

部件冷却对二元俯仰矢量排气系统 红外特征抑制实验

卢浩浩, 吉洪湖, 王 丁, 刘 健, 王 浩
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 实验测试了采用中心锥气膜冷却和喷管冲击-气膜冷却的二元俯仰(2D-CD)矢量排气系统,在几何偏转 0° 、 10° 、 20° 三种角度下,壁面温度和红外辐射特征分布,并与未冷却状态进行了对比分析。结果表明:前密后疏的气膜孔排布形式可有效减小热侧面高温区域大小。中心锥冷却时,密流比为0.8条件下壁面冷却效率达45%~63%,排气系统尾向 $\pm 10^{\circ}$ 范围内红外辐射强度下降20%;但是由于冷气流注入,导致下游壁面(隔热屏、喷管)温度升高,在 30° 探测方向上红外辐射强度上升15%。喷管冷却时,收敛段(密流比为0.25)冷却效率达19%~33%,扩张段(密流比为0.65)冷却效率达75.5%~83.5%,侧壁段(密流比为0.65)冷却效率达78%~90%,导致在排气系统尾向 15° ~ 75° 范围内,红外辐射强度下降30%以上,最大降幅达80%(几何偏转 20° ,宽边探测面 30° 探测方向)。

关 键 词: 二元俯仰(2D-CD)矢量喷管; 矢量偏转; 气膜冷却; 冲击-气膜冷却; 红外抑制

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on infrared characteristics suppression by component cooling of two-dimensional convergent-divergent vectoring nozzle exhaust system

LU Haohao, JI Honghu, WANG Ding, LIU Jian, WANG Hao

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Experiment was conducted to study the distribution of wall temperature and infrared radiation characteristics on two-dimensional convergent-divergent (2D-CD) vectoring nozzle exhaust system with cone film cooling and nozzle impingement-film cooling, in three geometric deflection states, namely deflection of 0° , 10° , 20° , and the results were compared with no-cooling state. The experimental results showed that film holes with pre dense and after thinning arrangement form can effectively reduce the hot side temperature region size. For cone cooling state, under the conditions of density flow ratio of 0.8, cooling efficiency reached 45%—63%, the infrared radiation intensity of exhaust system decreased by 20%, in the tail direction $\pm 10^{\circ}$, but due to the cooling air flow injection, the temperature of heat shield wall and nozzle wall increased, and infrared radiation intensity increased by 15%, in 30° detection direction. In nozzle cooling state, convergent section (density flow ratio of 0.25) cooling efficiency reached 19%—33%, the expansion section (density flow ra-

收稿日期: 2016-10-11

作者简介: 卢浩浩(1987—),男,博士生,主要从事飞行器红外隐身技术研究。

引用格式: 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. LU Haohao,JI Honghu,WANG Ding,et al. Experiment on infrared characteristics suppression by component cooling of two-dimensional convergent-divergent vectoring nozzle exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(9):2070-2079.

tio of 0.65) cooling efficiency reached 75.5%—83.5%, the side wall sections (density flow ratio of 0.65) cooling efficiency reached 78%—90%, infrared radiation intensity decreased by more than 30%, in the tail direction 15°—75°, the maximum decrease reached 80% (geometric deflection angle of 20°, detection direction of 30°).

Key words: two-dimensional convergent-divergent (2D-CD) vectoring nozzle; vector deflection; film cooling; impingement-film cooling; infrared suppression

以 F-22 为代表的 4 代机的问世,改变了整个空战的形式与格局。其推力矢量技术使其具备超强的敏捷性能,过失速机动性能,低可探测性能使其能够轻松避开敌方的探测系统,提高战场生存力^[1-2]。

国内外针对矢量技术的研究已开展多年,从实验和数值仿真方面都有研究。Berrier 等^[3]对实验研究了利用万向节机构实现矢量偏转的轴对称和球面收敛收扩喷管的流场分布特征。Wing^[4]实验研究了球面收敛调节片矢量喷管内流特性。Berrier 等^[5]研究了落压比、扩张角、扩张板长度和侧壁长度 4 个结构参数二元收扩喷管性能的影响, Richard 等^[6]通过实验手段研究了喷管的几何矢量角、喉部宽高比、侧壁长度对二元收扩矢量喷管性能的影响。

低可探测性能是未来战机的关键参数之一,排气系统是战机的主要红外辐射源,针对其所采取的红外抑制措施有高温部件遮挡(如二元喷管、S 型喷管等)、低发射率涂层、壁面冷却技术(中心锥冷却、喷管壁面冷却)。中心锥冷却对排气系统正尾向的红外辐射具有明显抑制,国内针对其展开的研究较多,如邓洪伟等^[7]、张勃等^[8]、王殿磊等^[9]、王旭等^[10]、周兵等^[11]等研究了中心锥结构,气膜孔孔径,开孔方向,孔排布形式的冷却效率以及对排气系统红外辐射特征的抑制效果。此外针对类似中心锥的带塞锥的喷管也有很多学者研究了塞锥后体冷却,如张靖周等^[12]、陈俊等^[13]等研究了冷气流量、气膜孔排布方式和孔倾角等参数,表明 3% 的冷却气可将正尾向红外辐射强度降幅 60% 以上。喷管壁面冷却主要采用的有缝隙式冷却、波纹板式气膜冷却、离散孔式冷却、以及冲击-气膜式冷却,对于排气系统的红外抑制主要都在尾向大角度范围内,这方面的研究主要有额日其太等^[14]实验研究了缝隙式、波纹板式气膜、离散孔式 3 种冷却方式对二元喷管扩张段的冷却。斯仁等^[15]通过实验测试,研究了冲击-气膜冷却结构对二元俯仰矢量排气系统红外辐射抑制。

目前针对二元俯仰矢量排气系统,采用冷却

抑制措施时的红外特征研究尚少。而矢量状态、低红外特征是 4 代机的关键参数,对其研究具有是目前迫切需要解决的难题。本文通过实验测试研究了,采用中心锥气膜冷却和喷管冲击-气膜冷却时,喷管几何偏转 0°~20°时,排气系统壁面温度和红外辐射特征的变化规律。

1 实验模型与实验系统

1.1 实验模型

图 1 是本文研究的带冷却结构的二元俯仰矢量排气系统实验模型图,排气系统模型由内涵进口(末级涡轮后)、外涵进口、中心锥、支板、环形混合器、火焰稳定器、加力筒、隔热屏、二元俯仰矢量喷管等部件组成。支板共计 8 个,穿过内、外涵通道,末端与中心锥相连,周向均布;火焰稳定器由环型稳定器和径向稳定器组成,径向稳定器 16 个,周向均布,长短相间,且短的一块处于支板正后方。为保证圆转矩过渡对流动场性能的影响较小,设计中将圆转矩过渡段与加力筒段融合一起,型面采用中心线为 3 次方程的缓急相当型的超椭圆型面过渡形式,具体超椭圆方程参见文献[16]。图 2 为根据模型图加工的二元俯仰矢量排气系统实验件,喷管段由收敛段、扩张段和侧壁段组成,喷管段主要参数如下:喉道处宽高比为 3.9,收敛角为 40°,扩张角为 3.5°。

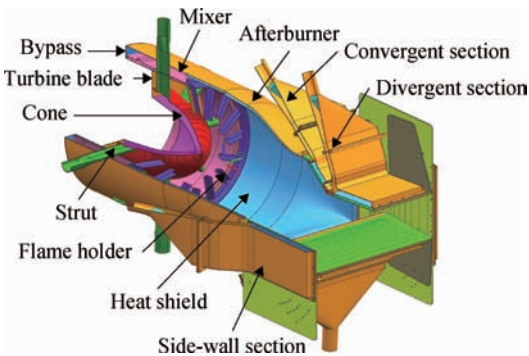


图 1 二元俯仰矢量排气系统模型
Fig. 1 Model of 2D-CD vectoring nozzle exhaust system

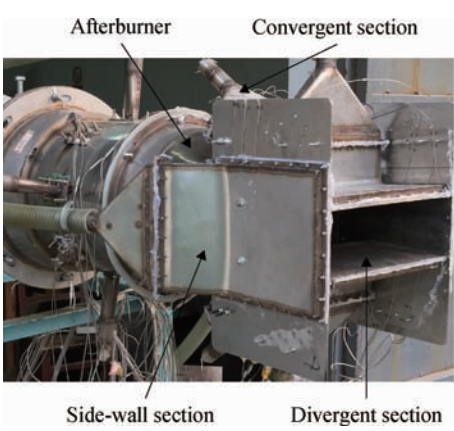


图 2 二元俯仰矢量喷管实验件

Fig. 2 Experiment rig of 2D-CD vectoring nozzle

1.2 喷管扩张段偏转机制

图 3 给出了二元俯仰矢量喷管偏转机制。图中收敛段和侧壁段均通过法兰与加力筒段连接固定,同时收敛段上灰色的固定板采用螺栓与侧壁段的黄色的气膜板进行固定连接,使得收敛段和侧壁段形成两点固定连接。在收敛段和扩张段中间的喉道位置,选用两根红色的圆柱作为旋转体,圆柱段与扩张段固定连接,圆柱段两端插入侧壁段内部,采用螺纹固定,就此可以使得扩张段围绕旋转轴实现无级偏转,扩张段上的灰色固定板与侧壁段气膜板采用螺栓固定连接,从而实现任意几何偏角下的扩张段的固定。图中给出了几何偏转角 γ 的定义:喷管偏转的中心线与发动机轴线之间的夹角。图 4 给出了 3 种几何偏角 $\gamma(0^\circ, 10^\circ, 20^\circ)$ 下的喷管实验件图。

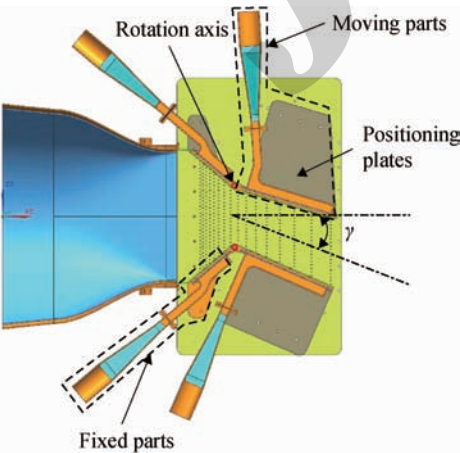


图 3 二元俯仰矢量喷管偏转机制

Fig. 3 Deflection mechanism of 2D-CD vectoring nozzle

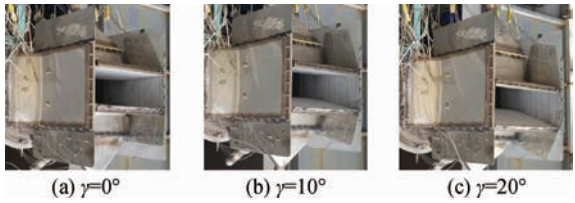


图 4 二元俯仰矢量喷管 3 种几何偏角($0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$)

Fig. 4 Three kinds of geometric deflection angle of 2D-CD vectoring nozzle ($0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$)

1.3 红外抑制措施

1) 中心锥冷却系统

图 5 给出了排气系统中心锥冷却结构,图中左侧为冷却系统模型示意图,右侧为实际试验件图。从左侧 1/4 剖开的示意图中可以看出,中心锥采用双层结构,支板采用空心结构,支板与中心锥直接相连,冷却气从支板流入,进入到中心锥内腔中,从中心锥外壁面的小孔中流出,汇入主流,从而在中心锥外壁面形成气膜。小孔沿着气流方向,采用前密后疏的分布。

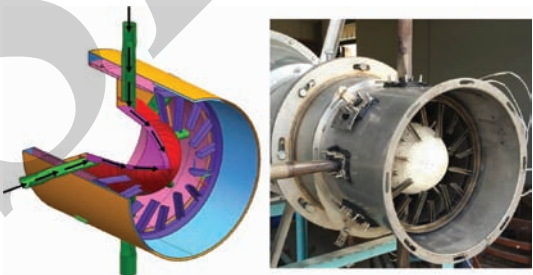


图 5 中心锥冷却结构

Fig. 5 Cooling structure of cone

2) 喷管壁面冷却结构

二元俯仰矢量喷管由收敛段、扩张段和侧壁段 3 部分组成,针对每一段均设计了冷却结构,本实验件采用的是冷却效率较高的冲击-气膜冷却结构,如图 6 所示,给出了喷管扩张段整体冷却结构,图中左侧为冷却系统模型示意图,右侧为实验件。冷却气从冷气通道入口进入,在圆转矩扩张段中经过分流板分离成多路,并经过整流板之后进入冷却腔中,经过冲击孔进入气膜板和冲击板之间的空腔中,在空腔中进行对流冷却,最终经过气膜孔汇入主流中,在气膜板壁面形成冷却气膜。采用分流板和整流板结构,可以提高气流在冷却腔中分布的均匀度,使得冲击孔流入的流量分配均匀。文中采用的气膜孔与传统气膜孔结构不一样,气膜孔采用斜孔,孔排距分布采用前密后疏的线性分布形式,如图 7 所示,孔排距分布按照公式

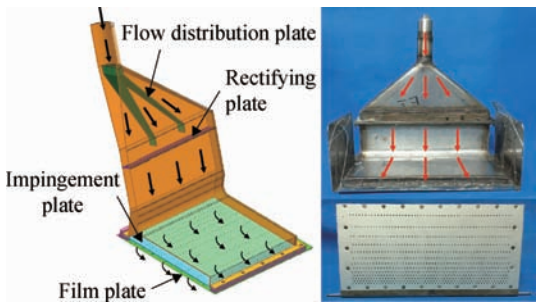


图 6 喷管扩张段冷却结构

Fig. 6 Cooling structure of nozzle divergent section

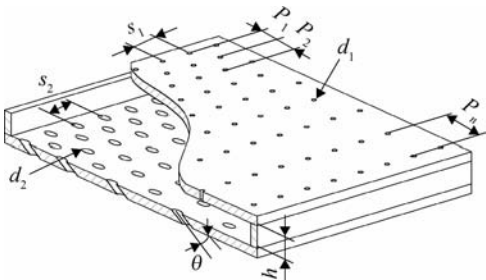


图 7 冲击-气膜冷却结构图

Fig. 7 Diagram of impingement-film cooling structure

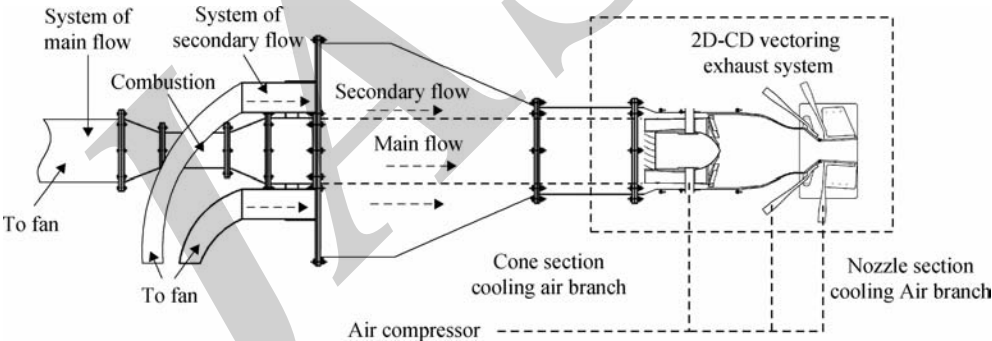


图 8 实验系统简图

Fig. 8 Sketch of experiment system

1.5 实验状态

实验共研究了 3 种状态,分别为未采取冷却措施的基准状态 case 1,中心锥冷却状态 case 2,喷管冷却状态 case 3,实验台由于空气压缩机提供的冷气流量有限,无法满足中心锥和喷管同时冷却,所以实验只能采取两者分开冷却研究,具体的冷气分配方案如表 1 所示。表中 M 为气膜冷却的密流比,定义为气膜孔出口处冷流的平均密度和平均速度之积 $\rho_c u_c$ 与燃气流的平均密度和平均速度之积 $\rho_h u_h$ 的比值。

$P_n=1.15P_1$,具体参数设计冲击孔直径 $d_1=0.7$ mm,气膜孔直径 $d_2=1.2$ mm,孔间距 $s_1=s_2=5$ mm,气膜孔倾角 $\theta=30^\circ$,冲击板与气膜板之间空腔高 $h=3.6$ mm,起始孔排距 $P_1=4$ mm。

1.4 实验台系统

本文二元俯仰矢量排气系统热车状态模拟实验在简化的涡扇发动机排气系统模拟实验系统^[17-19]上完成,如图 8 所示。该实验系统包括内涵主流系统,外涵次流系统,冷却系统以及实验段组成。①内涵主流系统主要包括内涵气流风机,燃烧室和供油控制台等组成,实验时可以提供 0.9 kg/s,830 K 的内涵高温燃气。②外涵气流系统由外涵气流风机,外涵导气软管(4 根),外涵气流混合腔等组成,实验时提供 0.27 kg/s 的外涵气流,外涵温度由实验当时环境温度决定,本文实验过程中外涵温度 360 K。③冷却系统由空气压缩机、稳压腔、冷气通道组成,实验时可提供最大 70 g/s 的冷气,通过中心锥冷却支路和喷管冷却支路对中心锥和喷管壁面进行冷却,冷却气温度 300 K。④实验段主要由中心锥,支板,火焰稳定器、加力筒,二元俯仰矢量喷管等组成。

表 1 实验测试方案

Table 1 Experimental test plan

Case	M			
	Cone	Convergent	Divergent	Side-wall
Case 1	0	0	0	0
Case 2	0.8	0	0	0
Case 3	0	0.25	0.65	0.65

2 实验测量及数据处理方法

2.1 实验测试设备及探测点分布

排气系统壁面温度测量采用温度巡检仪配备

铠装热电偶进行测量,在 273 K~1273 K 范围内,仪器温度测量精度为 $\pm(T\times0.5\%+1)$ K 其中 T 为仪表读数值。红外辐射特征测量采用 Tech 公司的 VSR(versatile spectroradiometer)傅里叶变换红外光谱辐射仪。

图 9 给出了二元俯仰矢量排气系统热电偶布置。图中蓝色(支板上游侧)为内、外涵测温热电偶,红色为壁面静温热电偶,其中 1~5 为中心锥壁面,6~9 为隔热屏宽边壁面,10~12 为喷管收敛段壁面,13~16 和 17~20 分别为喷管扩张段上、下壁面(喷管向下偏转),a~d 为隔热屏窄边,e~k 为喷管侧壁段壁面。此外图中标出的所有热电偶对称位置均设有相同的热电偶,喷管扩张段上游收敛段、隔热屏、中心锥以及侧壁段热电偶位置处,上下左右型面几何相似,流动也相似,实验测量的温度误差较小,数据处理时对应位置取两对热电偶平均值。喷管扩张段由于喷管几何偏转,热电偶所处位置,上下型面以及流动均不相似,数据处理时分开处理。

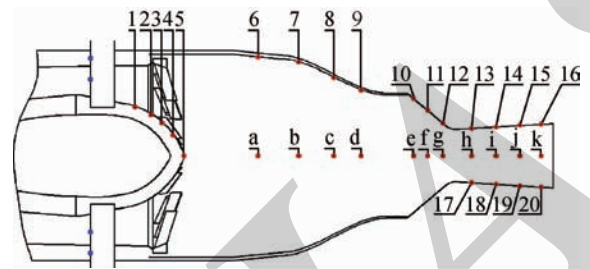


图 9 排气系统热电偶布置

Fig. 9 Thermocouple position of exhaust system

针对二元俯仰矢量喷管几何偏转状态下,宽边探测面上下不对称的情况,本实验共设计了 3 个探测面,窄边探测面($\alpha=0^\circ\sim90^\circ$),宽边探测面-下方($\beta=-90^\circ\sim0^\circ$),宽边探测面-上方($\beta=0^\circ\sim90^\circ$),每一个探测面上均设置了 10 个探测点, α,β 分别表示水平和竖直探测面上探测方向与喷管轴线方向的夹角,其中 0° 探测点位置是指排气系统正尾向。实验探测距离为 35 m,实验过程中为减小排气系统部件外侧以及实验台对红外探测的影响,在喷管出口处设置了一块黑色的背景板,仅露出喷管出口,如图 10 所示。实验数据处理的具体方法可参考文献[20]。

2.2 实验测试精度

实验测试前,选用标准的黑体炉,采用 VSR 红外辐射光谱仪,测试了 3 种不同温度($T=423, 473, 523$ K)下 2000~3300 cm^{-1} 波数范围内的光

谱辐射亮度,如图 11 所示图中纵坐标 L 表示光谱辐射亮度,从图中可以看出,除 2100~2400 cm^{-1} 波数范围内由于沿程空气中 CO_2 的吸收,其余部分波段,实验测量值与理论计算值吻合较好,仪器的探测精度完全满足本文对二元俯仰矢量排气系统的红外测试需求。

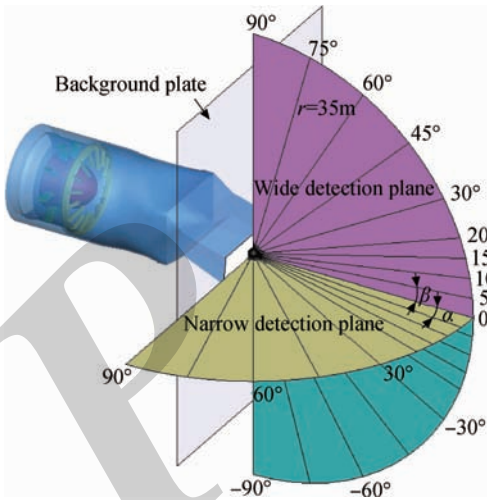


图 10 红外探测点分布

Fig. 10 Infrared radiation detected points settings

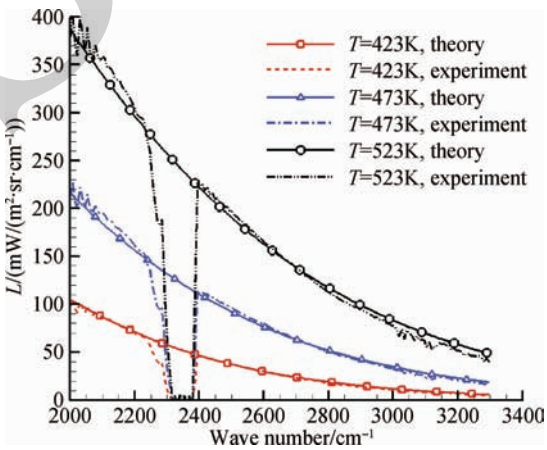


图 11 黑体与探测器相距 35m 距离时,不同温度下光谱辐射亮度测量值与理论值对比

Fig. 11 Contrast the spectral radiance between experimental value and theoretical value, on the different temperatures, 35 m distances between blackbody and instrument

对于本文发动机排气系统红外辐射测试而言,不确定度来源主要有 3 个方面:①校准源和仪器测试的不确定度,图 11 中已经给出了不确定度小于 1%;②试验台实验状态的波动引起的不确定度小于 2%;③人为操作过程中,引起的测量不确定度小于 2%,根据方和根计算可得,总误差小于 3%。

3 结果与分析

3.1 排气系统固体壁面温度

1) 中心锥冷却时固体壁面温度

图 12 出了采取中心锥冷却时,3 种几何偏角下二元俯仰矢量排气系统固体壁面无量纲温度分布。定义 $T/T_{\max}$ 为无量纲温度, $T_{\max}$ 是排气系统最大温度值,即进口内涵温度,下文采用相同的无量纲方式。图中实线代表基准的未冷却状态,虚线代表中心锥冷却状态,红色、蓝色、黑色分别代表几何偏转 $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ 三种偏转状态。图中可以看出,中心锥壁面(编号 1~5)温度随着喷管几何偏转相对稳定,未冷却时,中心锥壁面温度基本不变,冷却 ($M=0.8$) 时,中心锥壁面温度降幅为 $27.6\% \sim 37.3\%$,上游气膜孔初始位置,温度较高,下游随着冷却气膜的形成,壁面温度相对上游能降低 10% 以上。隔热屏(编号 6~9 和 a~d)、侧壁(编号 e~k)、收敛段(编号 10~12)、扩张段(编号 13~20),随着几何偏角的增大,壁面温度

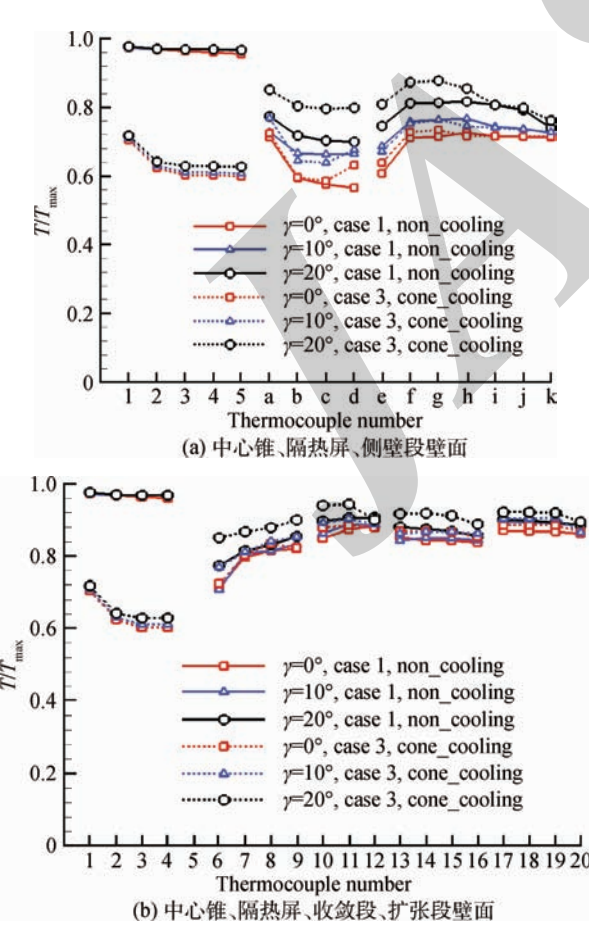


图 12 中心锥冷却条件下,排气系统固体壁面温度分布
Fig. 12 Temperature distribution of exhaust system wall under the cone cooling condition

上升,最大增幅 15% 。这是由于中心锥冷却之后,冷却气流加入主流中,影响了主流气流的流动,破坏了原固体壁面附近的边界层,导致下游固体壁面温度有所上升。固体壁面温度沿轴向变化规律和随矢量偏转的变化规律以及原因,具体详见参考文献[21]。

2) 喷管壁面冷却时固体壁面温度

图 13 给出了喷管壁面冷却时,3 种偏转下二元俯仰矢量排气系统固体壁面无量纲温度。图中实线代表基准的未冷却状态,虚线代表喷管壁面冷却状态。采用喷管冷却后,收敛段(编号 10~12)、扩张段(编号 13~20)以及侧壁段(编号 e~k)均有较大幅度下降,收敛段壁面冷却 ($M=0.25$) 降温 $10\% \sim 20\%$,扩张段壁面冷却 ($M=0.65$) 降温 $45\% \sim 48\%$,侧壁段壁面冷却 ($M=0.65$) 降温 $35\% \sim 46\%$ 。此外喷管壁面冷却时,喷管内主流中汇入了大量的冷却气流,影响了上游的流场特性,隔热屏壁面(编号 6~9 和 a~d)温度也出现变化,大部分随着区域温度下降,降幅最大 13% 。

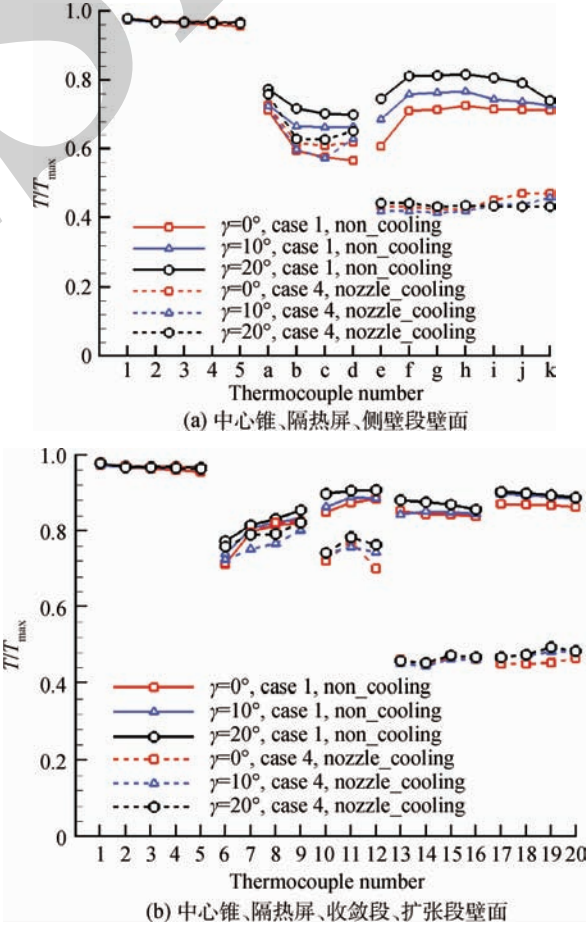


图 13 喷管冷却条件下,排气系统固体壁面温度分布
Fig. 13 Temperature distribution of exhaust system wall under the nozzle cooling condition

3) 中心锥和喷管冷却效率

图 14 给出了采用上述两种冷却措施时,中心锥以及喷管壁面的冷却效率 η 分布。冷却效率定义如公式 $\eta = (T_h - T)/(T_h - T_c)$, 其中 T_h 为冷却壁面上游燃气温度。中心锥冷却效率计算时, T_h 取内涵进口温度,进口温度用热电偶测量。喷管(收敛段、扩张段、侧壁)壁面冷却效率计算时, T_h 取内、外涵气流按流量平均的平均温度,其中内、外涵进口温度分别采用热电偶测量得到,平均温度按计算得到。 T_c 冷却气进口温度。从图中可以看出,采用气膜冷却的中心锥(编号 1~5)在密流比 $M=0.8$ 时,相比文献[15]中的采用对流冷却的中心锥,冷却效率从 15%~34% 提高到 45%~63%。喷管壁面采用前密后疏的斜孔形式的冲击-气膜冷却结构,相对文献[15]中采用均匀孔分布的垂直孔形式的冲击-气膜冷却结构,冷却效率也有较大提高,本文中,收敛段(编号 10~12)密流比 $M=0.25$,冷却效率 19%~33%,扩张段(编号 13~20)和侧壁段(编号 e~k)密流比 $M=0.65$,冷却效率分别为 75.5%~83.5% 和 78%~90%,而文献[15]中扩张段密流比 $M=1.48$,冷却效率仅有 40%~50%,侧壁段密流比 $M=4.4$,冷却效率仅有 62%~76%。

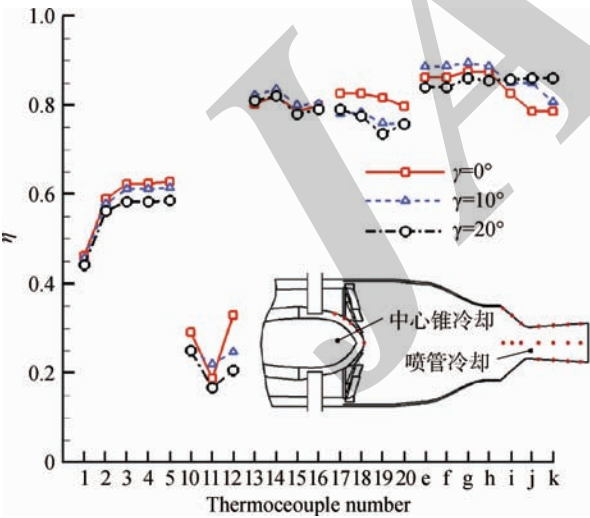


图 14 中心锥和喷管冷却时,气膜冷却效率分布

Fig. 14 Film cooling effectiveness distribution of cone cooling and nozzle cooling

3.2 排气系统 3~5 μm 波段积分辐射强度

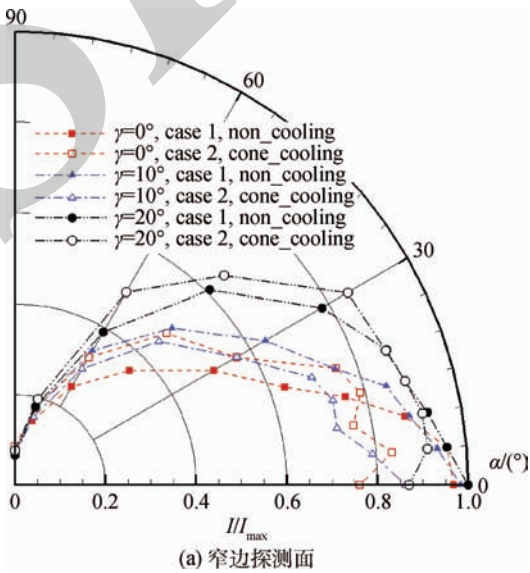
1) 中心锥冷却时排气系统红外抑制效果

实验采用 VSR 光谱仪测量了排气系统 3~5 μm 波段红外辐射特征。定义 $I/I_{\max}$ 为 3~5 μm 波段无量纲积分辐射强度, $I_{\max}$ 是所有实验状态

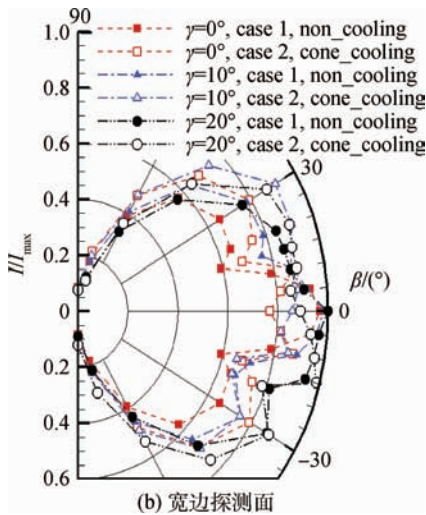
中排气系统 3~5 μm 波段最大积分辐射强度值,即 case 1 状态中几何偏转 20° 时正尾向的积分辐射强度。下文所有 3~5 μm 波段无量纲积分辐射强度采用同样定义。

图 15 给出了中心锥冷却时,3 种偏转角度下 3~5 μm 波段积分辐射强度变化。其中图 15(a) 和图 15(b) 分别给出了窄边和宽边探测面的测量结果,图 15(c) 是将图 15(b) 改用直角坐标系显示,同时给出了 case 1 状态下,0° 矢量偏转时的测量值按 3% 的误差带显示的结果。对比基准状态 case 1 和中心锥冷却状态 case 2,排气系统随几何偏角的变化规律相同,随着几何偏角的增加,红外辐射增大,这是由于喷管壁面温度较高,辐射较大,尾向辐射主要贡献源。

对于同一几何偏转角下,中心锥冷却对排气系统尾向小角度 -10°~10° 范围内有明显抑制,几何偏转角为 0° 时,尾向降幅 20%,而大角度方向(20°~60° 和 -20°~-60° 范围内),中心锥辐射



(a) 窄边探测面



(b) 宽边探测面

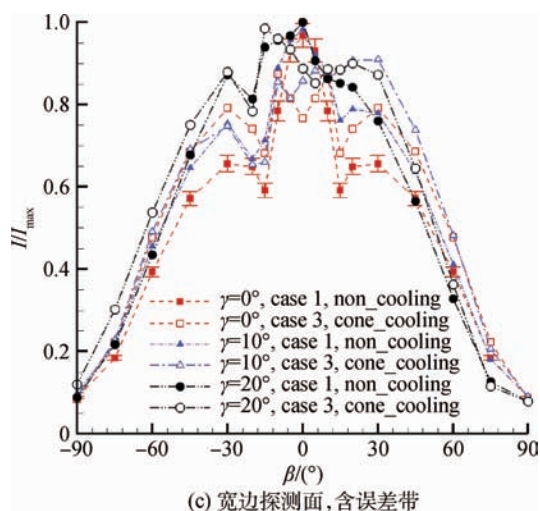


图 15 中心锥冷却条件下, 排气系统 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段积分红外辐射强度

Fig. 15 Integral infrared radiation intensity of exhaust system in the band of $3\sim 5\mu\text{m}$, under the cone cooling condition

贡献较小, 主要是隔热屏和喷管壁面的贡献, 由前文温度场分析得出, 采用中心锥冷却后, 这些壁面温度出现了不同幅度的提升, 故而导致在大角度探测点上的红外辐射增加, 如宽边探测面 $\beta=30^\circ$ 探测点上, 几何偏转 20° 状态下, 红外增幅 15%。更大探测角度 (60° 以后), 燃气辐射贡献占据主导地位, 由于冷却气流有限, 中心锥冷却对气流温度影响较小, 故红外特性影响也较小。

2) 喷管冷却时排气系统红外抑制效果

图 16 给出了采用喷管壁面冷却时, 矢量排气系统在 3 种几何偏转角下 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段积分辐射强度变化。对比基准状态 case 1 和喷管冷却状态 case 3, 排气系统随几何偏角的变化规律发生改变, case 1 状态时, 喷管壁面温度较高, 红外辐射较大, 对于同一探测点 (如 $\beta=20^\circ$), 随着几何偏转角的增大, 排气系统内部高温部件 (如中心锥、火焰稳定器等) 投影面积减小, 红外辐射减低, 但喷管壁面投影面积增大, 红外辐射贡献增大, 且超过了高温部件辐射的减小量, 从而使得该探测点上随着几何偏转角的增大, 红外辐射增大, 然而当喷管冷却状态 case 3, 由于喷管温度降低, 红外辐射降低, 无法弥补高温部件辐射的减小量, 故而随着几何偏转角的增大, 红外辐射降低。

对于同一几何偏转角下, 整体来看, 喷管冷却可以有有效的降低排气系统红外辐射, 且随着几何偏转角的增大, 红外抑制的范围也扩大, 几何偏转 0° 时, 除尾向 $\pm 10^\circ$ 范围内, 其他角度有明显下降,

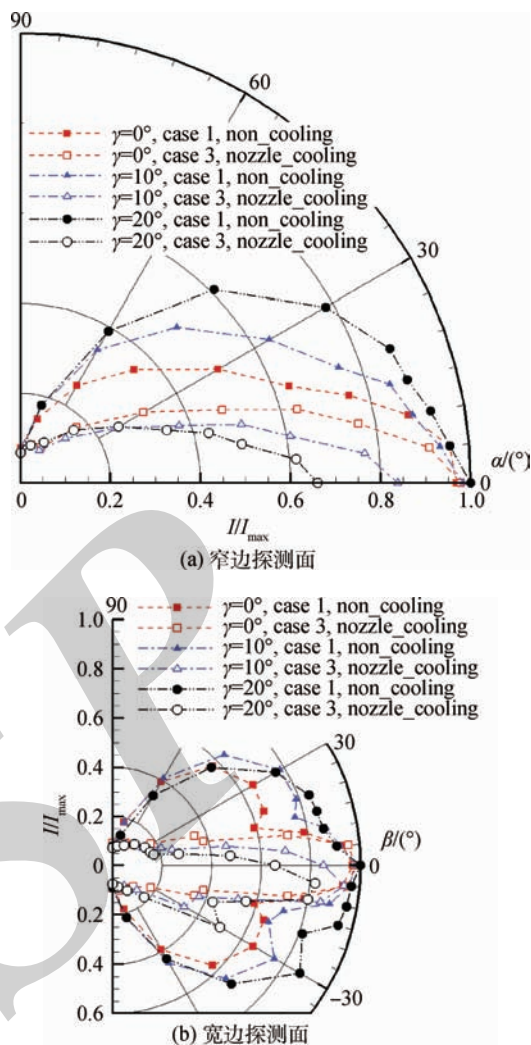


图 16 喷管冷却条件下, 排气系统 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段积分红外辐射强度

Fig. 16 Integral infrared radiation intensity of exhaust system in the band of $3\sim 5\mu\text{m}$, under the nozzle cooling condition

而几何偏转 20° 时, 尾向所有探测范围内均有明显下降。对于 3 种几何偏转条件下, 喷管冷却最主要的抑制范围是尾向 $15^\circ\sim 75^\circ$ 范围, 在此范围内降幅均达 30% 以上。其中红外辐射强度降幅最大达 80%, 出现在几何偏转 20° 时, 宽边探测面 $\beta=30^\circ$ 探测方向上。

4 结 论

1) 采用整流板和分流板的冷却通道, 使得冲击孔上方压力分布均匀; 采用前密后疏的线性孔排布分布, 可有效减小高温区域大小。

2) 中心锥冷却密流比 $M=0.8$ 时, 壁面冷却效率达 45%~63%, 排气系统尾向 $\pm 10^\circ$ 范围内红外辐射强度下降 20%; 但由于冷气流注入, 导致下游壁面 (隔热屏、喷管) 温度升高, 在 30° 探测

方向上红外辐射强度上升15%。

3) 喷管冷却时,收敛段($M=0.25$)冷却效率达19%~33%,扩张段($M=0.65$)冷却效率达75.5%~83.5%,侧壁段($M=0.65$)冷却效率达78%~90%,导致在排气系统尾向 $15^\circ\sim 75^\circ$ 范围内,红外辐射强度下降30%以上,最大降幅达80%(几何偏转 20° ,宽边探测面 30° 探测方向)

4) 喷管未冷却时,喷管是主要的辐射贡献源,随着几何偏转角的增大,排气系统红外辐射特征增强;喷管冷却时,中心锥是主要辐射贡献源,随着几何偏转角的增大,排气系统红外辐射特征减弱。

参考文献:

[1] 张宗斌,桑建华.红外隐身技术发展趋势[J].红外与激光工程,2013,42(1):12-19.
ZHANG Zongbin, SAN Jianhua. Development trends of infrared stealth technology[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(1): 14-19. (in Chinese)

[2] 桑建华.飞行器隐身技术[M].北京:航空工业出版社,2013.

[3] BERRIER B L, JOHN G. Internal performance of two nozzles utilizing gimbal concepts for thrust vectoring[R]. NASA TP-2991, 1990.

[4] WING D J. Static thrust and vectoring performance of a spherical convergent flap nozzle with a nonrectangular divergent duct[R]. NASA TP-206912, 1998.

[5] BERRIER B L, RE R J. Effects of several geometric parameters on the static internal performance of three non-axisymmetric nozzle concepts[R]. NASA TP-1468, 1979.

[6] RICHARD R J, LEAVITT L D. Static internal performance including thrust vectoring and reversing of two-dimensional convergent-divergent nozzles[R]. NASA TP-2253, 1984.

[7] 邓洪伟,尚守堂,邵万仁,等.基于加力内锥冷却的红外隐身技术研究[J].航空发动机,2011,37(2):11-15.
DENG Hongwei, SHANG Shoutang, SHAO Wangren, et al. Investigation on infrared stealth technology based on afterburning cone cooling[J]. Aeroengine, 2011, 37(2): 11-15. (in Chinese)

[8] 张勃,吉洪湖,张宗斌,等.截锥不同冷却结构对喷管腔体红外抑制特征影响的数值研究[J].航空动力学报,2014,29(10):2362-2368.
ZHANG Bo, JI Honghu, ZHANG Zongbin, et al. Numerical investigation of effect of truncated cone with different cooling structures on infrared suppressing characteristics of nozzle cavities[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2362-2368. (in Chinese)

[9] 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.

WANG Dianlei, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Investigation of effect of hole arrangement on cone cooling and infrared radiation characteristics[J]. Infrared Technology, 2012, 34(3): 159-163. (in Chinese)

[10] 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.
WANG Xu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Effects of film hole arrangement on central-cone cooling and infrared radiation characteristics of exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 830-835. (in Chinese)

[11] 周兵,吉洪湖.尾锥冷却对轴对称分开排气系统红外辐射特征的影响[J].红外技术,2016,38(5):422-428.
ZHOU Bin, JI Honghu. The effect of plug cooling on infrared radiation characteristic of axisymmetric individual exhaust system[J]. Infrared Technology, 2016, 38(5): 422-428. (in Chinese)

[12] 张靖周,王旭,单勇.塞锥后体气膜冷却对轴对称塞式喷管红外辐射和气动性能的影响[J].航空学报,2015,36(8):2601-2608.
ZHANG Jingzhou, WANG Xu, SHAN Yong. Effects of plug rear-body film cooling on infrared radiation and aerodynamic performance of axisymmetric plug nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2601-2608. (in Chinese)

[13] 陈俊,吉洪湖.二元塞式喷管红外特征及壁面降温的红外抑制效果计算[J].航空动力学报,2012,27(11):2429-2435.
CHEN Jun, JI Honghu. Numerical simulation of the infrared radiation characteristics and infrared restraining effect of lower wall temperature for two-dimensional plug nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2429-2435. (in Chinese)

[14] 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.
Eriqitai, WANG Zhijie, WU Shousheng. Preliminary experimental investigation on the divergent wall cooling of two dimensional C-D nozzles at high speed and hot jet conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 40-44. (in Chinese)

[15] 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式实验与数值研究[J].推进技术,2014,35(4):463-469.
SI Ren, JI Honghu, LIU Changchun, 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): 463-369. (in Chinese)

[16] 李娜,吉洪湖.混合排气二元收敛喷管与发动机流量匹配设计方法[J].航空动力学报,2011,26(9):2141-2147.
LI Na, JI Honghu. Study on matching method for core and bypass flux of 2-D convergent nozzle of mixed flow. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2141-2147. (in Chinese)

nese)

[17] 陈俊,吉洪湖,斯仁,等.采用低发射率涂层的发动排气系统红外特征实验[J].红外技术,2011,33(7):395-400.
CHEN Jun,JI Honghu,SI Ren,et al. Experiment of IR suppression for nozzle with low infrared emissivity coating [J]. Infrared Technology, 2011, 33(7): 395-400. (in Chinese)

[18] 宫禹.涡扇发动机排气系统红外隐身实验装置的总体设计与性能仿真研究[D].南京:南京航空航天大学,2007.
GONG Yu. Design and performance simulation of an experimental rig for infrared stealth research of exhaust system of a turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[19] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等.非加力涡扇发动机二元喷管红外辐射特性实验研究[J].航空动力学报,2006,21(4):631-636.
LUO Mingdong,JI Honghu,HUANG Wei,et al. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 631-636. (in Chinese)

[20] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等.用 FTIR 光谱仪测量排气系统中红外光谱辐射强度的方法[J].航空动力学报,2007,22(9):1423-1429.
LUO Mingdong,JI Honghu,HUANG Wei,et al. Research on measurement method of mid-IR spectral radiant intensity of exhaust system with FTIR spectrometer[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1423-1429. (in Chinese)

[21] 卢浩浩,吉洪湖,刘健,等.二元俯仰矢量排气系统红外特征模拟实验[J].航空动力学报,2017,32(8):1861-1868.
LU Haohao,JI Honghu,LIU Jian,et al. Experiment on infrared signature of two-dimensional convergent divergent vectoring nozzle exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1861-1868. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)