次流在弯曲混合管内掺混, 最后从混合管出口流出,通过弯曲混合管出口 下游的热电偶采集排气温度。波瓣喷管和弯曲 混合管实验模型三维结构如图 6 所示。实物如 图 7 所示,实验模型是表 1 编号 A-0 基准模型的 1/2 缩比。

选用4种湍流模型 standard *k-e*、realizable *k-e*、 RNG *k-e*(renormalization group *k-e*)和 SST *k-ω*(shear stress transport *k-ω*),对实验工况的模型进行数值仿真。图 8 为弯曲混合管出口温度 *T* 分布的实验和数值计算结果对比。横坐标 *X/L* 表示混合管出口的相对位置, *X/L=*0 表示混合管狭长出口内侧, *X/L=*1 表示混合管狭长出口外侧。实验测得的出口温度峰值位于 *X/L=*0.7 左右, SST *k-ω*湍流模型计算结果与之最为接近,且整体温度分布趋势也与实验值最为吻合。因此,选用 SST *k-ω*湍流模型,在进行网格划分时,近壁面第1层网格高度 Y^+ <1。燃气与壁面之间的辐射换热采用离散坐标辐射模型。根据不锈钢材质部分氧化时的发射率变化,以及参考相关文献 [21],设定壁面的发射率为 0.8。



图 5 实验系统简图 Fig. 5 Schematic diagram of experimental system





Fig. 6 Three-dimensional schematic diagram of experimental model



图 7 实验段实物图 Fig. 7 Photo of experimental section

2.3 网格设置与边界条件

本文的计算域如图 9(a)所示,构造一个环境 外场空间,外场边界满足排气喷流发展,长 L=6 m、 宽 W=3 m 和高 H=6 m。边界条件设置为:

 1)主流进口采用质量进口,给定质量流量 q_m,和温度T_p,m分别为6kg/s和800K。高温燃气 假定为完全燃烧的航空煤油,为氮气、二氧化碳 和水蒸气的混合物,各质量占比依次为0.706、0.209 和0.085。

2) 引射次流进口采用压力进口, 总压为环境



图 8 出口温度实验值与数值计算值对比

Fig. 8 Comparison between experimental and numerical values of outlet temperature

大气压力,即101 325 Pa,温度 T_{s,in}为300 K。视为 氮气和氧气的理想混合气体,质量分数分别为 0.756 和 0.244。

3) 强迫冷却气流采用质量进口, 给定质量流 量 q_{m,c} 和温度 T_{c,in} 分别为 0.1q_{m,p} 和 300 K。视为 氮气和氧气的理想混合气体, 质量分数分别为 0.756 和 0.244。

4)在外场边界上,压力和温度设定为环境大 气压力和温度,其他变量沿外场空间界面法线方 向的偏导数设为零。

5)所有固体壁面均采用无滑移速度和绝热 边界条件。由于真实工况下的主次流速度低、马 赫数小于 0.2,可视为不可压缩理想气体。

计算网格划分采用结构化和非结构化网格的 混合方式,其中波瓣喷管和混合管复杂表面及其 内部采用非结构化网格,如图 9(b)和图 9(c),外 场则采用结构化网格,对近壁区进行局部加密,





经网格独立性验证,当计算域网格数量为 600 万 左右时,满足计算结果网格无关性要求。

借助于计算流体力学软件(ANSYS Fluent)进行三维流场数值模拟,分别选用2阶迎风差分格 式和2阶中心差分格式对控制方程中的对流项和 扩散项进行离散,选用 SIMPLEC(压力耦合方程 组的半隐式)算法处理压力与速度耦合。计算收 敛判据为相对残差小于1×10⁻⁵。

2.4 红外辐射强度计算方法

完成流场、温度场和摩尔浓度场的稳态计算 后,将流场数据导入自编软件进行红外辐射强度 计算。红外辐射计算采用正反射线追踪法,算法 介绍和程序有效性验证详见文献 [22-23],忽略大 气传输过程中产生的红外辐射能量的吸收。本文 所研究结构侧重于改善正对排气口的红外隐身 效果,故以混合管排气出口中心为探测平面中心, 设定探测距离为 60 m,0°~180°范围内每隔 10° 设置一个探测点,共分布 19个探测点,如图 10



图 10 探测点空间分布 Fig. 10 Spatial distribution map of detection points

所示。

3 结果与分析

3.1 3种结构的混合管计算对比分析

图 11 为 A-0、B-1 和 C-1 模型正对混合管出口 的导流片表面温度分布。对比图 11(a)和图 11(b), 双层混合管强迫冷却进气结构可以很好地降低导 流器表面温度,导流器可以有效遮挡混合管内部 高温壁面辐射。强迫冷却气流从导流器两端的尖 端开缝侧板进入导流器内部,由于尖端开缝面积 相对于冷却气流入口很小,所以此时两股流的流 速很大,从而在导流片中部(Y=0 m 附近区域)发 生两侧强迫气流的强烈掺混,导流片中部区域形 成局部低温带。此外,遮挡罩和末端封闭环可以 有效遮挡混合管外露壁面的高温区域;由于强迫 冷却气流的存在,混合管内壁面温度也有一定程 度的降低。

对比图 11(b)和图 11(c),导流器末端改为波 瓣后,由于瓣数 n=3 的波瓣中间是波谷,两边是波 峰,所以相对于 B-1 模型,此时强迫冷却气流可以 更多地流入两侧的波峰区域,从而减小导流器末 端两侧的局部高温区。

图 12 为 A-0、B-1 和 C-1 模型的混合管出口 下游 1D(410 mm)截面的温度分布。双层混合管 B-1 模型相对于基准模型的尾焰高温核心区域的 减小不明显,这说明强迫冷却气流从导流器矩形 出口排出后,与混合管出口排出的高温主流没有 发生有效的掺混。对比图 12(b)和图 12(c),C-1 模型导流器的波瓣可以诱发流向涡,从而强化冷 却气流与排气主流的混合,排气高温核心区域明 显减小,最高温由原来的 560 K 降为 536 K,且高 温区域被分割成小块而萎缩变小。

图 13 为铅锤探测面上 A-0、B-1 和 C-1 模型 3~5 μm 波段的红外辐射强度分布。本文红外辐 射强度 I_{inf}的单位为 W/Sr,即每单位立体角所接 收 IR 发射到的辐射功率的大小。由图 13(a)可知, 整体上,气体辐射强度随着探测角度的增加先升 高后降低,在探测角度为 40°左右时达到最大值,





这是由于高温主流流经导流片的弯曲型面时改变 了流动方向,探测方向基本对着排气方向。B-1 和 C-1 模型的气体辐射强度相较于 A-0 模型明显 下降,降幅峰值分别为 59.4% 和 68.2%; C-1 模型 的气体辐射强度相对于 B-1 模型也有一定程度的 降低,降幅峰值为 32.9%,这得益于 C-1 模型波瓣 出口对混合管出口下游排气温度的降低效果。

导流片的降温效果在图 13(b)中显而易见。 导流片辐射强度在探测角度为 130°左右时达到 最大值,此方向上导流片可视壁面面积最大;导 流片辐射强度在探测角度为 50°左右发生骤降, 此方向可视导流片面积最小。与气体辐射强度分 布规律相似, B-1 和 C-1 模型的导流器辐射强度 相较于 A-0 模型下降极其明显,峰值降幅分别为 69.7% 和 82.9%; C-1 模型的导流器辐射强度相对 于 B-1 模型也有一定程度的降低,降幅峰值为 27.4%,辐射强度的值与图 10 所显示的导流片温 度分布相符合。



20220374-7

图 13(c)的总体辐射包括气体、导流片壁面、 混合管和遮挡罩的内外壁面的全部辐射。B-1和 C-1模型的总体辐射强度相较于A-0模型有了大 幅度的降低,降幅峰值分别为78.7%和86.4%,这 是因为B-1和C-1模型相对于A-0模型不仅降低 了导流器表面温度和排气出口下游温度分布,而 且其混合管外的遮挡罩可以有效遮挡混合管外壁 面的高温区域,从而大幅度降低壁面辐射;C-1模 型的总体辐射强度相对于B-1模型的降幅峰值 为28.8%。

3.2 导流器出口波瓣瓣数的影响

导流器波瓣出口下游的流向涡强度和分布是 高温排气与冷却气流混合的决定因素,根据排气 出口方向,流向涡定义为

$$\Omega_{\rm s} = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \tag{6}$$

图 14 对比了几种导流器波瓣出口下游 1D(混



合管进口直径)截面上的流向涡分布,可以看出波 瓣瓣数的增加反而会减弱该截面上的流向涡 强度。

图 15 展示了 C-4 模型(*n*=9)在混合管出口下 游流向涡的沿着流动方向的发展和分布。在出口 下游 0.1*D* 截面可以清楚地看到波瓣诱导的流向 涡对,正负间隔分布,也就是流向涡 B。此外,排 气喷流在混合管边界上与环境空气自由剪切,因 其具有 *X*方向速度分量,在混合管边界上产生流 向涡 A。流向涡向下游运动,相邻的流向涡挤压 变形,在 0.5*D* 截面上就已经基本融合,并且强度 大幅度减弱。

图 16 为 C-4 模型混合管出口下游不同截面 的温度分布。随着混合管出口下游截面的下移, 排气高温区温度降低明显,并在流向涡的作用下 向外扩散衰减,这与图 15 中流向涡在混合管出口 下游不同截面处的分布变化趋势相一致,印证了 流向涡对混合管出口温度分布的显著影响。

图 17 为混合管出口下游 1D 截面的温度分布。 混合管出口下游的气体整体温度随着导流器出口 波瓣瓣数的减少而降低,位于排气出口中后段的 局部高温核心区减弱较为明显。这是因为瓣数增









加后,相邻的大尺度流向涡互相挤压,发展空间 受限,反而减弱了掺混效果,如图 15 所示的 C-4 模型。从表 2 可知,随着导流器波瓣瓣数的增加, 尽管引射系数存在微弱提升,但是此时气流流经 发生的摩擦碰撞增加,产生的流动损失也会增大, 从而减弱了对流掺混的效果。

图 18 为铅锤探测面上 C-1、C-2、C-3 和 C-4







Fig. 17 Temperature distribution of the 1*D* section downstream of the outlet of the mixing duct

 Table 2
 Comparison of ejection coefficients of models with different numbers of outlet wave

模型编号	引射系数
C-1	0.864
C-2	0.867
C-3	0.869
C-4	0.871

模型在 3~5 μm 波段的红外辐射强度分布。在所 研究的不同出口波瓣瓣数模型中,气体辐射强度 和总体辐射强度均随着瓣数的减少而逐渐减小。 C-1模型相对于 C-4模型,气体辐射强度降幅峰 值可达 32.7%,总体辐射强度降幅峰值可达 40.2%, 瓣数的增加不仅会弱化流向涡的作用,还会加大 出口波瓣表面面积,从而提高了导流片辐射强度, 如图 18(b)所示。

3.3 强迫冷却气流流量的影响

为分析强迫冷却气流流量对于红外抑制器红 外辐射特性的影响,本文选用双层混合管 C-1 模









型,强迫冷却气流可能来自于涡轴发动机的压气 机引气或发动机的防砂余气,其流量相对主流流 量较小,现改变强迫冷却气流流量分别为0、 0.02q_{mp}(主流质量流量)、0.06q_{mp}和0.1q_{mp}进行计 算。图19为不同冷却气流流量下的混合管壁面 温度分布。相对于不通冷却气流的情况,通入强 迫冷却气流后混合管壁面温度明显降低,高温区 域明显减小,随着通入冷却气流流量的增加,混 合管壁面温度得到了进一步的降低,混合管壁面 温度峰值由 620 K 降低为 560 K。



图 20 为铅锤探测面不同冷却气流质量流量





下的遮挡罩 3~5 μm 波段红外辐射强度。遮挡罩 辐射强度在探测角度为 20°左右时达到最大值, 因为此方向的探测范围包含整个遮挡罩。随着通 入冷却气流流量的增加,遮挡罩辐射强度在持续 减小,但减小的速率逐渐趋于平缓。通过图 19 的 混合管壁面温度分布可知,随着混合管壁面温度 的下降,混合管壁面辐射到遮挡罩的热量减少, 从而降低遮挡罩的表面温度;由图 20(b)可知,对 于不通入强迫冷却气流的 C-1 模型,其总体辐射 强度还是远低于 A-0 模型的,这主要是因为 C-1







模型对于混合管高温外层壁面的有效遮挡。随着 通入冷却气流流量的增加, C-1 模型总体辐射强 度在逐渐减小,当冷却气流流量达到 0.06q_{m,p}之后, 总体辐射强度的下降程度已经比较微弱。通入冷 却气流流量为 0.1q_{m,p}时,相对于不通冷却气流的 情况,总体辐射强度的降幅峰值为 68.3%。

4 结 论

基于三维流场数值模拟和红外辐射场计算, 本文研究了双层混合管强迫冷却进气量、导流器 出口形状、出口波瓣瓣数对混合管红外辐射特性 的影响,主要研究结论如下:

 1) 双层混合管强迫冷却进气结构可以有效 降低导流器可视表面高温区,从而明显降低红外 探测器正对混合管出口时探测到的红外辐射强度; 在此基础上将导流器由矩形出口变为波瓣出口, 可以充分利用冷却气流,在冷却导流器壁面之后, 可以进一步地与混合管排气出口的高温尾流发生 掺混,从而降低混合管出口下游温度。

2) 双层混合管强迫冷却进气结构相对于基 准模型的红外辐射强度降低效果显著,排气辐射 强度的降幅峰值可达 68.2%,导流器辐射强度的 降幅峰值可达 82.9%,总体辐射强度的降幅峰值 可达 86.4%。C-1 模型的总体辐射强度相对于 B-1 模型的降幅峰值为 28.8%。

3)导流器出口波瓣数在3~9范围内,随着导流器出口波瓣瓣数的减少,混合管出口下游的高温区逐渐减小,气体辐射强度和总体辐射强度均随着瓣数的减少而逐渐减小。过多的波瓣数,反而造成相邻大尺度流向涡互相挤压,发展空间受限,减弱其与高温排气的混合效果。

4)强迫冷却气流流量的增加可以有效缩减 混合管壁面的高温区域,从而降低遮挡罩辐射强 度,当冷却气流流量与主流流量的比值达到 0.1 之后,继续增加冷却气流流量,总体辐射强度的 下降程度比较微弱。通入冷却气流流量为 0.1q_m, 时,相对于不通冷却气流的情况,总体辐射强度 的降幅峰值为 68.3%。

参考文献:

- HEISER W H. Ejector thrust augmentation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(6): 1325-1330.
- [2] PATERSON J. Overview of low observable technology and its effects on combat aircraft survivability[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 380-388.

- [3] 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.
- [4] LI Cui, LI Yanzhong, WANG Lei. Configuration dependence and optimization of the entrainment performance for gas-gas and gasliquid ejectors[J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 48: 237-248.
- [5] HAKKAKI-FARD A, AIDOUN Z, OUZZANE M. A computational methodology for ejector design and performance maximisation[J]. Energy Conversion and Management, 2015, 105: 1291-1302.
- [6] WU Yifei, ZHAO Hongxia, ZHANG Cunquan, et al. Optimization analysis of structure parameters of steam ejector based on CFD and orthogonal test[J]. Energy, 2018, 151: 79-93.
- [7] PRESZ W M Jr, MORIN B L, GOUSY R G. Forced mixer lobes in ejector designs[J]. Journal of Propulsion and Power, 1988, 4(4): 350-355.
- [8] YODER D A, GEORGIADIS N J, WOLTER J D. Quadrant analysis of a mixer-ejector nozzle for supersonic transport applications[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(1): 250-253.
- [9] BARIK A K, DASH S K, GUHA A. Experimental and numerical investigation of air entrainment into an infrared suppression device [J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 75: 33-44.
- [10] LIU Youhong. Experimental and numerical research on high pumping performance mechanism of lobed exhauster-ejector mixer[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2007, 34(2): 197-209.
- [11] SHAN Yong, PAN Chengxiong, ZHANG Jingzhou. Investigation on incompressible lobed mixer–ejector performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 265-277.
- [12] ZHANG Jingzhou, PAN Chengxiong, SHAN Yong. Progress in helicopter infrared signature suppression[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 189-199.
- [13] PASZKO M. Infrared signature suppression systems in modern military helicopters[J]. Transactions on Aerospace Research, 2017, 2017(3): 63-83.
- [14] 单勇,张靖周.弯曲混合管引射系统引射-混合特性数值研究[J].南京航空航天大学学报,2008,40(2):137-141. SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical computation for pumping and mixing performance on mixer-ejector with curved mixing duct[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(2):137-141. (in Chinese)
- [15] MAQSOOD A, BIRK A M. Improving the performance of a bent ejector with inlet swirl[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(6): 061201.1-061201.9.
- [16] 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): 061504.1-061504.10.
- [17] ZHOU Zeyang, HUANG Jun, WANG Jinjun. Radar/infrared integrated stealth optimization design of helicopter engine intake and exhaust system[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 95: 105483.1-105483.13.
- [18] 唐正府,张靖周,单勇.波瓣喷管-狭长出口弯曲混合管引 射混合特性分析[J].航空动力学报,2005,20(6):978-982. TANG Zhengfu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Investigation on ejecting and mixing characteristics of lobed nozzle with curved mixing duct and slot exit[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20 (6): 978-982. (in Chinese)

 [19] 蒋坤宏,张靖周,单勇,等.一体化红外抑制器遮挡和出口 修型对后机身表面温度和红外辐射特性的影响[J]. 航空学 报, 2020, 41(2): 123497.
 JIANG Kunhong, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Effects

of sheltering and outlet shaping on surface temperature and infrared radiation characteristics of rear airframe with an integrating infrared suppressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 123497. (in Chinese)

[20] 郑禎,张靖周.导流片对大形状比出口弯曲混合管引射性 能影响的数值研究[J].南京航空航天大学学报,2020,52(4): 540-547.

ZHENG Zhen, ZHANG Jingzhou. Numerical study on effects of guide baffles on pumping performance of curved mixing duct with a large-aspect-ratio outlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 52(4): 540-547. (in Chinese)

[21] 任利锋,张靖周,王先炜,等.直升机后机身内埋式红外抑制器隐身性能分析[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(11): 2091-2097.

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)

- [22] YANG Zongyao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Effects of forward-flight speed on plume flow and infrared radiation of IRS-integrating helicopter[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(3): 155-168.
- [23] YANG Zongyao, 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: 107013.1-107013.23.

(编辑:王碧珺)