

文章编号:1000-8055(2011)07-1502-07

单边膨胀喷管气动和红外辐射特性数值研究

张少丽, 单 勇, 张靖周

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 通过计算流体力学/红外辐射(CFD/IR)数值模拟的方法,研究了单膨胀边倾角、喉道高度、侧壁长度和落压比(NPR)对单边膨胀喷管(SERN)气动性能和红外辐射特性的影响. 研究表明:轴向推力系数随着单膨胀边倾斜角度增大而急剧减小,推力矢量角随着单膨胀边倾斜角度增大而增大;随着喷管落压比的增大,轴向推力系数先增大后减小,推力矢量角减小;随着喷管侧壁长度的增加,轴向推力系数可略微提高;单膨胀边对尾焰和喷管内壁有显著的遮挡作用,喷管下方的整体红外辐射仅为上方的 10%左右;随着喷管落压比的增加,喷管上方的整体红外辐射降低.

关 键 词: 红外抑制; 单边膨胀喷管; 气动性能; 红外辐射; 数值模拟

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical study on aerodynamic and infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzle

ZHANG Shao-li, SHAN Yong, ZHANG Jing-zhou

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Based on computational fluid dynamics/infrared radiation (CFD/IR) numerical calculations, the effects of different structures and nozzle pressure ratio (NPR) on the aerodynamic and infrared radiation characteristics were revealed for a single expansion ramp nozzle (SERN). The results show that: with increase of ramp angle, the thrust-vector angle is enlarged and axial thrust coefficient is decreased rapidly; with increase of nozzle pressure ratio, the axial thrust coefficient increases firstly and then decreases, meantime, the thrust-vector angle reduces; as the length of sidewall increases, axial thrust coefficient improves slightly. The ramp of nozzle can significantly shield the infrared radiation of plume and inner-wall of nozzle. The radiation detected from underside of nozzle is only 10% of that from upside of nozzle. With increase of nozzle pressure ratio, the infrared radiation from underside of nozzle is reduced.

Key words: infrared suppression; single expansion ramp nozzle (SERN); pneumatic performances; infrared radiation; numerical simulation

目前在现代先进战机上(如美国 X-43, X-51 超声速无人机)已经应用了单边膨胀喷管(single expansion ramp nozzle, 简称 SERN), 并且验证了

单边膨胀喷管具有与飞机后机身融合、降低后体阻力和降低发动机红外辐射信号^[1-5]等特点.

国内对大膨胀比单边膨胀喷管进行了数值计

收稿日期: 2010-06-25; 修订日期: 2010-10-18

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NS2010036); 航空科学基金(2010ZB52019)

作者简介: 张少丽(1986—), 女, 山东冠县人, 硕士生, 研究方向为飞机发动机红外隐身.

算和实验研究工作,研究的主要目标是机身一体化和气动性能优化^[6-9].汪维娜等^[6]通过计算流体力学技术,研究了单斜面膨胀喷管扩张段上、下斜面长度和角度对其内部流场和性能的影响,张堃元等^[8]通过风洞实验研究了二次流对二维非对称大膨胀比喷管气动特性的影响.然而针对涡扇发动机用小膨胀比单边膨胀喷管的气动和红外特性研究相对较少.本文通过CFD/IR(计算流体动力学/红外辐射)方法对某种结构形式的单边膨胀喷管流场和红外辐射特征进行数值研究,分析喷管结构主要参数(单膨胀边倾角 θ 、喉道高度 h 、侧壁长度 L)和落压比 γ_{np} 对喷管气动性能(推力矢量角和轴向推力系数)以及后半球空间 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射的影响.

1 物理模型

单边膨胀喷管的几何结构如图1所示,其结构包括圆转矩过渡段、矩形收缩段和单膨胀边扩张段.

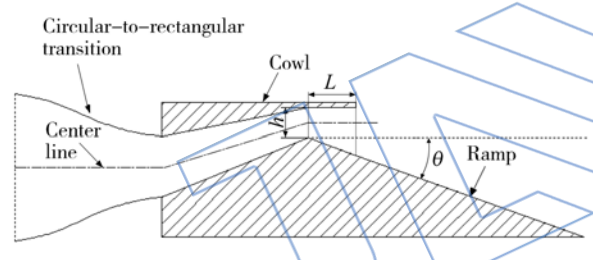


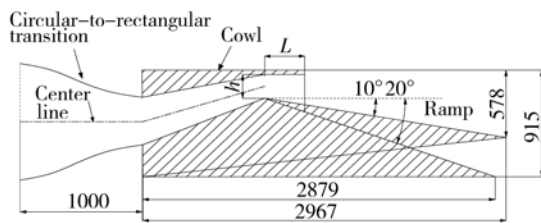
图1 单边膨胀喷管的结构图

Fig.1 Configurations of the SERN

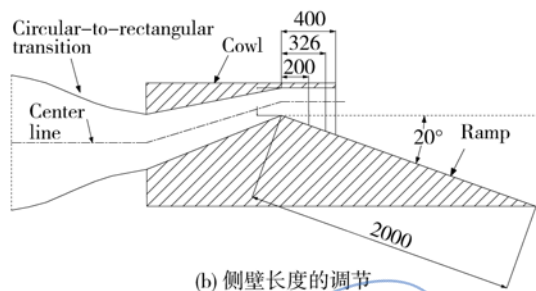
圆转矩过渡段的面积是逐渐收缩的,并且内面是用超椭圆方程设计的,入口圆面的半径为0.5m,矩形收缩段入口截面为宽408mm、长1224mm的矩形,单膨胀边长度为2m.

为了抑制发动机排气系统内部红外辐射,矩形收缩段的中心线向上弯折,保证矩形收缩段入口上端面与出口(喉道)下端面对在同一水平线上,这样在水平方向上完全遮挡了发动机内部高温部件.

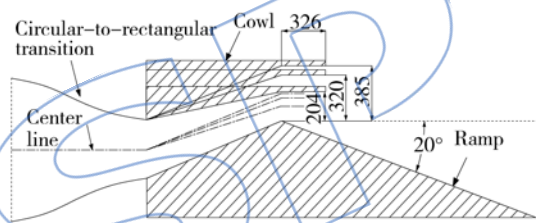
图2为不同形式的单边膨胀喷管的几何结构.改变单膨胀边倾角 θ 分别为 10° 和 20° ,如图2(a)所示;改变扩张段侧壁长度 L 分别为200,326,400mm,如图2(b)所示;改变喉道高度 h 分别为204,320,385mm,如图2(c)所示.



(a) 单膨胀边倾角的调节



(b) 侧壁长度的调节



(c) 喉道高度的调节

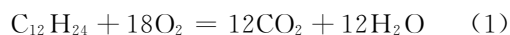
图2 不同形式的单边膨胀喷管(单位:mm)

Fig.2 Different structures of the SERN (unit:mm)

2 计算方法

2.1 流场计算

运用Fluent软件进行流场计算,热燃气假设为理想可压缩流体.除壁面与流体间的对流换热,本文还考虑了燃气和壁面间的辐射换热(不考虑燃气的散射).使用基于密度耦合算法,采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型,入口处的湍流动能和湍流耗散率按照经验关系选取: $k_{\text{in}} = 0.03 u_{\text{in}}^2$, $\epsilon_{\text{in}} = k_{\text{in}}^{1.5} / (0.005 D)$, D 为对应于喷管入口的当量直径,流动方程组以及湍流模型方程均采用二阶迎风格式进行离散,壁面附近采用标准壁面函数^[10].喷管的边界条件设置为压力入口,流动方向为沿喷管轴向,总温为800K,总压在202650~810600Pa之间,外场边界设置为压力出口,温度为300K,压力为101325Pa.喷管入口气体假设为完全燃烧的燃气,成分为氮气、二氧化碳和水蒸气,化学反应方程为



喷管入口处氮气、二氧化碳和水蒸气体积分数分别为 0.693、0.0614 和 0.2456。外场为环境大气,其成分为氮气和氧气,其体积分数分别为 0.79 和 0.21。

辐射换热中采用离散坐标(DO)模型,壁面的平均发射率设置为 0.8,喷管入口是发射率为 0.8 的灰体。气体吸收系数采用灰气体加权和模型(WSGGM),燃气发射率可用如下公式表示:

$$\epsilon = \sum_{i=0}^I \alpha_{\epsilon,i}(T)(1 - e^{-k_i s}) \quad (2)$$

其中 $\alpha_{\epsilon,i}$ 为第 i 种气体组分的发射率加权因子, k_i 为第 i 种气体组分的吸收系数, s 是气体层厚度。 $\alpha_{\epsilon,i}$ 和 k_i 的值是根据文献[11]取得。

采用结构化网格对计算模型进行网格划分,网格总数控制在 220 万左右。图 3 给出了喷管中心对称面的网格分布,在内流通道和流动状况复杂的区域对网格进行加密,而喷流外场空间网格是逐渐变稀的。

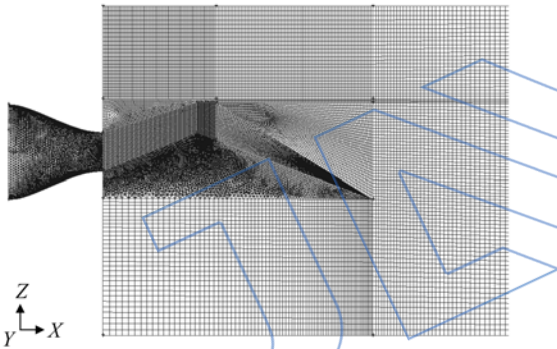


图3 中心对称面网格
Fig.3 Meshes of symmetry

进行流场计算时出口压力设为环境大气压,所以画了足够大的外场使得出口压力满足设置的条件。由于 SERN 上下的不对称性,热燃气主要流向下,所以外流场上侧的高度较小,为喷管出口高度的 4 倍;下侧的高度较大,为喷管出口高度的 8 倍;左右两侧宽度相等,为喷管出口宽度的 2 倍;长度为尾焰高温核心区长度的 5 倍。流场计算结果表明本文的外流场计算域选取足够大,对尾焰流场、温度场的发展没有影响。

2.2 排气系统红外辐射计算方法

排气系统的红外辐射特征采用正反光线追踪法计算。该方法的思路是:通过正向追踪过程得到从探测点到喷管壁面和尾流边界的光学行程,然后通过反向追踪过程计算这些光学行程对探测点辐射能量的总和,就能得到尾焰和壁面到达探测

点的辐射照度^[10]。文献[12-14]对此方法进行了详细介绍。

探测距离比较远时,探测目标可当作点源进行计算,其红外辐射强度 $I(\text{W/sr})$ 的计算公式为

$$I_\sigma = H_\sigma(R_s) \cdot R_s^2 \quad (3)$$

式中 H_σ 为辐射照度(W/cm^2), R_s 为探测距离,本文取 $R_s = 100 \text{ m}$ 。

探测点的位置分布如图 4 所示。由于水平面(XOY 坐标平面)的对称性,设置了 $0^\circ \sim 90^\circ$ 的 10 个探测点;由于铅垂面(XOZ 坐标平面)的非对称性,设置了一 $90^\circ \sim 90^\circ$ 的 19 个探测点。

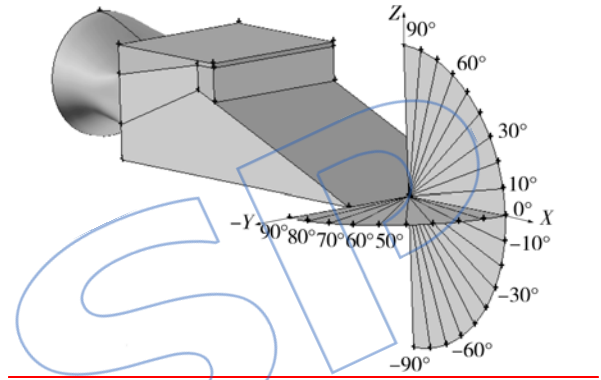


图4 探测点分布
Fig.4 Distribution of detecting points

2.3 轴向推力系数和矢量角的计算方法

喷管的推力为出口气流动量与压差在出口面上积分的和, X 方向的实际推力 F_x 可表示为

$$F_x = \dot{m}U_x + (p_e - p_a)A_e \sin \beta \quad (4)$$

式中 $\dot{m}$ 为实际质量流量, U_x 为出口截面 X 方向的速度, p_e 为出口截面的静压, A_e 为出口截面的面积, β 为出口截面与水平面的夹角, p_a 为环境静压。

定义 X 方向推力系数 C_{F_x} 为 X 方向实际推力与总的理想推力 F_i 的比值

$$C_{F_x} = \frac{F_x}{F_i} \quad (5)$$

$$F_i = \dot{m}U_i \quad (6)$$

式(6)中 U_i 为等熵完全膨胀时喷管出口速度,其计算公式为

$$U_i = \sqrt{2 \frac{\kappa R_0 T_0^*}{\kappa - 1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} \quad (7)$$

推力矢量角 δ_p 的大小反应了轴向推力 F_x 与纵向推力 F_z 比值的大小,定义为

$$\delta_p = \arctan \left(\frac{F_z}{F_x} \right) \quad (8)$$

3 验证计算方法

根据文献[9]在低落压比下进行的过膨胀单边膨胀喷管的基准实验模型建立计算模型,图5为基准实验模型的几何尺寸.图6显示了落压比 $\gamma_{npr}=4$ 时喷管壁面静压的数值计算结果和实验结果,计算结果与实验结果基本吻合.排气系统的红外辐射计算方法已经得到了验证.

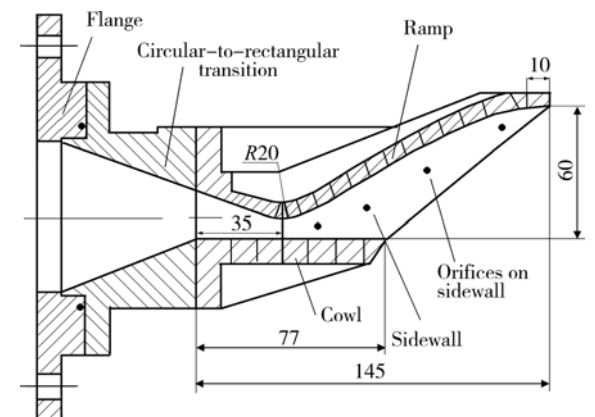


图5 实验模型几何尺寸(单位:mm)

Fig. 5 Model geometric parameters for examination (unit:mm)

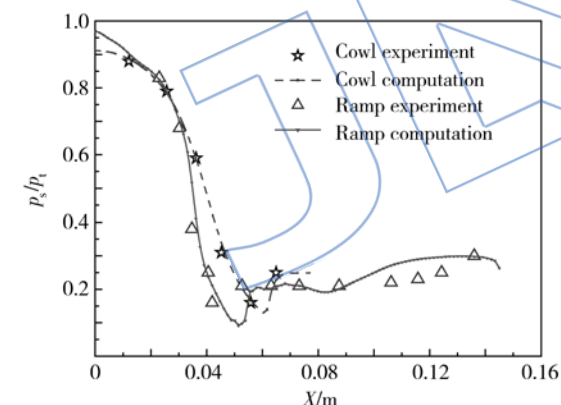


图6 壁面静压分布($\gamma_{npr}=4$)

Fig. 6 Wall static pressure distributions ($\gamma_{npr}=4$)

4 计算结果与分析

4.1 气动性能分析

图7为侧壁长度相同,单膨胀边倾角和喉道高度变化的各模型在不同落压比时的轴向推力系数.定义喷管的落压比为喷管入口总压与环境压力之比.由图7可看出,对于每个计算模型都是随着落压比的增加,轴向推力系数先增加后减小,存在一个最佳落压比,这表征了流体经历了过度膨胀、完全膨胀、欠膨胀的物理过程.当单膨胀边倾

角为 10° 时,随着喷管喉道高度的减小(也就是喷管面积扩张比 A_9/A_8 的增加, A_9 和 A_8 如图8所示),最佳落压比增加;当单膨胀边倾角为 20° 时,喷管轴向推力系数急剧下降,这是因为此时的喷管面积扩张比过大,需要很高的设计压比去满足喷管的几何结构,而本文的落压比较低(在 $\gamma_{npr}=3\sim 7$ 范围内).

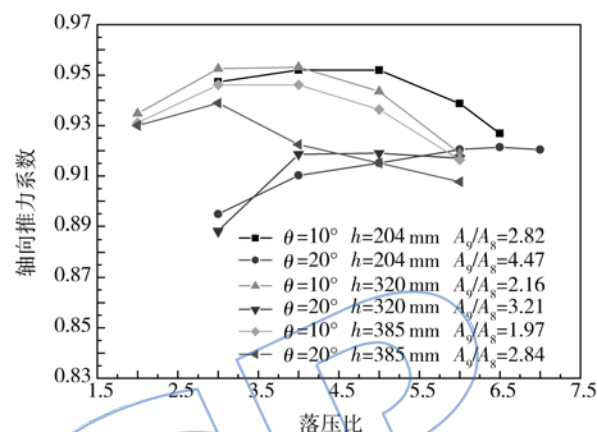


图7 落压比对轴向推力系数的影响($L=200$ mm)

Fig. 7 Effect of γ_{npr} to axial thrust coefficient ($L=200$ mm)

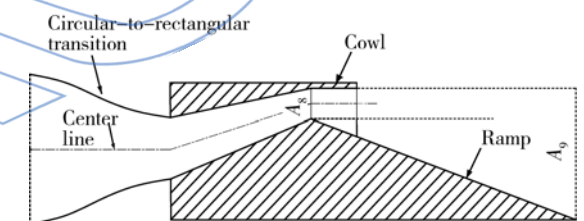
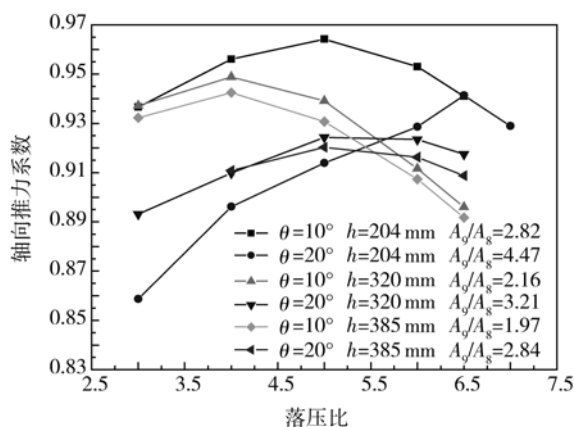
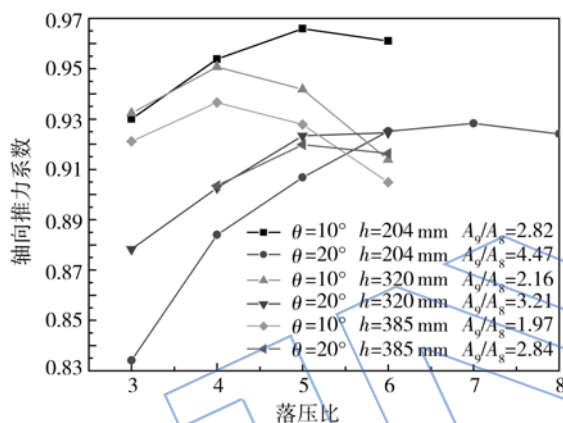


图8 A_8 与 A_9 的位置示意图

Fig. 8 Position diagram of A_8 and A_9

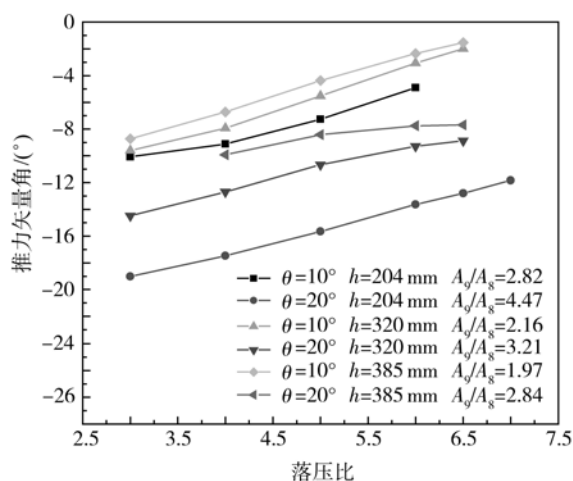
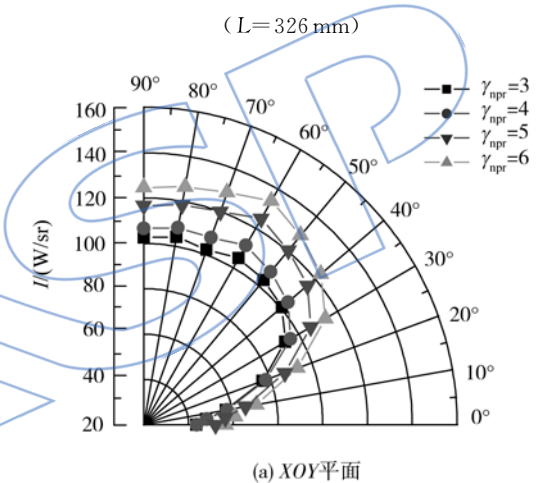
图9与图10分别为侧壁长度 $L=326$ mm和 $L=400$ mm时的轴向推力系数随落压比变化情况,它们的变化趋势与 $L=200$ mm时一样,但对图7、图9和图10进行比较可发现,单膨胀边倾角和喉道高度不变,侧壁长度 $L=200$ mm时,轴向推力系数随落压比的变化比较平缓,最大轴向推力系数为0.953,最小轴向推力系数为0.888; $L=326$ mm时轴向推力系数随落压比的变化剧烈很多,最大轴向推力系数为0.964,最小轴向推力系数为0.858; $L=400$ mm时轴向推力系数随落压比的变化剧烈程度较 $L=326$ mm时又增大了,最大轴向推力系数为0.966,最小轴向推力系数为0.834.当单膨胀边倾角 $\theta=10^\circ$,喉道高度 $h=204$ mm时喷管的轴向推力系数最大,并且随着侧壁长度 L 的增大轴向推力系数也略微增大.

图 9 落压比对轴向推力系数的影响 ($L=326$ mm)Fig. 9 Effect of γ_{npr} to axial thrust coefficient ($L=326$ mm)图 10 落压比对轴向推力系数的影响 ($L=400$ mm)Fig. 10 Effect of γ_{npr} to axial thrust coefficient ($L=400$ mm)

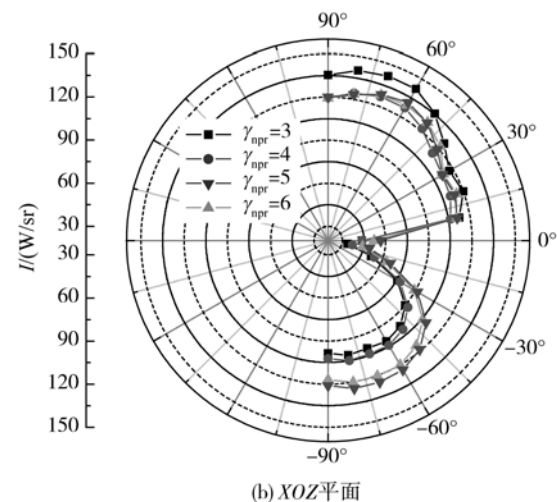
由图 11 可看出:在低落压比、大面积扩张比状态下,推力矢量角基本与单膨胀边倾角相当;随着落压比的增加和面积扩张比的增加,推力矢量角增大。

4.2 红外辐射特性分析

图 12 为喷管 ($L=200$ mm, $\theta=10^\circ$, $h=204$ mm) 在不同落压比下的尾焰红外辐射强度 ($3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段) 空间分布。可以看出:在 XOY 平面喷管尾焰红外辐射强度随着 γ_{npr} 的增加而增加,这是因为 γ_{npr} 增加后,热燃气的流速增加,核心区传播距离增加。在图 13 中,以 561 K 等温线 13 为例,其范围在 γ_{npr} 较大时比 γ_{npr} 较小时要大。因为单膨胀边外壁面的温度较低遮挡了较多的高温尾焰辐射,所以在 XOZ 平面下方探测到的尾焰辐射强度较小,因为从上侧探测时能直接探测到高温尾焰,所以红外辐射强度较高。

图 11 落压比对推力矢量角的影响 ($L=326$ mm)Fig. 11 Effect of γ_{npr} to thrust-vector angle ($L=326$ mm)

(a) XOY 平面



(b) XOZ 平面

图 12 喷管尾焰红外辐射强度

Fig. 12 Infrared radiation intensity of the plume

图 14 是 γ_{npr} 对喷管 ($L=200$ mm, $\theta=10^\circ$, $h=204$ mm) 整体红外辐射强度的影响。在 XOZ 坐标平面,如图 14 所示, $-90^\circ\sim -30^\circ$ 的红外辐射强度比其他角度的值小很多,其原因是单膨胀边下

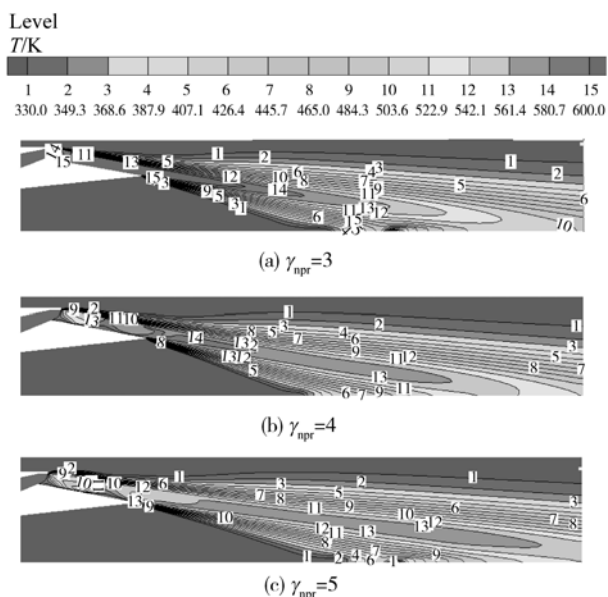


图 13 对称面静温分布

Fig. 13 Static temperature distribution on the symmetry

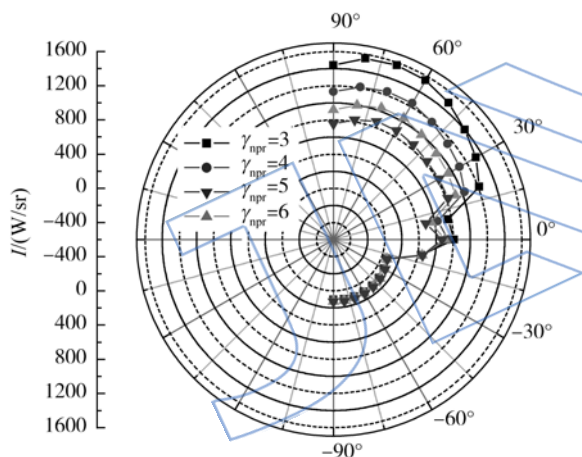


图 14 喷管整体红外辐射强度(XOZ平面)

Fig. 14 Infrared radiation intensity of the SERN (XOZ plan)

侧壁面温度较低,并且遮挡住了温度较高的内壁面和尾焰; $-30^\circ \sim 0^\circ$ 的喷管整体红外辐射强度开始有所上升,这是由于可探测到的尾焰和喷管内壁面可视区域增加,膨胀边对喷管高温内壁面和尾焰的遮挡效果逐渐减弱。

另外,由图 14 可看到探测角度在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内,喷管整体红外辐射强度最为显著,落压比为 3 时喷管下方的整体红外辐射强度为 100 W/sr ,上方的整体红外辐射强度为 1500 W/sr ,下方整体红外辐射强度仅为上方的 7%;在其他落压比下该值为 10% 左右。这是由于喷管总体红外辐射中尾焰只占很小比例,固体壁面辐射占主导。单膨

胀边直接与高温尾焰接触,其表面温度和可视面积决定了 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内的红外辐射呈增强趋势。从喷管下方看到的是不与高温尾焰接触的温度较低的外壁面,所以红外辐射强度小。

此外, $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内的总体红外辐射强度随落压比的增加而减小。这是因为尾焰在单膨胀边上经历了膨胀、压缩的过程,尾焰的膨胀导致尾焰静温大幅度降低,与尾焰直接接触的单膨胀边表面温度降低;随着落压比增加,尾焰在单膨胀边上的膨胀程度增强。这一点可以由图 15 直观地看出:

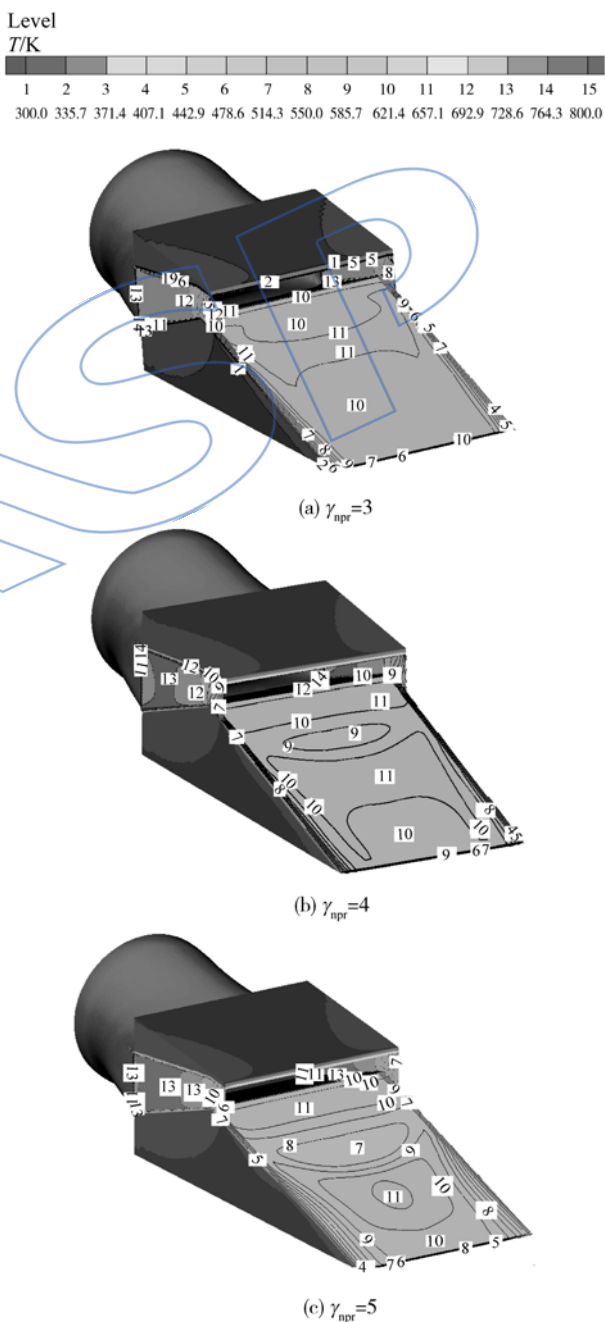


图 15 喷管壁面静温分布

Fig. 15 Static temperature distribution on the wall

随着落压比的增大,单膨胀边局部区域的温度降低.例如,落压比为5时,单膨胀边上的最低温度降至514 K,温度为657 K的区域缩小.

5 结 论

1) 在本文的结构参数范围内,单边膨胀喷管轴向推力系数随落压比的增加呈先增加后减小的趋势,轴向推力系数最高达到0.966.

2) 单膨胀边倾角从 10° 增加到 20° ,其轴向推力系数急剧降低;喷管侧壁长度的增加可以提高轴向推力系数;喷管落压比增加,推力矢量角减小.

3) 单边膨胀喷管的几何不对称性决定了其红外辐射在垂直平面上的不对称性,从下方探测时单膨胀边对高温内壁面和尾焰的遮挡效果非常明显.

4) 在本文的研究范围内,随着落压比的升高($\gamma_{\text{np}}=3\sim 6$),喷管整体红外辐射在 $0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内减小.这是因为尾焰在单膨胀边上经历了膨胀、压缩的过程,尾焰的膨胀导致尾焰静温大幅度降低,与尾焰直接接触的膨胀边表面温度降低,随着落压比增加,尾焰在单膨胀边上的膨胀程度增强.

参考文献:

- [1] Capone F J. The nonaxisymmetric nozzle; it is for real[R]. AIAA Paper 79-1810, 1979.
- [2] Deere K A, Asbury S C. An experimental and computational investigation of a translating throat single expansion-ramp nozzle[R]. AIAA Paper 96-2540, 1996.
- [3] Deere K A, Asbury S C. Experimental and computational investigation of a translation-throat single-expansion-ramp nozzle[R]. NASA/TP-1999-209138, 1999.
- [4] Gamble E, Haid D. Improving off-design nozzle performance using fluidic injection[R]. AIAA Paper 2004-1206, 2004.
- [5] 贺旭照, 张勇, 汪广元, 等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 148-151.
HE Xuzhao, ZHANG Yong, WANG Guangyuan, et al. Automated design optimization of single expansion ramp nozzle for hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 148-151. (in Chinese)
- [6] 汪维娜, 王占学, 乔渭阳. 单斜面膨胀喷管几何参数对流场和性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 281-284.
WANG Weina, WANG Zhanxue, QIAO Weiyang. Investigation of the influence of single expansion ramp nozzle geometric parameters on the flow field and performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 281-284. (in Chinese)
- [7] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 803-805.
LI Nian, ZHANG Kunyuan, XU Jinglei. Simulation and experiment validation of a two dimensional asymmetric ramp nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 803-805. (in Chinese)
- [8] 张堃元, 张荣学, 徐辉. 非对称大膨胀比喷管研究[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 381-382.
ZHANG Kunyuan, ZHANG Rongxue, XU Hui. Investigation of single expansion ramp nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 381-382. (in Chinese)
- [9] 谭杰, 金捷, 杜刚, 等. 过膨胀单边膨胀喷管实验和数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 293-296.
TAN Jie, JIN Jie, DU Gang, et al. Experimental and computational investigation of an over-expanded single-expansion-ramp-nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3): 293-296. (in Chinese)
- [10] 杨承宇, 张靖周, 单勇. 单边膨胀喷管红外辐射特性的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1920-1926.
YANG Chengyu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 1920-1926. (in Chinese)
- [11] Smith T F, Shen Z F, Friedman J N. Evaluation of coefficients for the weighted sum of gray gases model[J]. Journal of Heat Transfer, 1982, 104(4): 602-608.
- [12] 单勇, 张靖周, 李立国. 直升机红外抑制器红外辐射特征的数值研究和实验验证[J]. 红外与毫米波学报, 2006, 25(2): 96-100.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, LI Liguang. Numerical calculation and experimental verification for the infrared characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. International Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2006, 25(2): 96-100. (in Chinese)
- [13] 王同辉, 王先炜, 张靖周, 等. 直升机红外抑制器遮挡罩间距对红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1494-1499.
WANG Tonghui, WANG Xianwei, ZHANG Jingzhou, et al. Effect of covering shelter on infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1494-1499. (in Chinese)
- [14] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(17-18): 3687-3695.