

小偏距 S 弯二元喷管的红外辐射特性 数值分析

于明飞^{1,2}, 吉洪湖¹, 李 宁², 王 浩¹, 斯 仁¹, 刘 健¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 贵州航空发动机研究所, 贵阳 550081)

摘 要: 为了降低飞行器的红外辐射, 适应发动机排气系统与飞机后机身的匹配, 设计了一种非常规的 S 弯二元喷管, 喷管出口中心线与发动机轴线不共线, 有一个小偏距。在商业软件中计算该 S 弯二元喷管的温度场、速度场、压力场和组分浓度的分布, 采用自主开发的红外软件, 用反向蒙特卡罗法计算该喷管的红外辐射特性, 并与基准轴对称喷管的计算结果进行对比, 计算结果表明: 采用小偏距 S 弯二元喷管后, 能够对排气系统内部高温部件有一定的遮挡, 对红外辐射特征有一定的抑制作用, 最大能够降低 33% 的红外辐射。

关 键 词: S 弯二元喷管; 小偏距; 红外辐射; 反向蒙特卡罗法; 排气系统

中图分类号: V218

文献标志码: A

Numerical analysis on infrared radiation characteristics of two-dimensional S-nozzle with small offset

YU Ming-fei^{1,2}, JI Hong-hu¹, LI Ning²,

WANG Hao¹, SI Ren¹, LIU Jian¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Guizhou Aero-engine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Guiyang 550081, China)

Abstract: In order to reduce the infrared radiation of aircraft, and make the exhaust system match the aircraft afterbody, a kind of unconventional two-dimensional (2-D) S-nozzle was designed to suppress the infrared radiation characteristics. There was a small offset given that the nozzle's center line and the engine's axis were not collinear. Based on the distribution of temperature, pressure and species mass fraction of the two-dimensional S-nozzle obtained from CFD results, the infrared radiation characteristics of two-dimensional S-nozzle was calculated with reverse Monte-Carlo method, then analyzed and compared with axisymmetric nozzle. The results show that, the two-dimensional S-nozzle is capable of shielding the high temperature elements inside the exhaust system effectively, and the infrared radiation characteristics of the exhaust system can be further suppressed by 33%.

Key words: 2-D S-nozzle; small offset; infrared radiation; reverse Monte-Carlo method; exhaust system

随着科技的发展, 红外探测技术和制导技术都得到了不断的发展, 对飞行器的生存环境构成

了严峻的威胁, 也对飞行器提出了更高的红外隐身要求。航空发动机排气系统是飞行器在中波范

围内主要的红外辐射源,在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 内的红外辐射贡献占整个飞行器的 90% 以上^[1-2],排气系统的红外辐射主要由高温壁面辐射和燃气尾喷流辐射两部分组成。

因此为了提高飞行器的战场生存能力,降低飞行器红外隐身特性,研究人员展开了很多的研究和探索,进行了较多的试验验证。在降低飞机排气系统红外辐射方面,主要有二元喷管技术、喷管壁面冷却技术^[3-7]、高温部件采用低发射率材料技术等^[8-11]。有的技术已日益成熟,并已在现役飞机上使用,有的还在不断探索之中。

但以上各项技术受到不同原因的制约,影响了新技术向更高层次发展,因此寻求新的技术途径来提高飞行器的隐身技术是未来新一代飞行器的发展趋势,S 弯喷管是一项新的红外隐身技术措施,这项技术是从进气道的设计中借鉴过来的,在进气道的设计中,S 弯进气道是用于解决飞机的隐身问题,降低雷达的探测,该技术现已得到广泛的应用,如美国无人攻击机 X-45 和 X-47 就采用了 S 弯进气道^[12],这种设计能有效地对压气机前端面进行遮挡,使得雷达波在传输过程中几乎全部被吸收,从而达到隐身效果,借鉴相同的原理,喷管设计中采用 S 弯设计,可以对发动机高温部件的涡轮、中心锥进行一定的遮挡,进而达到红外抑制的效果,如 Brunet 等^[13]设计了一种 S 弯喷管,经过两次弯曲,第一次使得气流偏转,第二次使气流又回到喷管轴线位置上,从而对高温部件进行了有效的遮挡,从而降低了红外辐射。刘常春等^[14]设计了一种非常规的双 S 弯二元喷管,并对其气动特性和红外特性进行了对比分析,得出随着偏距的增大,红外抑制效果增加。

目前公开介绍文献中对 S 弯喷管的红外特征研究还比较少,本文结合典型涡扇发动机基本几何特征和热力参数,设计了一种非常规 S 弯二元喷管,与文献^[14]的双 S 弯不同,本文设计的喷管仅经过一次弯曲,出口中心线与发动机轴线的偏距较小,采用商业软件计算其气动特性,并采用本课题组发展的飞行器红外特征与隐身效能分析软件(NUAA-IRSE),以 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段为例,分析其红外辐射特征的大小,并与基准轴对称收敛喷管进行了比较。

1 物理模型

本文所研究的小偏距 S 弯二元喷管(后文简称 S 弯二元喷管)如图 1 所示,它由喷管外壁、混

合器、内锥等部件组成。喷管出口轴线相对发动机的轴线偏距为 P , $P/D=0.2$,其中 D 为基准轴对称喷管的出口直径,出口宽高比为 $W/H=6$,出口面积为 A_s 。

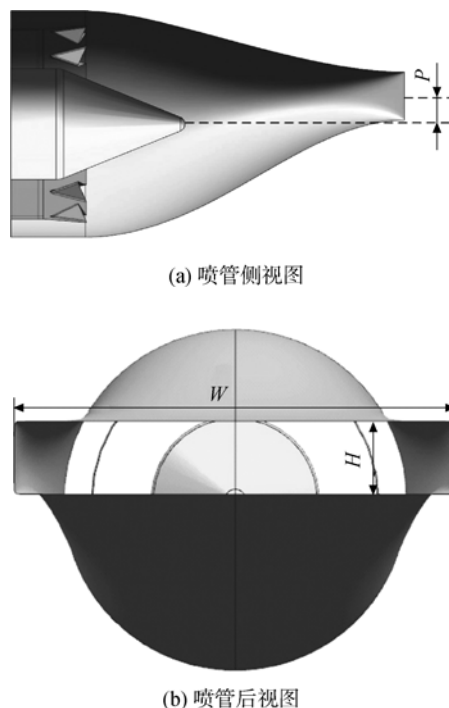


图 1 S 弯二元喷管示意图

Fig. 1 2-D S-nozzle models

为了分析小偏距喷管对红外的抑制特性,本文也计算了基准轴对称喷管的流场和红外特征。基准轴对称喷管如图 2 所示,与 S 弯二元喷管具有相同的进出口面积,中心锥和混合器保持不变,出口直径为 D ,出口面积为 $A(A=A_s)$ 。

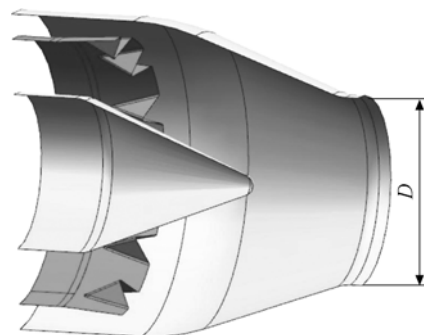


图 2 基准轴对称喷管模型

Fig. 2 Axisymmetric nozzle model

为了保证 S 弯二元喷管与轴对称喷管红外辐射特性比较的条件一致,两种喷管内外涵进口条件相同。

2 计算域与边界条件

因红外辐射特征计算对尾喷流场的需要,为保证结果的准确性,则外部计算域应足够大,需要用一个足够大的圆柱域包裹喷管,因为S弯二元喷管的左右对称性,计算了1/2的喷管模型,根据经验计算结果,计算域外流场取长度为 $25D$,直径为 $8D$,图3为S弯二元喷管流场计算1/2计算域^[15].轴对称喷管采用了相同大小的计算域.

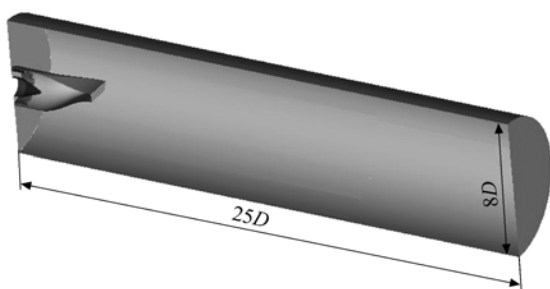


图3 S弯二元喷管流场计算域

Fig. 3 Flow field computational region of 2-D S-nozzle

基准轴对称喷管和S弯二元喷管的计算条件相同,喷管内外涵进口的总温总压和燃气组分质量分数如表1所示,喷管出口的大气环境压力为101325 Pa,温度为300 K.由于结构的对称性,计算流场时取一半计算域进行计算,喷管对称面为对称边界(symmetry).

表1 两种喷管边界条件

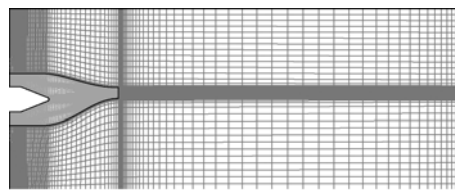
Table 1 Design parameters of nozzles

边界条件	T/K	p/kPa	燃气组分质量分数/%		
			CO ₂	H ₂ O	O ₂
外涵进口	425	288			
内涵进口	1020	290	6.12	2.5	15.12

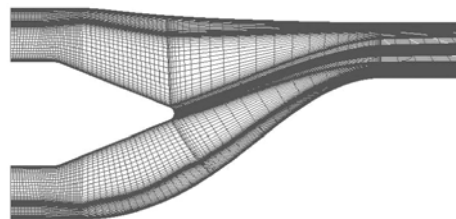
3 网格划分与网格独立性验证

3.1 流场计算网格

本文流场计算采用六面体结构化网格.由于S弯二元喷管的内部结构较复杂,在喷管内流体域网格比较密集、尤其在喷管、混合器、内锥等固体壁面附近采用了网格加密,在外流域对喷管影响小的地方网格比较稀疏,经过网格独立性分析,网格总数量200万.图4给出了S弯二元喷管对称面上的网格示意图,轴对称喷管采用了相同的网格划分方式.



(a) 整体网格



(b) 喷管局部网格放大

图4 流场对称面网格及局部放大图

Fig. 4 Grid of symmetric plane of flow field and its local magnification

3.2 红外计算网格

在红外传输计算时,没必要采用流场计算时那样致密的网格,为了减少计算量,重新划分了红外网格,如图5所示.S弯二元喷管固体壁面红外网格均为三角形网格,选择三角形网格的原因不仅是它对复杂几何型面适应性更强,而且因为三点确定一个平面,容易求得三角形网格的法线矢量,方便红外辐射的计算.轴对称喷管采用了相同的网格划分方式.

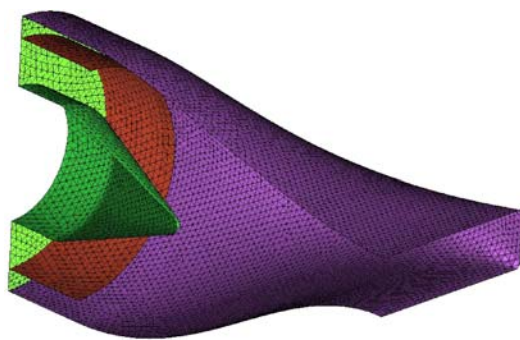


图5 S弯二元喷管红外网格

Fig. 5 Grid of 2-D S-nozzle for infrared

4 计算方法

首先对两种排气系进行流场计算,得到排气系统的壁温分布、燃气流的温度分布、压力分布及组分质量分数分布,然后利用流场计算得到的结果进行红外辐射特性计算.

4.1 流场计算

用 Fluent 进行流场计算,基于密度求解,采用对壁面较好模拟的 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 两方程模型^[16],对连续方程、动量方程、能量方程的离散采用 2 阶迎风差分格式,采用组分传输模型(species model)对燃气组分进行计算^[17],采用 DO(discret ordinates)模型考虑辐射对壁面换热的影响。

4.2 红外辐射特征计算

红外辐射特征的计算是在流场计算中得到温度场和 CO_2 , H_2O , CO 质量分数分布基础上进行的. 采用自主开发的 NUAA-IR 软件对异型喷管进行红外计算^[18]. 计算方法采用反向蒙特卡罗法,探测器布置在喷管的后方,探测器到喷管出口中心的距离为 R ,连线与喷管轴线的夹角 α 为探测方向角,由于 S 弯二元喷管上下非对称性,在喷管的探测面内选择 3 个平面来表示,如图 6 所示,为上方探测面、下方探测面、侧向探测面,计算结果仅为喷管自身的红外辐射强度^[10].

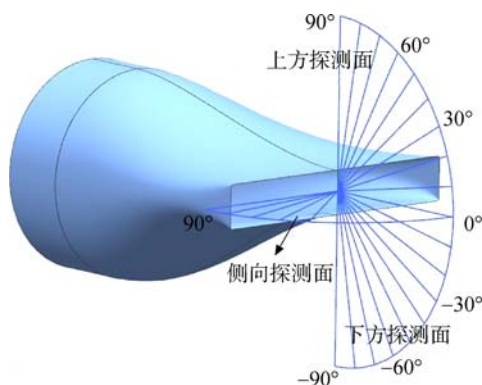


图 6 红外计算时探测器所在的探测平面

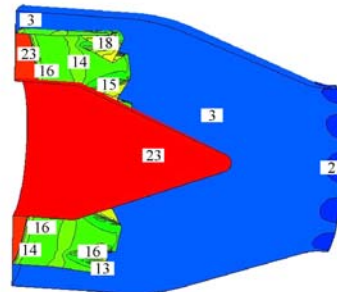
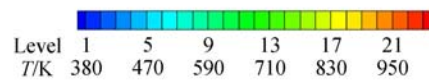
Fig. 6 Detecting planes of detector in infrared calculation

5 计算结果与分析

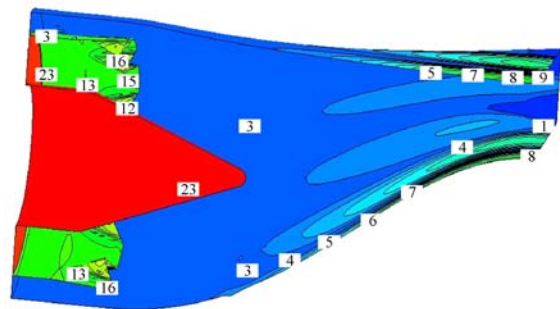
5.1 壁面温度

排气系统喷管壁面是红外辐射的主要辐射源,本文讨论的喷管主要由喷管外壁面、混合器、内锥组成. 喷管外壁面温度随喷管结构形状不同而发生变化,基准轴对称喷管由于结构的对称性,出口处温度分布表现出对称性,而 S 弯二元喷管由于喷管外壁的结构不对称,出口表现出明显的差异,下壁面受气流冲击,温度变化较大,而且影响到了上壁面. 由于两种喷管的进口总压、总温、

流量都相同,因此在喷管进口到混合器处温度趋势基本相同,如图 7 所示。



(a) 基准轴对称喷管



(b) S弯二元喷管

图 7 喷管壁面温度分布

Fig. 7 Wall temperature distribution of nozzles

5.2 流场结果

流场计算得到了排气系统的温度场,速度场,压力场及 CO_2 , H_2O 的质量分数分布. 由于篇幅限制,本文只给出了对称面的温度分布和 CO_2 质量分数分布. 为了分析的方便,定义 S 弯二元喷管出口的宽边对称面和窄边对称面,上方、下方探测面为宽边对称面,侧向探测面为窄边探测面,如图 6 所示. S 弯二元喷管温度场分布与基准轴对称喷管在宽对称面的比较如图 8,以两种喷管出口面位置为起始点(定义为 0),喷管后方长度(10D)进行比较,由图可以看出,在 S 弯二元喷管宽边对称面上,在出口相同位置 S 弯二元喷管比轴对称喷管温度都要低,出口后方高温核心流缩短,如以 S 弯二元喷管出口 750 K 等温线为例,在轴对称喷管处尾喷流最远达到 8D,在 S 弯二元喷管处最远仅 4D. 尾喷流高温区在其他距离处也有不同程度的缩短. 高温核心流缩短主要可以从两个方面分析其原因:①虽然 S 弯二元喷管和基准轴对称喷管具有相同的出口面积,但出口几何形状周

长大小不一样,基准轴对称喷管出口圆形的周长为 πD , S 弯二元喷管的出口矩形周长为 $5\sqrt{\pi}D/2$, 比轴对称的周长增大了 1.4 倍, 这就在出口处增大了核心射流与外界冷流域的接触范围; ② S 弯二元喷管各截面是从圆形逐渐过渡到矩形的, 在过渡过程中由于矩形特殊的形状增强气流的三维效应, 强化了喷管内涵高温燃气与外涵低温空气的掺混。

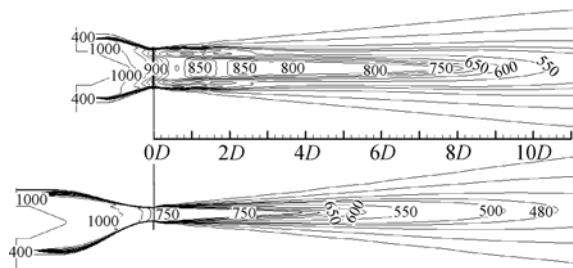


图 8 轴对称喷管(上)与 S 弯二元喷管(下)在宽边对称面温度分布(单位:K)

Fig. 8 Comparison of temperature between 2-D S-nozzle and axisymmetric nozzle on the width symmetrical plane (unit:K)

图 9 为 S 弯二元喷管和轴对称喷管在窄边对称面的温度分布比较, 从图可以看出, 出口窄边对称面与上文分析的宽边对称面有相同的温度变化趋势, 尾喷高温核心流缩短, 由于喷管出口的扁平形状, 导致对气流的压缩作用, 温度分布也表现出与宽边面不一样的特性, 除中心高温核心流外, 在上下对称位置还有两个小的高温峰值区。

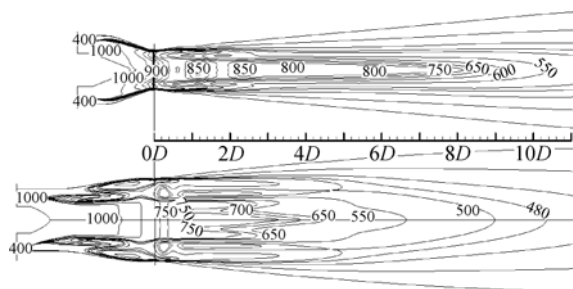


图 9 轴对称喷管(上)与 S 弯二元喷管(下)在窄边对称面温度分布(单位:K)

Fig. 9 Comparison of temperature between 2D S-nozzle and axisymmetric nozzle on the narrow symmetrical plane (unit:K)

图 10 为 S 弯二元喷管和轴对称喷管在宽边对称面 CO_2 质量分数分布, 在出口相同位置, S 弯二元喷管比轴对称喷管的质量分数要低。以 CO_2 质量分数值 0.02 为例, 在轴对称喷管中位置

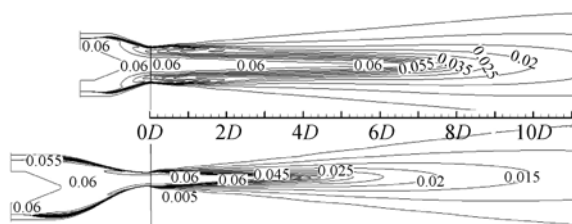


图 10 轴对称喷管(上)与 S 弯二元喷管(下)在宽边对称面上 CO_2 质量分数分布

Fig. 10 Mass fraction of CO_2 between 2-D S-nozzle and axisymmetric nozzle on the width symmetrical plane

达到 $10D$, 而在 S 弯二元喷管中仅为 $7.4D$, 缩短了 $2.6D$ 。

图 11 为 S 弯二元喷管与轴对称喷管在窄边对称面 CO_2 质量分数分布, 变化趋势与宽边对称面相同。从以上分析也可以得出, 在温度高的地方 CO_2 质量分数较大, 在温度较低的地方和接近环境温度的区域, CO_2 的质量分数分布较小或接近于零。由于篇幅所限, 没有对每个相同距离出口处温度值和燃气质量分数进行具体的比较。

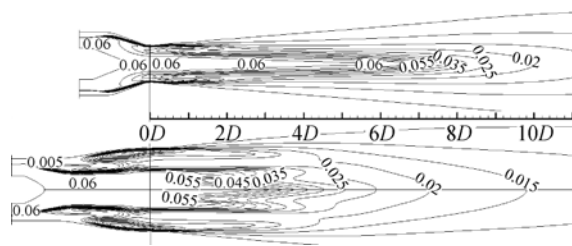


图 11 轴对称喷管(上)与 S 弯二元喷管(下)窄边对称面上 CO_2 质量分数分布

Fig. 11 Mass fraction of CO_2 between 2-D S-nozzle and axisymmetric nozzle on the narrow symmetrical plane

5.3 红外辐射强度计算结果

S 弯二元喷管与轴对称喷管侧向探测面积分辐射强度比较如图 12 所示, $I_{\max}$ 是轴对称喷管最大积分辐射强度, 因为排气系统的红外辐射主要由壁面的红外辐射和尾喷流的红外辐射组成, 由图可以看出, 壁面红外辐射是排气系统红外辐射的主要贡献部分, 侧向探测面的积分辐射强度比轴对称喷管积分辐射强度小, 但两者具有相同的变化趋势, 在 0° 方向上红外辐射最大, 随着侧向探测面角度的增大, 内部高温部件逐渐被低温的外壁面所遮挡, 积分辐射强度逐渐减小, 当探测面角度到 25° 时, 尾喷流的投影面积增大, 积分辐射

强度有小范围的上升,尾喷流成为红外辐射的主要来源;图13是S弯二元喷管与轴对称喷管上方探测面积分辐射强度比较,从图可以看出,S弯二元喷管的总辐射及壁面、尾喷流辐射都比轴对称喷管的积分辐射强度要低,变化趋势与侧向探测面相同;图14是S弯二元喷管与轴对称喷管下方

探测面积分辐射强度比较,从图可以看出,在不同探测角度的下方探测面红外辐射降低更为急剧.侧向、上方、下方3个探测面和轴对称喷管总体的积分辐射强度分布比较见图15,从总体红外辐射定性分析,下方探测面红外辐射最低,侧向探测面中等,上方探测面积分辐射最强.从定量分析,先

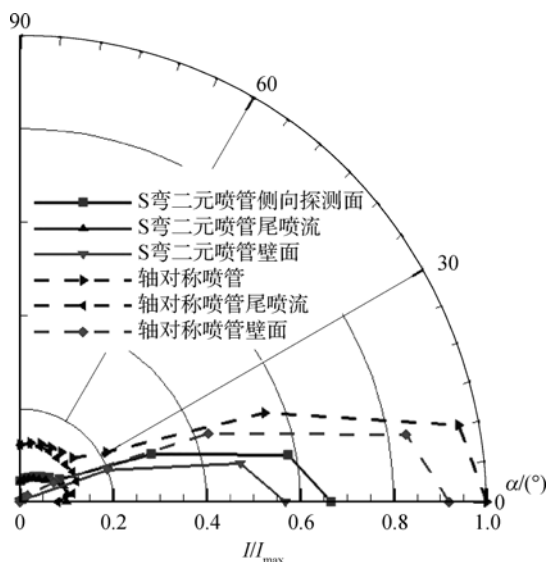


图12 S弯二元喷管与轴对称喷管侧向探测面积分辐射强度比较

Fig. 12 Integral radiant intensity between 2-D S-nozzle and axisymmetric nozzle in the side detecting plane

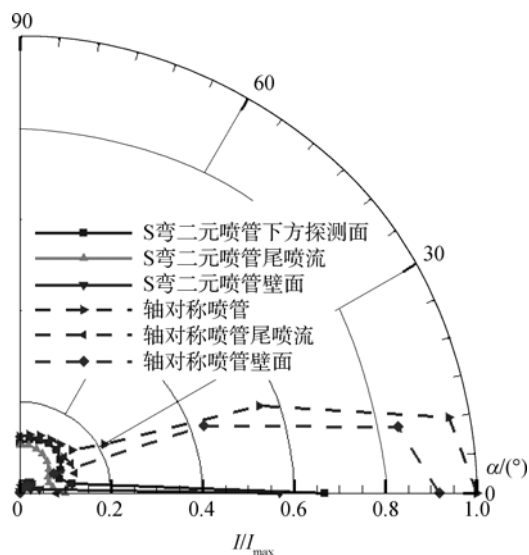


图14 S弯二元喷管与轴对称喷管下方探测面积分辐射强度比较

Fig. 14 Integral radiant intensity between 2-D S-nozzle and axisymmetric nozzle in the down detecting plane

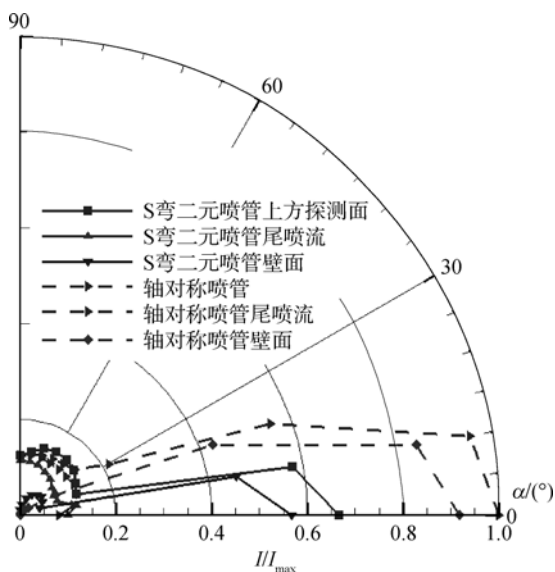


图13 S弯二元喷管与轴对称喷管上方探测面积分辐射强度比较

Fig. 13 Integral radiant intensity between 2-D S-nozzle and axisymmetric nozzle in the upper detecting plane

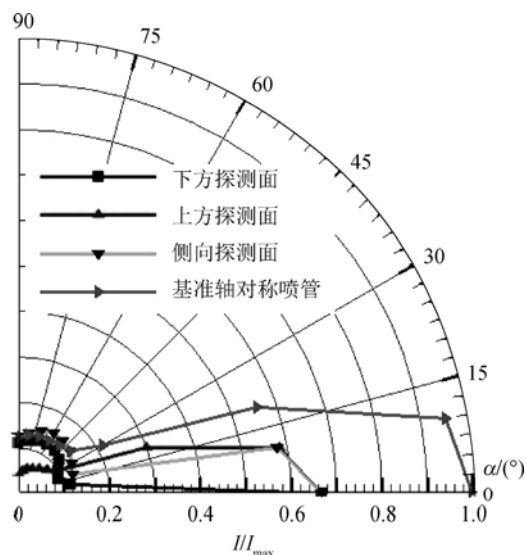


图15 侧向、上方、下方3个探测平面与基准轴对称喷管积分辐射强度分布的比较

Fig. 15 Distribution of integral radiation intensity ($I/I_{\max}$) between three detecting planes and axisymmetric nozzle plane

以下方探测面分析,从 $0^\circ\sim 10^\circ$ 范围内,红外辐射强度分布急剧下降,它比上方探测面和侧向探测面降低都要迅速,这是因为S弯二元喷管出口是向上偏转的,中心线相对于喷管轴线向上有一定偏距,其下方对高温部件的可视范围更小, $10^\circ\sim 50^\circ$ 范围内,因为尾喷流投影面积慢慢增大,辐射逐渐增加,在 $50^\circ\sim 90^\circ$ 范围内投影面积基本不变,所以积分辐射强度也基本不变;而上方探测面则是从 $0^\circ\sim 20^\circ$ 积分辐射强度逐渐下降, $20^\circ\sim 51^\circ$ 逐渐上升, $51^\circ\sim 90^\circ$ 基本不变;从侧向探测面来看,因为喷管为扁平形状,尾喷流的投影面积在侧向较小,从 $0^\circ\sim 30^\circ$ 积分辐射强度减小, $30^\circ\sim 90^\circ$ 积分辐射强度基本保持不变.S弯二元喷管相对于轴对称喷管,红外辐射强度最大降低33%.

因为S弯二元喷管有3个探测面,侧向探测面的红外辐射强度中等,不失一般规律,以侧向探测面为研究对象,与轴对称喷管探测面作比较,图16为S弯二元喷管与轴对称喷管高温部件在不同探测角度的投影面积($A/A_{\max}$)分布对比,从图中可以看出,由于S弯二元喷管的遮挡作用,在不同探测角度的探测投影面积要比轴对称喷管都小.其中温度最高的内锥最大投影面积峰值降低54%.

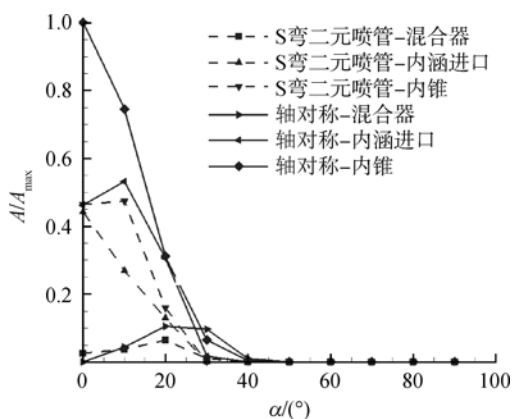


图16 S弯二元喷管与轴对称喷管高温部件在不同探测角度的投影面积

Fig. 16 Projective area of high temperature components between 2-D S-nozzle and axisymmetric nozzle in every detecting angle

6 结 论

本文计算了小偏距($P/D=0.2$)S弯二元喷管 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段内在上方探测面、下方探测面、侧向探测面的红外辐射特征.通过以上分析可得出:

1) 对于本文讨论的小偏距S弯二元出口喷

管,计算了3个探测面红外辐射强度,经计算,下方探测面红外辐射最小,侧向探测面次之,上方探测面辐射最强.

2) 相对于基准轴对称喷管,S弯二元喷管能加速内外涵的掺混,缩短高温核心流的长度,最大缩短4D,从而降低红外辐射特征.

3) 小偏距S弯二元喷管能够对排气系统内部高温部件进行一定的遮挡,降低了排气系统的红外辐射.相对于基准轴对称喷管,S弯二元喷管红外辐射在 0° 方向最大降低33%,最大投影面积降低54%.如果要进一步降低红外辐射强度,应当增大偏距P值.

参考文献:

- [1] 朱宝鑫,朱荣昌.作战飞机效能评估[M].2版.北京:航空工业出版社,2006.
- [2] 武振波,武哲.武装直升机红外隐身系统研究[J].北京航空航天大学学报,2003,29(7):588-592.
WU Zhenbo, WU Zhe. Research on infrared stealth system for armed helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(7): 588-592. (in Chinese)
- [3] Stevens H I. F-15/non axisymmetric nozzle system integration study support program contractor report [R]. NASA-CR-135252, 1978.
- [4] 张勃,吉洪湖.大宽高比矩形喷管的射流与外流的掺混特性的数值研究[J].航空动力学报,2005,20(1):104-110.
ZHANG Bo, JI Honghu. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 104-110. (in Chinese)
- [5] 张勃,吉洪湖,罗明东,等.宽高比对尾向可见明火矩形喷管红外抑制特性影响研究[J].航空动力学报,2007,22(11):1820-1825.
ZHANG Bo, JI Honghu, LUO Mingdong. Research of influence of aspect ratio on infrared suppressing characteristics of rectangular nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1820-1825. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等.无加力涡扇发动机二元喷管的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. An experimental investigation on infrared radiation on character-

- istics of 2-D nozzles of turbofan engines afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 631-636. (in Chinese)
- [8] 胡传圻. 隐身涂层技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004.
- [9] 斯仁, 吉洪湖, 黄伟. 低发射率对二元引射喷管无人机红外特征及探测距离的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(5): 665-671.
- SI Ren, JI Honghu, HUANG Wei. Effect of low emissivity on infrared signature and detection range of UAV with 2-D ejector nozzle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(5): 665-671. (in Chinese)
- [10] 刘健, 宫禹, 吉洪湖, 等. 战斗机 8~14 μm 波段红外特征及低发射率材料隐身效果[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 259-267.
- LIU Jian, GONG Yu, JI Honghu, et al. Fighter's infrared characteristics between 8 and 14 μm and infrared stealth effect of low emissivity materials[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 259-267. (in Chinese)
- [11] 冯晓星, 吉洪湖, 斯仁. 战斗机 3~5 μm 波段红外特征空间分布及低发射率材料隐身效果分析[J]. 红外技术, 2011, 33(7): 389-405.
- FENG Xiaoxing, JI Honghu, SI Ren. Numerical study on spatial distribution of 3~5 μm infrared signature and stealth effect of low emissivity material for fighter aircraft[J]. Infrared Technology, 2011, 33(7): 389-405. (in Chinese)
- [12] 张航, 谭慧俊, 李湘萍. X-47 狭缝式进气道的流动特征与工作性能[J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2243-2249.
- ZHANG Hang, TAN Huijun, LI Xiangping. Flow structure and performance characteristics of X-47-like slot-shaped inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2243-2249. (in Chinese)
- [13] Brunet E, Seine N S, Daris T, et al. Exhaust assembly forming a horizontal propulsion gas elbow in an aircraft: United States, US007784284B[P]. 2010-08-31.
- [14] 刘常春, 吉洪湖. 一种双S弯二元喷管的红外辐射特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1483-1488.
- LIU Changchun, JI Honghu. Numerical simulation on infrared radiation characteristic of serpentine 2-D nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1483-1488. (in Chinese)
- [15] 李荣松, 王强, 额日其太. 尾缘修型的二元喷管内外流场数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 389-393.
- LI Ronsong, WANG Qiang, Eriqitai. Numerical investigation of two-dimensional nozzle with trailing edge modification[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 389-393. (in Chinese)
- [16] 胡娅萍, 吉洪湖, 白涛涛. 湍流模型对发动机排气系统流场和红外辐射特征计算的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2414-2420.
- HU Yaping, JI Honghu, BAI Taotao. Effect of turbulence models on numerical simulation of flow and infrared radiation characteristics of aero-engine exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2414-2420. (in Chinese)
- [17] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [18] 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)

(编辑: 秦理曼)