

# 不同锯齿对圆转矩形喷管红外辐射特征影响数值模拟

李 伟<sup>1</sup>, 张 勃<sup>1</sup>, 王 飞<sup>1</sup>, 吉洪湖<sup>1</sup>, 华 佳<sup>1</sup>, 张宗斌<sup>2</sup>, 罗明东<sup>2</sup>

(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 成都飞机设计研究所 总体部, 成都 610000)

**摘 要:** 在考虑中心锥、波瓣混合器、火焰稳定器以及加力燃烧室筒体影响的条件下,将轴对称收扩喷管改型设计为圆转矩形基准喷管,进一步在喷管出口进行修型设计.并对不同锯齿喷管流动、换热与红外辐射特征进行了数值分析.得到如下结论:考虑高温部件后,喷管红外辐射强度的方向性特征更加明显;相比圆转矩形基准喷管,采用多个小尺寸锯齿时,射流高温区长度有一定缩短,采用单个大尺寸锯齿时,高温区长度进一步缩短,其正后方红外辐射强度降低;将轴对称收扩喷管改为圆转矩形喷管并加装锯齿后,强化尾喷流与外流掺混,降低其红外辐射强度的同时带来了一定的推力损失.

**关 键 词:** 红外辐射; 发动机高温部件; 加力燃烧室; 二元锯齿; 收扩喷管

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

## Numerical simulation on infrared radiation characteristics of round to rectangular nozzles with different chevrons considering engine components

LI Wei<sup>1</sup>, ZHANG Bo<sup>1</sup>, WANG Fei<sup>1</sup>, JI Hong-hu<sup>1</sup>, HUA Jia<sup>1</sup>,  
ZHANG Zong-bin<sup>2</sup>, LUO Ming-dong<sup>2</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Department of Conceptual Design, Chengdu Aircraft Design and Research Institute,  
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610000, China)

**Abstract:** Considering the impacts of the center cone, lobe mixer, flame holder and afterburner cavity, the round to rectangular nozzle transition from axial symmetry convergent-divergent nozzle was designed, different chevrons were devised and assembled to the nozzle exit. Numerical simulations were carried on the flow, heat transfer and infrared radiation characteristics. The results indicate that the precision of the infrared radiation intensity distributions were more in line with the actual rules by taking the hot components into account. Compared to the basic round to rectangular nozzle, the length of high-temperature regions decrease with multiple small chevrons and further decreased with simple large one, individually. Furthermore, the infrared radiation intensity decreases obviously detected from 0 degree. The plume mixing with ambient flow and infrared suppressing characteristics are enhanced in rectangular nozzle with chevrons from axis one. At the same time, it will cause a little thrust lost.

收稿日期:2013-04-25

基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金资助(NZ2012102)

作者简介:李伟(1988-),男,辽宁朝阳人,硕士生,主要从事红外抑制研究.

**Key words:** infrared radiation; engine hot components; afterburner; two-dimensional chevron; convergent-divergent nozzle

现代军事技术的发展极大地推动了红外探测技术发展,红外制导武器对飞行器的威胁大大增加.为了提高战场生存能力,飞行器对红外隐身的要求逐渐提高<sup>[1-2]</sup>.

飞行器在 3~5 μm 波段上的红外辐射源主要为尾喷流和固体部件.其中针对尾喷流的红外抑制技术主要集中在强化掺混技术方面,张勃等发现随着圆转矩形喷管出口宽高比增大,红外抑制作用逐渐增强,且中心锥冷却对矩形喷管内部流动和红外抑制有明显影响<sup>[3-4]</sup>.国内外对不同形式波瓣混合器的掺混与红外抑制特性进行了数值分析<sup>[5-9]</sup>.文献[10-14]研究了小突片结构对强化掺混的影响,更多研究深入分析了 V 形尾缘几何形状与强化混合效果之间的关系<sup>[15]</sup>.黄宏艳等<sup>[16]</sup>研究发现 V 形尾缘明显缩减了喷管出口附近喷流温度,降低了尾流红外辐射特征.

本文将轴对称收扩喷管改型设计为圆转矩形喷管,加入了中心锥、波瓣混合器、火焰稳定器以及加力燃烧室筒体等高温部件,结构符合喷管实际腔体特点.进一步对矩形喷口进行修型设计,研究了不同锯齿对实际圆转矩形喷管腔体红外特性的影响.

### 1 物理模型

本文将轴对称收扩喷管改型为圆转矩形喷管,其中收敛段采用圆转矩形过渡段,扩张段为矩形扩张段,喉道、喷管出口面积不变,出口宽高比参照国外先进飞机,设计为 1.9. 计算中考虑了发动机中心锥、波瓣混合器、火焰稳定器以及加力燃烧室筒体的影响.

图 1 所示带有圆转矩形喷管的模型 1 为本文

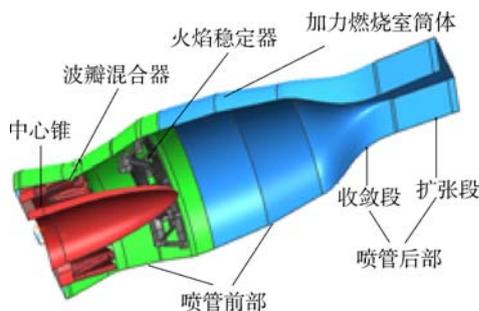


图 1 圆转矩形喷管

Fig. 1 Round to rectangular nozzle

研究的基准模型,模型 2 和模型 3 在模型 1 基础上对圆转矩形喷管进行修型设计,仅针对喷管扩张段,在出口边缘加装一系列锯齿,其余部分保持不变.图 2(a)为模型 2 喷管后部示意图.图 2(b)中则在模型 2 基础上减少齿数,增大齿宽与齿高,呈单齿分布,其他部分保持不变,形成模型 3.

3 种模型中喷管扩张段的锯齿几何参数见表 1 所示.

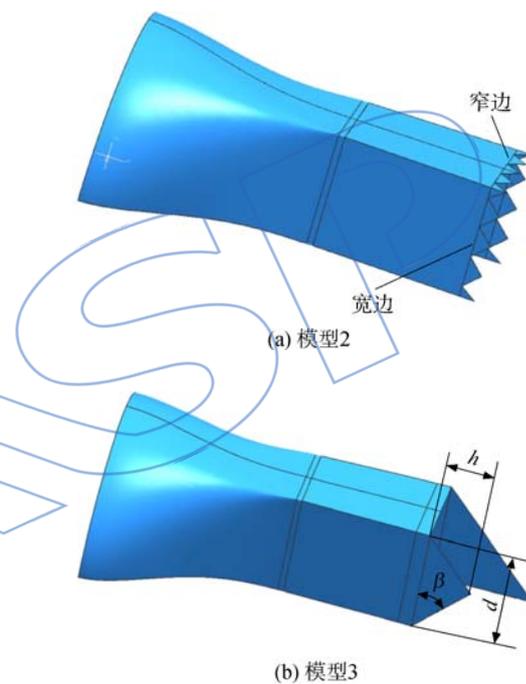


图 2 两种不同锯齿喷管模型

Fig. 2 Two chevron nozzle models

表 1 各模型锯齿参数

Table 1 Chevron parameters of different models

模型	齿宽 $d/mm$	齿高 $h/mm$	齿倾角 $\beta/(\circ)$
1	0	0	0
2	97.2	48.6	45
3	357.0	357.0, 252.5	45

### 2 计算域、计算网格与边界条件

#### 2.1 计算域、计算网格

本文计算域为半径 12D、长为 30D(D 为喷管出口的当量直径).图 3 所示为模型 3 计算域整体网格.可以看到,在中心锥、波瓣混合器、火焰稳定

器等喷管前部结构较为复杂,流动变化较为剧烈,采用密集分布的网格.在圆转矩形收扩喷管中速度、温度梯度较大的喷管壁面、出口区域均采用局部加密的网格.而外场区域采用变间距的结构化网格.本文通过网格数分别为 280 万、300 万、330 万的不同算例进行独立性验证,最终选择网格数为 300 万的算例进行计算,其满足网格独立性要求.

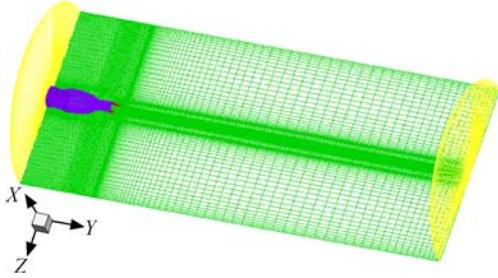


图 3 模型 3 计算域整体网格

Fig. 3 Mesh of computational domain of model 3

### 2.2 计算边界条件

本文模拟海拔为 10 km,飞行马赫数为 0.85 的高空环境,计算条件如表 2 所示.

表 2 各模型边界条件

Table 2 Boundary conditions of different models

参数	内涵进口	外涵进口	外流场边界
总压/Pa	119 000	115 000	22 700

内涵气体模拟实际发动机尾焰参数,各组分质量分数为:CO<sub>2</sub> 为 4.4%,CO 为 0.18%,H<sub>2</sub>O 为 0.1%;外涵气流 O<sub>2</sub> 为 0.232%.红外辐射计算在 3~5 μm 波段上展开.计算中喷管固体壁面及进口界面均设为发射率为 0.9 的灰体壁面.

### 3 计算方法

本文计算分为流场、温度场与红外辐射特征计算 3 部分,其中,流场、温度场分布是红外辐射计算的基础.

根据文献[2,4],流场模拟采用 SST (shear stress transport) *k-ω* 模型进行,各方程均采用 2 阶迎风差分格式离散,耦合求解并实施亚松弛.此外,利用 DO (discrete ordinates) 模型计算辐射换热对于流场的影响.

红外辐射场计算采用离散传递法,即将微元面入射辐射区域对应的立体角划为多个小立体角,从而将计算壁面或者探测点的入射辐射照度

的三维空间积分问题转换为一维多层介质内辐射亮度 *L* (单位投影面积向单位立体角中发射的辐射功率) 传输问题;辐射亮度传输方程描绘了辐射能量在介质中沿射线传输过程中能量的吸收与变化、散射与发射的相互关系,是一个在射线传输方向上的能量平衡方程,方程如下:

$$\frac{dL_{\lambda}(S)}{dS} = -\alpha_{\lambda}L_{\lambda}(S) + \alpha_{\lambda}L_{\text{nb}}(S) - \sigma_{s\lambda}L_{\lambda}(S) + \frac{\sigma_{s\lambda}}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_{\lambda}(S, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega, \omega_i) d\omega_i \quad (1)$$

式中 *L<sub>nb</sub>* 为黑体的光谱辐射亮度;  $\alpha_{\lambda}$ ,  $\sigma_{s\lambda}$  分别表示吸收系数与散射系数;  $\Phi(\lambda, \omega, \omega_i)$  为相函数.各项物理意义为:  $\frac{dL_{\lambda}(S)}{dS}$  为单位时间内经过 *S* 处的单位面积在  $\omega$  方向的单位立体角中传输的光谱能量通过单位距离的变化率;  $-\alpha_{\lambda}L_{\lambda}(S)$  为由介质吸收引起的光谱能量的衰减;  $\alpha_{\lambda}L_{\text{nb}}(S)$  为由介质发射引起的光谱能量的增加;  $-\sigma_{s\lambda}L_{\lambda}(S)$  为由介质散射引起的光谱能量的衰减;  $\frac{\sigma_{s\lambda}}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_{\lambda}(S, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega, \omega_i) d\omega_i$  为由空间各个方向投射在 *S* 处的能量散射而引起的  $\omega$  方向上的光谱能量的增加.然后通过式(2)求解光谱辐射照度 *E<sub>λ</sub>* (单位面积在单位时间内接收到的辐射能量):

$$E_{\lambda} = \int_{\Omega} L_{\lambda}(S, \omega) \cos \beta_{\omega} d\omega \quad (2)$$

最后通过式(3)与式(4)求出光谱辐射强度 *I<sub>λ</sub>* 与辐射强度 *I*. *R* 为探测距离,计算波段的上限  $\lambda_1$  与下限  $\lambda_2$  分别取 3 μm 和 5 μm.

$$I_{\lambda} = E_{\lambda} R^2 \quad (3)$$

$$I = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{\lambda} d\lambda \quad (4)$$

本文红外辐射针对喷管高温部件与尾喷流同时展开.由于圆转矩形喷管宽、窄边流动存在一定区别,其红外辐射特征也不同.图 4 以模型 1 为基

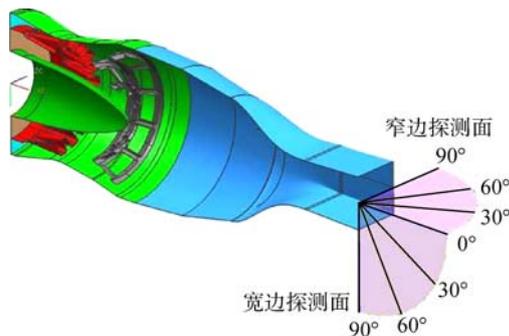


图 4 探测面方位角示意图

Fig. 4 Sketch of azimuths of detected surface

准,给出了宽、窄边探测面不同方位角示意图。

### 4 计算结果及分析

#### 4.1 速度分布

图 5 中给出了不同模型对称面上的速度矢量分布.以模型 1 为例,尾喷流在喷口下游受到外流的掺混,速度逐渐减小,其能量通过掺混传递给外流,使得外流速度增大.模型 2 中,加上锯齿后,喷管附近能量交换得到强化,气流掺混增强,外流速度增大,尾喷流速度衰减速度提高.而在模型 3 中,由于上下齿几何形状具有较大差异,上下压力差的存在使得射流受到上面低压区的吸引,脱离下挡板向上流动,射流边界层被破坏,尾喷流衰减明显增强。

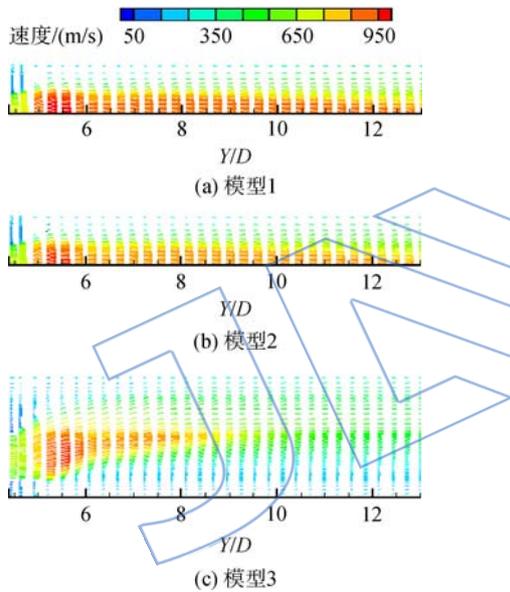


图 5 不同模型对称面上速度分布

Fig. 5 Velocity distribution on the symmetry plane of different models

#### 4.2 模型对称面温度分布

图 6 为喷管窄边对称面(YOZ 面)上的射流温度分布.可以看出,在喷管内部,内涵气流在内涵出口处与外涵气流混合后,温度沿程逐渐降低,经过喷管出口,与外流进行掺混,温度进一步降低.定义高于 600 K 的区域为高温区,则模型 1 尾流出口高温区长度约为 13.4D.加上锯齿后,模型 2 的高温区长度略有缩短,减小到 12.9D 左右高温区长度缩短 3.7%,可见锯齿尺寸较小,对尾喷流扰动并不剧烈.进一步增大锯齿尺寸后,模型 3 的高温区长度缩小到 9D 以内高温区长度缩短

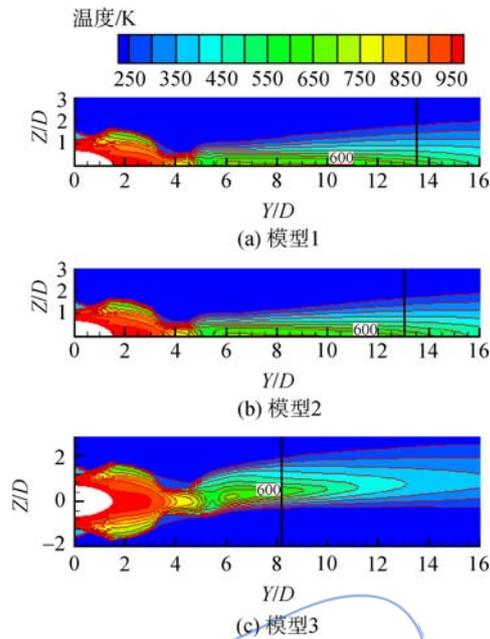


图 6 喷管窄边对称面射流温度分布

Fig. 6 Jet temperature distribution on the narrow side symmetry plane of nozzle

33%. 观察发现,模型 1,2 中射流高温区是关于中心轴线 Y 轴对称的,而模型 3 中,上下锯齿结构不同,使得射流呈现向 Z 轴正方向偏转的趋势。

#### 4.3 模型固体壁面探测面积变化

发动机固体壁面与尾喷流是 3~5 μm 波段上红外辐射的主要来源,对于固体壁面而言,投影面积随方位角的变化是影响其红外辐射变化的重要原因。

图 7 以模型 1 宽边为例,给出了各固体壁面的探测面积(A)随方位角(α)的变化规律.可以看出,内涵进口、中心锥、波瓣混合器、火焰稳定器以

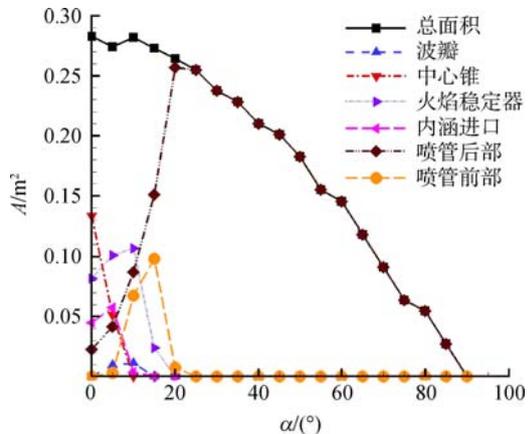


图 7 固体壁面探测面积随方位角的变化规律(宽边)  
Fig. 7 Law of detected area of solid walls vary with azimuths (wide side)

及温度较高的喷管前部仅在方位角较小的范围存在探测面积. 而对于喷管后部, 其探测面积在  $0^\circ \sim 90^\circ$  的范围内则呈现先增大后减小的趋势.

#### 4.4 模型红外光谱辐射图

图 8 以模型 1 圆转矩形喷管为例, 分别给出其宽、窄边探测面上不同方位角下的光谱辐射强度  $I_\lambda$  分布. 以正后方  $0^\circ$  探测结果为例, 在  $3 \sim 4.15 \mu\text{m}$  和  $4.5 \sim 5 \mu\text{m}$  波段范围内, 红外辐射主要来源于固体壁面辐射, 而在  $4.15 \sim 4.5 \mu\text{m}$  之间则存在相间分布的波峰与波谷, 这是由于 CO 与  $\text{CO}_2$  的吸收与发射造成的.

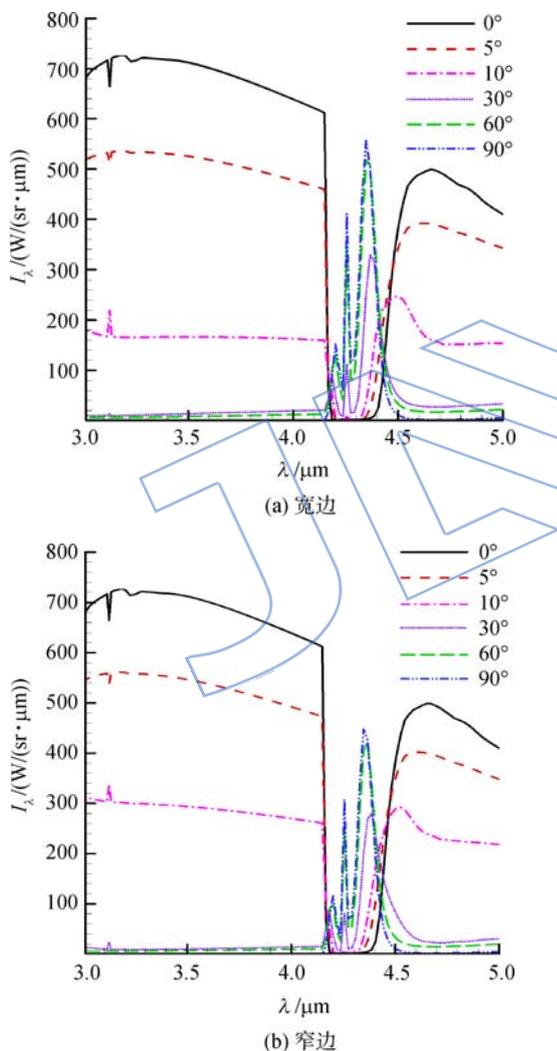


图 8 不同方位角下的红外光谱辐射强度分布  
Fig. 8 Infrared spectral radiation intensity distribution at different azimuths

不同方位角下, 红外辐射光谱随波长变化趋势相同, 但是随着方位角的增大, 固体壁面辐射逐渐减小, 这是由于壁面探测面积随方位角的增大而减小导致的, 如图 7. 在  $4.15 \sim 4.5 \mu\text{m}$  波段范

围内, 光谱辐射强度随着方位角的增大而增大, 这是由于随着方位角的增大, 燃气流的投影面积逐渐增大, 红外辐射相应增加. 在方位角较小时, 波峰范围较小而波谷较大, 方位角增大后, 波峰范围增大而波谷减小, 这是由于  $\text{CO}_2$  在方位角较小时主要表现为对红外辐射的吸收作用, 而在方位角较大时主要表现为对红外辐射的发射作用导致的.

#### 4.5 模型红外辐射强度分布

喷管探测面积随方位角的变化会对其红外辐射强度产生相应的影响. 当考虑具体高温部件时, 这种影响更为明显.

图 9 中以模型 1 宽边探测为例, 给出了典型高温部件红外辐射强度随方位角变化规律. 可以看出, 中心锥红外辐射强度较大, 随方位角增大呈现逐渐减小的趋势, 火焰稳定器的红外辐射强度则是先增大后缓慢减小, 波瓣混合器的红外辐射强度较小. 可以看出, 其红外辐射强度分布的方向性特征十分明显.

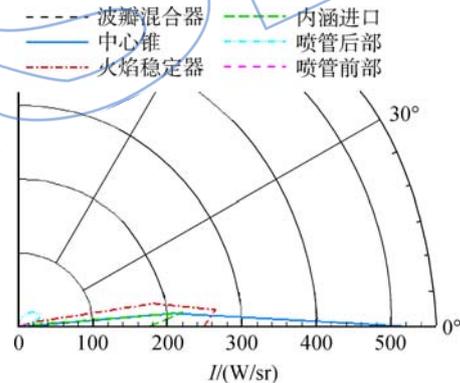


图 9 高温部件红外辐射强度分布(模型 1)  
Fig. 9 Infrared radiation intensity distribution of hot component (model 1)

图 10(a), 图 10(b) 给出了宽边与窄边不同方位角下, 模型在  $3 \sim 5 \mu\text{m}$  波段上的红外辐射强度  $I$  分布.

以圆转矩形喷管为例, 可以看出, 其红外辐射强度随方位角增大逐渐减小, 在喷口后方, 方位角较小时, 降低速度较快, 这是由于此方位角范围内, 固体壁面辐射较大, 而其随着方位角增大是迅速降低的. 模型 1 正后向红外辐射强度达到  $1050 \text{ W/sr}$ , 在方位角大于  $20^\circ$  以后, 红外辐射强度迅速降低到  $100 \text{ W/sr}$  以内. 模型 2、模型 3 中, 红外辐射强度分布规律与模型 1 相同, 但是红外辐射强度值明显降低. 模型 2 正后方红外辐射强度降低

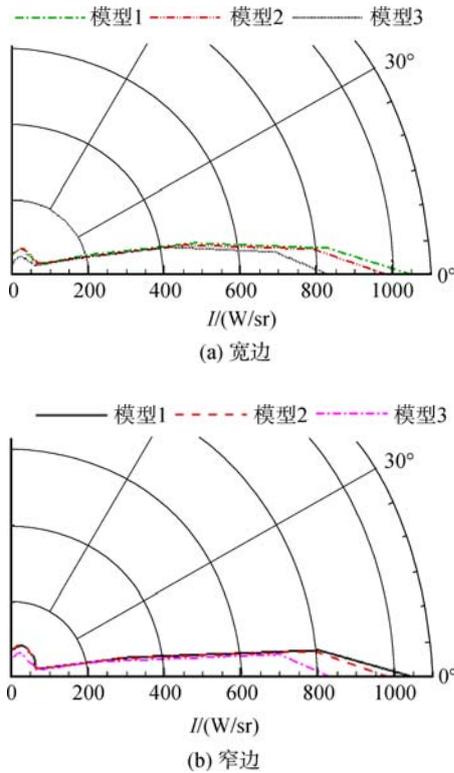


图 10 不同方位角下的红外辐射强度分布图  
Fig. 10 Distribution of infrared radiation intensity at different azimuths

为 970 W/sr,其降幅为 7.6%。而模型 3 正后方红外辐射强度降低为 820 W/sr 左右,其降幅高达 21%。锯齿的强化掺混对于红外辐射特征抑制起到了明显效果。

#### 4.6 推力系数特征分布

发动机喷管的推力系数是衡量喷管性能的重要参数之一,推力系数(C)的定义为实际推力  $F_r$  与理想推力  $F_i$  之比,即

$$C = \frac{F_r}{F_i} \quad (5)$$

$F_r$  根据式(6)求得

$$F_r = [\dot{m}U + (p_e - p_a)]A_e \quad (6)$$

其中  $\dot{m}$  为喷口出口流量,  $A_e$  为喷管出口面积,  $U$  为出口速度,  $p_e$  为出口截面压力,  $p_a$  为环境压力。

$F_i$  根据式(7)求得

$$F_i = \dot{m}U_e \quad (7)$$

式中  $U_e$  为等熵完全膨胀时喷管出口速度。

$$U_e = \sqrt{2 \frac{\kappa R T_0}{\kappa - 1} \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} \quad (8)$$

式(8)中  $\kappa$  为等熵指数,根据式(5)~式(8),计算得到本文研究的 3 种喷管模型的推力系数,如下

表 3 所示。可以看出,将轴对称收扩喷管改为圆转矩形喷管后,推力损失达到 1.4%,加装小尺寸多个锯齿后,推力损失达到 1.9%,采用单个大尺寸锯齿形式后,推力损失进一步达到 2.2%,强化掺混的同时带了一定的推力损失。

表 3 喷管模型推力系数

Table 3 Thrust coefficients of nozzle model

模型	推力系数/%
1	98.60
2	98.12
3	97.81

## 5 结 论

本文将轴对称收扩喷管改型设计为圆转矩形喷管,在考虑中心锥、波瓣混合器、火焰稳定器以及加力燃烧室筒体影响的条件下,设计了两种不同锯齿形式圆转矩形喷管,并对其流动、换热与红外辐射特征进行了数值模拟研究。主要结论有:

- 1) 考虑发动机高温部件结构时,部件本身温度分布的不均匀性使得喷管实际腔体红外辐射强度的方向性特征更加明显。
- 2) 加装锯齿结构后,发动机尾喷流与外流掺混增强,采用小尺寸锯齿时,高温区长度有一定缩短;采用大锯齿时,高温区长度进一步缩短,强化掺混效果明显,使得喷管红外辐射强度降低。
- 3) 将轴对称收扩喷管改为圆转矩形喷管并加装锯齿后,强化尾喷流与外流掺混,降低其红外辐射强度的同时带了一定的推力损失。

## 参考文献:

[1] 张宗斌,桑建华. 发动机排气系统红外隐身技术研究[J]. 隐身技术, 2009(3): 2-4.  
ZHANG Zongbin, SANG Jianhua. Research of infrared technology of aeroengine exhaust system[J]. Stealth Technology, 2009(3): 2-4. (in Chinese)

[2] 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)

[3] 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, et al. Investiga-

- tion of the effect of aspect ratio to infrared suppressing characteristics of rectangular nozzles[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(11):1820-1825. (in Chinese)
- [4] 张勃, 吉洪湖, 张宗斌. 中心锥冷却对喷管腔体红外辐射的抑制作用数值分析[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(3):560-565.  
ZHANG Bo, JI Honghu, ZHANG Zongbin, et al. Numerical investigation of infrared radiation characteristics of nozzle cavities with cone cooled[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(3):560-565. (in Chinese)
- [5] 张靖周, 单勇. 直升机排气系统用波瓣喷管引射-混合式红外抑制器研究[J]. *航空学报*, 2007, 28(1):32-36.  
ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Investigation on lobed nozzle mixer-ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(1):32-36. (in Chinese)
- [6] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(2):212-214.  
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao, et al. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(2):212-214. (in Chinese)
- [7] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 直升机排气系统红外抑制器的模型实验研究[J]. *红外与毫米波学报*, 2005, 24(2):125-129.  
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao, et al. Model experiments of infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2005, 24(2):125-129. (in Chinese)
- [8] Presz W M, Gousy R G, Morin B L. Forced mixer lobes in ejector designs[R]. AIAA 86-21614, 1986.
- [9] 姜卫星, 李立国, 陈锵. 波瓣混合流场流向涡的数值分析[J]. *航空学报*, 1998, 19(3):318-322.  
JIANG Weixing, LI Ligu, CHEN Qiang. Numerical analysis of streamwise vorticity in the flow-field of a lobed mixer[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1998, 19(3):318-322. (in Chinese)
- [10] 黄勇, 郭志辉, 魏福清. 收扩喷管加小突片对尾喷流红外辐射的影响[J]. *航空动力报*, 2001, 16(1):19-22.  
HUANG Yong, GUO Zhihui, WEI Fuqing. Effect of tabs fixed on a convergent-divergent nozzle on infrared radiation of exhausting jet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(1):19-22. (in Chinese)
- [11] Ahuja K K. Mixing enhancement and jet noise reduction through tabs plus ejectors[R]. AIAA 93-4347, 1993.
- [12] Zaman K B M Q, Samimy M. Supersonic jet mixing enhancement by delta-tabs[R]. AIAA 92-3548, 1992.
- [13] Zaman K B M Q. Streamwise vorticity generation and mixing enhancement in free jet by delta-tabs[R]. AIAA 93-3253, 1993.
- [14] Skebe S A, McCormick D C. Parameter effects on mixer-ejector pumping performance[R]. AIAA 88-20188, 1988.
- [15] Bridges J E, Brown C A. Parametric testing of chevrons on single flow hot jets[R]. AIAA 2004-22824, 2004.
- [16] 黄宏艳, 王强. V形尾缘喷管流场与红外特性的数值模拟[J]. *北京航空航天大学学报*, 2008, 34(2):158-161.  
HUANG Hongyan, WANG Qiang. Numerical simulation on flow field and infrared characteristics of chevron nozzles[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34(2):158-161. (in Chinese)