

涡扇发动机轴对称引射收敛喷管 红外辐射特性

施小娟, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 数值研究了涡扇发动机轴对称引射收敛喷管的红外辐射特性. 排气系统的流场计算采用商用数值模拟软件, 红外辐射特性计算采用自主开发的软件 NUAA-IR. 计算分析了轴对称收敛喷管和引射收敛喷管在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射特性以及喷管内不同固体壁面在探测方向上的红外辐射贡献. 结果表明: 引射收敛喷管的红外抑制作用主要在于引射加强了尾喷流与环境大气的掺混, 减小了尾喷流的长度, 降低了燃气流的红外辐射; 引射收敛喷管对喷管内固体壁面的遮挡以及降温作用很小, 只在方位角为 20° 方向上对内涵壁面、外涵内壁等中低温壁面有效; 引射收敛喷管的总积分辐射强度在方位角为 $0^\circ\sim 15^\circ$ 范围内与收敛喷管几乎相等, 在其他方位角范围内均小于收敛喷管, 且在方位角为 40° 方向上降低幅度达到最大, 约为 34% .

关 键 词: 涡扇发动机; 引射喷管; 红外抑制; 红外辐射; 推力性能

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Infrared radiation characteristics of axisymmetrical ejector convergent nozzle in turbofan engine

SHI Xiao-juan, JI Hong-hu

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The infrared radiation (IR) characteristics of axisymmetrical ejector convergent nozzle in turbofan engine were investigated with the method of numerical simulation. The flow fields of exhaust systems were calculated with commercial software, while the IR characteristics were calculated with self-developed software NUAA-IR. The IR characteristics of $3\sim 5\mu\text{m}$ waveband of axisymmetrical convergent nozzle and ejector convergent nozzle and the IR contributions of different solid walls in the nozzles on different detection directions were calculated and analyzed. The results show that the infrared suppression of ejector convergent nozzle mainly lies in the mixing of plume and environment atmosphere, helping to minimize the length of the plume, and then reducing the IR of gas. The shielding and cooling effect of ejector convergent nozzle on the nozzle's solid walls is very small, and this effect is effective only to the medium and low temperature walls such as main duct wall and inner wall of bypass duct at the azimuth angles greater than 20° . The total integral IR intensity of ejector convergent nozzle is less than that of the convergent nozzle except in the azimuth angles of 0 to 15° where these two nozzles' total integral IR intensities are nearly equal. The maximum reduction amplitude is about 34% at the azimuth angles of 40° .

收稿日期: 2013-11-27

作者简介: 施小娟(1982—), 女, 江苏扬州人, 博士生, 主要从事航空发动机红外隐身技术研究.

Key words: turbofan engine; ejector nozzle; infrared suppressing; infrared radiation; thrust performance

降低排气系统在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射特性具有重要意义. 轴对称收敛喷管在相同的喷管长度和进出口面积条件下, 有较高的流通能力和推力特性, 结构简单, 便于设计和加工, 是常用的喷管形式之一. 引射喷管是降低排气系统红外辐射特性的一项有效措施, 它通过主喷管高温燃气抽吸的冷气的冷却作用以及引射套管对喷管内固体壁面的遮挡作用, 降低排气系统的红外辐射.

国内外对引射喷管的抽吸特性和推力特性进行了大量研究. Huddleston, Ellis, Greathouse, Huntley, Trout 等^[1-7]对收敛形、圆筒形和收扩形引射喷管作了许多实验研究, 实验中主喷管均采用轴对称收敛喷管, 研究表明: 在相同的间距比和出口直径比下, 收敛形引射喷管抽吸能力最大, 收扩形引射喷管抽吸能力最小; 收敛形引射喷管推力与主流推力的数值相当, 且当间距比较大时, 收敛形引射喷管推力还会降低, 在间距比较小和某些压力条件下, 收敛形引射喷管推力会比主流推力有微弱的增加. Anderson^[8]给出了超声速引射喷管的流场计算程序, 可以得到引射喷管的抽吸特性和推力特性. 何慧珊等^[9]运用 Anderson 的方法对某型飞机引射喷管装 3 种机尾罩的推力性能进行了计算. 王洪烈^[10]对超声速引射喷管的流场和推力特性进行了理论计算方法的研究, 编制了相关的计算程序. 刘毅等^[11]对偏心距引射喷管的抽吸特性和推力特性进行了研究.

从可查文献看, 对引射喷管红外辐射特性的研究不多. 孙志强等^[12]研究了高空非加力状态下涡扇发动机收敛形引射喷管在 0° 和 5° 倾角时的红外辐射特性, 研究表明, 只有在方位角大于 60° 时, 收敛形引射喷管的红外辐射强度稍小于收敛喷管. 刘福城、吉洪湖等^[13]研究了地面静止状态下二元引射喷管的间距比和面积比变化对推力特性和 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射特性的影响, 研究表明, 在小方位角范围内, 间距比和面积比对宽边探测面上的红外辐射影响较大, 且随着间距比的增大或面积比的减小, 引射套管的遮挡作用越明显. 斯仁、吉洪湖等^[14]研究了长/短套管两种结构的二元引射喷管在高空飞行的无人机上的推力特性, 以及对无人机 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射特性分布的影响, 研究表明, 高空状态下二元引射喷管仍可以提高推力性能, 但效果略弱于地面

状态; 引射套管对中心锥在大方位角范围内存在明显的遮挡作用, 引射喷管在宽边探测面 $0^\circ\sim 5^\circ$ 及窄边探测面 $0^\circ\sim 25^\circ$ 内的红外辐射高于基准二元喷管, 其他方向上的红外辐射低于基准二元喷管.

另外, 额日其太、王强等^[15-16]对轴对称收扩喷管超声段壁面 3 种排气引射冷却方案(缝隙式气膜冷却、离散孔气膜冷却和冲击-气膜组合冷却)的气动特性和红外辐射特性进行了实验研究, 研究表明, 与基准轴对称引射收扩喷管相比, 采用排气引射冷却的喷管具有更好的推力特性和抽吸特性; 采用排气引射冷却技术可以大幅度降低喷管的壁温和红外辐射特性, 其中缝隙式气膜冷却的应用前景最好.

本文以分析轴对称收敛形引射喷管(即引射收敛喷管, 以下简称引射喷管)的红外抑制作用及效果为目的. 定义无引射的混合排气轴对称收敛喷管为基准喷管, 在保持基准喷管结构不变的基础上, 在喷管外围加装一个收敛的引射套管, 设计成为一引射喷管. 运用自主开发的软件 NUAA-IR 数值计算并比较了基准喷管和引射喷管在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射特性, NUAA-IR 软件计算红外辐射特性的方法是经过实验验证的, 文献^[17]表明 NUAA-IR 软件对于红外辐射强度的计算值与实验值分布规律一致, 量值相当, 最大相对误差为 10% 左右. 本文的研究结果表明: 引射喷管的红外抑制作用主要在于引射加强了尾喷流与环境大气的掺混, 减小了尾喷流的长度, 降低了燃气流的红外辐射; 引射喷管对喷管内固体壁面的遮挡以及降温作用很小, 只在方位角 $\alpha > 20^\circ$ 方向上对内涵壁面、外涵内壁等中低温壁面有效; 引射喷管的总积分辐射强度在 $\alpha = 0^\circ\sim 15^\circ$ 范围内与基准喷管几乎相等, 在其他方位角范围内均小于基准喷管, 且在 $\alpha = 40^\circ$ 方向上降低幅度达到最大, 约为 34% .

1 几何模型

本文基准喷管包括中心锥、支板、内涵壁面和外涵壁面等, 其模型如图 1(a) 所示; 引射喷管的模型如图 1(b) 所示, 引射套管的间距比 $\bar{L}_p$ 和出口直径比 $\bar{D}_e$ 的取值参考文献^[1-7]分别取为 $\bar{L}_p = L_p/D_p = 0.4$, $\bar{D}_e = D_e/D_p = 1.2$. 如图 2 所示, D_p

表示主喷管出口直径, L_p 表示主喷管出口与引射套管出口之间的距离, D_e 表示引射套管出口直径. 由于受到喷管总长的限制, 本文中引射喷管的间距比选取得较小.

两种喷管中心锥和支板的壁厚均取为 0 mm, 内涵壁面、外涵壁面、引射套管的壁厚均为 1.2 mm.

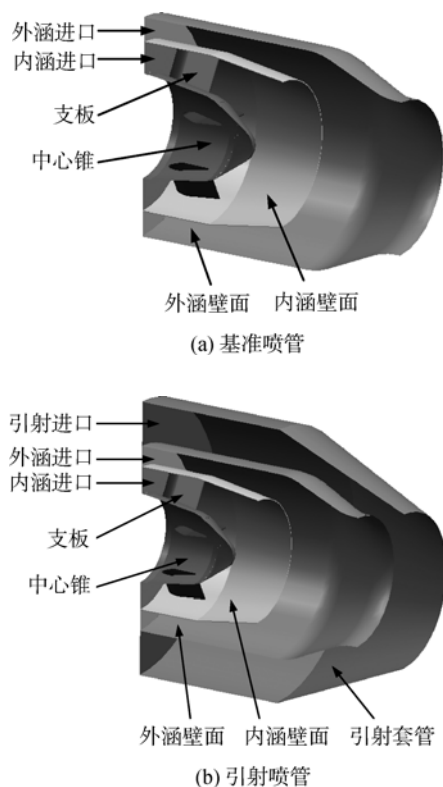


图1 基准喷管和引射喷管的几何模型
Fig. 1 Geometric models of basic nozzle and ejector nozzle

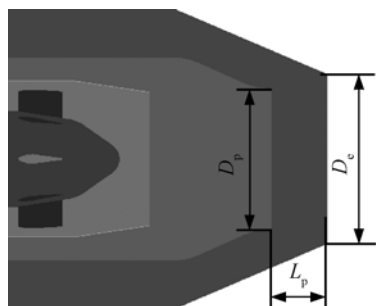


图2 引射喷管的几何参数
Fig. 2 Geometric parameters of ejector nozzle

2 流场计算

排气系统的流场计算主要为红外辐射特性计算提供喷管内固体壁面和燃气流的温度分布, 以

及燃气组分的物质的量浓度的分布.

本文中的流场计算采用 FLUENT 软件, 运用耦合显式求解器进行求解. 湍流模拟采用 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 两方程模型, 燃气组分物质的量浓度的计算采用组分输运模型.

2.1 计算域

由于喷管结构上的轴对称性, 因而在流场计算中选取 1/2 的喷管模型; 此时两种喷管的流场计算域均取为大小相同的 1/2 圆柱体, 其直径为 $10D_p$, 高为 $20D_p$, 这里仅以引射喷管的流场计算域为例, 如图 3 所示.

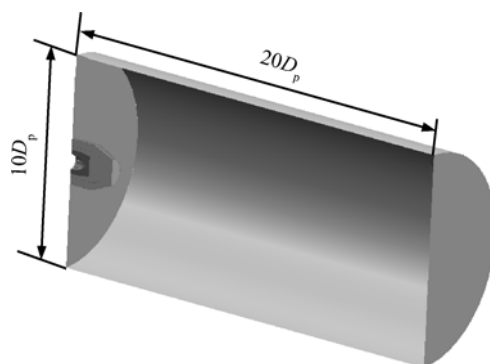


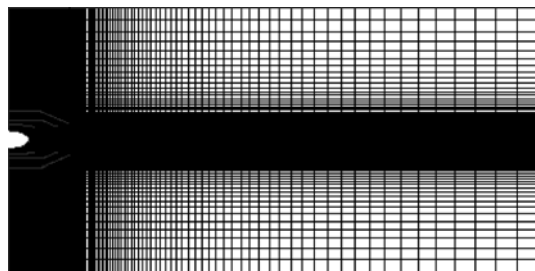
图3 引射喷管的流场计算域
Fig. 3 Flow field computational region of ejector nozzle

2.2 网格划分与独立性验证

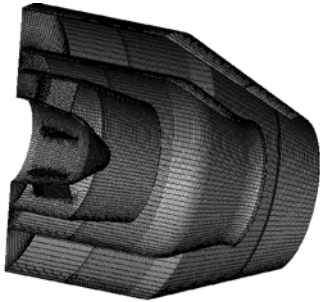
本文以引射喷管的网格划分为例进行阐述, 其网格数量近 170 万, 并且进行了网格的独立性验证. 由图 4 可见, 引射喷管内、引射喷管附近的外流计算域、射流区的网格较密, 其他区域的网格随着离喷口轴向和径向距离的增大而逐渐稀疏; 引射喷管内固体壁面大部分采用的是四边形的面网格.

2.3 边界条件

流场计算是针对地面静止状态进行的, 两种喷管流场计算的边界条件相同: 内、外涵进口均设为压力进口, 给定总温、总压等条件; 外流场边界



(a) 对称面上流场计算网格



(b) 引射喷管内固体壁面流场计算网格

图4 引射喷管的流场计算网格

Fig. 4 Flow field computational grid of ejector nozzle

设为压力出口,压力和温度分别为 101 325 Pa 和 300 K;引射喷管的引射进口设为压力进口,其压力和温度也分别为 101 325 Pa 和 300 K.

内涵进口组分为燃气,燃气中 CO_2 , H_2O , CO 和 O_2 质量分数边界条件的设置参考文献[18]. 外涵进口、引射进口和外流场边界的组分为空气.

3 红外辐射特性计算

由于基准喷管和引射喷管结构上的轴对称性,因而红外辐射特性计算只需一个探测面,如图5所示为水平探测面,方位角 $\alpha=0^\circ$ 为沿着喷管轴向的尾部方向, $\alpha=90^\circ$ 为与喷管轴向垂直的正面方向.

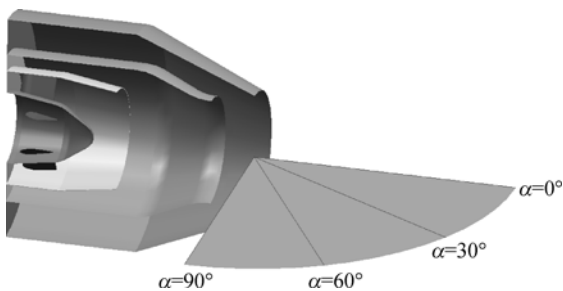


图5 引射喷管红外辐射计算方位角

Fig. 5 Azimuth angles in infrared radiation computation of ejector nozzle

本文采用自主开发的软件 NUAA-IR^[17] 计算了基准喷管和引射喷管在方位角 $\alpha=0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内的红外辐射特性,包括喷管内固体壁面的红外辐射和燃气流的红外辐射. 红外辐射特性计算过程中,首先进行排气系统流场的数值模拟,然后整理喷管内固体壁面的红外辐射计算网格,提取在流场计算中得到的压力、温度、物质的量浓度等参数数据插值到红外辐射计算域中进行红外辐射特性的计算,红外辐射强度的计算原理及相关公式

说明参考文献[17]. 计算中考虑了喷管内固体壁面对红外辐射的发射和反射以及燃气组分 CO_2 , H_2O 和 CO 对红外辐射的吸收和发射作用,燃气组分的吸收-发射特性采用 Ludwig 等^[19] 提供的数据库. 喷管内固体壁面均看成是发射率为 0.9 的灰体壁面. 本文的计算结果未考虑大气的吸收.

排气系统红外辐射特性计算的计算域和计算网格与流场计算中的计算域和计算网格是不一致的,在本文中不再叙述,可参考文献[18].

4 计算结果与分析

由于篇幅的限制,下文只对基准喷管和引射喷管的推力特性、温度场分布以及红外辐射特性进行对比分析.

4.1 推力特性

基准喷管的推力系数 $C_{f,jz}$ 定义为基准喷管的实际推力 F_{actual} 与理想推力 F_{ideal} 之比,其中 F_{actual} 和 F_{ideal} 分别如下:

$$F_{\text{actual}} = \dot{m}U_x + (p_e - p_a)A_e \quad (1)$$

$$F_{\text{ideal}} = \dot{m}U_{\text{ideal}} \quad (2)$$

其中 $\dot{m}$ 为喷管的实际流量; A_e , p_e 和 U_x 分别为喷管出口截面的面积、静压和轴向速度; p_a 表示环境压力; U_{ideal} 为气流等熵完全膨胀时的喷管出口速度,其表达式如下:

$$U_{\text{ideal}} = \sqrt{2 \frac{\kappa R T_0^*}{\kappa - 1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} \quad (3)$$

式中 p_0^* 和 T_0^* 分别为气流的总压和总温, κ 和 R 分别表示等熵指数和通用气体常数.

引射喷管的推力系数 $C_{f,ej}$ 定义为

$$C_{f,ej} = F_{ej} / (F_{ip} + F_{is})$$

其中引射喷管的实际推力 F_{ej} 与式(1)定义方法一致,表示主流与次流在引射喷管出口处产生的推力;主流与次流的理想推力 F_{ip} , F_{is} 与式(2)定义方法一致.

由上述公式分别计算得到基准喷管和引射喷管的推力系数为 $C_{f,jz}=0.986$, $C_{f,ej}=0.98$.

引射喷管相对基准喷管的推力损失为

$$\Delta C_{f,ej-jz} = \frac{F_{\text{actual}} - F_{ej}}{F_{\text{actual}}} \times 100\% = 0.234\%$$

由此可见,本文中的引射喷管相对基准喷管的推力损失很小.

4.2 压力场

图6给出了基准喷管和引射喷管轴对称面上量纲一压力 $p/p_{\text{main duct}}^*$ ($p_{\text{main duct}}^*$ 为喷管内涵进口总

压)云图.由图可见,基准喷管和引射喷管在主喷管内的压力梯度较大,出口截面的压力与环境压力几乎相等.

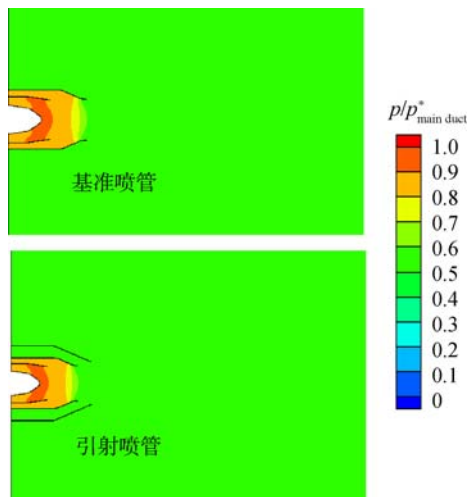


图6 基准喷管和引射喷管轴对称面上量纲一压力云图

Fig. 6 Contours of dimensionless pressure on axisymmetrical plane of basic nozzle and ejector nozzle

4.3 温度场

在本文中定义量纲一温度 Θ 为

$$\Theta = (T - T_a) / (T_{\max} - T_a)$$

式中 T 为温度, T_a 为环境温度, $T_{\max}$ 为燃气流的最高温度.

图7给出了基准喷管和引射喷管轴对称面上量纲一温度 Θ 的分布,将两种喷管的喷口放置在同一轴向位置上,如图中实线标注所示,单点划线和双点划线分别标注出了基准喷管和引射喷管 $\Theta=0.3$ 的燃气射流区的末端位置.由图可见:在同一量纲一温度 Θ 下,引射喷管所对应的燃气射流区的长度明显小于基准喷管对应的燃气射流区的长度;以 $\Theta=0.3$ 的燃气射流区为例,引射喷管和基准喷管的燃气射流区长度分别约为 $8.6 D_p$ 和 $10 D_p$.这是由于引射喷管燃气流与环境大气的掺混和换热增强了.

图8给出了基准喷管和引射喷管内固体壁面的量纲一温度 Θ 云图.由图可见:

1) 引射喷管中心锥、支板和内涵壁面的温度分布与基准喷管相同,中心锥和支板温度分布均匀,与燃气流最高温度接近,内涵壁面后端温度较前端高.

2) 由于引射气流对引射喷管外涵壁面的冷却作用使得其低温区较基准喷管加大,此低温区占外

涵壁面面积的大小由基准喷管的5%加大到50%.

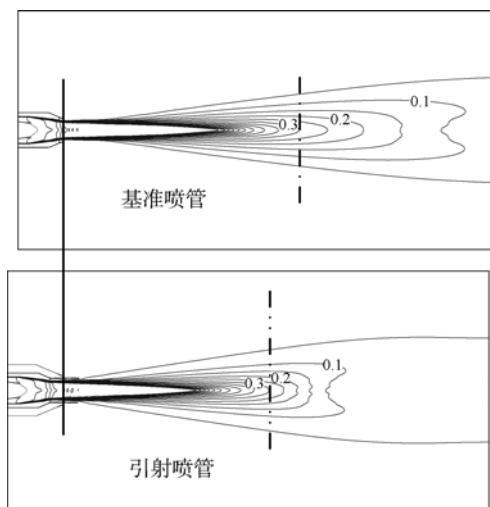
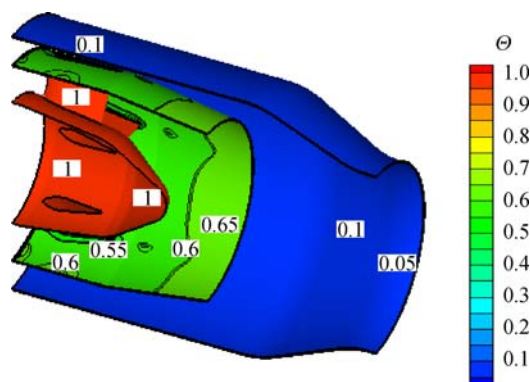
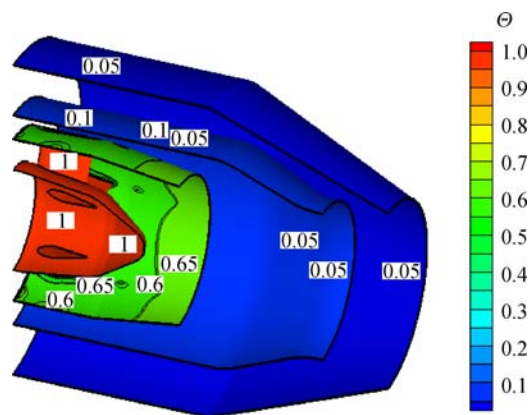


图7 基准喷管和引射喷管轴对称面上 Θ 的分布

Fig. 7 Distribution of Θ on axisymmetrical plane of basic nozzle and ejector nozzle



(a) 基准喷管



(b) 引射喷管

图8 基准喷管和引射喷管内固体壁面 Θ 云图

Fig. 8 Contours of Θ on solid walls of basic nozzle and ejector nozzle

4.4 燃气组分质量分数场

图9给出了基准喷管和引射喷管轴对称面上 CO_2 的质量分数。由图可见:温度越高的区域, CO_2 的质量分数越高,在温度接近或等于环境温度的区域, CO_2 的质量分数为0。燃气中组分 H_2O 和 CO 的质量分数分布趋势与 CO_2 的相同,这里不再赘述。

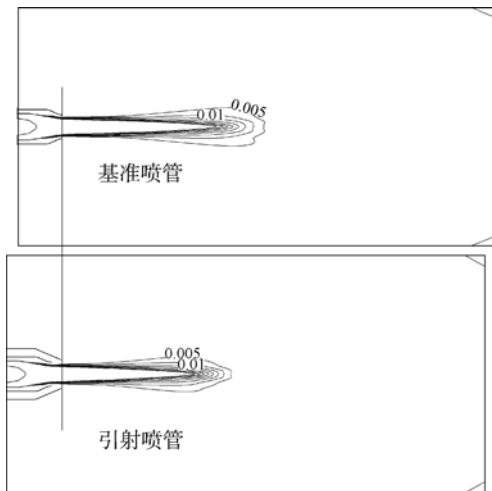


图9 基准喷管和引射喷管轴对称面上 CO_2 的质量分数
Fig. 9 Mass fraction of CO_2 on axisymmetrical plane of basic nozzle and ejector nozzle

4.5 红外辐射特性

下文通过对喷管内固体壁面不同方向上的投影面积以及对红外辐射的贡献、两种喷管固体壁面和燃气流的红外辐射对比等方面分析引射喷管的红外抑制作用。

4.5.1 固体壁面不同方向上的投影面积分析

喷管内固体壁面的红外辐射是指喷管腔体内各固体表面的红外辐射,但不包括喷管外表面的红外辐射,基准喷管的外表面为外涵外壁,引射喷管的外表面为引射套管外壁。而外涵内壁是包括在考虑的腔体内的。本文中定义量纲一投影面积为 $A/A_{\max}$, $A_{\max}$ 是引射喷管内固体壁面在 $\alpha=0^\circ$ 方向上的投影面积, A 指代各具体部位的投影面积。图10给出了基准喷管和引射喷管内固体壁面在 $\alpha=0^\circ\sim 90^\circ$ 方向 $A/A_{\max}$ 的分布。图中 A_{cone} , A_{struct} , $A_{\text{main duct}}$, A_{wmd} , A_{iwbld} , A_{owbd} 和 A_{iws} 分别表示中心锥(cone)、支板(struct)、内涵进口(main duct)、内涵壁面(wall of main duct)、外涵内壁(inner wall of bypass duct)、外涵外壁(outside wall of bypass duct)、引射套管内壁(inner wall of

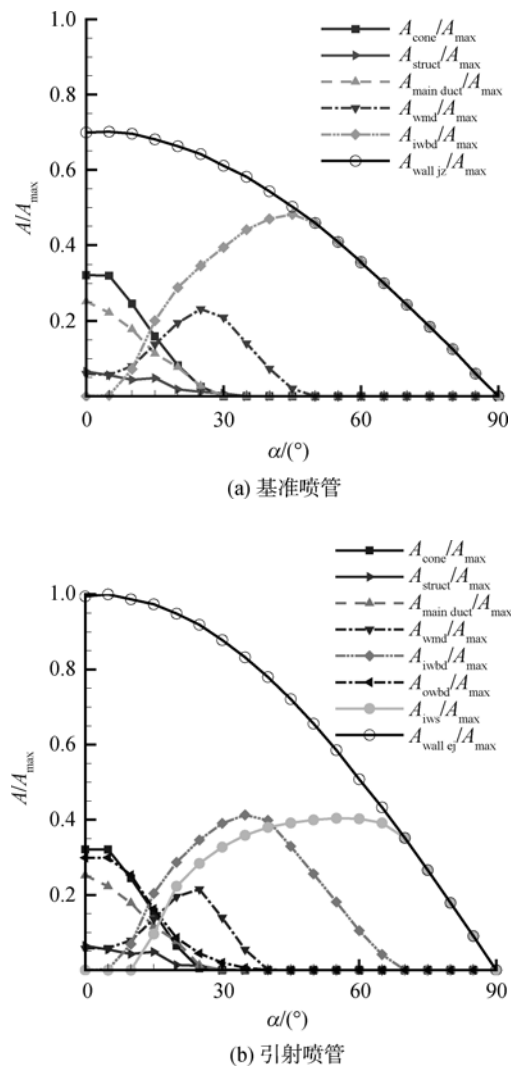


图10 基准喷管和引射喷管内固体壁面的量纲一投影面积
Fig. 10 Solid walls' dimensionless projection areas of basic nozzle and ejector nozzle

shroud)在各个方向的投影面积。 A_{wall} 表示喷管内固体壁面在各个方向的总投影面积,基准喷管的 $A_{\text{wall jz}}$ 是指 A_{cone} , A_{struct} , $A_{\text{main duct}}$, A_{wmd} , A_{iwbld} 以及外涵进口的投影面积之和,引射喷管的 $A_{\text{wall ej}}$ 是指 A_{cone} , A_{struct} , $A_{\text{main duct}}$, A_{wmd} , A_{iwbld} , A_{owbd} , A_{iws} 以及外涵进口和引射进口的投影面积之和。在图中未给出外涵进口和引射进口的投影面积。

由图10可见:①在同一方向上,引射喷管内固体壁面的总投影面积大于基准喷管的总投影面积。②引射喷管中心锥、支板在各个方向的投影面积与基准喷管的几乎相等,说明引射套管对中心锥和支板等高温壁面无遮挡作用。这与文献[13-14]中的结论是不同的,文献[13-14]中二元引射喷管对中心锥等高温壁面有明显的遮挡作用。

③引射喷管内涵壁面存在投影面积的方位角范围从基准喷管的 $0^\circ \sim 50^\circ$ 减小到 $0^\circ \sim 40^\circ$, 且在 $\alpha > 20^\circ$ 后, 其投影面积明显小于相应方向上基准喷管内涵壁面的投影面积. ④引射喷管外涵内壁存在投影面积的方位角范围从基准喷管的 $5^\circ \sim 90^\circ$ 减小到 $5^\circ \sim 70^\circ$, 且在 $\alpha > 20^\circ$ 后, 其投影面积明显小于相应方向上基准喷管外涵内壁的投影面积.

4.5.2 固体壁面对红外辐射的贡献分析

本文中定义量纲一积分辐射强度为 $I/I_{\max}$, $I_{\max}$ 是基准喷管在 $\alpha=0^\circ$ 方向上的总积分辐射强度, I 指代各具体部位的积分辐射强度. 图 11 给出了基准喷管和引射喷管内固体壁面在 $\alpha=0^\circ \sim 90^\circ$ 方向 $I/I_{\max}$ 的分布. 图中 I_{cone} , I_{struct} , $I_{\text{main duct}}$, I_{wmd} , I_{iwb} , I_{owbd} 和 I_{iws} 分别表示中心锥、支板、内涵进口、内涵壁面、外涵内壁、外涵外壁、引射套管内壁在各个方向的积分辐射强度, $I_{\text{wall jz}}$ 表示喷管内固体壁面在各个方向的总积分辐射强度, 基准喷管的 $I_{\text{wall jz}}$ 是指 I_{cone} , I_{struct} , $I_{\text{main duct}}$, I_{wmd} , I_{iwb} 以及

外涵进口的积分辐射强度之和, 引射喷管的 $I_{\text{wall ej}}$ 是指 I_{cone} , I_{struct} , $I_{\text{main duct}}$, I_{wmd} , I_{iwb} , I_{owbd} , I_{iws} 以及外涵进口和引射进口的积分辐射强度之和. 在图中未给出外涵进口和引射进口的积分辐射强度分布. 文中积分辐射强度(单位为 W/sr)的概念是对光谱辐射强度在波长上进行积分, 得到的全波长的辐射能量, 而光谱辐射强度(单位为 $\text{W}/(\text{sr} \cdot \mu\text{m})$)定义为单位时间内, 沿某指定方向单位立体角内所发射的某一波长附近单位波长范围内的能量.

对基准喷管和引射喷管, 有如下结论: ①在小方位角范围内, 中心锥、内涵进口、支板等是两种喷管的主要红外辐射源; 由于引射套管对它们无遮挡作用, 因而两种喷管中心锥、内涵进口、支板的红外辐射几乎相等. ②虽然引射套管对内涵壁面和外涵内壁等中低温壁面存在遮挡(图 10), 但是它们不是两种喷管的主要红外辐射源, 因而对排气系统的红外辐射影响很小. ③在 $\alpha=0^\circ$ 方向上, 两种喷管内固体壁面的总积分辐射强度基本相同, 这是由于虽然引射喷管内固体壁面的总投影面积大于基准喷管, 但是投影面积的增加是由于引射喷管增加了外涵外壁的面积, 而外涵外壁的温度很低, 其积分辐射强度很小, 几乎可以忽略.

4.5.3 两种喷管积分辐射强度对比分析

图 12 给出了基准喷管和引射喷管整个排气系统的量纲一积分辐射强度 $I_{\text{jz, exhaust}}/I_{\max}$, $I_{\text{ej, exhaust}}/I_{\max}$, 燃气流的量纲一积分辐射强度 $I_{\text{jz, plume}}/I_{\max}$, $I_{\text{ej, plume}}/I_{\max}$, 喷管内固体壁面的量纲一积分辐射强度 $I_{\text{jz, wall}}/I_{\max}$, $I_{\text{ej, wall}}/I_{\max}$ 的分布.

引射喷管燃气流的积分辐射强度在 $\alpha=0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内均小于基准喷管燃气流的积分辐射强

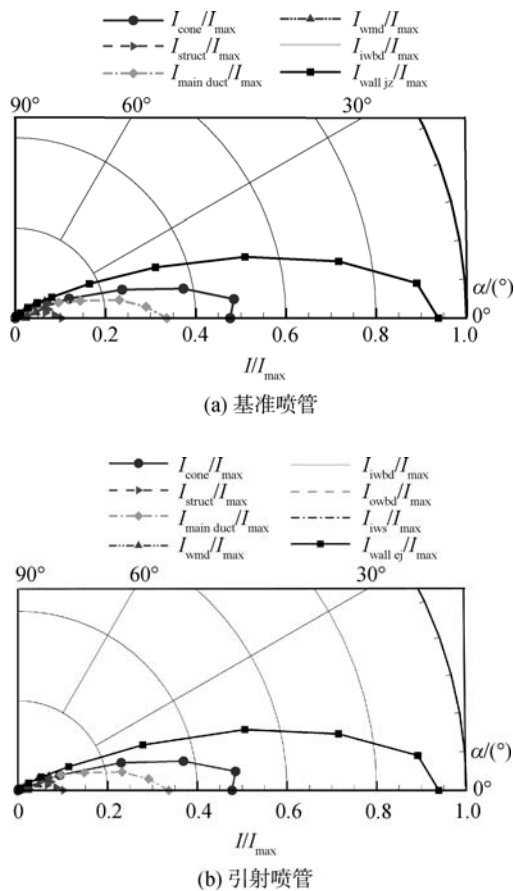


图 11 基准喷管和引射喷管内固体壁面在 $\alpha=0^\circ \sim 90^\circ$ 方向 $I/I_{\max}$ 的分布

Fig. 11 Solid walls' $I/I_{\max}$ distribution of basic nozzle and ejector nozzle for $\alpha=0^\circ \sim 90^\circ$

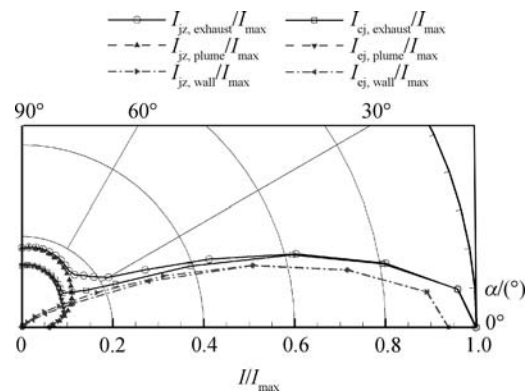


图 12 基准喷管和引射喷管的量纲一积分辐射强度
Fig. 12 Dimensionless integral radiant intensity of basic nozzle and ejector nozzle

度,且最大降低幅度在 $\alpha=50^\circ$ 方向上达到,约为 22%。这是由于引射喷管燃气流与环境大气的掺混和换热增强了,其燃气流高温核心区的长度小于基准喷管。

引射喷管固体壁面的积分辐射强度与基准喷管固体壁面的积分辐射强度几乎相等,只在 $\alpha=15^\circ\sim 90^\circ$ 范围内略小于基准喷管。这是因为在小方位角范围内,主要是中心锥等高温固体壁面的红外辐射,而引射套管对中心锥无遮挡;在大方位角范围内,由于引射套管对内涵壁面、外涵内壁等中低温壁面的遮挡引起固体壁面积分辐射强度的略微降低。

引射喷管的总积分辐射强度除在 $\alpha=0^\circ\sim 15^\circ$ 范围内与基准喷管几乎相等外,在其他方位角内均小于基准喷管,且在 $\alpha=40^\circ$ 方向上降低幅度达到最大,约为 34%。这是因为在小方位角内,喷管内固体壁面是排气系统的主要红外辐射源,而此时两种喷管固体壁面的红外辐射几乎相等;在 $\alpha=15^\circ\sim 90^\circ$ 范围内由于引射套管对内涵壁面、外涵内壁的遮挡以及燃气流红外辐射的降低,因而引射喷管的总积分辐射强度降低了。由于喷管结构以及计算工况的不同,文献[12]中的引射喷管只在方位角大于 60° 时,红外辐射强度略降低。

5 结 论

本文计算并比较了涡扇发动机基准喷管及其引射喷管在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射特性。结果表明:

1) 引射喷管的红外抑制作用主要在于引射加强了尾喷流与环境大气的掺混,减小了尾喷流的长度,降低了燃气流的红外辐射,如在本文中 $\alpha=50^\circ$ 方向上燃气流的红外辐射降低幅度达到最大,约为 22%。

2) 本文中引射喷管的引射气流只对外涵壁面有降温作用,使得外涵壁面的低温区较基准喷管加大,此低温区占外涵壁面面积的大小由基准喷管的 5% 加大到 50%,主要对 $\alpha>20^\circ$ 方向的红外辐射有略微的降低作用。

3) 在本文间距比为 0.4 和出口直径比为 1.2 情况下,引射喷管对中心锥等高温壁面无遮挡作用;只在 $\alpha>20^\circ$ 方向上对内涵壁面、外涵内壁等中低温壁面存在遮挡,因而对固体壁面红外辐射的降低作用很小。

4) 引射喷管的总积分辐射强度除在 $\alpha=0^\circ\sim 15^\circ$ 范围内与基准喷管几乎相等外,在其他方位角

内均小于基准喷管,且在 $\alpha=40^\circ$ 方向上降低幅度达到最大,约为 34%。

参考文献:

- [1] Huddleston S C, Wilsted H D, Ellis C W. Performance of several air ejectors with conical mixing sections and small secondary flow rates[R]. NACA RM E8D23, 1948.
- [2] Ellis C W, Hollister D P, Sargent A F, et al. Preliminary investigation of cooling-air ejector performance at pressure ratios from 1 to 10[R]. NACA RM E51H21, 1951.
- [3] Greathouse W K, Hollister D P. Preliminary air-flow and thrust calibrations of several conical cooling-air ejectors with a primary to secondary temperature ratio of 1.0: I diameter ratios of 1.21 and 1.10[R]. NACA RM E52E21, 1952.
- [4] Greathouse W K, Hollister D P. Preliminary air-flow and thrust calibrations of several conical cooling-air ejectors with a primary to secondary temperature ratio of 1.0: II diameter ratios of 1.06 and 1.40[R]. NACA RM E52F26, 1952.
- [5] Greathouse W K, Hollister D P. Air-flow and thrust characteristics of several cylindrical cooling-air ejectors with a primary to secondary temperature ratio of 1.0[R]. NACA RM E52L24, 1953.
- [6] Huntley S C, Yanowitz H. Pumping and thrust characteristics of several divergent cooling-air ejectors and comparison of performance with conical and cylindrical ejectors [R]. NACA RM E53J13, 1954.
- [7] Trout A M, Papell S S, Povolny J H. Internal performance of several divergent-shroud ejector nozzles with high divergence angles[R]. NACA RM E57F13, 1957.
- [8] Anderson B H. Computer program for calculating the flow field of supersonic ejector nozzles[R]. NASA TN D-7602, 1974.
- [9] 何慧珊, 钱翼稷. 引射喷管的气动性能和传热计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(4): 415-420.
HE Huishan, QIAN Yiji. Calculation of aerodynamic performance and heat transfer of an ejector nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(4): 415-420. (in Chinese)
- [10] 王洪烈. 超音速引射喷管的理论计算方法[J]. 航空发动机, 1991(5): 30-41.
- [11] 刘毅, 王新月, 熊剑. 偏心距引射喷管气动性能研究[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(14): 3241-3247.
LIU Yi, WANG Xinyue, XIONG Jian. The investigation on performance of eccentric coannular nozzles [J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(14): 3241-3247. (in Chinese)
- [12] 孙志强, 杨青真, 陈立海, 等. 涡扇发动机引射喷管的红外辐射特性数值研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(1): 92-97.
SUN Zhiqiang, YANG Qingzhen, CHEN Lihai, et al. Numerical simulation on the infrared radiation characteristics of turbofan engine's ejector nozzle [J]. Advances in

- Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(1): 92-97. (in Chinese)
- [13] 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 Fucheng, 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)
- [14] 斯仁, 吉洪湖, 刘福城, 等. 二元引射喷管高空性能及对无人机红外抑制的数值研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 42-50.
- SI Ren, JI Honghu, LIU Fucheng, et al. Investigation of thrust characteristics of the two-dimensional ejector nozzle and infrared characteristics of the UAV[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 42-50. (in Chinese)
- [15] 额日其太, 王强, 吴寿生, 等. 喷管超音段壁面排气引射冷却方案气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 376-380.
- ERIQTAI, WANG Qiang, WU Shousheng, et al. Aerodynamic performance investigation of exhaust nozzles with ejector pumping and cooling on divergent wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 376-380. (in Chinese)
- [16] 额日其太, 王强, 吴寿生, 等. 喷管超声段壁面冷却热态试验研究[J]. 推进技术, 2001, 22(4): 322-325.
- ERIQTAI, WANG Qiang, WU Shousheng, et al. Hot-air experimental investigation of cooling applicable to exhaust nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(4): 322-325. (in Chinese)
- [17] 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. (in Chinese)
- [18] 施小娟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 涡扇发动机轴对称分开和混合排气系统红外辐射特征的对比[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1702-1710.
- SHI Xiaojuan, JI Honghu, SI Ren, et al. Comparative investigation of infrared radiation characteristics of axisymmetrical individual and mixing exhaust systems in turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1702-1710. (in Chinese)
- [19] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA-SP-3080, 1973.