

发动机三喷管流场和红外辐射特征数值研究

田玉雯 单 勇

(江苏省航空动力系统重点实验室, 南京航空航天大学, 南京, 210016)

摘要:对火箭发动机三喷管喷流场和红外辐射特性进行了数值模拟,得到了三股燃气射流在射流起始段互相作用而产生的复杂流场特征。当射流喷出后,由于压力高于背压,气流发生膨胀,射流边界向内收缩,同时会产生压缩波以抑制因压力降低而产生过膨胀现象的出现;压缩波扩展并增强为激波,随下游距离增加,膨胀波及压缩波区的尺寸和波强不断削弱。一旦射流发展至下游 26 倍助推级发动机排气喷管直径处,三股射流将合并成为一股射流而继续发展。三喷管排气喷流的红外辐射强度空间分布与单喷管喷流的红外辐射空间分布基本一致,但三喷管的排气喷流和内腔的总体红外辐射在水平面和铅垂面上的空间分布存在显著的差异。

关键词:火箭发动机;三喷管;多股喷流流场;红外特征;数值模拟

中图分类号:V231.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2014)02-0259-06

Numerical Simulation on Engine Three-Nozzle Flow Field and Infrared Radiation

Tian Yuwen, Shan Yong

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The flow field and infrared radiation characteristics of three-nozzle for the rocket motor are numerically investigated. The interaction of three jets ejected from three-nozzle is analyzed and the flow field is obtained. When the jets are ejected from nozzle exits under the condition that the jet pressure is higher than the back pressure, the inflation of jets happens and the jet boundary contracts inward, thus producing the compression wave to suppress the over-expansion due to the reduction of pressure. Then compression wave expands and enhances for shock. And the expansion and compression wave zone size decreases, as well as intensity weakens along streamwise direction. Once the distance from the nozzle exit reaches 26 times of nozzle diameter, the three jets are merged together to form a jet. The plume infrared radiation distribution of the three-nozzle is similar to that of the single nozzle. It is evident that the total infrared radiation distribution in horizontal plane is different significantly from that in the vertical plane for the three-nozzle.

Key words: rocket motor; three-nozzle; multi-jet flow field; infrared radiation; numerical simulation

高速排气喷管在火箭、导弹和飞机上具有广泛的应用,从发动机喷管喷出的高温高速喷流的冲刷效应和噪声对发射装置以及搭载平台及人员均会造成极大的影响,同时其尾焰的红外辐射也是红外探测和制导武器的重要跟踪目标^[1-3]。

国内外针对超声速射流喷管开展了大量的研究,以揭示喷管的内部流动和高速射流的流场特征^[4-6]。作为高性能喷管技术发展中的多喷管燃气射流之间的相互作用,国内研究人员也开展了一定的研究^[7-9],由于多股平行射流之间的相互混合和

基金项目:国家自然科学基金(51306088)资助项目;江苏省自然科学基金(BK20130790)资助项目。

收稿日期:2013-11-19;**修订日期:**2014-01-07

通信作者:单勇,男,副教授,E-mail:nuaasy@nuaa.edu.cn。

影响,多股射流间形成较强烈的漩涡区,使其中各射流流动规律与单股自由射流的情况不同,因此多喷管射流之间的相互作用机理和规律十分复杂。相对于单喷管的红外辐射特征而言,多个喷管构成的排气系统的红外特征空间分布也将呈现不同的趋势,国内外针对单喷管的红外辐射特征已开展了大量的研究工作^[10-13],包括轴对称喷管、二元喷管、矢量推力喷管等,研究表明,相对于轴对称喷管,非对称喷管在空间的红外辐射特征分布具有明显的变化^[14-16]。目前针对多个喷管构成的排气系统的红外辐射特征研究还相对缺乏。

本文针对火箭发动机采用的三喷管结构的射流流场和红外辐射特征开展数值研究,三喷管中外围的两个喷管为助推级喷管,中间的为巡航级喷管。鉴于模拟助推级发动机逐渐停止工作,而巡航级发动机开始点火这两个瞬态过程甚为复杂,本文重点研究助推级发动机和巡航级发动机同时工作的流场状态和红外辐射特征空间分布。

1 计算模型和方法

1.1 流场计算

火箭发动机三喷管模型如图1所示,其中,位于中心的巡航级发动机排气喷管的主流温度为2200 K,总压为5 MPa,喷管喉道直径为12 mm,进口直径(D_{in})为40 mm,出口直径(D_{out})为30 mm;2个助推级发动机排气喷管的主流温度为3300 K,总压为7 MPa,喷管喉道直径为16 mm,进出口直径均(D_2)为50 mm。3个喷管呈“一”字形布置在铅垂面(XOY),相邻喷管之间的轴线距离为56 mm。

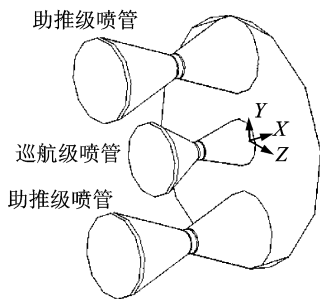


图1 三喷管结构示意图

Fig.1 Schematic of three-nozzle configuration

鉴于本文关注的基础问题是三喷管高速射流之间的相互作用和多喷管的红外辐射空间分布特征,因此在数学建模时对实际的复杂条件进行了合理简化,包括:假设射流为单相空气,不考虑燃气中

含有铝粉及氧化物等固体颗粒;认为燃气射流在入口处各流动参数均匀。假设喷管入口气体为完全燃烧的燃气,成分为氮气、二氧化碳和水蒸气,在喷管进口处氮气、二氧化碳和水蒸气体积分数分别设为0.693,0.0614,0.2456;周围环境气体成分为氮气和氧气,其体积分数分别为:0.79,0.21。

考虑到三喷管结构的对称性,则计算域取为长5000 mm,截面半径为800 mm的半圆柱形空间。坐标原点定义在巡航级发动机排气喷管出口界面的中心。采用结构化网格,喉部处最密,随喷口扩张渐疏。尾流场中靠近喷口处最密,随轴线方向渐疏,总网格数约为90万,局部网格划分如图2所示。

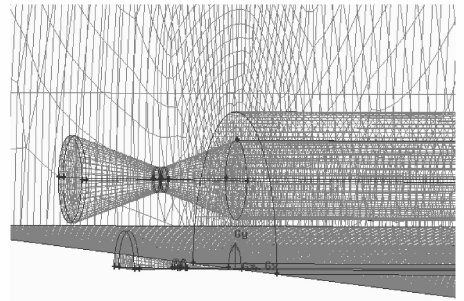


图2 局部网格示意图

Fig.2 Schematic of local grids

计算域的边界条件如下:

(1) 进口边界条件:中心的巡航级发动机排气喷管和两侧的助推级发动机排气喷管均设定为压力进口,给定排气流的总温和总压,湍流强度设为5%,湍流特征长度取为各喷管的进口直径。

(2) 出口边界条件:在足够大的计算区域虚拟边界上,其边界压力和温度取为外界大气压力和温度,其他变量按流向偏导数为零处理。

(3) 壁面边界条件:固体壁面采用无滑移固壁边界条件,热边界处理为绝热边界。

控制方程由连续方程、动量方程、能量方程、气体状态方程组成,湍流项的封闭采用RNG $k-\epsilon$ 湍流模型,在近壁区采用非平衡的壁面函数法进行处理。本文采用Fluent软件进行稳态计算,收敛精度为 10^{-5} 。

1.2 红外辐射计算

在红外辐射计算部分,本文采用正反光线迹法进行模拟。它是从传统的光线迹法演化而来,其主要思想是:通过正向跟踪过程寻找喷管壁面和尾喷焰对测点有红外辐射贡献的所有光学行程,然后通过反过程确定这些光学行程内所发射能量对

测点的贡献总和。

本文应用相应红外计算软件对喷流和喷管内腔的红外辐射进行统计,该软件的计算方法以及实验验证过程详见文献[17]。

2 计算方法验证

本文针对一个典型的球面收敛二元喷管进行了流场计算方法验证。验证计算模型取自文献[18],如图 3 所示,设计压比为 5.92,膨胀比为 1.46;收扩喷管入口处直径为 128.63 mm,经向内倾角 45°的收缩段后直径变为 67.06 mm,然后再经过一个微扩,截面直径达到 81.15 mm,接下来是球面收敛段,其直径为 86.36 mm;喉部之前的管截面都是圆形,而从喉部截面开始变为矩形。喉部宽为 68.58 mm,高 32.92 mm;出口的宽为 68.58 mm,高为 48 mm;而扩张段的轴向长度为 85.09 mm,侧板长度为 61.47 mm。

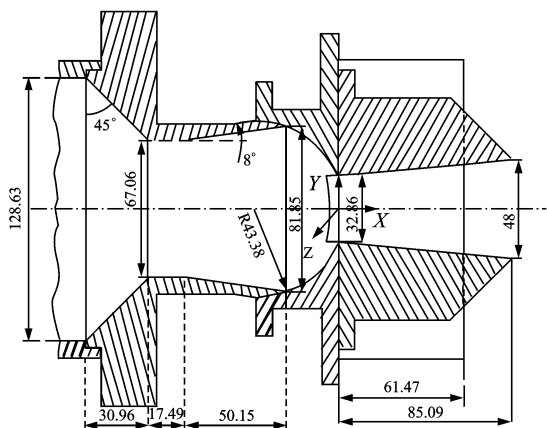


图 3 验证喷管模型示意图

Fig. 3 Schematic of verifying nozzle configuration

图 4 为喷管宽高比为 2.083,落压比为 4.027 时的喷管侧壁中央的压力分布。纵坐标为无量纲压力(壁面静压与进口总压的比值 $p/p_{t,i}$),横坐标为喷管轴线方向的无量纲位置(L 为喷管扩张段长度), $X/L=0$ 为喷管的喉部。可以看出壁面压力的数值模拟结果和实验值吻合较好,证明了所采取的湍流模型和计算方法的可行性。

3 计算结果与分析

图 5 为三喷管出口附近的局部流场分布。从马赫数云图上(图 5(a))可以清晰地看出,燃气射流从喷口喷出后迅速增大,三股射流在喷管出口截面上均已达到超音速。在外界压力明显小于喷管内的压力时,射流从喷口喷射后便急剧加速,燃气

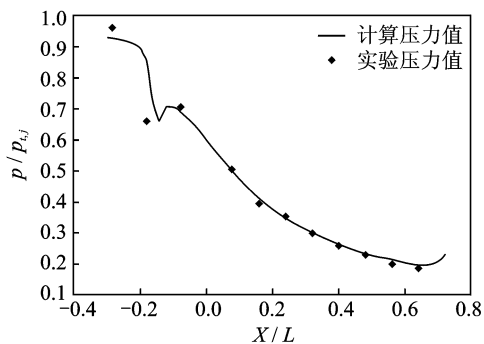


图 4 喷管壁面静压分布

Fig. 4 Static pressure distribution on nozzle wall

射流在喷口处继续膨胀,气流穿过此膨胀波区加速减压,膨胀波在达到射流边界上后反射为压缩波,三股燃气射流在射流起始段互相压缩剧烈,产生的斜激波、射流边界层和涡系十分复杂。当射流喷出后由于压力高于背压,气流发生膨胀,射流边界向内收缩,同时会产生压缩波,以制止因压力降低而产生过膨胀现象的出现,压缩波扩展和增强为激波,形成葫芦串的结构;三股气流最终形成了一股气流,不断重复膨胀-压缩这一过程,膨胀波及压缩波区的尺寸在减小,波强在削弱,最终将会完全消失。从燃气射流的静温云图(图 5(b))可以看出,在喷管扩张段,气流的急剧膨胀导致其静温的下降,同时射流喷入周围大气后温度也随着激波的变化而产生变化,在局部高马赫数区域的气流静温相对较低。

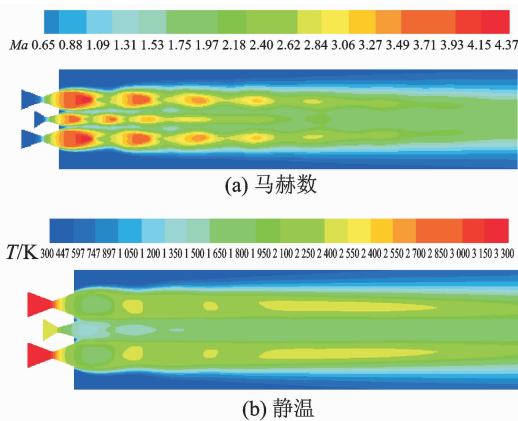


图 5 喷管出口附近局部流场

Fig. 5 Local flow field in vicinity of nozzle exit

图 6 为喷口出口下游沿程截面的速度等值线图,在喷管出口处附近,三股射流在喷口附近保持独立流动的射流特征,并在下游沿程发生相互之间以及与外部环境气流之间的掺混和融合,紧邻喷

口下游,譬如 $X=100\text{ mm}$ 处,由于相邻燃气流之间的引射效应,在两股气流之间产生低压区,使射流相互靠近,形成局部强掺混,位于中心的巡航级喷管的射流在两侧喷管射流的作用下受到明显的径向压制而难以扩展;随着掺混距离的增加,在

$X=500\text{ mm}$ 处,三股射流已经合并成两股射流,中央巡航级喷管的射流核心已完全汇合于相邻的两股射流,且峰值速度核心区也显著减小;一旦射流发展至下游 $X=1\ 300\text{ mm}$ 处($X/D_2=26$),三股射流将合并成为一股射流而继续发展。

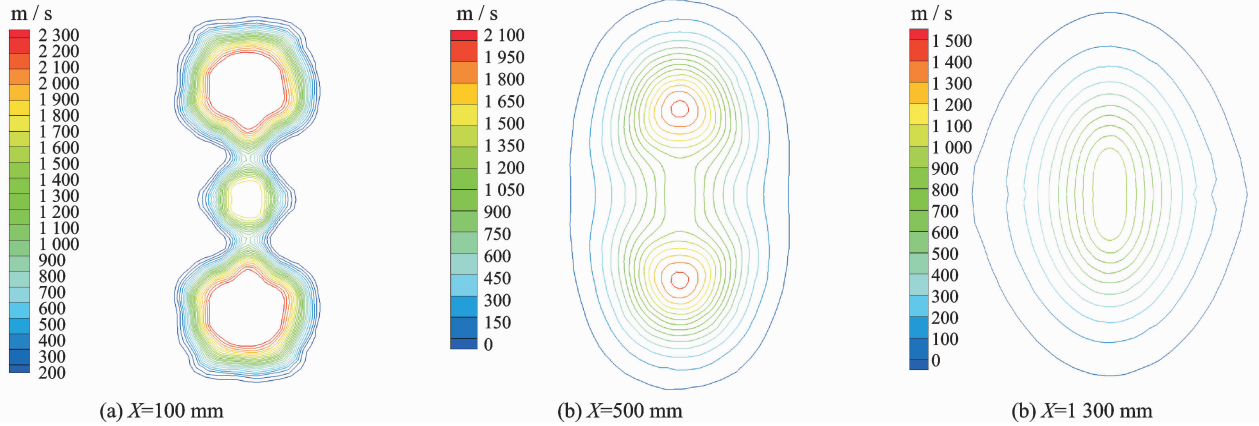


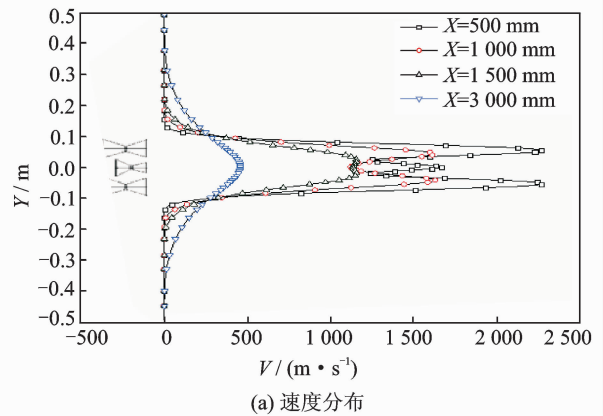
图6 喷口下游沿程截面的速度等值线图

Fig. 6 Velocity contours along streamwise direction

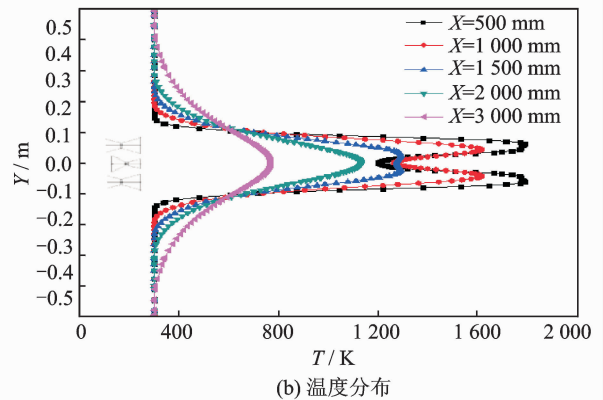
图7反映了位于三喷管对称平面上的速度和温度沿程分布,可以看出温度分布的变化趋势与速度分布的变化趋势基本相同,由于相邻射流之间的热量传热与动量传递相比,除了对流作用之外,还存在辐射换热,因此在 $X=500\text{ mm}$ 处,速度分布呈现三峰特征,而温度分布只呈现出双峰特征。

图8为三喷管排气喷流在水平面(XOZ)和铅垂面(XOY)上的红外辐射空间分布。由于三股射流在下游合并成为一股射流而继续发展,因此三喷管排气喷流的红外辐射强度空间分布与单喷管喷流的红外辐射空间分布基本一致,在水平面和铅垂面上的空间分布非常接近。同时,由于三喷管呈“一”字形排布置于铅垂面内,因此排气尾焰在铅垂面内厚度要大于水平面的排气尾焰厚度,导致在铅垂面(XOY)上排气尾焰峰值红外辐射强度略高于水平面(XOZ)排气尾焰的峰值红外辐射强度。

图9为三喷管排气喷流和内腔的总体红外辐射在水平面(XOZ)和铅垂面(XOY)上的空间分布。可以看出,对于多喷管的排气系统,喷管的排布对于红外辐射的空间分布具有显著的影响。由于三喷管呈“一”字形排布置于铅垂面内,因此在水平面上探测时,3个喷管的喷口的排列与二元喷管的窄边较为接近;而在铅垂面上探测时,在 $30^\circ\sim 60^\circ$ 以及 $300^\circ\sim 330^\circ$ 的方位角内,由于探测视角内未出现3个喷管的内腔,因此在上述探测方位角内,红外辐射强度极



(a) 速度分布



(b) 温度分布

图7 喷口下游速度和温度分布

Fig. 7 Velocity and temperature distributions along streamwise direction

大的减弱,在针对尾向的 0° 以及大约 70° 和 290° 三个方向呈现红外辐射强度的3个峰值。

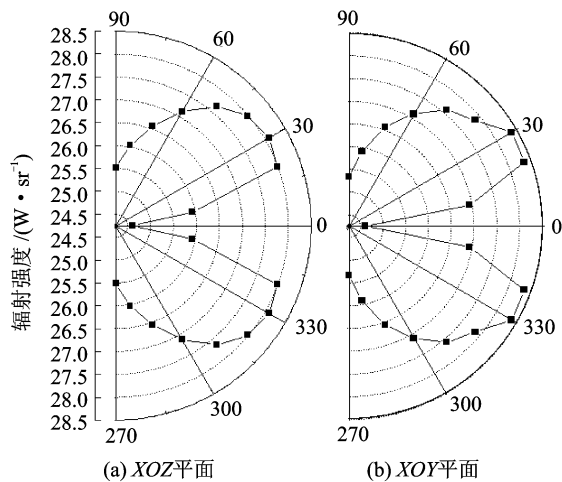


图8 尾焰辐射强度分布

Fig. 8 Infrared radiation intensity of plume

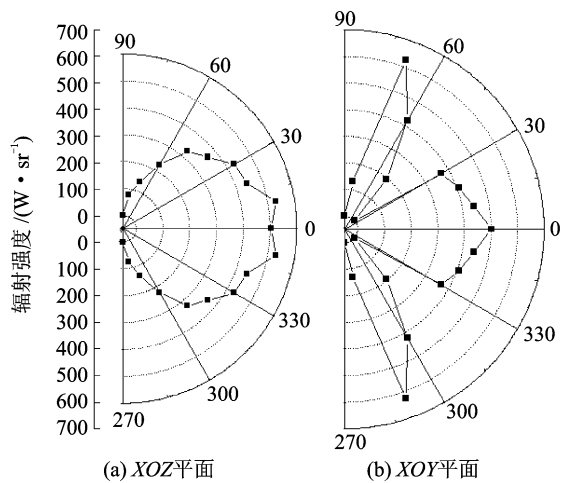


图9 喷管总体红外辐射强度分布

Fig. 9 Infrared radiation intensity of nozzles

4 结 论

本文对三喷管呈“一”字形排布置于铅垂面的发动机喷流场和红外辐射强度特征进行了数值模拟,结果表明:

(1) 三股燃气射流在射流起始段互相压缩剧烈,产生的斜激波、射流边界层和涡系十分复杂。由于相邻燃气流之间的引射效应,在两股气流之间产生低压区,使射流相互靠近,形成局部强掺混,位于中心的巡航级喷管的射流在两侧喷管射流的作用下受到明显的径向压制而难以扩展;随着掺混距离的增加,三股射流合并成为一股射流。

(2) 由于三喷管呈“一”字形排布置于铅垂面内,因此排气尾焰在铅垂面内厚度要大于水平面的排气尾焰厚度,导致在铅垂面(XOY)上排气尾焰峰值红外辐射强度略高于水平面(XOZ)排气尾焰的峰值红外辐射强度。

(3) 三喷管的排气喷流和内腔的总体红外辐射在水平面和铅垂面上的空间分布存在显著的差异。在水平面上探测时,3个喷管的喷口的排列与二元喷管的窄边较为接近;而在铅垂面上探测时,针对尾向的 0° 以及大约 70° 和 290° 三个方向呈现红外辐射强度的3个峰值。

参考文献:

- [1] Hagemann G, Immich H. Advanced rocket nozzles [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 620-634.
- [2] 徐文灿,黄振宇. 四喷管射流流场的数值模拟及分析[J]. *宇航学报*, 2001, 22(5): 9-14.
Xu Wencan, Huang Zhengyu. Calculation of jets flowfield with high resolution eno[J]. *Journal of Astronautics*, 2001, 22(5): 9-14.
- [3] Lefrancois E. Numerical validation of a stability model for a flexible over-expanded rocket nozzle[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2005, 49: 349-369.
- [4] Kawai S, Fujii K. Time-series and time-averaged characteristics of subsonic to supersonic base flows [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45: 289-301.
- [5] 田耀四,蔡国飙,朱定强,等. 固体火箭发动机喷流流场数值仿真[J]. *宇航学报*, 2006, 27(5): 876-879.
Tian Yuesi, Cai Guobiao, Zhu Dingqiang. Numerical simulation of the solid rocket engine flowfield [J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(5): 876-879.
- [6] 汪明生,杨平. 双喉道推力矢量喷管的内流特性研究[J]. *推进技术*, 2008, 29(5): 566-572.
Wang Mingsheng, Yang Ping. Study of dual throat nozzle internal flow characteristic [J]. *Journal of Propulsion technology*, 2008, 29(5): 566-572.
- [7] Wang T S. Numerical analysis of base flowfield for a four-engine clustered nozzle configuration [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 2: 1076-1078.
- [8] Chern S Y, Marlatt S W, Colbenson W A. Computational simulation on multibody base flow with afterbody skirts and deflected rocket nozzles [R]. *AIAA Paper 98-2559*, 1998.
- [9] 姜毅,刘琪,王刚. 双喷管火箭发动机燃气流场的三维数值计算与试验[J]. *北京理工大学学报*, 2002, 22(4): 418-421.
Jiang Yi, Liu Qi, Wang Gang. Three-dimensional calculations and tests of a double-nozzle rocket jet [J]. *Journal of Beijing Institute of Technology*, 2002, 22(4): 418-421.
- [10] 朱卫兵,于洋,王革,等. 超音速欠膨胀多喷管燃气

- 射流的数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 24(3): 49-52.
- Zhu Weibing, Yu Yang, Wang Ge. Numerical simulation of the supersonic and under-expanded jet flow [J]. Journal of Projectile and Guidance, 2004, 24(3): 49-52.
- [11] 山其骧, 卜满, 郑礼宝. 热喷流红外辐射特性的测试实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1995, 27(6): 791-796.
- Shan Qixiang, Bu Man, Zhen Libao. The experimental study on the infrared radiation characteristics from hot jet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 27(6): 791-796.
- [12] 黄伟, 吉洪湖, 罗明东, 等. 低速排气非对称二元喷管红外辐射特性实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(1): 16-21.
- Huang Wei, Ji Honghu, Luo Mingdong. Experimental investigation on IR characteristics of unsymmetrically two-dimensional nozzle at low exhaust velocity [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(1): 16-21.
- [13] Nallasamy R, Kandula M, Duncil L, et al. Numerical simulation of the base flow and heat transfer characteristics of a four-nozzle clustered rocket engine[R]. AIAA Paper 2008-4128, 2008.
- [14] Banken G J, Cornette W M, Gleason K M. Investigation of infrared characteristics of three generic nozzle concepts[R]. AIAA Paper 80-1160, 1980.
- [15] 额日其太, 王强, 陈渭鹏. 两种涡扇发动机排气系统红外辐射特性的比较[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 334-336, 367.
- Eriqitai, Wang Qiang, Chen Weipeng. Comparative investigation of the infrared characteristics for two exhaust systems of a turbofan engine[J]. Journal of Propulsion technology, 2003, 24(4): 334-336, 367.
- [16] Mahulikar S P, Sonawane H R, Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43: 218-245.
- [17] Shan Yong, Zhang Jingzhou. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(18): 3687-3695.
- [18] Shan Yong, Zhang Jingzhou, Xu Liang. Numerical investigation of aerodynamic and mixing characteristics of scarfed lobed mixer for turbofan engine exhaust system[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 26(2): 130-136.