

文章编号:1000-8055(2012)11-2429-07

二元塞式喷管红外特征及壁面降温的 红外抑制效果计算

陈 俊^{1,2}, 吉洪湖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 中航商用飞机发动机有限责任公司, 上海 201109)

摘 要: 用数值计算的方法研究了涡扇发动机二元塞式喷管在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射特性, 并与轴对称收扩喷管进行了对比. 结果表明: 无冷却措施时, 相比于轴对称收扩喷管, 二元塞式喷管在大部分探测角度上红外辐射增强, 只在小部分的探测角度范围内具有红外抑制作用, 在窄边探测面内探测角为 90° 方向上, 其红外辐射强度降低了 54%. 若塞锥后部壁面温度降低 300 K, 二元塞式喷管在大部分探测角度范围内的红外辐射强度明显低于轴对称喷管, 在正尾向上的红外辐射强度降低了 57%; 与轴对称喷管中心锥表面降低相同温度相比, 二元塞式喷管能取得更高的红外抑制效果, 并且所付出的冷却代价较小.

关 键 词: 轴对称收扩喷管; 二元塞式喷管; 红外辐射特征; 中心锥降温; 塞锥降温

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of the infrared radiation characteristics and infrared restraining effect of lower wall temperature for two-dimensional plug nozzle

CHEN Jun^{1,2}, JI Hong-hu¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Aviation Industry Corporation of China Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Shanghai 201109, China)

Abstract: A numerical study was conducted on infrared radiation characteristics in the waveband of $3\sim 5\mu\text{m}$ for two-dimensional plug nozzle of a turbofan engine, which was compared with an axisymmetric converge-diverge nozzle. The results reveal that: compared to axisymmetric converge-diverge nozzle, there is only a limited range of detecting angle, where the two-dimensional plug nozzle has infrared restraining effect. The infrared radiation of two-dimensional plug nozzle decreases 54% as the detecting angle equals to 90° on the narrow detecting side. On the condition that the back wall temperature of plug decreases 300K, the two-dimensional plug nozzle has visible infrared restraining effect on most detecting angle; moreover, its infrared radiation intensity decreases 57% towards the aft-nozzle.

Key words: axisymmetric converge-diverge nozzle; two-dimensional plug nozzle;
infrared radiation characteristic; lower cone temperature;
lower plug temperature

收稿日期: 2011-07-14

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.005.html>

作者简介: 陈俊(1981—), 男, 湖南津市人, 博士生, 主要从事航空发动机传热、传质研究.

随着现代军事科技的发展,各种红外制导导弹对飞机的威胁越来越大.有资料表明^[1-2],20 世纪 90 年代以前的几十年内被红外制导导弹击落的飞机占总损失飞机的 80% 以上.红外制导导弹已成为作战飞机的主要威胁之一^[3-4].因此降低飞机的红外辐射特征对提高其战场生存率具有重要意义.飞机的红外辐射主要包括 $3\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 和 $8\sim 14\text{ }\mu\text{m}$ 两个波段,且以 $3\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波段的辐射为主,而发动机排气系统的红外辐射是飞机在 $3\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波段的主要辐射源,因此降低排气系统的红外辐射特征是提高飞机的红外隐身性能的关键之一.为了降低排气系统的红外辐射,国内外均发展了许多红外抑制技术并得到了实际应用,主要包括二元喷管技术、壁面冷却技术、强迫掺混技术等.塞式喷管作为一种较特殊的喷管类型,在气动性能和红外隐身方面都具有广阔的应用前景,尤其当喷管的落压比很大,且喉道面积需要在较大范围内调节时,塞式喷管的优势更为明显.美国的 F15 战斗机作为一种全天候的重型制空战斗机,至今仍是美国空军的主力机型,在其发展历程中曾对多种喷管和后机身组合的气动与红外辐射特性进行了研究,其中就包括了多种类型的二元塞式喷管.2004 年,美国“RATTLRS 计划”的动力装置 YJ102R 涡喷发动机同样使用了塞式喷管.相关研究结果^[5]表明:相比于轴对称喷管,双喉道二元塞式喷管的红外辐射强度降低了约 90%,红外锁定距离降低了约 45%.自上世纪 60、70 年代以来,国内外大量的研究人员对塞式喷管进行了深入细致的研究.Kawecki 等^[6]对塞锥可移动的二元塞式喷管的气动性能稳定性进行了模型实验研究.Miyamoto 等^[7]通过数值模拟的方法研究了真实工况下二元塞式喷管的流动特性,他们的研究表明二元塞式喷管在跨声速条件下的推力损失较大,但通过结构优化设计能有效提升喷管的推力水平.Verma 等^[8]实验研究了塞式喷管底部压力、喷管侧壁以及外部自由流对喷管气动性能的影响.Cler 等^[9]对具有推力矢量和反向功能的二元塞式喷管的气动性能进行了实验研究.李军伟等^[10]研究了不同工况下塞式喷管的流场和换热特性.王长辉等^[11]计算了不同外流条件下塞式喷管的气动性能.郑孟伟等^[12]对塞式喷管的流场进行了数值模拟并探讨了塞式喷管的设计参数.分析可知:二元塞式喷管的研究主要集中在气动性能方面,而红外辐射特性方面的研究较少,缺乏目前红外探测器主要工作波段的红外辐射特征数

据.为定量地分析二元塞式喷管的红外辐射特征,本文对一种二元塞式喷管的红外辐射强度进行了计算,并与典型轴对称收扩喷管进行了对比.

1 流场计算

1.1 喷管物理模型

图 1 为轴对称收扩喷管几何结构示意图,图 2 为本文计算的二元塞式喷管结构示意图.2 种喷管的几何结构除了喷管段以外均相同,且保证 2 种喷管的总流量相等.二元塞式喷管的圆转矩过渡段采用超椭圆过渡,出口的宽高比为 2:1,塞锥前角为 60° ,后角为 38° ,塞锥高度为内涵道直径的 0.6 倍,塞锥位于收敛扩张段流道中间,塞锥的最高处与喷管壁面共同形成了喷管喉道.

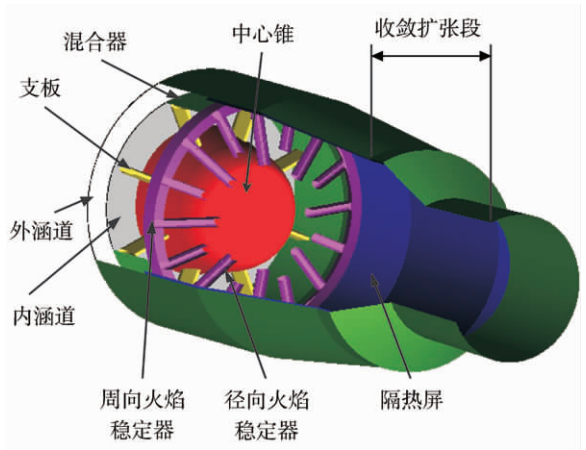


图 1 轴对称收扩喷管模型

Fig. 1 Model of axisymmetric converge-diverge nozzle

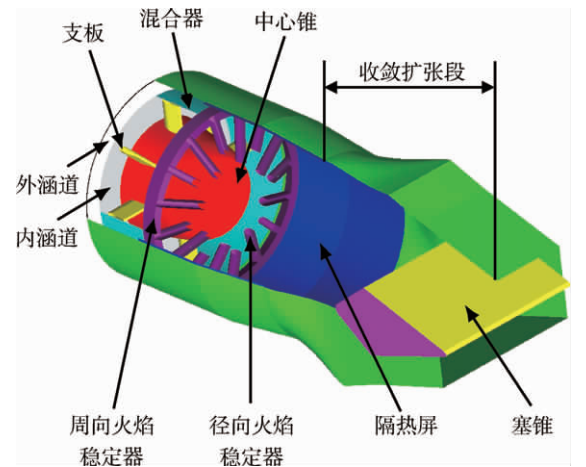


图 2 二元塞式喷管模型

Fig. 2 Model of two-dimensional plug nozzle

1.2 计算域与网格划分

为了较真实地反映喷流的流动情况,在喷管径向上外流场直径为 15 倍喷管进口直径,轴向上外流场为 40 倍喷管进口直径.选取了 1/4 喷管模型进行计算,如图 3 所示.2 种喷管模型均采用结构化网格划分,网格量为 160 万左右,并通过网格独立性验证表明流场结果不受网格数量的影响.

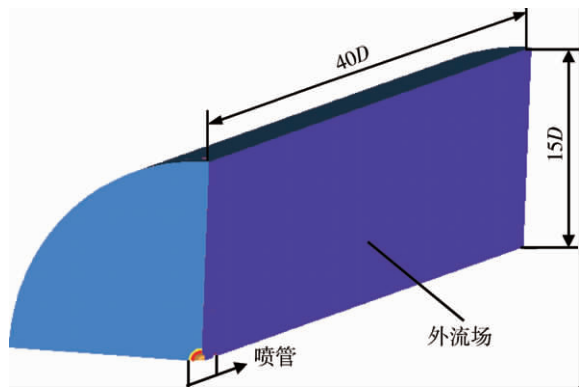


图 3 流场计算域

Fig. 3 Flow field computational region of nozzle

1.3 边界条件与计算方法

本文针对 2 种喷管在地面台架状态下的红外辐射特征进行了计算,两喷管的进出口边界条件相同.设置外流场边界为压力出口边界,压力为 101325 Pa,温度为 300 K.内涵道及外涵道均为压力进口边界,温度分别为 1 100,460 K.采用文献 [13]所给出的方法,求得内涵道的 CO_2 , H_2O , 和 CO 的摩尔分数.对于二元塞式喷管,分别计算了塞锥壁面不冷却和塞锥后表面分别降温 100, 200,300 K 情况下的红外辐射特征.流场数据以及喷管腔体内的壁面温度均通过计算流体力学软件计算得到,采用耦合显式求解器求解,湍流模型为 $k-\omega$ 两方程模型,摩尔分数场采用组分输运方程计算,采用 DO(discrete ordinates)模型求解喷管内辐射换热.

2 红外辐射特征计算

红外辐射特征的计算中,考虑了喷管内固体壁面的发射和反射、燃气流的吸收和发射.通过 CFD 技术得到红外辐射特征计算所必需流场参数,包括排气系统壁面、喷流的温度分布以及吸收-发射性介质 CO_2 , H_2O , 和 CO 的摩尔分数分布;在流场和红外辐射特征的计算中将燃气设置为理想气体、考虑到喷管的材质一般为不锈钢,故

将喷管设置为发射率为 0.9 的灰体壁面.红外辐射特征采用本课题组自行发展的程序进行计算^[14],该程序通过流场计算中得到的喷管腔体壁面温度和流场数据,求解辐射传输方程,得到喷管的红外辐射特征,求解过程中不涉及辐射和对流计算的耦合的问题.

2.1 红外计算域及方位角的设置

在计算二元塞式喷管的红外辐射特征时,考虑到其速度场、温度场、组分摩尔分数的分布具有对称性,因而计算了其窄探测面(即宽边对称面)和宽边探测面(即窄边对称面)内尾向 $\alpha=0^\circ\sim90^\circ$ 范围的红外辐射特征,如图 4 所示.而对于轴对称收扩喷管,考虑到其流场分布具有轴对称的特点,因此只计算了其水平平面内尾向 $\alpha=0^\circ\sim90^\circ$ 范围的红外辐射特征.根据 2 种喷管温度场高温核心区的计算结果,给定了 2 种喷管燃气流红外辐射特征的计算域,如图 5 所示.

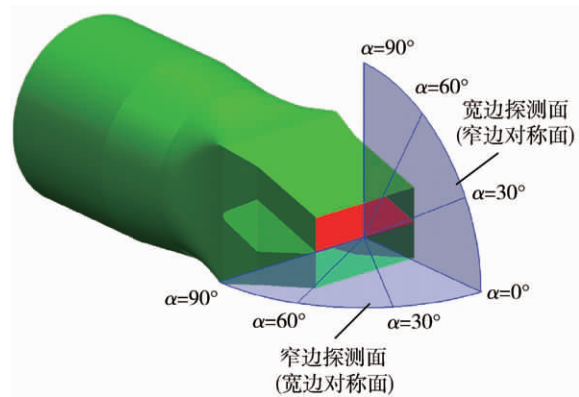


图 4 探测角度的设置

Fig. 4 Sketch of detecting angles

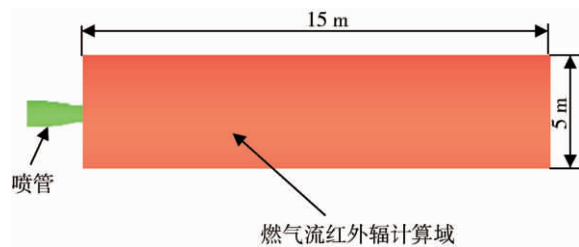


图 5 红外计算域

Fig. 5 Infrared computational region of nozzle

2.2 红外辐射特征的计算方法

排气系统红外辐射特征计算所求解的主要方程是参与性介质内辐射亮度传输方程,其形式如下:

$$\underbrace{\frac{dL_{\lambda}(S)}{dS}}_{(C)} = -\underbrace{\alpha_{\lambda}T_{\lambda}(S)}_{(E_x)} + \underbrace{\alpha_{\lambda}L_{\lambda b}(S)}_{(E_m)} - \underbrace{\sigma_{s\lambda}L_{\lambda}(S)}_{(E_s)} + \underbrace{\frac{\sigma_{s\lambda}}{4\pi}\int_{\omega_i=4\pi}L_{\lambda}(S,\omega_i)\Phi(\lambda,\omega,\omega_i)d\omega_i}_{(S)} \quad (1)$$

公式中(C)为光谱能量经过单位距离的变化率;(E_x)为由于吸收引起的光谱能量衰减;(E_m)为由于发射引起的光谱能量增加;(E_s)为由于散射引起的光谱能量衰减;(S)为由于空间各个方向投射在S处的能量的散射引起的ω方向上的光谱能量的增加.其中,L_λ(S)为S处的光谱辐射亮度,α_λ为光谱吸收系数,σ_{sλ}为光谱散射系数,T_λ(S)为S处的燃气温度,Φ(λ,ω,ω_i)为相函数.

计算采用离散传递法,基本思路如图6所示^[14]:①算喷管内固体壁面(如图中微元面*m*)的光谱辐射亮度,包括其自身辐射以及对周围固体壁面和燃气流的入射辐射的反射.②计算探测点(如图中点*O*)所在微元面的入射照度,首先将探测点对排气系统所张的立体角进行离散,微元立体角(如图中ΔΩ₁)的中心线(如图中*AB*)即辐射线;然后对所有辐射线在其长度方向上进行离散,求解方程逐个求出每条入射到探测点的辐射线的光谱辐射亮度;最后将所有辐射线的光谱辐射亮度求和,即为探测点所在微元面的入射光谱辐射照度.③将探测点所在微元面的入射光谱辐射照度转化为排气系统在探测点所在方向的光谱辐射照度,再把光谱辐射强度对波长积分得到积分辐射强度.

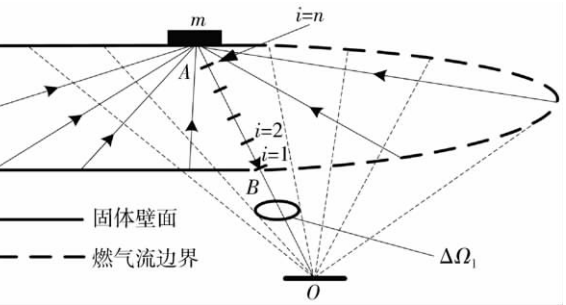


图 6 探测点的入射辐射照度计算示意图
Fig. 6 Sketch of incidence radiation of detective point

2.3 红外辐射特征计算方法的验证

为了验证本文所采用红外辐射特征计算程序的计算精度,本课题组通过模型实验的方法对其

进行了验证.采用 MR-100 型傅里叶变换光谱辐射计对喷管的实验台模型红外辐射特征进行了测量,结果表明:红外辐射强度的计算结果与实测结果光谱分布和空间分布基本一致,空间辐射强度误差不大于 17%,该红外计算程序具有工程实用价值,具体实验数据见参考文献[15].

3 计算结果

3.1 流场计算结果

在红外辐射特征计算中,需要喷管的温度场、压力场以及各组分的摩尔分数.这里给出了喷管对称面上的温度分布和 CO₂ 摩尔分数,如图 7 至图 10 所示.可以看出温度分布和组分摩尔分数分布趋势相同,即高温核心区和组分摩尔分数高的区域均处于喷管轴线附近.

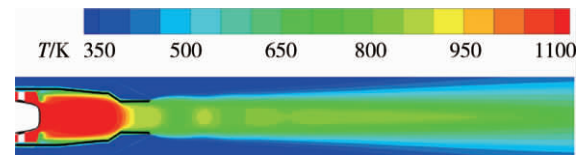


图 7 轴对称收扩喷管对称面静温分布
Fig. 7 Contour of temperature on the symmetrical plane of axisymmetric converge-diverge nozzle

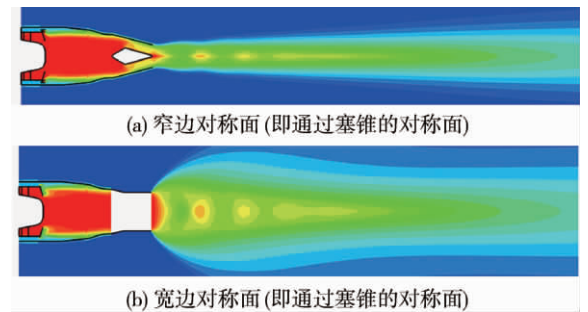


图 8 二元塞式喷管对称面静温分布
Fig. 8 Contour of temperature on the symmetrical plane of two-dimensional plug nozzle

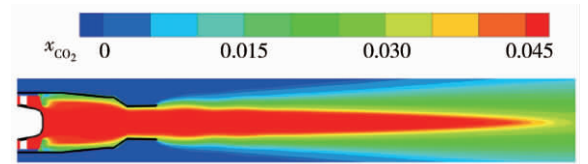


图 9 轴对称收扩喷管对称面 CO₂ 摩尔分数
Fig. 9 Molar fraction of CO₂ on the symmetrical plane of axisymmetric converge-diverge nozzle

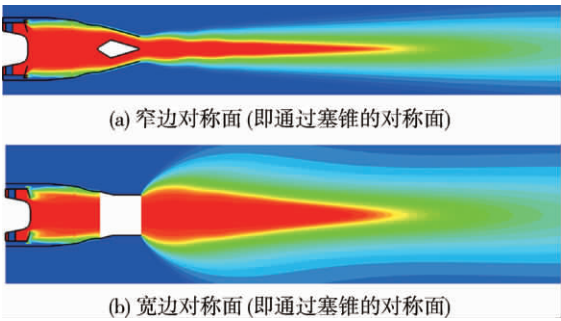


图 10 二元塞式喷管对称面 CO_2 摩尔分数

Fig. 10 Molar fraction of CO_2 on the symmetrical plane of two-dimensional plug nozzle

3.2 红外辐射特征计算结果

3.2.1 投影面积计算结果

一般认为,温度较高且投影面积大的部件,其红外辐射的贡献就大.因而,为了得到二元塞式喷管内主要固体部件红外辐射的空间分布规律,需先分析各部件在探测方向上的投影面积.图 11 给

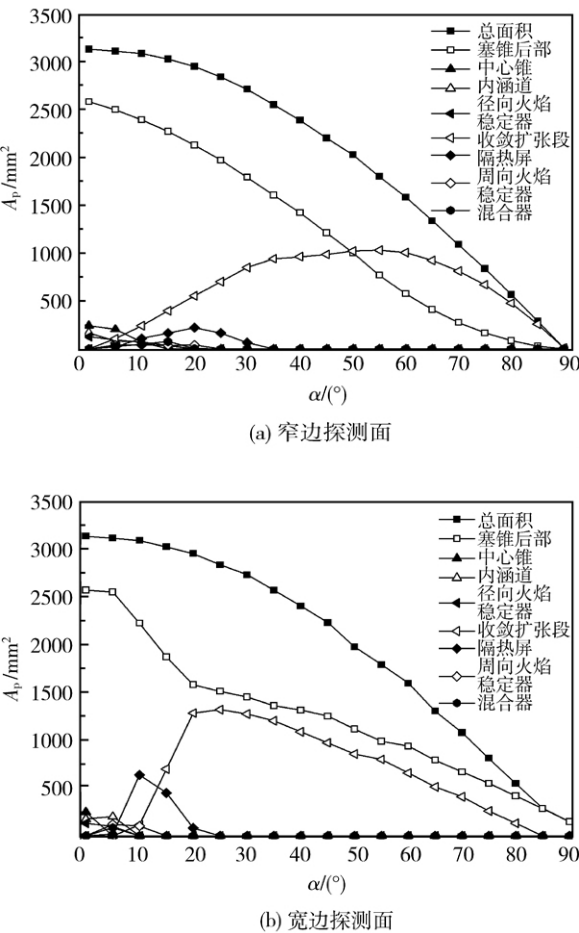


图 11 二元塞式喷管主要部件的投影面积

Fig. 11 Project area of main components for two-dimensional plug nozzle

出了二元塞式喷管内主要部件投影面积 A_p 的空间分布情况.由图可见,各部件的总投影面积随着探测角度 α 的增加而不断降低.

窄边探测面内,塞锥后部在 $\alpha \leq 85^\circ$ 的范围内存在投影面积, A_p 的变化趋势是随着探测角度的增加逐渐减小.中心锥在 $\alpha \leq 10^\circ$ 范围内存在投影面积, A_p 的变化趋势也是随着探测角度的增加逐渐减小.内涵道(即涡轮)和径向火焰稳定器在 $\alpha \leq 15^\circ$ 范围内存在投影面积,且随着探测角度的增加 A_p 逐渐减小.喷管壁在 $0^\circ < \alpha < 90^\circ$ 的范围内存在投影面积, A_p 的变化趋势是随着探测角度的增加先增加后减小.隔热屏在 $0^\circ < \alpha < 30^\circ$ 范围内存在投影面积, A_p 的变化趋势与喷管相同.周向火焰稳定器和混合器在 $0^\circ < \alpha < 20^\circ$ 范围内存在投影面积, A_p 的变化趋势也是随着探测角度的增加先增加后减小.在宽边探测面内,各部件投影面积随探测角度的变化规律基本和窄边探测面内的情况类似,只是各部件可见范围变窄,投影面积的峰值增大.

总体看来,塞锥后部、中心锥、内涵道、收敛扩张段和隔热屏是投影面积较大的部件.

3.2.2 积分辐射强度计算结果

图 12(a)和图 12(b)分别给出了窄边和宽边探测面内,二元塞式喷管不冷却以及其塞锥后部壁温分别降低 100, 200, 300 K 后无量纲积分辐射强度 $I/I_{axis, max}$ 分布,并与轴对称收扩喷管进行了对比,其中 $I_{axis, max}$ 为轴对称收扩喷管积分辐射强度的最大值.由图可知:二元塞式喷管不冷却时,窄边探测面探测角度 $\alpha = 0^\circ \sim 8^\circ$ 和 $\alpha = 60^\circ \sim 90^\circ$ 范围内的积分辐射强度低于轴对称收扩喷管的积分辐射强度,且在 $\alpha = 0^\circ$ 方向上降低了 2%,在 $\alpha = 90^\circ$ 方向上降低了 54%.而在其它探测角度上,二元塞式喷管的积分辐射强度明显大于轴对称收扩喷管.在宽边探测面, $\alpha = 10^\circ \sim 85^\circ$ 范围内,二元塞式喷管的积分辐射强度明显大于轴对称收扩喷管,而只是在 $\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$ 以及 $\alpha = 90^\circ$ 方向上二元塞式喷管的积分辐射强度略低于轴对称收扩喷管.

塞锥后部壁面降温前后,二元塞式喷管积分辐射强度的空间分布大体相似.当塞锥后部壁温分别降低 100, 200, 300 K 时,塞式喷管的红外辐射强度分别降低了约 27%, 44%, 57%.随着 α 的增加,塞锥后部的投影面积不断减小,辐射贡献也减小,因而其壁面降温对整个喷管红外辐射的抑制作用不断减弱;当 $\alpha = 90^\circ$ 时,塞锥的投影面积为

0,故降低其壁面温度对喷管的红外辐射基本没有影响.

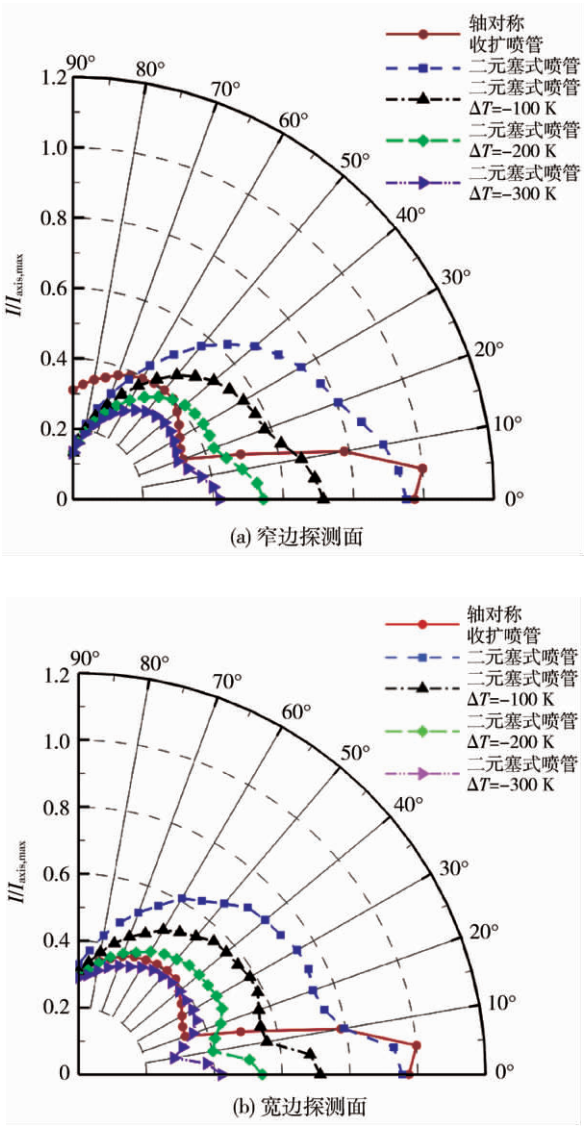


图 12 二元塞式喷管积分辐射强度

Fig. 12 Integral radiant intensity of two-dimensional plug nozzle

窄边探测面内,随着塞锥后部降温幅度 ΔT 的增加,二元塞式喷红外抑制的作用范围逐渐扩大;当 $\Delta T = -300\text{ K}$ 时,在 $\alpha = 0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内,二元塞式喷管的积分辐射强度均低于轴对称收扩喷管,且在 $\alpha = 0^\circ$ 和 $\alpha = 90^\circ$ 方向上,比轴对称收扩喷管分别低 57.0% 和 57.5%.

宽边探测面内,二元塞式喷管的积分辐射强度随塞锥后部降温幅度的变化规律基本和窄边探测面内的情况相似.但与窄边探测面不同的是,当塞锥后部壁温降低 300 K 后,在 $20^\circ < \alpha < 40^\circ$ 范围内,二元塞式喷管的积分辐射强度仍略大于轴对称收扩喷管,在 $\alpha = 90^\circ$ 方向上,二元塞式喷管的积

分辐射强度比轴对称收扩喷管低 7%.

3.2.3 二元塞式和轴对称喷管红外抑制效果对比

图 13 给出了轴对称喷管中心锥和二元塞式喷管塞锥分别降温 300 K 后,2 种喷管无量纲积分辐射强度 $I/I_{\text{axis,max}}$ 分布.由图可见:在 $\alpha = 0^\circ$ 方向上,相比于轴对称收扩喷管中心锥不降温的情况,二元塞式喷管塞锥后部降温 300 K 后的辐射强度降低了 57%,轴对称收扩喷管中心锥降温 300 K 后辐射强度降低了 49%.二元塞式喷管(塞锥降温 300 K)在窄边探测面 $\alpha = 0^\circ \sim 90^\circ$ 以及宽边探测面 $\alpha > 40^\circ$ 和 $\alpha < 20^\circ$ 范围内具有红外抑制效果;而轴对称收扩喷管(中心锥降温 300 K)只在 $\alpha \leq 15^\circ$ 范围内具有红外抑制效果.

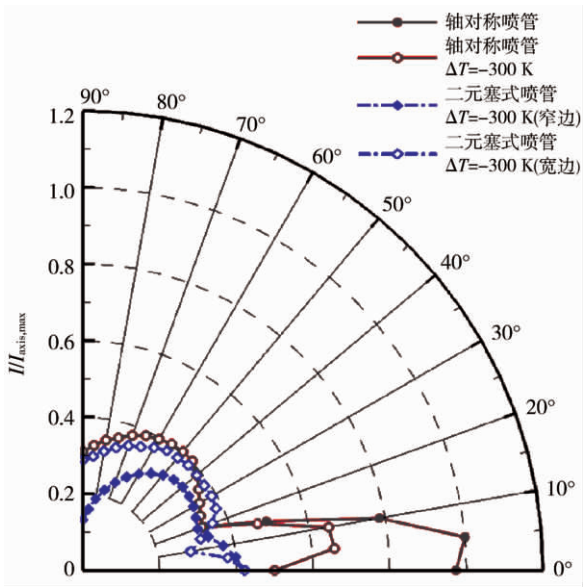


图 13 两种喷管红外抑制效果

Fig. 13 Restraining effect of infrared radiant for two nozzles

由表 1 可知:塞锥温度比中心锥低 100 K 左右,塞锥表面压力比中心锥低 2 个标准大气压左右.这意味着塞锥冷却比中心锥冷却的代价更小且更容易实现.

表 1 中心锥和塞锥壁面静温静压
Table 1 Pressure and temperature of cone and plug

		轴对称收扩喷管	二元塞式喷管
中心锥	静压/Pa	390 000	384 409
	静温/K	1 130	1 130
塞锥	静压/Pa		159 202
	静温/K		1 030

4 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

1) 无冷却措施的条件下,二元塞式的辐射强度在大部分的探测角度内均大于轴对称喷管,只在窄边探测面 $\alpha=0^{\circ}\sim 8^{\circ}$ 和 $\alpha=60^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 范围内,以及宽边探测面 $\alpha=0^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 内有比较明显的红外抑制效果,其辐射强度在窄边探测面 $\alpha=90^{\circ}$ 方向上比轴对称喷管降低了约 54%。

2) 随着塞锥后部壁面温度的降低,二元塞式喷管的红外辐射强度显著降低。当塞锥后部壁温降低 300 K 后,二元塞式喷管大部分的探测角度上均具有红外抑制效果,且在 $\alpha=0^{\circ}$ 方向上比轴对称收扩喷管降低了约 57%。

3) 当二元塞式喷管塞锥和轴对称收扩喷管中心锥同时降温 300 K 时,二元塞式喷管的红外抑制效果优于轴对称收扩喷管。相比于中心锥冷却,塞锥冷却的代价更小,且更容易实现。

参考文献:

- [1] Titterton D H. Mid-infrared semiconductor optoelectronics (development of infrared countermeasure technology and systems)[M]. Heidelberg: Springer Berlin, 2006.
- [2] Haulman D L. USAF Manned aircraft combat losses 1990-2002[R]. USA: Air Force Historical Research Agency Maxwell AFB AL, AD A434084, 2002.
- [3] Behm J C D, Kidd K, Young K. F/A-22 IR signature flight test model validation. aircraft survivability[R]. USA: Joint Aircraft Survivability Program Office, 2003: 9-11.
- [4] Rao G A, Mahulikar S P. Aircraft powerplant and plume infrared signature modeling and analysis[R]. AIAA-2005-221, 2005.
- [5] Kawecki E J, Ribeiro G L. Nozzle aerodynamic stability during a throat shift[R]. NASA-CR-2005-213333, 2005.
- [6] Miyamoto H, Matsuo A, Kojima T. Effects of sidewall configurations on rectangular plug nozzle performance[R]. AIAA-2006-4373, 2006.
- [7] 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.
- [8] Verma S B, Viji M. Base pressure characteristics of a linear plug nozzle with freestream effects[R]. AIAA-2009-5148, 2009.
- [9] Cler D L, Mason M L. Experimental investigation of spherical-convergent-flap thrust-vectoring two-dimensional plug nozzles[R]. AIAA-93-2431, 1993.
- [10] 李军伟, 刘宇, 覃粒子. 二维塞式喷管再生冷却换热的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 147-153.
LI Junwei, LIU Yu, QIN Lizi. Numerical simulation of regenerative cooling in two-dimensional plug nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 147-153. (in Chinese)
- [11] 王长辉, 刘宇. 外流对塞式喷管流场和性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(2): 130-134.
WANG Changhui, LIU Yu. Effects of free stream on flow-field and performance of linear aerospike nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(2): 130-134. (in Chinese)
- [12] 郑孟伟, 张扬军, 诸葛伟林. 气动塞式喷管的流场数值模拟和设计参数探讨[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 150-154.
ZHANG Mengwei, ZHANG Yangjun, ZHU GE Weilin. Numerical simulation and design for aerospike nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 150-154. (in Chinese)
- [13] 张小英. 飞机发动机排气系统红外辐射特性计算研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.
ZHANG Xiaoying. Numerical research of infrared radiation characteristics of aircraft engine exhaust system[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999. (in Chinese)
- [14] 罗明东. 无人机排气系统红外隐身技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
LUO Mingdong. Investigation of infrared stealth technology of the exhaust system for unmanned aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [15] 罗明东, 吉洪湖, 黄伟. 非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1609-1616.
LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1609-1616. (in Chinese)