

文章编号:1000-8055(2011)10-2287-06

加遮挡罩二元喷管红外辐射特性数值研究

吴 博¹, 张靖周¹, 单 勇¹, 邵万仁²

(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 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 采用计算流体力学/红外辐射数值计算方法, 针对涡扇发动机排气系统, 研究了宽高比为 3.33 的圆转矩形二元喷管尾缘加装遮挡罩以及遮挡罩夹层通道注入冷却气流对红外辐射特性的影响. 研究参数范围内的结果表明: 遮挡罩内引射或强迫注气的冷却气流对喷流有进一步混合的作用, 加装遮挡罩后喷流的红外辐射强度相对于单纯的二元喷管有一定幅度的降低; 随着冷却气流流量的增大, 二元喷管尾缘内壁面的温度降低效果越显著, 有效地利用喷管的引射作用, 可以取得良好的红外抑制效果; 只有在喷管内壁面红外辐射占主导的探测范围内, 加装遮挡罩抑制二元喷管红外辐射的作用才能得到体现.

关 键 词: 排气系统; 红外辐射; 二元喷管; 遮挡罩; 计算流体力学/红外辐射数值计算

中图分类号: V233

文献标志码: A

Numerical research on infrared radiation characteristics of two-dimension nozzle with shelter covering

WU Bo¹, ZHANG Jing-zhou¹, SHAN Yong¹, SHAO Wan-ren²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on CFD/IR (computational fluid dynamics/infrared radiation) numerical calculations, the effects of shelter covering fixed at nozzle trailing edge and cooling air injected inside the shelter covering passage on infrared radiation characteristics of turbofan engine two-dimensional nozzle with aspect ratio 3.33 were investigated. The results based on the present parameters show that, ejected or forced cooling air flow through shelter covering passage enhances further mixing with plume, and suppresses plume infrared radiation in comparison with pure two-dimensional nozzle. As the cooling air massflow increases, the cooling action on nozzle trailing edge is more obvious. Utilizing nozzle ejection effectively could achieve satisfactory infrared radiation suppression. The suppression action on nozzle total infrared radiation with shelter covering is only realized in the detecting azimuth where the infrared radiation from nozzle inner walls is predominant.

Key words: exhaust system; infrared radiation; two-dimensional nozzle; shelter covering; CFD/IR (computational fluid dynamics/infrared radiation) numerical calculation

对于航空发动排气系统, 可视热部件和热喷流是飞机后半球 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的主要红外辐

射源, 降低壁面温度和尾喷流排气温度, 缩短尾喷流的核心长度以及有效的遮挡可视高温热部件是

收稿日期: 2010-11-15; 修订日期: 2011-04-16

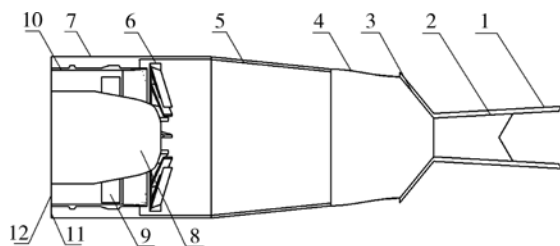
作者简介: 吴博(1986—), 男, 湖北黄石人, 硕士生, 主要从事传热与红外隐身技术研究.

抑制其红外辐射特征的技术关键所在. 与轴对称排气喷管相比, 二元喷管(尤其是大宽高比的二元喷管)能够使喷流核心区的长度有效缩短, 遮挡重要探测方位上的可视热壁面面积, 因此很多人认为二元喷管是一种具有低红外辐射特征的喷管结构型式^[1-6], 二元喷管已经实际应用诸多飞行器上. 对于二元喷管的气动和红外辐射特性, 国内外开展了大量的研究工作. 已有研究表明, 对于飞行器红外辐射特性和发动机的推力性能, 二元喷管的宽高比的影响是难以协调的, 过大的宽高比虽然能够使排气喷管的红外辐射特征被大幅度抑制, 但喷管的推力性能将严重降低, 一般二元喷管宽高比的合理选择在 3~4 之间^[1-6]. 同时, 对二元喷口进行锯齿尾缘修型、喷口下遮挡都能够在一定程度上改变某些探测方位上的红外辐射特征^[7-9].

二元喷管尾缘仍然具有较高的壁面温度, 为了降低喷口尾缘的红外辐射特征, 本文在二元喷口尾缘加装遮挡罩, 通过计算流体动力学(CFD)/红外辐射(IR)数值计算方法, 研究了带遮挡罩二元喷管的红外辐射特性, 并分析了冷却气流注入对红外辐射特性的影响.

1 物理模型

物理模型对涡扇发动机涡轮后出口部分进行了模拟, 由内、外涵道, 内外涵混合器, 整流支板, 中心锥, 火焰稳定器, 防震隔热屏, 加力筒体, 过渡段, 二元喷管组成. 如图 1 所示, 二元喷管进口直径为 $D=890\text{ mm}$ 的圆形截面, 出口是宽高比为 3.33 的矩形截面, 过渡型面由超椭圆方程 $(y/a)^n + (x/b)^n = 1$ 计算得到^[10], 过渡型面的约束条件为等截面积的圆转矩形. 如图 2 所示, 在二元喷管尾缘外侧加装带锯齿的遮挡罩, 遮挡罩与喷管壁面相



1 遮挡罩; 2 二元喷口; 3 收缩段; 4 渐变段;
5 隔热屏; 6 火焰稳定器; 7 筒体; 8 中心锥;
9 整流支板; 10 内外涵混合器; 11 外涵道; 12 内涵道

图1 航空发动机排气系统示意图

Fig.1 Schematic aero-engine exhaust system

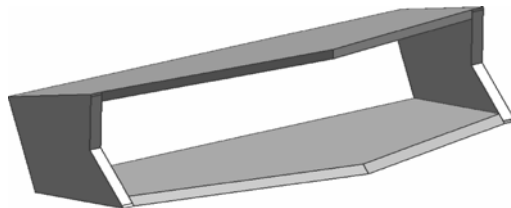


图2 遮挡罩结构示意图

Fig.2 Schematic of shelter covering structure

距 30 mm, 锯齿边的夹角为 120° . 在其间可以依靠引射作用或强迫注入一股冷却气流或, 其目的在于冷却二元喷管壁面温度、降低尾焰核心温度.

2 计算方法

本文采用计算流体动力学/红外辐射数值计算方法. 首先利用 Fluent 软件进行流场的计算, 获得流场的数据; 在此基础上, 采用正反光线追踪法结合窄谱带模型进行红外辐射的计算.

在流场计算中, 考虑到圆转矩形的过渡型面和物理模型的结构复杂性, 采用非结构化网格进行计算, 局部加密壁面附近网格, 经过网格实验, 取网格数量为 300 万.

边界条件为

1) 进口边界条件: 假定进口参数均匀分布, 外涵入口设定为流量进口, 其流量为 25 kg/s , 总温为 460 K , 初始估计压力为 $413\ 010\text{ Pa}$, 近似认为氮气和氧气质量分数分别为 0.767 和 0.233. 内涵入口设定为流量进口, 其流量为 100 kg/s , 总温为 1160 K , 初始估计压力为 $429\ 790\text{ Pa}$, 假设喷管内涵入口气体为完全燃烧的燃气, 氮气、二氧化碳和水蒸气质量分数分别为 0.706 04, 0.208 62 和 0.085 34. 在加装遮挡罩的情况下, 遮挡罩与喷管壁面间依靠引射作用, 引射入口设为压力进口, 总压为 $101\ 325\text{ Pa}$, 总温为 300 K . 若采用强迫冷气注入, 流量入口按内涵流量的 1%~4% 设置.

2) 出口边界条件: 在尾喷口出口处选取一个足够大的圆柱形区域(约为尾喷口当量直径的 5 倍), 将外界大气压力设为其边界压力值.

3) 壁面边界条件: 采用无滑移固壁边界条件, 壁面设定为流、固耦合面, 温度场计算时不考虑壁面之间的辐射传热.

对于流场计算, 本文采用 realizable $k-\epsilon$ 紊流模型和近壁区采用标准壁面函数.

对于红外辐射特性的计算, 采用根据逆向蒙特卡罗算法计算辐射能量和窄谱带模型法计算大气衰减^[11-12].

红外辐射特性计算时探测点分布如图 3 所示,以喷管入口平面的几何中心为原点,中心线为喷管主轴,喷管入口原点到观测点距离为 100 m,喷管主轴中心线和观测点与原点连线的夹角从 90° 变化到 0° .

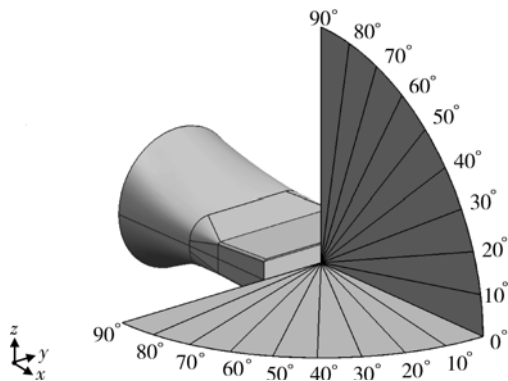


图 3 探测位置分布平面

Fig. 3 Distribution of detecting point

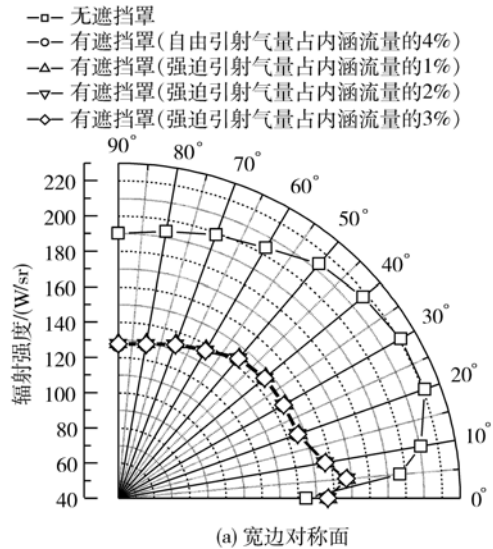
3 结果与分析

3.1 喷流红外辐射

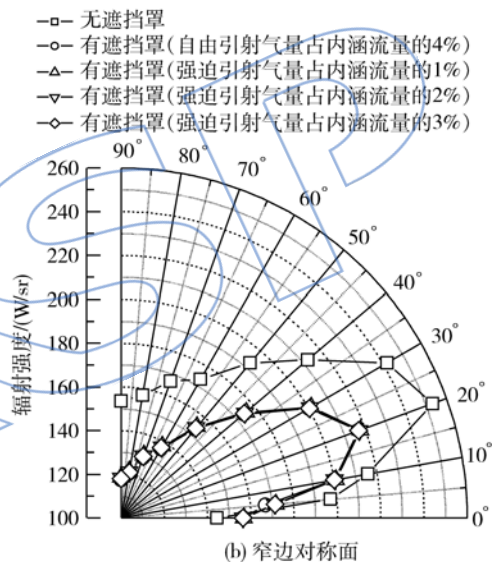
遮挡罩与喷管壁面夹层之间可以通过自然引射或强迫注入一股冷气的方式来降低喷管内壁面温度,抑制其红外辐射强度.这股冷气与喷流进一步混合,同时对喷流的红外辐射起到抑制作用.图 4 为遮挡罩夹层引射通气和强迫注气(占内涵流量 3%)时的喷流红外辐射强度与无遮挡罩时的对比.无论在宽边对称面(yo z 平面),还是在窄边对称面(xo z 平面),加装遮挡罩后喷流在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度相对于单纯的二元喷管有一定幅度的降低.其原因在于,遮挡罩内引射或强迫注气的冷却气流对喷流有进一步混合的作用,喷流高温核心区缩短,喷流与外界环境冷气的自由剪切层厚度增加,如图 5 和图 6 对比所示.同时遮挡罩锯齿结构也具有强化喷流与外流混合的作用.

3.2 喷管内壁面红外辐射

图 7 是加遮挡罩在不同冷却方式下的喷管与不加遮挡罩喷管内壁面 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射分布.可以看到随着引气量的增大,二元喷管内壁面的红外辐射呈逐渐减小的趋势,尤其是在宽边对称面 $20^\circ\sim 40^\circ$ 探测方位以及窄边对称面 $20^\circ\sim 50^\circ$ 探测方位内,加遮挡罩的二元喷管内壁面红外辐射相对于无遮挡罩喷管有较大幅度的降低.其原因在于遮挡罩夹层中依靠引射或强迫注入的冷却



(a) 宽边对称面



(b) 窄边对称面

图 4 喷流 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射强度

Fig. 4 Infrared radiation intensity of plume in $3\sim 5\mu\text{m}$

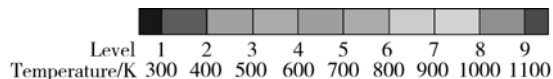


图 5 无遮挡罩状况中心对称面喷流温度分布

Fig. 5 Temperature distribution on the symmetry section without shelter covering

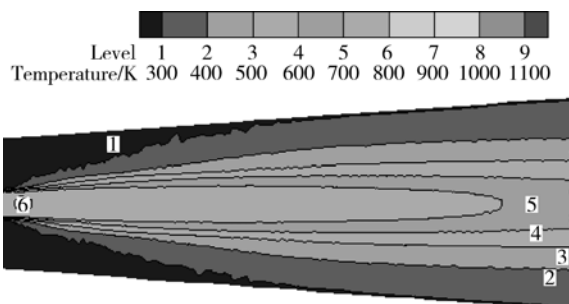
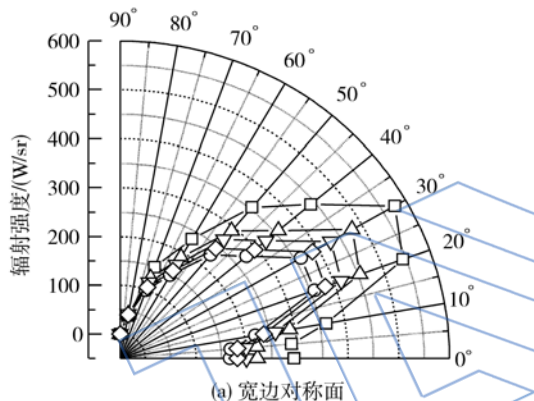


图6 引射冷却状况中心对称面喷流温度分布
Fig. 6 Temperature distribution on the symmetry section under ejector cooling

- 无遮挡罩
- 有遮挡罩(自由引射气量占内涵流量的4%)
- △— 有遮挡罩(强迫引射气量占内涵流量的1%)
- ▽— 有遮挡罩(强迫引射气量占内涵流量的2%)
- ◇— 有遮挡罩(强迫引射气量占内涵流量的3%)



- 无遮挡罩
- 有遮挡罩(自由引射气量占内涵流量的4%)
- △— 有遮挡罩(强迫引射气量占内涵流量的1%)
- ▽— 有遮挡罩(强迫引射气量占内涵流量的2%)
- ◇— 有遮挡罩(强迫引射气量占内涵流量的3%)

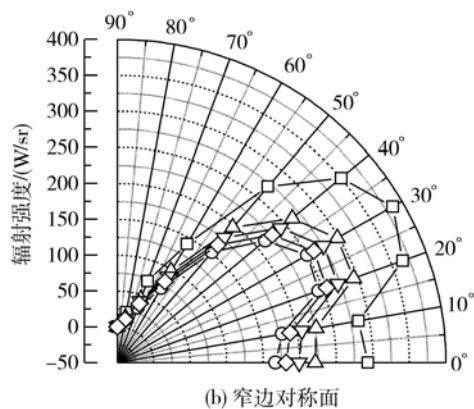
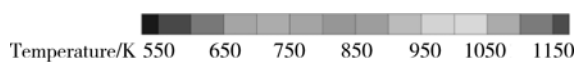
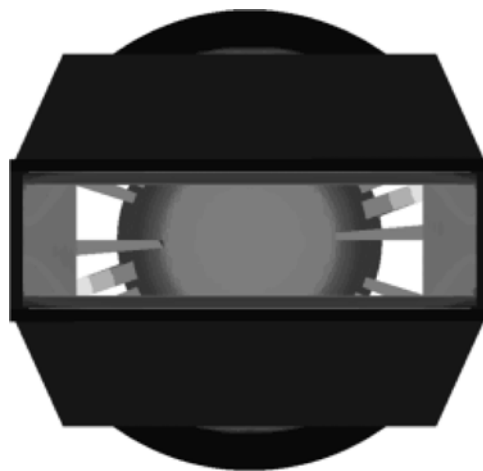


图7 喷管内壁面 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射强度
Fig. 7 Infrared radiation intensity of nozzle inner walls in $3\sim 5\mu\text{m}$

气流对于二元喷管尾缘具有一定的冷却降温作用,如图8所示.随着冷却气流流量的增大,二元喷管尾缘内壁面的温度降低效果越显著.同时注意到在二元喷管的宽边对称面进行探测时,在 $20^\circ\sim 40^\circ$ 探测方位内可以观察到的喷管内壁面可视面积较大,因此在这一范围内的二元喷管内壁面红外辐射较大;在窄边对称面上进行探测时,尽管可以观测到喷管内壁面的视角方位相对于宽边对称面探测有所扩大,但由于可视面积相对减小,所以二元喷管内壁面的红外辐射特征有所降低.由于遮挡罩加装在二元喷管尾部,遮挡罩夹层通



(a) 无冷却状况尾向壁面温度分布



(b) 引射冷却状况尾向壁面温度分布

图8 尾向壁面温度分布
Fig. 8 Temperature distribution on the walls from rear view

道内的冷却气流对二元喷管的冷却作用主要体现在邻近喷口的尾缘,这一区域恰好是探测视角易于观测的喷管内壁面区域,因此遮挡罩在抑制喷管内壁面红外辐射的作用能够得到较好的反映。另一个值得关注的现象是,如果能够有效地利用喷管的引射作用,可以取得良好的红外抑制效果。

3.3 总体红外辐射

由于飞行器机身对喷管外壁面的遮挡,因此本文计算的喷管内壁面和内部热部件形成的固体红外辐射和喷流红外辐射两部分组成了喷管总体红外辐射。图 9 为加遮挡罩不同冷却方式喷管与

不加遮挡罩喷管在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的总体红外辐射强度分布对比图。

在正对喷口方向后向轴线夹角小于 20° 的探测范围内,加装遮挡罩的二元喷管和常规二元喷管的总体红外辐射强度基本相当,且红外辐射强度值很大,这是由于在上述探测视角方位内,喷管内部的高温部件(如中心锥、火焰稳定器、涡轮叶片等)完全或部分暴露在探测视角之内(图 7),此时喷管内部的高温部件的红外辐射占主导,而是否加装遮挡罩对于喷管内高温部件的红外辐射并无影响。只有在喷管内壁面红外辐射占主导的探测范围内,加装遮挡罩抑制二元喷管红外辐射的作用才能得到体现,即在后向轴线夹角处于 $20^\circ\sim 50^\circ$ 的探测视角内。

4 结 论

在本文的研究条件下,得到如下结论:

1) 遮挡罩内引射或强迫注气的冷却气流对喷流有进一步混合的作用,同时遮挡罩锯齿结构也具有强化喷流与外流混合的作用,加装遮挡罩后喷流在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度相对于单纯的二元喷管有一定幅度的降低。

2) 遮挡罩夹层中依靠引射或强迫注入的冷却气流对于二元喷管尾缘具有一定的冷却降温作用,随着冷却气流流量的增大,二元喷管尾缘内壁面的温度降低效果越显著。有效地利用喷管的引射作用,可以取得良好的红外抑制效果。

3) 加装遮挡罩对于喷管内高温部件的红外辐射并无影响。只有在喷管内壁面红外辐射占主导的探测范围内,加装遮挡罩抑制二元喷管红外辐射的作用才能得到体现,即在后向轴线夹角处于 $20^\circ\sim 50^\circ$ 的探测视角内。

4) 加装遮挡罩可以增强尾喷流与冷气的掺混,降低喷流核心区温度,缩短喷流核心区长度。

参考文献:

- [1] Chu C W, Wun W A. Simple 2D nozzle plume for IR analysis[R]. AIAA Paper 80-1808, 1980.
- [2] Dechor R. Infrared emission from turbopumps with high aspect ratio nozzles[R]. AIAA Paper 81-4319, 1981.
- [3] Weber Y S, Bowers D L. Advancements in exhaust system technology for the 21st century[R]. AIAA Paper 89-2816, 1989.
- [4] Hawkes T M. IHPTET exhaust nozzle technology demonstrator[R]. AIAA Paper 93-2569, 1993.
- [5] 郑礼宝, 张靖周. 矢量二元收敛喷管热射流复杂流场特征研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(2): 26-30, 48.

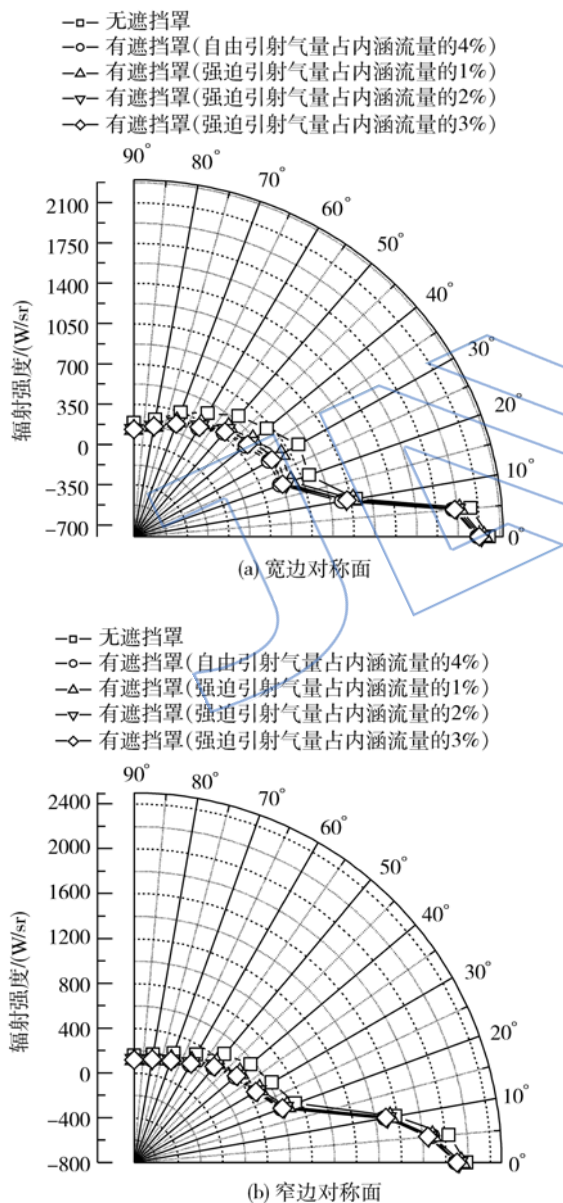


图 9 喷管总体 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度
Fig. 9 Infrared radiation intensity of nozzle
in $3\sim 5\mu\text{m}$

- ZHENG Libao, ZHANG Jingzhou. Investigation of hot-jet characteristics of 2D C-D vectoring nozzles [J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2000, 14(2): 26-30, 48. (in Chinese)
- [6] 罗明东, 吉洪湖, 黄伟, 等. 二元喷管热喷流的红外光谱辐射特性实验[J]. *推进技术*, 2007, 28(2): 152-156.
- LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Experiment on spectral infrared radiation characteristics of exhaust jet from 2D nozzle of turbofan engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(2): 152-156. (in Chinese)
- [7] Reeder M F, Zaman K B. Impact of tab location relative to the nozzle exit on jet distortion[J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(1): 197-199.
- [8] 潘丞雄, 张靖周, 邵万仁, 等. 齿冠状收敛喷管模型气动和红外辐射特性数值研究[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(7): 1518-1523.
- PAN Chengxiong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Numerical research on flow dynamics and infrared radiation characteristics for scaled chevron convergent nozzle [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(7): 1518-1523. (in Chinese)
- [9] 罗昕, 张靖周, 单勇. 加遮挡板后二元喷管的红外辐射特性数值模拟[J]. *推进技术*, 2008, 29(6): 696-700, 732.
- LUO Xin, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical simulation on the infrared radiation characteristics of two-dimensional nozzles with sheltering baffles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 29(6): 696-700, 732. (in Chinese)
- [10] Pao S P, Carlson J R. Computational investigation of circular-to-rectangular transition ducts[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(1): 95-100.
- [11] 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.
- [12] 董士奎, 余其铮, 谈和平, 等. 燃烧产物二氧化碳高温辐射的窄谱带模型参数[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(4): 355-359.
- DONG Shikui, YU Qizheng, TAN Heping, et al. Narrow band model parameters of high temperature radiation for carbon dioxide of combustion products[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(4): 355-359. (in Chinese)