

塞锥气膜冷却对二元塞式喷管 红外特征的影响

周 兵, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了研究二元塞式喷管塞锥壁面多斜孔气膜冷却对喷管红外特征的影响, 设计了带冷却结构的喷管试验模型, 测量了吹风比从 0 增加到 1 时的塞锥壁面温度、喷管出口截面处喷流温度以及喷管红外辐射强度。结果表明: 随着吹风比的增加, 气膜冷却效率逐渐提高, 最大达到 0.68; 喷管出口截面在中心区域喷流的温度逐渐降低, 最大降幅为 14%; 喷管红外辐射强度逐渐降低, 在 0°方位角上最大降低 52.8%, 在 90°方位角上最大降低 13%。

关 键 词: 二元塞式喷管; 塞锥; 冷却; 多斜孔; 红外特征

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effect of wedge film cooling on the infrared signature of two-dimensional wedge nozzle

ZHOU Bing, JI Hong-hu

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The experimental model of two-dimensional wedge nozzle with cooling structure was designed, and a series of experimental investigations were conducted to measure the effect of wedge film cooling on infrared signature of the nozzle. The wedge wall temperature, the jet flow temperature on the nozzle exit and the infrared radiation intensity of the nozzle were measured at blowing ratios of 0 to 1. Results show that, with the increase of blowing ratio, the wedge wall temperature gradually decreases and the film cooling effectiveness increases up to 0.68; the jet flow temperature on center area of the nozzle exit decreases to 14%, the infrared radiation intensity of the nozzle gradually decreases to 52.8% at azimuth angle of 0° and 13% at azimuth angle of 90°.

Key words: two-dimensional wedge nozzle; wedge; cooling;
inclined multi-hole; infrared signature

塞式喷管包括了轴对称塞式收敛喷管、轴对称塞式收扩喷管以及二元塞式喷管 3 种。塞式喷管最早的研究要追溯到 20 世纪 50 年代, 美国的 NACA(National Advisory Committee for Aeronautics)通过对轴对称塞式收敛喷管的风洞试验研究发现^[1], 喷管在落压比达到 15 时, 其推力系数仍能达到 0.98 以上, 与传统收敛喷管相比,

轴对称塞式收敛喷管具有较低的阻力系数^[2]。自 20 世纪 70 年代开始, 美国 NASA(National Aeronautics and Space Administration)对轴对称塞式收扩喷管以及二元塞式喷管的气动特性展开研究, 主要包括尾喷流流动特性的研究^[3-5]与推力特性的研究^[6]。在对二元塞式收扩喷管气动特性的研究表明: 相比于基准轴对称喷管, 二元塞式喷

管的内推力系数低 1% 左右^[7],但对于安装双发动机的飞机,二元收扩塞式喷管更易于与飞机进行一体化设计,使得阻力减小,其净推力(推力减阻力)特性基本不变^[8-9].美国发展的三涵道自适应循环发动机采用了轴对称双塞式收扩喷管. Stone 等^[10]对双塞式喷管的研究发现,双塞式喷管的结构中将第 3 涵道中的低温空气引入喷管的塞锥内,加强了喷流热与第 3 涵道冷气的掺混,有效降低了喷流温度,并降低排气噪声.

国内外学者在对塞式喷管的研究中发现塞式喷管能够抑制喷管红外特征.陈俊等^[11]对轴对称塞式喷管红外辐射特征进行了数值计算,计算结果表明:轴对称塞式喷管塞锥未采取冷却时,在尾向 $0^\circ \sim 15^\circ$ 方位角范围内,其积分辐射强度小于轴对称喷管.张靖周等^[12]的计算结果表明:冷却空气量达到主流流量的 3%,喷管红外辐射强度下降约 60%.Hiley 等^[13]研究表明,与基准轴对称喷管相比,双喉道二元塞式喷管尾向的红外辐射强度减少 90%.陈俊等^[14]对二元塞式喷管的红外特征及塞锥降温的红外抑制效果进行了数值研究,结果表明,在塞锥壁面降温 300K 的条件下,能够使二元塞式喷管尾向红外辐射强度降低 57%.

尽管塞式喷管的气动性能与传统喷管相当,且二元塞式喷管红外特征的抑制明显,但塞锥的有效冷却是塞式喷管实现应用的关键技术之一.针对塞锥冷却问题,国内外学者也开展了研究,Harrington 等^[15]将飞机的燃油作为冷却介质,对塞锥的冷却特性进行了研究.试验数据表明,在燃气温度达到 2020K 时,采用燃油冷却能够保证塞锥壁面温度不超过 817K. Clark 等^[16]对带加力燃烧室的轴对称收扩塞式喷管的塞锥与塞锥支板的冷却特性进行了强化换热试验研究,冷却气体来自于压气机出口,采用塞锥内表面设置肋片的方法来增加对流换热效率,结果表明:燃气温度为 1945K 时,将压气机总流量的 3.5% 作为冷却气,可以对塞锥进行有效冷却,但压气机引气导致发动机推力性能下降.在随后的研究中,Clark 等^[17]对超声速巡航状态下的塞锥冷却特性进行了研究.利用超声速飞行中的冲压空气的 1.5% 对塞锥进行冷却,塞锥的最高温度维持在 978K,仅用 0.5% 的冲压空气对塞锥进行冷却,塞锥的最高温度不超过 1133K.多斜孔气膜冷却是近年来出现的高效冷却结构^[18],文献^[12]对轴对称塞式喷管塞锥后体气膜冷却特性以及气膜冷却对推力特性

的影响进行了研究,结果表明:采用主流空气 3% 的冷却空气量能够使得塞锥壁面温度降低 200~300K,且塞锥后体气膜冷却对喷管推力系数影响十分微弱.

由以上分析可知,塞锥冷却是塞式喷管的关键技术之一,采用塞式喷管达到红外抑制的目的也要求对塞锥进行冷却,而目前可见的塞锥冷却的文献中,高效冷却方式应用于塞锥冷却的相关研究很少,鲜见对二元塞式喷管塞锥气膜冷却的研究以及冷却对喷管红外特征的影响研究,为了获得塞锥气膜冷却时塞锥壁面冷却效率以及喷管红外辐射特征,本文设计了试验件并进行了扩张段塞锥壁面冷却特性与喷管红外特征的试验研究.

1 模型试验件与试验系统

1.1 模型试验件

二元塞式喷管是由一个菱形塞锥以及收敛形的喷管壁面共同组成.图 1 给出二元塞式喷管模型试验件,该模型试验件不只具有二元塞式喷管收敛-扩张段,还包含了典型涡扇发动机排气系统的各个部件,如支板、中心锥、内外涵混合器、火焰稳定器、加力筒、圆转矩过渡段以及加力筒内隔热屏.

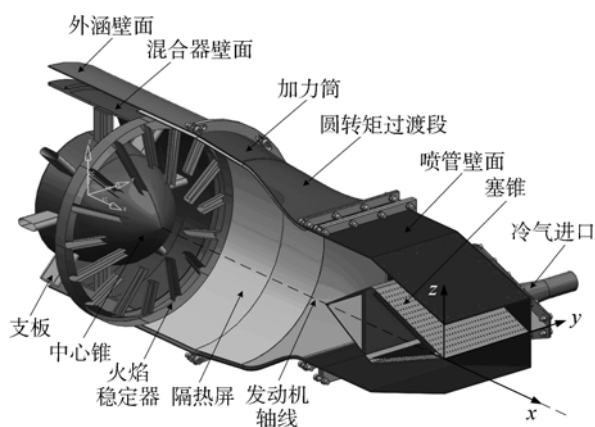


图 1 二元塞式喷管模型

Fig. 1 Model of two-dimensional wedge nozzle

图 2 给出了典型二元塞式喷管主要几何参数, W 与 H 分别为圆转矩出口矩形的宽度与高度; H_{plug} 为塞锥高度; H_l 为单个喉道高度; θ_l 为塞锥前部角; θ_b 为塞锥后部角; W_e 与 H_e 分别为喷管出口的宽度与高度; L , L_c 与 L_d 分别为圆转矩段长度、收敛段长度与扩张段长度.本文中的试验件圆转矩过渡段长径比 L/D_f 为 0.5,圆转矩出口

矩形宽高比 W/H 为 1.55, 二元塞式喷管具有两个流道, 喉部的宽高比 $W/2H_t$ 为 3.76, 出口的宽高比 W_e/H_e 为 3.0, 喷管出口与喉部面积比 A_9/A_8 为 1.25. 塞锥前部角 θ_f 为 60° , 塞锥后部角 θ_b 为 40° .

二元塞式喷管试验件模型的塞锥冷却结构如图 3 所示, 塞锥内部用隔板将塞锥腔体分成塞锥前腔体与塞锥后腔体. 塞锥后部腔体为密闭腔体, 内部安装有导流隔板, 导流隔板与塞锥壁面形成两个单独的冷流通道. 将塞锥后腔体作为冷气稳压腔, 当冷却空气流入稳压腔时, 两路流体在稳压腔内对冲掺混(如图 3(a)所示), 掺混后的气体进入冷流通道 I, II(如图 3(b)所示), 并通过壁面多斜孔流入热侧壁面. 在腔体隔板上附着一层金云母隔热材料, 目的是避免腔体内高温金属隔板对冷却空气进行加热. 图中 L_p 表示塞锥后部壁面的长度.

二元塞式喷管扩张段塞锥壁面气膜孔排布以及几何参数如图 4 所示. 气膜孔的排布方式参考文献[18]中的研究结果. 多斜孔呈叉排分布, 孔径 $d=1.0\text{ mm}$, 孔倾角 $\gamma=20^\circ$, 孔排距 $\Delta x_1=10\text{ mm}$, 孔间距 $\Delta y_1=5\text{ mm}$.

图 5 给出了安装在模拟试验台上的二元塞式喷管试验件.

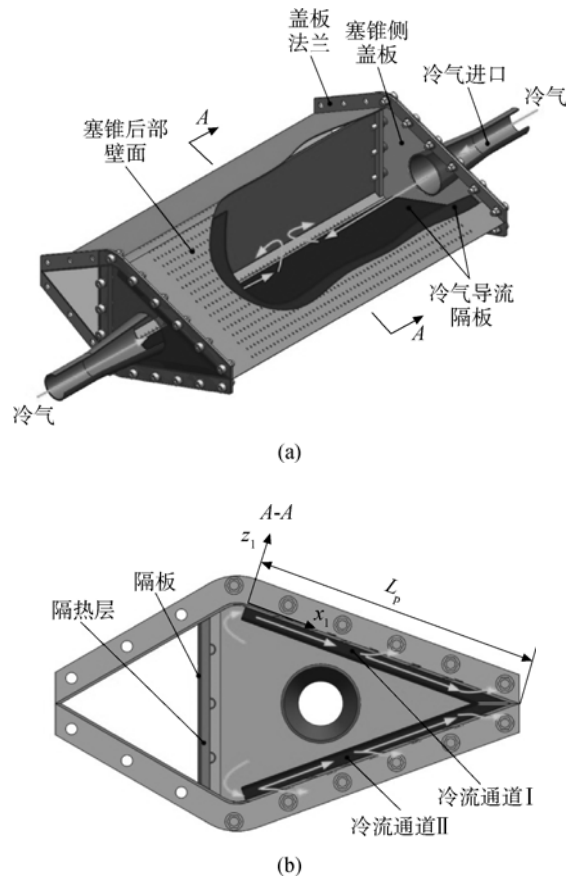


图 3 塞锥冷却结构

Fig. 3 Cooling structure of wedge

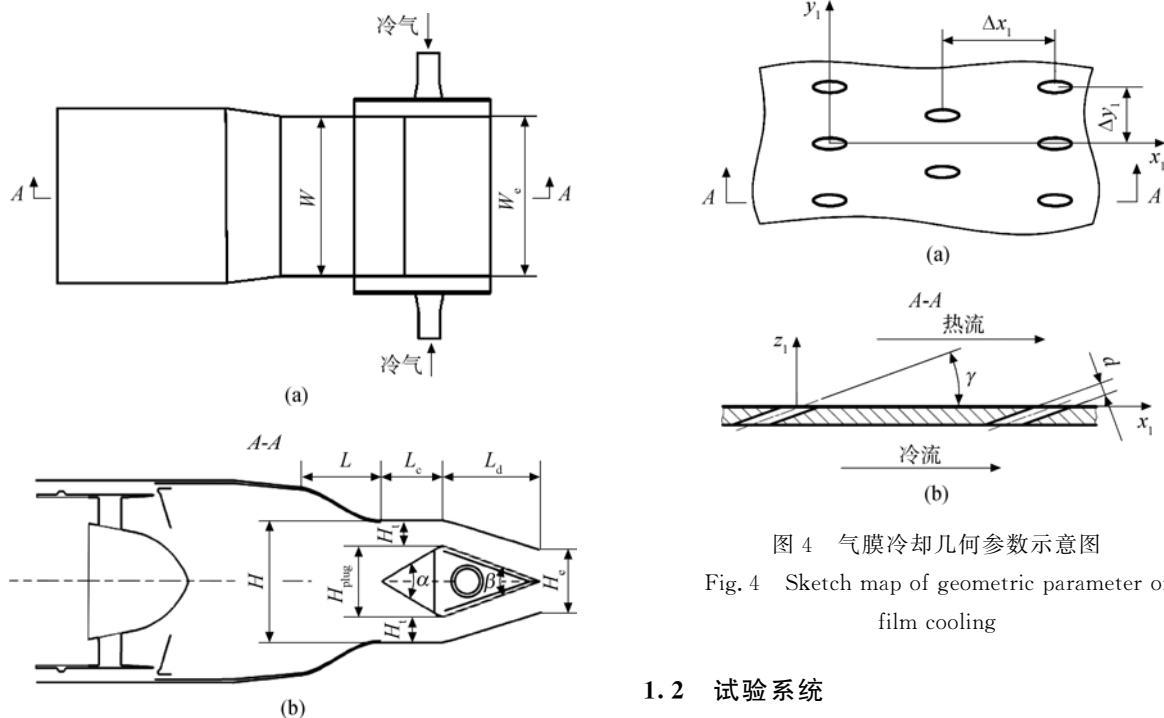


图 4 气膜冷却几何参数示意图

Fig. 4 Sketch map of geometric parameter of film cooling

1.2 试验系统

本文的试验系统如图 6 所示, 包括了试验台系统与测量系统. 试验台系统包括了内涵气流系统、外涵气流系统、模型试验件系统以及冷气系

图 2 二元塞式喷管几何参数

Fig. 2 Geometric parameters of two-dimensional wedge nozzle

统. 内涵气流由内涵风机提供, 经过燃烧室的燃烧加温后进入排气系统的内涵流道, 本试验系统的内涵气流系统流量可以达到 1 kg/s , 温度可达 900 K . 外涵气流由外涵风机提供, 其流量可达到 1 kg/s , 温度略高于环境温度. 冷气系统的核心部件为空气压缩机, 可以提供高压空气对塞锥壁面进行冷却. 测量系统包括温度测量系统与红外辐射测量系统. 温度测量系统由温度巡检仪与测温热电偶组成. 红外辐射测量系统包括了傅里叶变换光谱仪 (FTIR)、标定以及数据修正用黑体、数据采集计算机等. 在对喷管的红外辐射进行测量时,

在喷管出口处布置背景遮挡板, 用于遮挡试验台的各个部件以及裸露的喷管外壁面.

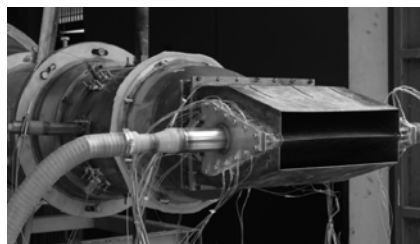


图5 二元塞式喷管试验件

Fig. 5 Experiment specimen of two-dimensional wedge nozzle

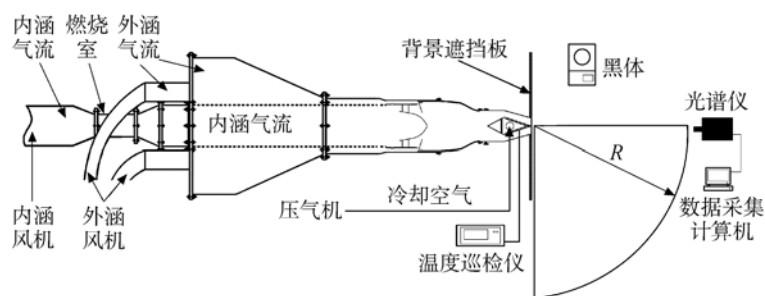


图6 试验系统示意图

Fig. 6 Sketch map of experiment system

2 试验状态与测量方法

2.1 试验状态

试验过程中需要控制的状态参数包括试验台状态参数与冷气流状态参数.

试验台状态参数包括内涵气流的流量与温度、外涵气流的流量. 内涵气流与外涵气流的流量直接通过风机进行调节. 内涵气流的温度由供油系统通过调节燃油流量来控制, 内涵气流的温度测量由安装在支板上的总温热电偶测量得到. 本次试验中调节内涵气流流量为 1 kg/s , 总温为 830 K ; 外涵气流流量为 0.3 kg/s .

冷气状态参数即冷却气流的流量与冷却气流的温度 T_c , 试验的冷却气流的流量是通过吹风比 M 确定的, 即 $M = \rho_c u_c / \rho_g u_g$. 本文选择的吹风比 $M = 0, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1$, 每次试验中冷却空气量调节会存在一定的误差, 但冷却空气流量误差范围为 $-3\% \sim 3\%$. 冷却气流的温度通过涡街流量计上的温度探针测量得到.

2.2 测量方法

试验中用 K 分度热电偶进行尾喷流温度以及壁面温度的测量, 采用 64 路温度巡检仪对温度

进行同时采集. 喷管出口尾喷流温度的测量采用温度测量靶进行测量, 喷管出口尾喷流温度的测量点位置如图 7 所示, 图中坐标系原点位于喷管出口中心位置. 塞锥壁面温度测量点的布置如图 8 所示. 在塞锥壁面建立局部坐标系 $O_1(x_1, y_1, z_1)$. 坐标系原点位于塞锥后部壁面第 1 排气膜孔中心位置, x_1 方向为主流流动方向. 利用黑体对试验中测温热电偶进行校验, 在试验的温度测量范围内, 热电偶测量相对误差范围为 $-1\% \sim 1\%$.

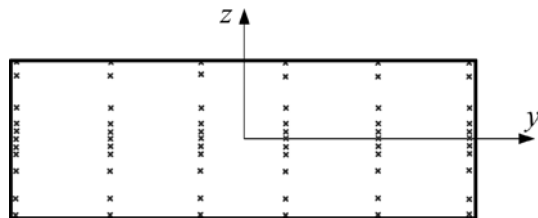


图7 喷管出口喷流温度测量位置示意图

Fig. 7 Sketch map of temperature test position of nozzle exit

采用傅里叶变换光谱仪对喷管红外光谱辐射强度进行测量, 详细的测量流程以及数据的修正方法参考文献[19]. 利用黑体对该测试系统的测量误差进行分析, 定义 $3 \sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波段积分辐射强

度的测量误差 $\delta_I = (I - I_{\text{theory}}) / I_{\text{theory}}$, 其中 I 为黑体辐射强度测量值, I_{theory} 为同温度黑体辐射强度理论值. 试验表明该系统的测量误差不超过 -3% .

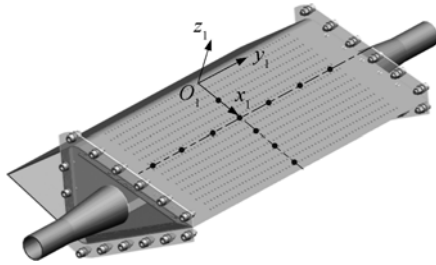


图 8 塞锥壁面温度测量位置示意图

Fig. 8 Sketch map of temperature test position on the wedge wall

图 9 给出了二元塞式喷管光谱辐射强度探测面(宽边探测面方位角 $\beta = 0^\circ \sim 90^\circ$)的示意图, 分为宽边探测面与窄边探测面(窄边探测面方位角 $\alpha = 0^\circ \sim 90^\circ$), 定义喷管正尾向为 0° 方位角, 在两个探测面内均测量了 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ$ 与 90° 这 10 个方向上的光谱辐射强度. 在每个方位角的测量时, 测试仪器与喷管出口处的距离 R 均为 35 m .

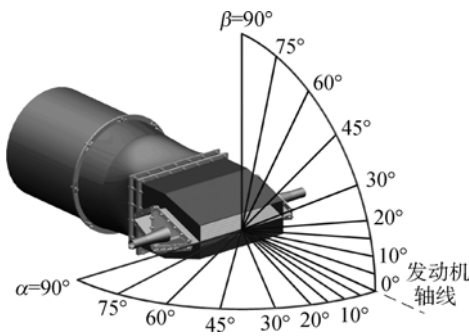


图 9 探测面设置

Fig. 9 Sketch map of detect plane

3 试验结果与分析

3.1 平均吹风比对壁面温度的影响

图 10 给出了 6 种吹风比条件下塞锥中心位置处沿 x_1 方向上壁面的冷却效率 η . 图中横坐标 x_1/L_p 为热电偶在塞锥壁面的无量纲坐标, 取值范围为 $0 \sim 1.0$. 其中, x_1 为热电偶在壁面局部坐标系中的坐标. 定义 $\eta = (T_g - T_w) / (T_g - T_c)$, 其中 T_g 取吹风比为 0 时, 喷管出口截面上燃气的最高温度; T_w 为壁面温度; T_c 为冷流温度. 从图

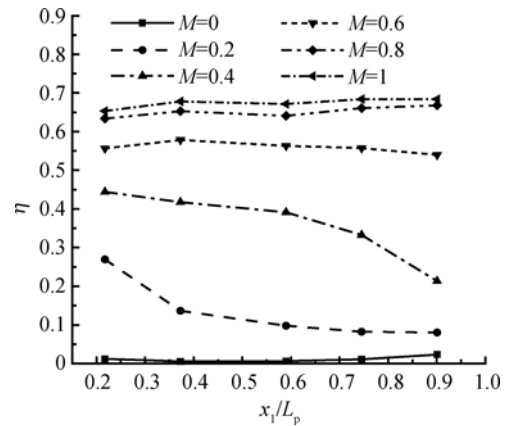


图 10 吹风比对壁面气膜冷却效率的影响(x_1 方向)

Fig. 10 Effect of blowing rate on the wall film cooling effectiveness (along the x_1 axis)

中可以看出, 在吹风比为 0 时, 塞锥中心位置处温度接近燃气温度, 随着吹风比的增加, 冷却效率逐渐增加, 在吹风比达到 1 时, 冷却效率最高, 达到 0.68. 在吹风比由 0 增加到 0.8 的过程中, 壁面温度下降较快, 而吹风比从 0.8 增加到 1 时, 塞锥壁面温度下降很小, 冷却效率仅提高了 0.03 左右. 这是由于在吹风比小于 0.8 时, 斜孔出流的冷却气流穿透力较弱, 冷却气流附壁效果较好, 随着吹风比的增加, 冷却效率显著提高. 在吹风比大于 0.8 时, 再增加吹风比, 斜孔出流的冷却气流穿透能力增强, 使得与主流发生掺混增强, 导致冷却气量提高对冷却效率的影响降低.

图 11 给出了塞锥壁面在 y_1 方向上的冷却效率. 图中横坐标 y_1/W_e 为热电偶在后部壁面上无量纲坐标, 取值范围为 $-0.5 \sim 0.5$. 其中, y_1 为热电偶在壁面局部坐标系中的坐标. 由图中可以看出, 随吹风比的增加, 冷却效率逐渐增加. 二元塞式喷管塞锥壁面冷却效率在吹风比小于 0.8 时呈现出下“凹”形分布, 这主要有两方面原因: 一方面, 涡扇发动机外涵气流的温度明显低于内涵气流, 喷管内两股气流的不完全掺混使得喷流温度在 y_1 方向上的分布为中间高, 两边低(如图 9 所示), 使得塞锥壁面两侧的冷却效率高于中心部位的冷却效率; 另一方面, 塞锥两侧直接与喷管端壁相连, 塞锥两侧壁面在得到冷却空气冷却的同时还存在着向喷管端壁的导热, 两者的综合作用导致了塞锥两侧冷却效率高于塞锥中心部位冷却效率的分布规律. 在吹风比大于 0.8 以后, 气膜冷却在对塞锥壁面的冷却中起主要作用, 因此, 塞锥壁面在 y_1 方向上的冷却效率趋于一致.

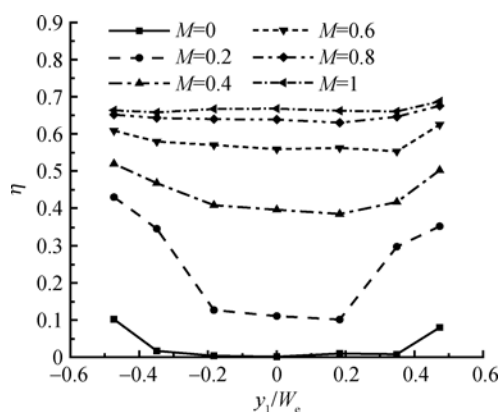
图11 吹风比对气膜冷却效率的影响(y_1 方向)

Fig. 11 Effect of blowing rate on the wall film cooling effectiveness (along the y_1 axis)

3.2 平均吹风比对喷流温度的影响

二元塞式喷管的塞锥浸没于高温燃气中,在利用多斜孔气膜冷却对塞锥壁面进行冷却的同时也将低温空气引入燃气核心区.本文在 $M=0, 0.2, 0.6, 1$ 四种吹风比条件下,对喷管出口截面上喷流温度进行测量.图12给出了采用温度靶测量得到的喷管出口截面上相对温度(T/T_g)分布,其中喷管无量纲高度为 z/H_c ,无量纲宽度为 y/H_c .在吹风比为0时,二元塞式喷管出口高温区在喷管中心位置,呈现为椭球形.随着吹风比的增加,喷管出口截面上平均温度有所下降,与吹风比为0的喷管出口平均温度相比,吹风比为0.2, 0.6, 1时分别降低1.80%, 4.52%, 6.02%,在出口截面上 z/H_c 在 $-0.2 \sim 0.2$ 范围内喷流温度下降明显,在中心位置处喷流温度最大下降14%.

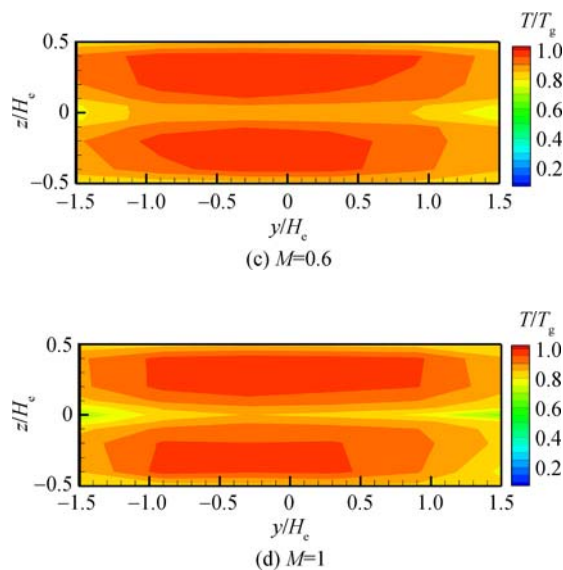
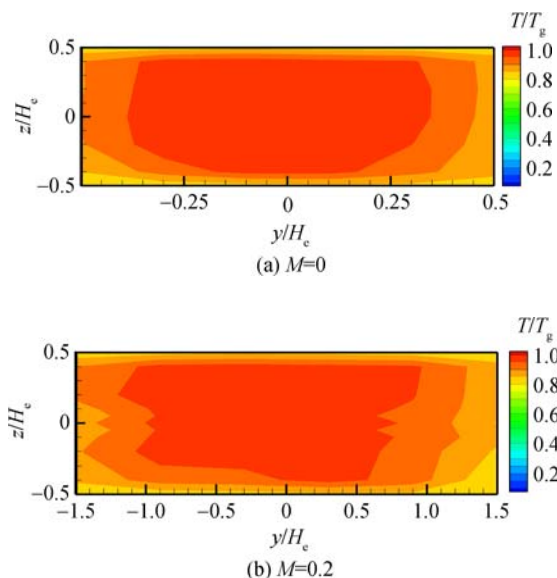


图12 喷管出口喷流的温度分布

Fig. 12 Jet flow temperature distribution on nozzle exit

3.3 平均吹风比对喷管红外特征的影响

3.3.1 对光谱辐射强度的影响

在喷管红外辐射特征的试验中,考虑到部分吹风比情况下温度差别不大,本文仅选取了0, 0.2, 0.6, 1的四种吹风比进行红外辐射特征的测量.

图13给出了吹风比对 0° 方位角上喷管相对光谱辐射强度分布,横坐标 λ 表示波长,纵坐标 $I_\lambda/I_{\lambda, \max}$ 表示相对光谱辐射强度, $I_{\lambda, \max}$ 表示光谱辐射强度最大值.由图可知, 0° 方位角上光谱辐射强度在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段上最大.由图中可以看出,在 $3 \sim 4.12 \mu\text{m}$ 与 $4.5 \sim 5 \mu\text{m}$ 以固体辐射为主的波段上,随着吹风比的增加,光谱辐射强度逐渐下降.从图中还可以看出,吹风比从0.6增加到1,光谱辐射强度降幅很小,这是由于在吹风比增加的过程中塞锥壁面温度未出现明显下降所致.

图14给出了窄边探测面与宽边探测面上 90° 方位角上相对光谱辐射强度随吹风比的变化,由图可知, 90° 方位角上光谱辐射强度在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段上最大.由图中可以看出,在 90° 方位角上固体辐射几乎为零,而在 $4.15 \sim 4.5 \mu\text{m}$ 这个以 CO_2 辐射为主的波段上表现出了强烈的红外辐射.对比4个吹风比时的相对光谱辐射强度图可以看出,随着吹风比的增加,宽边探测面与窄边探测面内的光谱辐射强度的峰值均有一定程度的下降.这是由于随着吹风比的增加,冷却空气量增加,导致了喷流核心区的温度逐渐下降,进而使得喷流的红外辐射强度有所下降.

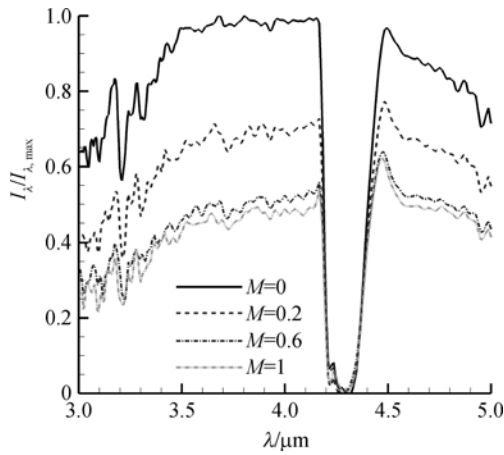
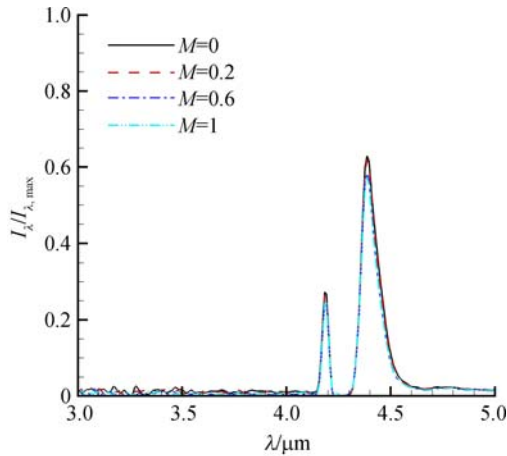
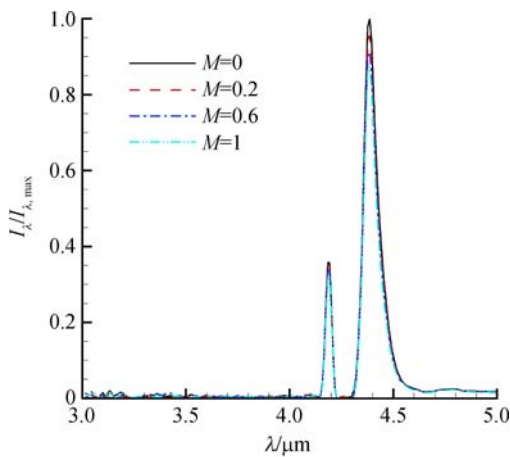


图 13 0°方位角上光谱辐射强度比较

Fig. 13 Comparison of spectral radiation intensity at azimuth angle of 0°



(a) 窄边探测面



(b) 宽边探测面

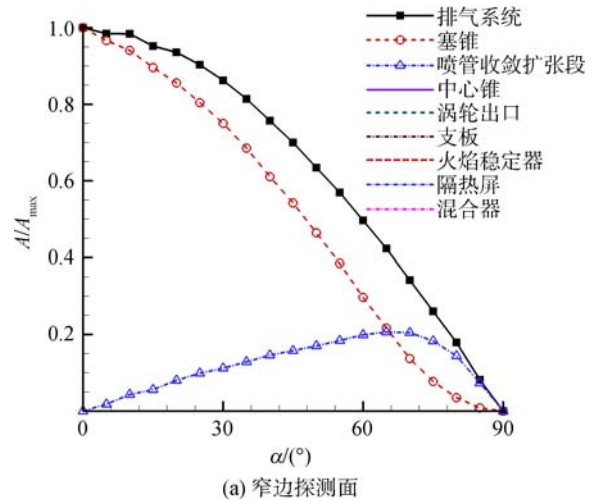
图 14 90°方向上光谱辐射强度比较

Fig. 14 Comparison of spectral radiation intensity at azimuth angle of 90°

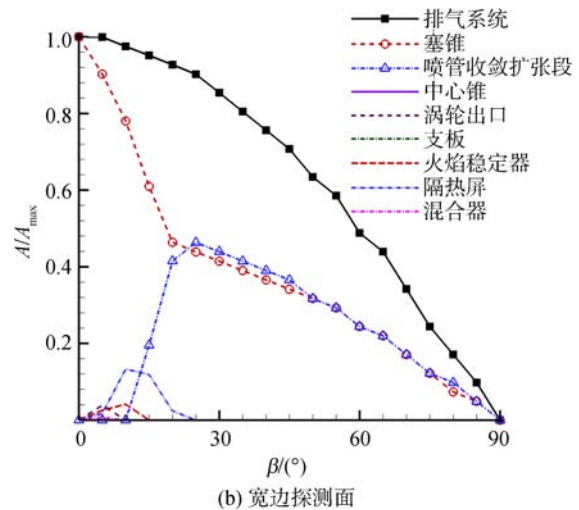
3.3.2 对喷管积分辐射强度的影响

图 15 给出了喷管窄边探测面与宽边探测面

上喷管部件有效辐射面积的变化规律,纵坐标 $A/A_{\max}$ 表示相对有效辐射面积, $A_{\max}$ 为喷管有效辐射面积最大值. 由图中可以看出,在窄边探测面内,塞锥对内部高温部件进行了有效遮挡. 随方位角的增加,塞锥有效辐射面积逐渐减小,而收敛扩张段外壁面有效辐射面积逐渐增加. 在宽边探测面上的 $0^\circ \sim 30^\circ$ 方位角内,随着探测方位角的逐渐增加,塞锥对内部高温部件的有效遮挡作用减弱,涡轮出口、支板、火焰稳定器、隔热屏等部件的有效辐射面积均有不同程度的增加. 随方位角的增加,塞锥有效辐射面积迅速减小,而喷管收敛扩张段壁面有效辐射面积先增加后减小.



(a) 窄边探测面



(b) 宽边探测面

图 15 喷管部件有效辐射面积

Fig. 15 Projection area of the nozzle component

图 16 给出了二元塞式喷管对称面上相对积分辐射强度的空间分布,横坐标 $I/I_{\max}$ 表示相对积分辐射强度,其中 $I_{\max}$ 为两个探测面内积分辐射强度最大值. 由窄边探测面与宽边探测面内积

分辐射强度分布可以看出,在窄边探测面的 $0^\circ \sim 30^\circ$ 方位角范围内,随着方位角的增加其喷管积分辐射强度减小缓慢,在 $30^\circ \sim 90^\circ$ 方位角上喷管积分辐射强度迅速下降.在宽边探测面内 $0^\circ \sim 30^\circ$ 方

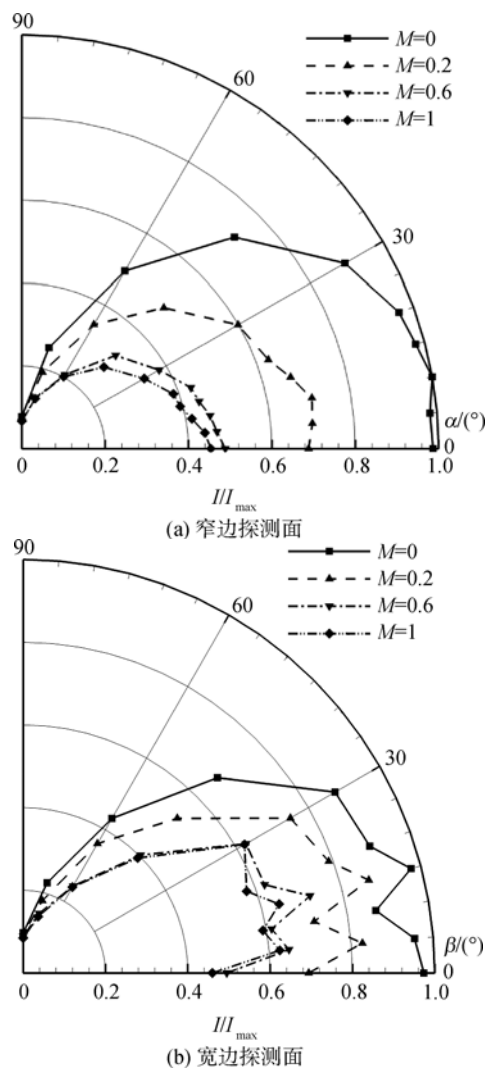


图16 积分辐射强度分布

Fig. 16 Distribution of integral radiation intensity

位角内,塞锥对内部高温部件的遮挡具有不同程度的失效,因此,随着方位角的增加,喷管辐射强度出现波动.在 $30^\circ \sim 90^\circ$ 方位角上,仍然以喷管壁面与塞锥为主要辐射源,有效辐射面积的减少也导致了喷管红外积分辐射强度的逐渐减小.由图中还可以看出,随着冷却吹风比的增加,喷管红外积分辐射强度在两个探测面 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内均有所降低.在喷管正尾向,即 0° 方位角上,当吹风比分别为 0.2, 0.6, 1 时,喷管红外积分辐射强度与吹风比为 0 时相比分别降低 28.8%, 49.2% 与 52.8%.在 90° 方位角上,随吹风比的增加,尾喷流的红外积分辐射强度逐渐减小,最大降幅达到 13%.

4 结 论

通过本文的研究,可以得出以下结论:

1) 随吹风比的增加,塞锥壁面温度逐渐降低,吹风比达到 1 时,塞锥壁面冷却效率达到 0.68.

2) 在吹风比从 0 增加到 1 时,喷管出口截面处喷流的平均温度降低 6.02%,在喷管出口截面上 z/H_e 在 $-0.2 \sim 0.2$ 范围内燃气温度的下降明显,温度最大降幅达到 14%.

3) 二元塞式喷管红外积分辐射强度在探测面 $0^\circ \sim 90^\circ$ 的范围内随方位角的增加整体上呈现出逐渐减小的趋势.在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 范围,随探测方位角的增加,二元塞式喷管积分辐射强度变化不大,在 $30^\circ \sim 90^\circ$ 范围内,随探测方位角的增加其积分辐射强度迅速下降.

4) 吹风比从 0 增加到 1 时,喷管红外积分辐射强度逐渐降低,在 0° 方位角上喷管红外辐射强度最大降低 52.8%.在 90° 方向上尾喷流的红外辐射强度最大降低 13%.

参考文献:

- [1] Ciepluch C C, Krull H G, Steffen F W. Preliminary investigation of performance of variable-throat extended-plug-type nozzles over wide range of nozzle pressure ratios[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA-RM-E53J28, 1954.
- [2] Hearth D P, Gorton G C. Investigation of thrust and drag characteristics of a plug-type exhaust nozzle[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA-RM-E53L16, 1954.
- [3] Ito T, Fujii K, Hayashi A K. Computations of axisymmetric plug nozzle flowfields: flow structures and thrust performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18 (2): 254-260.
- [4] Rommel T, Hagemann G, Schley C A, et al. Plug nozzle flowfield analysis[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(5): 629-634.
- [5] Kapilavai D, Tapee J, Sullivan J, et al. Experimental testing and numerical simulations of shrouded plug-nozzle flowfields[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28 (3): 530-544.
- [6] Miyamoto H, Matsuo A, Kojima T, et al. Numerical analysis of rectangular plug nozzle considering practical geometry and flow conditions[R]. AIAA-2007-31, 2007.
- [7] Maiden D L, Petit J E. Investigation of two-dimensional wedge exhaust nozzles for advanced aircraft[R]. NASA-75-1317, 1975.
- [8] Capone F J, Hunt B L, Poth G E. Subsonic/supersonic nonvectored aeropropulsive characteristics of nonaxisym-

- metric nozzles installed on an F-18 model[R]. AIAA 81-1445, 1981.
- [9] Petit J E, Capone F J. Performance characteristics of a wedge nozzle installed on an F-18 propulsion wind tunnel model[R]. AIAA 79-1164, 1979.
- [10] Stone J R, Krejsa E A, Halliwell I, et al. Noise suppression nozzles for a supersonic business jet [R]. AIAA-2000-3194, 2000.
- [11] 陈俊, 吉洪湖, 黄伟, 等. 涡扇发动机轴对称塞式喷管红外辐射特征计算[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(12): 2079-2082.
CHEN Jun, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Investigation of the infrared radiation characteristic for plug nozzle of a turbofan engine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(12): 2079-2082. (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] Hiley P E, Wallacet H W, Booz D E. Nonaxisymmetric nozzles installed in advanced fighter aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13(12): 1000-1006.
- [14] 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.
CHENG Jun, JI Honghu. Numerical simulation of the infrared radiation characteristics and infrared restraining effect of lower wall temperature for two-dimension plug nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2429-2435. (in Chinese)
- [15] Harrington D E, Nosek S M, Straight D M. Cold-flow performance of several variations of a ram-air-cooled plug nozzle for supersonic-cruise aircraft[R]. NASA TM X-3110, 1974.
- [16] Clark J S, Graber E J, Straight D M. Experimental heat transfer and flow results from an air-cooled plug nozzle system[R]. NASA-TM-X-52897, 1970.
- [17] Clark J S, Lieberman A. Thermal design study of an air-cooled plug-nozzle system for a supersonic-cruise aircraft [R]. NASA-TM-X-2475, 1972.
- [18] 杨成凤, 张靖周, 杨卫华. 全覆盖气膜孔阵列方式对冷却特性的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1524-1529.
YANG Chengfeng, ZHANG Jingzhou, YANG Weihua. Effect of the holes array arrangement on the full coverage film cooling characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1524-1529. (in Chinese)
- [19] 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)

(编辑: 王碧琚)