加力隔热屏及中心锥冷却对二元收扩排气系统 红外抑制效果数值分析^{*}

郑晨奂,王 强,胡海洋

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 100191)

摘 要:针对涡扇发动机二元收扩 (2D C-D) 排气系统,数值探究了加力隔热屏与中心锥气膜冷却对热部件温度的影响,并揭示了冷却措施对排气系统的红外抑制作用以及随之引起的推力系数变化。 结果表明:对加力隔热屏开气膜孔可有效降低隔热屏温度,其峰值最大降低10.3%,且加力隔热屏结构、气膜孔倾角不同均会影响内外涵流量分配;加力隔热屏气膜冷却主要抑制30°~75°的红外辐射,辐射强度可降低8%~25%,但同时推力系数最高降低5.3×10⁻³。对加力隔热屏与中心锥采取联合气膜冷却 后,中心锥表面温度明显降低,0°~10°的红外抑制作用效果显著,辐射强度降幅最高达31.3%,随之引起的推力系数损失不超过3.0×10⁻³。

关键词: 涡扇发动机; 二元排气系统; 气膜冷却; 加力隔热屏冷却; 中心锥冷却; 红外抑制 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 05-2207103-11 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2207103

Numerical Analysis of Infrared Suppression Effect of Afterburner Heat Shield and Cone Cooling on Two-Dimensional Convergent-Divergent Exhaust System

ZHENG Chen-huan, WANG Qiang, HU Hai-yang

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the turbofan engine with a two-dimensional convergent-divergent (2D C-D) nozzle exhaust system, the effects of the afterburner heat shield and cone film cooling on the temperature of components were investigated numerically, and the infrared suppression of the cooling measures on the exhaust system and the consequent changes in thrust coefficient was revealed. The results show that the surface temperature of the heat shield can be effectively reduced by film cooling of the afterburner heat shield, and the maximum peak reduction is 10.3%, and the structure of the afterburner heat shield and the different inclination of the film holes affect the core and bypass flow distribution.Film cooling of the afterburner heat shield mainly suppresses infrared radiation (IR) from $30^{\circ} \sim 75^{\circ}$, and the radiation intensity can be reduced by $8\% \sim 25\%$, but at the same time, the thrust coefficient is reduced by up to 5.3×10^{-3} .After film cooling is taken for the afterburner heat shield and the cone, the surface temperature of the cone is obviously reduced, and the infrared suppression from $0^{\circ} \sim 10^{\circ}$ is sig-

^{*} 收稿日期: 2022-07-28; 修订日期: 2022-12-12。

基金项目:国家科技重大专项(J2019-III-0009-0053)。

作者简介:郑晨奂,硕士生,研究领域为排气系统气动与红外隐身。

通讯作者:王 强,博士,教授,研究领域为飞行器红外隐身技术。E-mail: qwang518@buaa.edu.cn

引用格式:郑晨奂,王 强,胡海洋.加力隔热屏及中心锥冷却对二元收扩排气系统红外抑制效果数值分析[J].推进技术,
 2023,44(5):2207103. (ZHENG Chen-huan, WANG Qiang, HU Hai-yang. Numerical Analysis of Infrared Suppression Effect of Afterburner Heat Shield and Cone Cooling on Two-Dimensional Convergent-Divergent Exhaust System[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(5):2207103.)

nificant, its radiation intensity decreases by up to 31.3%, the consequent loss of thrust coefficient does not exceed 3.0×10^{-3} .

Key words: Turbofan engine; Two-dimensional exhaust system; Film cooling; Afterburner heat shield cooling; Cone cooling; Infrared suppression

1 引 言

低探测性能是未来战机的关键参数之一,二元 喷管能增强与环境气流的掺混,具有更低的红外特 征^[1-2],同时具有便于机身一体化设计、便于实现矢量 推力等优点,因此是先进战斗机排气系统的发展方 向^[3-5]。由于在发动机后方,排气系统内腔体是红外 探测中可见的高温壁面,因此对其采取相应的冷却 措施不仅是材料使用寿命的要求,也能进一步降低 战机的红外信号。

从公开发表的文献中可以看出,国外对开有单 排孔或多排孔的平板气膜冷却有效度做了大量研 究^[6-8]。国内方面,唐婵等^[9]数值研究了纵向波纹隔 热屏的开孔率、孔径和冷却通道高度对冷却效果的 影响。常国强等^[10]实验研究了开孔方式、主流雷诺 数及平均吹风比等因素对多孔纵向波纹表面气膜冷 却效率的影响规律。牛嘉嘉等^[11]研究了冲击空板开 孔率和动量比对双层壁隔热屏综合冷却效率的 影响。

由于排气系统内部的中心锥等高温部件也是后 方很强的辐射源^[12-13],因此除隔热屏气膜冷却外,有 必要对中心锥采取冷却。目前国内主要对中心锥气 膜冷却开展了一定的研究,张勃等^[14]在中心锥前端 布置气膜缝槽,将部分外涵气流引至中心锥,在锥体 前端形成气膜覆盖,结果表明支板与中心锥壁温度 显著降低。单勇等^[15]实验研究了不同涵道比下中心 锥冷却对红外辐射的影响。此外,王殿磊等^[16]、王旭 等^[17]对中心锥气膜孔的分布形式对红外抑制特性的 影响开展了相关研究。

可以看到,目前针对高温部件冷却的冷却效率 开展的研究较多,但对于采取不同冷却措施抑制高 温部件红外辐射的研究尚不充分,且主要针对喷管 扩张段壁面与中心锥,如额日其太等^[18],斯仁等^[19], 卢浩浩等^[20],而对加力隔热屏气膜冷却红外抑制的 研究较少。

本文以涡扇发动机二元排气系统为研究对象, 对加力隔热屏采取气膜冷却,数值研究了不同加力 隔热屏结构与气膜孔倾角的冷却效果与排气系统红 外辐射强度;在此基础上,进一步针对加力隔热屏与 中心锥联合气膜冷却进行研究,获得了二元排气系 统采取冷却措施后对热部件壁面温度与红外特征的 影响规律;同时比较了采取上述不同冷却措施后的 推力性能。

2 计算方法与边界条件

2.1 计算方法及验证

本文的传热、传质与红外辐射特性计算采用自 编程程序进行计算;对于流场计算,为保留雷诺应力 模型具有的对复杂湍流流动的适应性以及线性湍流 模型具有的高计算效率与鲁棒性,采用Wallin等^[21-22] 提出的三维显式代数雷诺应力模型(WJ2000模型)。

由于本文中冷却措施抑制了高温燃气对固壁的 对流传热,辐射换热对固体结构温度分布的影响便 体现出来,而高温燃气温度高于固壁温度,前者的辐 射传热显然不能忽略,其计算结果将影响后续红外 特性的计算精度。因此针对气体辐射,本文采用多 尺度多线组全光谱模型(MSMGFSK)模型^[23-24]微分求 解辐射传输方程,考虑了燃气组分H₂O,CO₂,CO对红 外辐射的吸收与发射。

对于近距离红外成像计算,首先基于上述流场 固体温度场计算结果,采用多尺度多线组宽带 k 分布 模型(MSMGWB)^[25-27],基于离散传递法计算固壁的 反射辐射特性,该模型与原始宽带 k 分布模型相比具 有明显的计算精度优势,同时保持对灰体固壁辐射 的良好兼容性。进一步地,以上述反射辐射作为初 值,采用射线追踪算法计算排气系统的近距离红外 成像。

对于全覆盖多孔气膜冷却结构,一般多孔的分 布呈现一定规律性,孔内的流动差异并不明显,因此 为降低计算资源,对多孔结构进行合理简化计算,分 析了孔径、倾角、间距以及主次流参数等因素对于孔 内对流冷却流量特性的影响,进而建立不同进出口 流场参数下的离散孔流量特性数据库。进一步地, 基于流场内气膜孔进出口网格单元宏观流场参数与 上述数据库,建立上述两个网格单元之间的质量、动 量与能量交换,实现气膜孔渗流对排气系统宏观流 场与流动与传热特性的数值模拟。

为验证本文的计算方法,选取文献[28]中的二

元收扩喷管模型,数值模拟了喷管内外流场,并将计 算得到的如图1所示测点处的压力与实验值进行了 比较,结果如图2所示,其中本文计算方法同WJ2000 表示,外壁面压力系数用式(1)衡量,式中角标∞指远 场参数。内壁面压力用*plp*_L,衡量,*p*_L,为入口总压。可 以看到,内外壁面不同测点的压力系数均与实验吻 合较好,其中Row 3测点靠近出口附近计算结果与实 验值有一定差距,这是因为该处存在强烈的三维流 效应,但总体结果在可接受范围内。

$$C_{p} = \frac{p - p_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} v_{\infty}^{2}} \tag{1}$$





准确的排气系统壁面温度场模拟是精确计算红 外辐射特性的基础之一,为考察该计算方法在壁温 模拟方面的准确性和适用性,对文献[29]中的火箭 发动机水冷喷管建立模型。该喷管在试验中采取了 冷却措施,冷却后外壁面温度分布由试验测定,见 图3,计算过程中喷管外壁面温度作为定温边界条件 给出,内壁面作为耦合换热边界处理。

图 4 为本文计算方法模拟得到的内壁面温度分 布与试验数据对比,其中 z=0 处为收敛段入口,可以 看到耦合求解得到的壁面温度与试验数据吻合 较好。

为验证气膜孔数值模拟的准确性,对照Gritsch 等^[30]开展的实验,选用实验采用的倾角为30°,方向 角为0°的单孔模型,对Case1主流马赫数Ma_m=0.3, 冷却气流Ma_e=0.6,对两种工况进行了数值验证,其中 Case2主流马赫数Ma_m=0.6,冷却气流Ma_e=0.3,数值 验证结果如图5所示,横轴p_u/p_m为冷却气流总压与主 流静压之比,可以看到气膜孔流量系数C_b的计算值 与实验拟合较好,误差均小于5%,因此本文的计算方 法可准确描述气膜孔内流动规律。

2.2 物理模型与边界条件

本文选取的涡扇发动机二元排气系统模型如图6 所示,包括内涵、外涵、引射通道、中心锥、火焰稳定器、加力燃烧室、隔热屏、圆转方过渡段、收敛段、扩 张段。排气系统隔热屏包括加力隔热屏与喷管隔热 屏,其中喷管隔热屏分为过渡段隔热屏与收敛段隔 热屏,两者中间留有一定缝隙,收敛段隔热屏延伸至



Fig. 2 Experimental and computational results of surface pressures



Fig. 3 Hot air nozzle outside temperature



Fig. 4 Comparison of wall temperature



Fig. 5 Experimental and computational results of discharge coefficients of holes



Fig. 6 Model of 2D C-D exhaust system

喉道,末端采取翻边结构,防止高温燃气向冷气通道 内倒灌。本文仅对加力隔热屏与中心锥开气膜孔。

加力隔热屏采用圆筒隔热屏与纵向波纹隔热屏 两种结构,开孔方式如图7所示,排列方式为叉排,孔 径均为0.5mm,周向孔间隔为0.5°,沿流向共64排。 其中圆筒隔热屏沿流向均匀分布,纵向波纹隔热屏 波纹周期为30mm,每周期四排气膜孔。



afterbruner heat shield

采取中心锥冷却时,其结构与气膜孔分布如图8 所示,在中心锥表面开倾角为30°的气膜孔,冷却气 从环形入口进入,流经气膜孔对中心锥表面进行冷 却。气膜孔沿轴向共12排,其中前11排气膜孔周向 间隔为15°,最后一排周向间隔为30°。

为降低计算量,取排气系统整体的1/4进行计算,两个周向边界设为对称面。计算域为半径2.5m, 流向长度20m的扇形区域,网格总量为650万左右, 图9为二元排气系统壁面网格。

计算工况为12km高度,飞行马赫数1.58。计算 时采用如下边界条件:内涵入口给定总压为86.85kPa, 总温1000K;外涵入口给定总压为86kPa,总温360K; 引射通道入口给定总压为19.3kPa,总温330K;假定 内涵入口为完全燃烧的燃气,氧气、水蒸汽、二氧化 Core flow



Fig. 8 Schematic of cone cooling and the film holes distribution



(a) 2D C-D exhaust system with plane heat shield



(b) 2D C-D exhaust system with longitudinal ripple heat shield



碳和一氧化碳的质量分数分别为14.34%,3%, 7.711%和3%,外涵与引射气流组分为环境空气,固体壁面发射率均为0.8。存在中心锥气膜冷却时,中心锥冷却气入口压力为86.85kPa,其他条件与外涵保持一致。

3 计算结果与分析

3.1 加力隔热屏气膜冷却下壁面温度与气膜孔流动 特性

图 10 中给出了二元排气系统加力隔热屏开气膜 孔后的壁面温度分布,由于排气系统具有对称性,仅 展示 1/4 模型。表 1,表 2 分别给出了气膜孔流量特性 与开孔后的内涵流量 \dot{m}_{e} ,外涵流量 \dot{m}_{b} 及涵道比 $B = \dot{m}_{b}/\dot{m}_{e}$ 。

从图10可以看到二元排气系统隔热屏温度沿流

*T/*K 340 360 380 400 420 440 460 480 500 520 540 560 580 600 620 640



(a) Plane heat shield



(b) Plane heat shield with film holes (θ =90°)



(c) Plane heat shield with film $holes(\theta=30^\circ)$)



(d) Longitudinal ripple heat shield



(e) Longitudinal ripple heat shield with film holes (θ =90°)





Fig. 10 Temperature distribution of internal surface under the afterburner film cooling conditions

向逐渐升高,峰值出现在喷管过渡段末端与收敛段 上表面。在采取气膜孔冷却后,隔热屏温度有明显 降低,且气膜孔倾角为30°时的冷却效果要优于90°, 这是由于冷气流过90°气膜孔时易产生回流,使气膜 孔等效流通面积减小。且根据表2结果,气膜孔倾角 的不同导致外涵冷气量的不同,进一步提高了30°孔 时的冷却效果。对于圆筒隔热屏, *θ*=90°与30°时的隔 热屏温度峰值较开孔前分别降低了5.8%, 10.3%; 对 于纵向波纹隔热屏,上述降幅分别为2.8%, 9.4%。

Table 1	Flow	charac	teristics	of film	cooling	holes
I HOIC I	1 10 11	chui uc	cer istres		cooming	noics

Type of heat shield	$\theta/(°)$	$\dot{m}_{ m hole}/(m kg\cdot s^{-1})$	$C_{ m d,max}$	$\dot{m}_{\rm max}$ /(kg·s ⁻¹)
DI	90	0.313	0.433	8.24×10 ⁻⁶
Plane	30	0.514	0.725	1.33×10^{-5}
T 1. 1. 1 . 1	90	0.203	0.498	9.97×10 ⁻⁶
Longitudinal ripple	30	0.310	0.743	1.41×10^{-5}

 Table 2
 Core and bypass mass flux under the afterburner film cooling conditions

Type of heat shield	$\theta/(°)$	$\dot{m_c}/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{s}^{-1})$	$\dot{m}_{\rm b}^{\prime}/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{s}^{-1})$	В
	-	5.68	1.63	0.286
Plane	90	5.51	1.89	0.344
	30	5.42	2.05	0.378
	-	5.71	1.54	0.270
Longitudinal ripple	90	5.61	1.70	0.303
	30	5.41	2.04	0.376

对比孔倾角相同时的圆筒隔热屏与纵向波纹隔 热屏的流量特性,由于隔热屏结构的不同改变了外 涵冷却气流量,因此纵向波纹隔热屏的气膜孔总流 量 *m*_{hole}低于圆筒隔热屏,但其气膜孔位于冷却气的迎 风面,流动有一定程度的改善,故单孔最大流量系数 *C*_{d.max}与单孔最大流量*m*_{max}均优于圆筒隔热屏。

3.2 加力隔热屏气膜冷却下红外特征与推力特性 分析

对 3.1 节中的排气系统及其喷流红外特征进行 了数值计算,得到了 3~5µm 波段尾向 XOZ 面与 YOZ 面 0°~90°内不同探测方向的红外辐射强度,探测距离 为 500m,探测方向如图 11 所示。



Fig. 11 IR detected planes settings

图 12,图 13 给出了对加力隔热屏开孔后的二元 排气系统在不同探测方向上的无量纲积分辐射强度 *III_{max}*及其降幅Δ*III*,其中*I_{max}*为该探测平面内的最大积 分辐射强度。从图中可以看出,*XOZ*面与*XOY*面的 辐射强度变化趋势相近,其峰值均出现在正后方,且 在远离0°时迅速降低,这是由于在0°附近可探测到 中心锥、火焰稳定器、加力燃烧室与喷管等高温壁 面,而在 30°~90°时,喷流是红外辐射的主要来源。两 探测平面在 0°~30°内的辐射强度差别主要是由二元 喷管出口两个方向的遮挡角度不同造成的。

对比不同加力隔热屏结构下的红外辐射强度, 可以发现在 XOZ 面和 YOZ 面 30°~90°探测方向上,加 力燃烧室选用圆筒隔热屏时的排气系统红外辐射强 度略低于纵向波纹隔热屏。

此外,由图13可知,对加力隔热屏开气膜孔可进 一步降低其红外辐射强度,开孔能够降低探测平面 上30°~75°的红外辐射强度,而30°以内没有红外抑 制作用,这是因为中心锥、火焰稳定器等高温部件的 红外辐射在该探测范围内占比极大,而在30°~75°上, 上述高温部件被遮挡,隔热屏与喷管扩张段壁面的 红外辐射贡献较大,加力隔热屏开孔降低了壁面温 度,因此其内腔辐射随之降低,此外开孔对喷流整体 温度也有一定降低作用。对于圆筒隔热屏,开30°孔 后在*XOZ*与*YOZ*面的辐射强度降幅最高分别为 24.3%和19.3%,对于纵向波纹隔热屏,开30°孔后在 两平面的辐射强度降幅最高分别为23.2%,20.7%。

本文选取推力特性作为衡量喷管气动性能的指标,研究了不同红外抑制措施引起的推力变化。

混合排气涡扇发动机的喷管推力系数定义为喷 管的实际推力与内外涵气流的理想推力之和的比 值,表达式为

$$C_{F,\text{mix}} = \frac{F_{\text{mix}}}{F_{\text{i,c}} + F_{\text{i,b}}}$$
(2)

式中 *F*_{mix}为实际推力, *F*_{i,e}为内涵实际流量等熵完全膨胀产生的推力, *F*_{i,b}为外涵实际流量等熵完全膨胀产生的推力。

本文采用文献[31]中的假想面积系数法,忽略 内外涵气流的掺混过程,认为两股气流在交界面上 满足径向平衡假设,互不干扰地沿各自流道排出发 动机喷口,通过给定面积系数σ来调整假想的内外涵 出口面积。本文中σ根据内外涵实际流量确定。

表3给出了加力隔热屏气膜冷却条件下的喷管 理想推力F_i、实际推力F与推力系数C_F。可以看到, 由于隔热屏结构以及气膜孔倾角的不同,引起内外

- Plane heat shield
- Plane heat shield with film holes (θ =30°)
- --- Longitudinal ripple heat shield
- Longitudinal ripple heat shield with film holes (θ =90°)
- ---- Longitudinal ripple heat shield with film holes (θ =30°)



- Plane heat shield
- ---- Plane heat shield with film holes (θ =90°)
- ---- Plane heat shield with film holes (θ =30°)
- ---- Longitudinal ripple heat shield
- Longitudinal ripple heat shield with film holes (θ =90°)
- Longitudinal ripple heat shield with film holes (θ =30°)



Fig. 12 IR intensity under the cooling of the afterburner heat shield conditions

涵流量不同,进一步导致理想推力以及实际推力有 所差异。对比相同隔热屏结构的喷管推力系数,可 以看出在开孔后其推力系数略有降低,对于圆筒隔 热屏,开90°孔与30°孔后,推力系数分别降低7.0× 10⁻⁴,2.1×10⁻³;对于纵向隔热屏,开90°孔与30°孔后, 推力系数分别降低1.1×10⁻³,5.3×10⁻³。

3.3 加力隔热屏与中心锥联合气膜冷却下红外抑制 综合性能分析

尽管对加力隔热屏开孔有助于降低隔热屏与喷 管壁面温度,抑制30°~75°内的红外信号,但由于辐射 强度峰值出现在尾向30°以内,且远远高于30°~90°, 而在正后方,中心锥是内腔体中具有最大探测面积 的高温部件,因此考虑对中心锥采取冷却措施。中 心锥气膜孔采用 d=2mm, d=3mm两种孔径,冷却气入 口温度为360K。由于在3.2节中圆筒隔热屏与30°气 膜孔组合冷却效果最好,因此在该结构基础上数值 研究中心锥冷却对流场与红外辐射的影响。

图 14给出了中心锥冷却前后中心锥表面温度分 布,可以看到在冷却前,中心锥被内涵高温燃气覆 盖,其前端温度接近内涵燃气温度,表面温度沿轴向 不断降低,在顶点处仍有接近800K的高温。采取中 心锥冷却后,其表面温度显著降低,气膜孔附近温度 低于孔间壁面温度,冷却气经气膜孔流出后,在其下 游持续形成气膜,直至下一个气膜孔,因此低温区呈 条状,气膜孔孔径增大时,整体温度进一步下降,其 中心锥顶点温度分别降至710K和690K。

表4给出了中心锥冷却流量与外涵流量之比 $\dot{m}_{cone}/\dot{m}_{b}$,以及中心锥表面平均温度 \bar{T}_{cone} ,可以看到,孔 径3mm时中心锥流量高于孔径2mm,但两者并不与 其流通面积成正比变化,采取中心锥冷却后其表面 温度有大幅下降,孔径为2mm与3mm时,平均温度分 别降低了15.6%,18.5%。

流场轴线温度如图 15 所示,其中 D 为喷管出口 等效 直径, x/D 为轴向无量纲距离。 x/D=-1.082, -0.760,0处分别为收敛段 A7 截面、喉道 A8 截面与出 口 A9 截面。可以看到在喉道前,轴线处温度保持在 较高水平,由于燃气在排气系统内部过膨胀,因此出 口后存在若干马赫盘,轴线温度有震荡。在核心区 后,燃气与环境大气迅速掺混,温度衰减。对中心锥 采取气膜冷却后,其表面气膜不断向下游发展,脱离



Fig. 13 IR intensity reduction under the cooling of the

afterburner heat shield conditions

 Table 3
 Thrust coefficient under the afterburner film cooling conditions

	-			
Type of heat shield	$\theta/(\circ)$	$F_{\rm i}/{ m N}$	F/N	C_F
	-	5820	5594	0.9611
Plane	90	5830	5599	0.9604
	30	5846	5606	0.9590
	-	5795	5583	0.9635
Longitudinal ripple	90	5805	5586	0.9624
	30	5833	5589	0.9582

中心锥后仍对轴线温度有显著的冷却作用,可以看 到加力段温度有大幅降低,且冷却作用一直持续至 出口后4D附近,而对其后的喷流温度几乎没有影响, 说明中心锥冷却主要降低排气系统内部轴线燃气 温度。

图 16 给出了排气系统正后方 3~5µm 波段,成像



(c) Cone cooling (*d*=3mm)

Fig. 14 Comparison of temperature distribution of cone

Table 4 Film cooling characteristics of cone cooling

d/mm	$(\dot{m}_{_{\mathrm{cone}}}/\dot{m}_{_{\mathrm{b}}})/\%$	${ar T}_{ m cone}/{ m K}$
-	-	942
2	1.45	795
3	2.20	768

距离为500m的红外图像,辐射亮度1以对数坐标显示。可以看到冷却前中心锥为正后方辐射亮度最高的部件,其峰值超过4kW/(Sr·m²),冷却后由于其表面温度降低,辐射亮度随之降低,孔径为2mm与3mm时的中心锥辐射亮度峰值与冷却前相比分别降低了42.6%,47.0%。

图 17,图 18 对比了加力隔热屏冷却与中心锥冷 却对二元排气系统红外辐射强度的影响,其中基准 算例为 3.1 节中的含不开孔圆筒隔热屏的二元排气





Fig. 16 Comparison of rear IR image under the cone cooling conditions

系统。

可以看到在对圆筒隔热屏开孔后,在30°~75°内 有较好的红外抑制作用,而尾向附近辐射强度水平 仍较高。对其进一步采取中心锥冷却后,两探测平 面0°~10°内的红外辐射得到有效抑制,中心锥气膜孔 孔径为2mm与3mm情况下,其辐射强度相对于基准 算例的最高降幅分别为26.9%和31.3%,其中由于 *YOZ*面上排气系统内腔体可见范围更大,在探测方向 为10°时仍有较高的红外抑制作用。

在10°~15°内,加力段内壁被遮挡,扩张段可见面 积较大,且由于没有对其进行冷却,壁面温度较高, 因此该范围内红外信号没有明显降低。

而对于30°~90°探测范围,由于中心锥被遮挡,且 根据前述结果,中心锥冷却对喷流温度几乎没有影 响,因此认为中心锥冷却对该范围内的红外辐射没 有降低作用。

对比不同孔径条件下的红外辐射强度,可以看 到由于 3mm 孔径下中心锥温度更低,因此尾向附近 的辐射强度相对与 2mm 孔径仍有进一步降低。

对加力隔热屏与中心锥联合气膜冷却下的推力 性能进行分析,得到表5结果。可以看到,与基准算 例相比,联合气膜冷却下的推力系数损失了2.6×10⁻³。





Fig. 18 IR intensity reduction under the cone cooling conditions

Table 5 Thrust coefficient under the cone cooling conditions

Cooling method	d/mm	$F_{\rm i}/{ m N}$	<i>F/</i> N	C_F
Baseline	-	5820	5594	0.9611
C I:	2	5850	5607	0.9585
Cone cooling	3	5849	5606	0.9585

由于中心锥冷却气流量较低,因此中心锥气膜孔孔 径由2mm增至3mm时,推力系数基本保持不变。

4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)对加力隔热屏开气膜孔可有效降低隔热屏 温度,开90°孔与30°孔后,圆筒隔热屏温度峰值分别 降低5.8%,10.3%,纵向波纹隔热屏上述降幅分别为 2.8%,9.4%;且加力隔热屏结构、气膜孔倾角不同均 会改变内外涵流量分配。

(2)对加力隔热屏开孔后可使 30°~75°的辐射强 度降低 8%~25%,而对 0°~15°的红外辐射没有抑制作 用;但同时会消耗冷气流量,降低推力系数,对于圆 筒隔热屏与纵向波纹隔热屏,开孔后推力系数分别降低最高2.1×10⁻³,5.3×10⁻³。

(3) 在加力隔热屏气膜冷却基础上采取中心锥 冷却,其表面温度显著下降,2mm和3mm两种孔径下 分别降低15.6%和18.5%。

(4)中心锥冷却主要抑制0°~10°内的红外辐射, 其强度最高可降低31.3%;扩张段高温壁面在10°~ 30°内的辐射强度贡献较大,本文的冷却措施对该范 围红外信号抑制作用不明显,若对扩张段采取冷却 措施可进一步降低红外特征。

(5)对加力隔热屏与中心锥采取联合气膜冷却时,推力系数降低了2.6×10⁻³,中心锥气膜孔孔径为2mm与3mm时的推力系数基本持平。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] Chu C W, Der Wun W. A Simple 2D-Nozzle Plume Model for IR Analysis[R]. AIAA 80-1808.
- Sfeir A A. Investigation of Three-Dimensional Turbulent Rectangular Jets [J]. AIAA Journal, 1979, 17 (10): 1055-1060.
- [3] Stevens H L, Thayer E B, Fullerton J F. Development of the Multi-Function 2-D/C-D Nozzle [R]. AIAA 81-1491.
- [4] Goetz G F, Young J H, Palcza J L. A Two-Dimensional Airframe Integrated Nozzle Design with Inflight Thrust Vectoring and Reversing Capabilities for Advanced Fighter Aircraft[R]. AIAA 76-626.
- [5] Hiley P E, Wallace H W, Booz D E. Study of Non-Axi-Symmetric Nozzles Installed in Advanced Fighter Aircraft
 [R]. AIAA 75-1316.
- [6] Goldstein R J, Eckert E, Burggraf F. Effects of Hole Geometry and Density on Three-Dimensional Film Cooling
 [J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2015, 17(5): 595-607.
- [7] Sinha A K, Bogard D G, Crawford M E. Film-Cooling Effectiveness Downstream of a Single Row of Holes with Variable Density Ratio [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 442-449.
- [8] Andrews G E, Bazdiditehrani F. Small Diameter Film Cooling Hole Heat Transfer—The Influence of the Number of Holes [C]. Toronto: ASME 1989 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1989.
- [9] 唐 婵,常海萍.发散孔纵向波纹隔热屏气膜冷却特性[J].航空动力学报,2009,24(1):18-24.
- [10] 常国强,常海萍,常 飞,等.多孔纵向波纹表面气 膜冷却效率实验研究[J]. 航空动力学报,2009,24

(3): 513-518.

- [11] 牛嘉嘉,刘存良,刘海涌,等.加力燃烧室双层壁隔 热屏综合冷却效率的实验研究[J].推进技术,2021, 42(2): 395-405. (NIU Jia-jia, LIU Cun-liang, LIU Hai-yong, et al. Experimental Study on Overall Cooling Effectiveness of Afterburner Double-Wall Heat Shield [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 395-405.)
- [12] 黄 伟,吉洪湖.加力式涡扇发动机非加力状态部件
 红外辐射分析[J].航空动力学报,2011,26(1):
 48-53.
- [13] 黄 伟,吉洪湖,斯 仁,等.降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J].推进技术,2011,32(4):550-556. (HUANG Wei, JI Hong-hu,SI Ren, et al. Investigation of Infrared Suppression of Exhaust System by Reducing Surface Temperature and Emissivity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4):550-556.)
- [14] 张 勃,吉洪湖,张宗斌,等.中心锥冷却对喷管腔体红外辐射的抑制作用数值分析[J].航空动力学报, 2012,27(3):560-565.
- [15] 单 勇,张靖周,邵万仁,等.涡扇发动机排气系统 中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验[J]. 航空动力学报,2012,27(1):9-15.
- [16] 王殿磊,张 勃,吉洪湖,等. 气膜孔布置形式对发动机中心锥冷却与红外抑制特性的影响[J]. 红外技术, 2012, 34(3): 159-163.
- [17] 王 旭,张靖周,单 勇. 气膜孔排布对排气系统中 心锥冷却和红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 830-835.
- [18] 额日其太,王志杰,吴寿生.高速热喷流条件下二元 收扩喷管扩张段壁面冷却的初步试验研究[J]. 航空 动力学报,2002,17(1):40-44.
- [19] 斯 仁,吉洪湖,刘常春,等.冷却抑制二元收扩喷 管红外特征的模型实验与数值研究[J].推进技术, 2014,35(4):463-469.(SI Ren, JI Hong-hu, LIU Chang-chun, et al. Model Experiment and Numerical Analysis on Infrared Character and Infrared Suppression by Cooling of Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35 (4):463-469.)
- [20] 卢浩浩,吉洪湖,王 丁,等.部件冷却对二元俯仰 矢量排气系统红外特征抑制实验[J].航空动力学报,

2017, 32(9): 2070-2079.

- [21] Johansson A, Wallin S. A New Explicit Algebraic Reynolds Stress Model[C]. Lausanne: Proceedings of 6th European Turbulence Conference, 1996
- [22] Wallin S, Johansson A. An Explicit Algebraic Reynolds Stress Model for Incompressible and Compressible Turbulent Flows [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2000, 403 (2): 89-132.
- [23] Pal G, Modest M F. A New Hybrid Full-Spectrum Correlated k-Distribution Method for Radiative Transfer Calculations in Nonhomogeneous Gas Mixtures [C]. Canada: ASME/JSME 2007 Thermal Engineering Heat Transfer Summer Cenference, 2007.
- [24] Pal G, Gupta A, Modest M F, et al. Comparison of Accuracy and Computational Expense of Radiation Models in Simulation of Non-Premixed Turbulent Jet Flames[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(6): 2487-2495.
- [25] 刘笑瑜,胡海洋,王强.基于多线组宽带模型与积分微分混合算法的喷管远程红外成像计算[J].航空动力学报,2018,33(10):2414-2423.
- [26] 李雨轩,王 强,胡海洋.舰用燃气轮机排气系统远程红外成像多尺度多线组宽带k分布模型数值仿真研究[J].红外与激光工程,2019,48(7):24-33.
- [27] Hu Haiyang, Wang Qiang. Improved Spectral Absorption Coefficient Grouping Strategy of Wide Band k-Distribution Model Used for Calculation of Infrared Remote Sensing Signal of Hot Exhaust Systems [J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2018 (213): 17-34.
- [28] William B C. Comparison of Turbulence Models for Nozzle-Afterbody Flows with Propulsive Jets [R]. NASA TP-1996-3952.
- [29] Back L H, Massier P F, Gier H L. Convective Heat Transfer in a Convergent-Divergent Nozzle [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1964, 7(5): 549-568.
- [30] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of Crossflows on the Discharge Coefficient of Film Cooling Holes with Varying Angles of Inclination and Orientation [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 781-787.
- [31] 高 翔,高 扬,朱彦伟.某型混合排气涡扇发动机 喷管特性计算方法研究[J].机械研究与应用,2017, 30(1):1-4.

(编辑:朱立影)