

〈制导与对抗〉

喷管类型对飞行器排气系统辐射特性的影响

黄章斌¹, 管留¹, 李晓霞^{2,3}, 冯云松³

(1. 中国人民解放军 75842 部队, 广东 广州 510000; 2. 脉冲功率激光技术国家重点实验室, 电子工程学院, 安徽 合肥 230037;
3. 安徽省红外与低温等离子体重点实验室, 安徽 合肥 230037)

摘要: 排气系统是飞行器最主要的红外辐射源, 其喷管的形状类型对排气系统红外辐射强度的大小及分布有很大影响。本文建立了 3 种不同类型喷管的三维模型, 在此基础上运用 ANSYS 软件模拟了各自排气系统的温度场分布, 结合 Curtis-Godson (C-G) 谱带法对各类型喷管红外辐射特性进行了计算与对比研究。结果表明: 在出口面积相同的条件下, 二元矩形 S 弯喷管的尾焰核心区域面积最小, 约为轴对称圆形喷管的 60%; 在矩形喷口的宽边探测面上, 二元矩形 S 弯喷管的红外辐射强度最小。3 类喷管中, 二元矩形 S 弯喷管隐身性能最好, 二元矩形喷管次之, 轴对称圆形喷管最差。

关键词: 飞行器; 尾喷管; 尾焰; 温度场; 红外辐射

中图分类号: TN219

文献标识码: A

文章编号: 1001-8891(2021)06-0587-05

Numerical Simulation of Radiation Characteristics of Aircraft Exhaust Systems with Different Nozzles

HUANG Zhangbin¹, GUAN Liu¹, LI Xiaoxia^{2,3}, FENG Yunsong³

(1. Unit 75842 of Chinese People's Liberation Army;

2. State Key Laboratory of Pulsed Power Laser Technology, Electronic Engineering Institute, Hefei 230037, China;

3. Key Laboratory of Infrared and Low Temperature Plasma of Anhui Province, Hefei 230037, China)

Abstract: The exhaust system is the most important infrared radiation source of an aircraft, and the shape of the nozzle contributes to the infrared radiation characteristics of the exhaust system. Three types of 3D nozzles were built, and the temperature field of the plume was simulated using ANSYS14.5. Then, the spectral infrared radiation characteristics of the plume were obtained using the single band Curtis-Godson (C-G) approximation method. The results show that under the same exit area, the core area of the S-shaped nozzle plume is minimum and is approximately 60% of the axisymmetric circular nozzle plume; in the rectangular nozzle wide edge detection surface, the infrared radiation of the dual rectangular nozzle is minimum, and among the three types of nozzles, the stealthy performance of the two-element rectangular S curved nozzle is the best, the two-element rectangular nozzle takes the second place, and the axial symmetrical circular nozzle is the worst.

Key words: aircraft, nozzle, plume, temperature field, infrared radiation

0 引言

随着红外探测与制导技术的迅猛发展, 飞行器的生存受到严重威胁, 数据显示, 在现代战争中, 有 75%~80% 的战损飞行器是被红外制导武器击落的。飞行器的主要红外辐射源有蒙皮、尾喷管及尾焰, 当飞行速度小于 $1.5Ma$ 时, 整个排气系统(尾喷管及

尾焰)在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 内的辐射占整个飞行器的 90% 以上。相比而言, 飞行器的尾焰具有温度高、组分构成稳定、辐射面积大等特点, 是红外探测器对飞行器进行探测识别的最主要依据^[1-5], 因此展开飞行器尾焰红外辐射特征研究对提高飞行器的生存力具有重大意义。

国内外许多研究人员对飞行器尾焰的红外辐射特性进行了计算, 张海兴^[6]等人在考虑了谱线的碰撞

收稿日期: 2020-09-23; 修订日期: 2020-11-03.

作者简介: 黄章斌(1991-), 男, 湖南临武人, 助理工程师, 硕士, 主要从事光电对抗方面的研究工作。E-mail: 408867079@qq.com.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61405248)。

展宽效应和多普勒效应的前提下,运用 Curtis-Godson (C-G) 近似法求得了喷口温度为 953 K, 喷口面积为 0.272 m² 的圆形喷管飞机尾焰辐射亮度; 未军光^[7]在考虑燃气中 H₂O、CO₂ 的光谱吸收与发射影响的情况下, 采用离散传递法离散求解耗散-吸收性介质中辐射传输方程, 计算了喷口温度为 800 K, 波长范围为 2.67~5 μm 的飞机排气系统红外辐射强度分布; 冯云松^[8]运用 FLUENT6.3 软件对矩形喷管外三维流场进行了模拟, 采用有限体积法求解了气体介质中辐射传输方程, 得到了喷口温度为 800 K, 宽高比为 2 的矩形喷管外尾焰红外辐射光谱特性。

喷管出口的形状设计可以使发动机喷流与冷却气流掺混更充分, 有利于降低尾流温度, 缩短整个尾焰核心区的长度, 从而减低尾焰的辐射强度。研究人员也在喷口形状及其设计对排气系统红外辐射特性影响方面开展了深入研究。冯云松^[9]运用 FLUENT 6.3 软件研究了宽高比对矩形喷口尾焰红外辐射特性的影响; 高翔^[10]采用 CFD 数值模拟技术研究了不同出口形式对 S 弯排气系统红外辐射特性的影响; 刘常春^[11]设计了一种双 S 弯二元喷管, 运用 FLUENT 软件对其进行了数值模拟计算, 并将其与相同条件下的轴对称喷管的红外辐射特性进行了比较。

喷管类型不仅影响着喷管的气动性能, 也在很大程度上影响着排气系统的隐身效果^[12]。从现有文献来看^[8-11], 很少有将各种样式喷管及其排气系统辐射特性同时进行数值模拟并进行对比分析的研究, 因此有必要开展喷管类型对飞行器排气系统辐射特性影响的系统研究。

为此, 本文将运用 CATIA V5-20 软件对 3 种常见飞行器尾喷管进行建模, 然后运用 ANSYS 14.5 对对称圆形喷管 (Axisymmetric)、二元矩形喷管 (Rectangle) 以及二元矩形 S 弯喷管 (S-pipeline) 的尾焰温度场进行模拟分析, 并结合 C-G 谱带法求出各温度场的光谱辐射强度及排气系统红外辐射强度分布, 以期为飞行器的红外探测和红外隐身相关工作提供参考。

1 研究对象

1.1 喷管的作用和类型

在涡扇发动机中, 喷管的主要作用是使发动机排

出的燃气在其内部得到膨胀, 并将气体膨胀功转换为动能, 气流从喷口处高速喷出, 产生一个反作用推力推动飞行器前行。同时, 可以通过改变喷管尾部的收缩扩张及管道喉部横截面积可加快燃气膨胀做功速率, 提高发动机效率, 增大飞行器推力。

根据喷管调节能力的不同, 可将喷管分为收敛型和收扩型; 根据喷管是否具有矢量推力能力, 可分为矢量型和常规型; 根据形状的不同, 又可分为轴对称喷管、二元喷管、S 弯型喷管、塞氏喷管等。

1.2 喷管物理模型

本文将以前较为常见的轴对称圆形喷管 (Axisymmetric)、二元矩形喷管 (Rectangle) 以及二元矩形 S 弯喷管 (S-pipeline) 为例进行研究。运用 CATIA V5-21 软件对喷管进行建模, 如图 1 所示, 为避免喷口面积对流场的影响, 在设计过程中始终保持 3 种类型喷管的喷口面积相等, 其具体参数如表 1 所示。

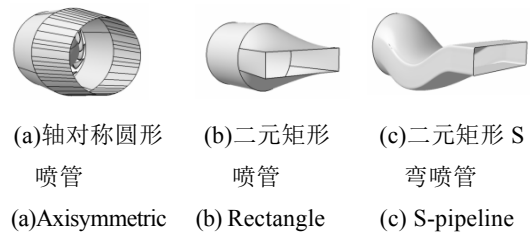


图 1 建立的喷管物理模型

Fig.1 Physical models of three kind of nozzles

2 尾焰流场的数值模拟

以喷口中心为坐标原点, 喷口面的轴向方向为 Z 轴, 喷口面为 XOY 平面, 如图 2 所示。

采用商业软件 ANSYS14.5 对流场进行计算, 湍流模型选用 Transition SST(4 eqn)模型。假设燃气完全燃烧, 则喷口处气体 N₂、CO₂ 和 H₂O 的质量百分含量为 0.70, 0.211, 0.089; 外场边界及进口引射的气体均为空气, N₂ 与 O₂ 的质量百分含量为 0.76 和 0.24。设飞行器的飞行高度为 6000 m (大气温度为 249.2 K), 飞行马赫数为 0.8 Ma。边界条件: 喷管入口为压力入口, 总温度 830 K, 压强 0.16 MPa; 长方体的几个面为压力出口, 温度为 249.2 K, 压强为 41 kPa。

表 1 喷管参数

Table 1 Parameters of three kind of nozzles

Nozzle type	Nozzle length/m	Nozzle height/m	Nozzle width/m	Nozzle inlet diameter/m
Axisymmetric	1	0.225	0.225	0.6
Rectangle	1	0.2	0.8	0.6
S-pipeline	1	0.2	0.8	0.6

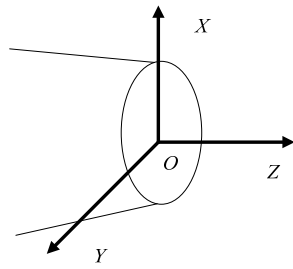


图 2 喷管建系示意图

Fig.2 Nozzle coordinate system

流场计算区域及其网格划分情况如图 3 所示。为了使尾流得到充分发展, 应将流场计算区域设置足够大, 在 Z 轴方向的长度为 $50D$, 在 X 、 Y 轴方向的长度为 $20D$, 其中 D 为喷管进口直径。网格划分采用分区结构化方式, 面网格为四边形结构, 体网格为六面体结构, 在喷口处进行网格加密处理, 网格总数为 54.48 万左右。

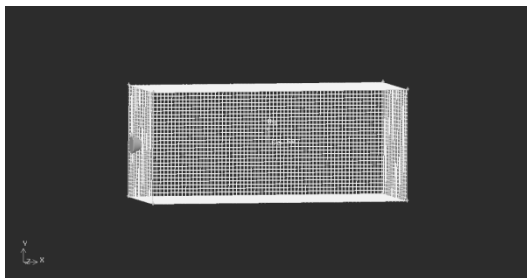
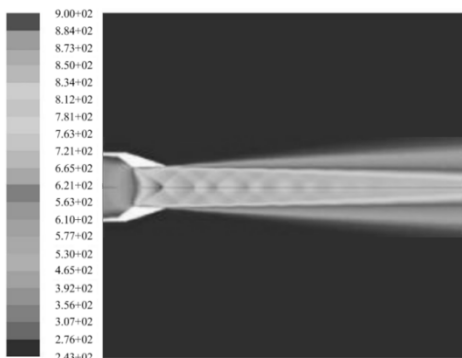


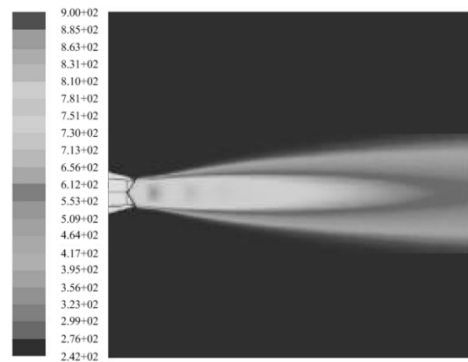
图 3 计算区域网格划分

Fig.3 Gridding of computational area

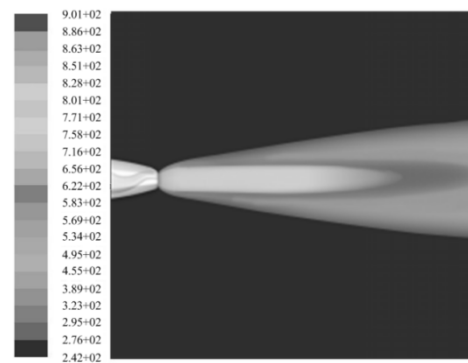
图 4(a)、(b)、(c) 分别为轴对称圆形喷管、二元矩形喷管、二元 S 弯喷管尾焰温度场分布。从图中可以看出, 轴对称圆形喷管尾焰核心区域温度最高, 在 830 K 左右, 二元 S 弯喷管尾焰核心区域温度最低, 在 800 K 左右; 且二元 S 弯喷管尾焰的核心区域面积最小, 轴对称圆形喷管尾焰的核心区域面积最大。这是因为具有二元喷口的喷管会使出口边界扩大, 增加了周围空气与高温燃气的混合, 从而降低了尾流的温度, 同时还能减少尾流中压缩膨胀波的规则聚集, 从而减小了尾焰中核心区域的面积。



(a) Axisymmetric



(b) Rectangle



(c) S-pipeline

图 4 不同类型喷管的尾焰温度场

Fig.4 Plume temperature fields of nozzles

3 红外辐射特性计算

3.1 尾焰红外辐射强度计算

尾焰的气体成分主要为 CO_2 和 H_2O , 辐射能量主要集中在 $2.7\ \mu\text{m}$ 、 $4.3\ \mu\text{m}$ 和 $6.3\ \mu\text{m}$ 的辐射带。根据尾焰气体的特性, 选用谱带模型的 C-G^[13]近似法, 将非均匀气体的辐射近似为局部均匀气体辐射的迭加。其计算思路是沿视线方向将尾焰分成等温、等压的若干层, 计算出每一层的光谱透射率, 然后根据辐射传输方程计算视线方向的总辐射亮度, 最后对波数间隔求和得到辐射波段的辐射亮度。以喷口中心为坐标原点 O , 喷口面的轴向方向为 Y 轴, 建立图 5 所示坐标系, 将尾焰进行等温等压层划分, 主要计算步骤如下:

- ① 将沿视线方向所截取的尾焰部分分为等温、等压的 n 层, 其温度为 T_n , 压强为 P_n , 每层的厚度为 l (其中 $n=1,2,3,4,\dots$);
- ② 确定尾焰气体红外发射带的波数范围;
- ③ 计算各气体组分在每层中的光学厚度;
- ④ 计算 CO_2 和 H_2O 的光谱吸收系数;
- ⑤ 根据所得光学厚度和光谱吸收系数计算出每层的光谱透射率;
- ⑥ 由辐射传输方程求出每层的光谱辐射亮度;

⑦对层数和波数求和, 求出波段内沿视线方向的辐射亮度。

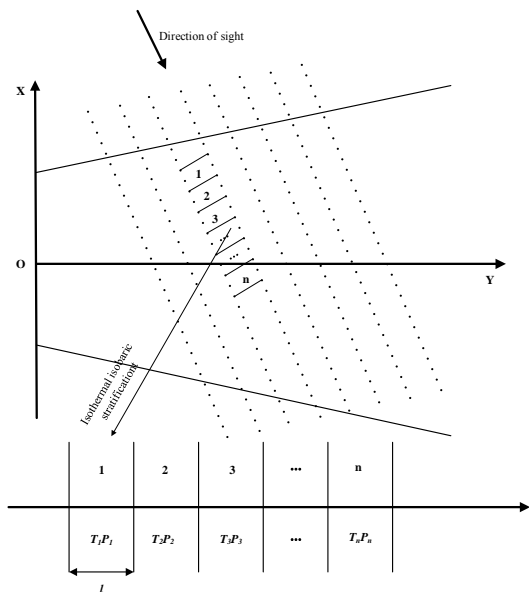


图5 尾焰划分示意图

Fig.5 The diagram of dividing the plume

⑧将尾焰沿着平行探测视线分成若干均匀小气柱, 根据气柱内辐射亮度值与气柱表面积即可得其辐射强度^[14]。

3.2 喷管红外辐射强度计算

在已知尾喷管温度的条件下, 喷管在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的辐射强度为:

$$I_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = \varepsilon \cdot \frac{\sigma T^4}{\pi} \cdot A \cdot F_{\lambda_1 \sim \lambda_2} \quad (1)$$

式中: ε 为喷管的平均发射率; σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数, 为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$; T 为喷管温度; $F_{\lambda_1 \sim \lambda_2}$

为辐射效率, 其值可查阅黑体函数表^[15]; A 为喷管辐射面积, 且:

$$A = \begin{cases} A_N |\cos \theta|, & 0 \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \\ 0, & \frac{\pi}{2} < \theta \leq \pi \end{cases} \quad (2)$$

式中: A_N 为喷管表面积; θ 为观察方向与尾流轴向方向夹角。

3.3 计算结果与分析

图6为3种喷管尾流在YOZ平面上红外辐射强度分布情况。轴对称圆形喷管外尾流红外辐射强度要远大于二元矩形喷管、二元矩形S弯喷管外尾流红外辐射强度, 二元矩形喷管与二元矩形S弯喷管相差较小; 无论何种喷管, 其尾流红外辐射强度都随着探测角度的增加而增加。这是因为轴对称圆形喷管外

尾流核心区域面积最大, 尾流高温区域在探测点的投影面积也大, 而二元矩形喷管、二元矩形S弯喷管均较小, 且尾流在探测点处的投影面积随着探测角度的增大而增大。

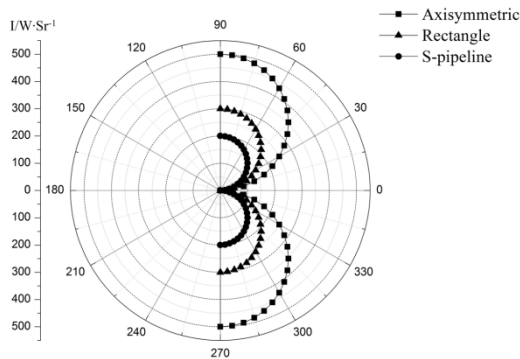


图6 YOZ平面上三类喷管尾焰红外辐射强度分布

Fig.6 Infrared radiation intensity distribution of plume from three types of nozzles

图7为3种喷管固体壁面所产生红外辐射强度分布情况。3种类型喷管固体壁面在YOZ平面上产生的红外辐射强度均在Z轴向方向上最大, 且轴对称圆形喷管与二元矩形喷管的最大值相等, 均大于二元矩形S弯喷管; 红外辐射强度随着探测角度的增大而减小, 轴对称圆形喷管变化缓慢, 二元矩形喷管变化迅速。这是因为, S弯结构管道对于固体壁面的红外辐射有一定的遮挡效果, 使得壁面在探测点的投影面积相对较小, 二元矩形喷管在YOZ平面上随着探测角度的增大, 其在探测点上的投影面积迅速减小, 而轴对称圆形喷管则减小得较为缓慢。

图8为3类喷管排气系统红外辐射强度在YOZ平面上的分布情况。轴对称圆形喷管的排气系统红外辐射强度要远大于二元矩形喷管及二元矩形S弯喷管的排气系统红外辐射强度, 随着探测角度的增大, 轴对称圆形喷管的排气系统红外辐射强度先增大再减小, 而二元矩形喷管与二元矩形S弯喷管的排气系统红外辐射强度均为先减小再增大, 这取决于不同探测角度上喷管壁面红外辐射强度与尾焰红外辐射强度的变化情况。

4 结论

通过建模、数值计算得到了3种尾喷管排气系统的红外辐射特性, 经分析得出以下结论:

- ①二元矩形喷管及二元矩形S弯喷管的尾流高温核心区域面积均较小。
- ②二元矩形喷管及二元矩形S弯喷管的尾流红外辐射强度均远小于轴对称圆形喷管尾流红外辐射强度。

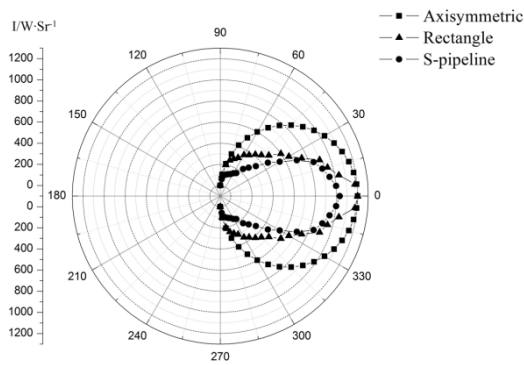


图 7 YOZ 平面上 3 类喷管壁面红外辐射强度分布
Fig.7 Infrared radiation intensity distribution of three types of nozzle walls

③在二元矩形喷管宽边探测平面内, 只有尾流轴向方向上轴对称圆形喷管与二元矩形喷管的壁面红外辐射强度相等, 而其他探测角度上轴对称圆形喷管要远大于二元矩形喷管和二元矩形 S 弯喷管。

④3 种喷管中, 整个排气系统红外辐射强度最大的是轴对称圆形喷管, 最小的是二元矩形 S 弯喷管, 因此隐身性能最好的是二元矩形 S 弯喷管, 二元矩形喷管次之, 轴对称圆形喷管最差。

参考文献:

[1] Aguiar P, Brett D, Brandon N P. Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid system analysis for high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicles[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2008, **33**(23): 7214-7223.

[2] Suresh Patel, Christopher Blac. Statistical modeling of F/A-22 flight test Buffet data for probabilistic analysis[C]// *Aiaa/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2005: DOI: 10.2514/6.2005-2289.

[3] Roblin A, Baudoux P E, Chervet P. UV missile-plume signature model [C]//*Proc of SPIE*, 2002, **4718**: 344-355.

[4] Bakker E J, Fair M L, Schleijsen H M A. Modeling multispectral imagery data with NIRATAM v3.1 and NPLUME v1.6 [C]// *Proceedings of SPIE*, 1999, **3699**: 80-91.

[5] Watkins W R. Thermal background modeling and its use in science and technology[C]//*Proceedings of SPIE*, 1992, **1687**: 84-106.

[6] 张海兴, 岳敏. 飞机红外辐射的理论计算[J]. *西安电子科技大学学报*, 1997(1): 78-81.
ZHANG Haixing, YUE Min. Theoretical calculation of the IR radiation of an aeroplane[J]. *Journal of XIDIAN University*, 1997(1): 78-81.

[7] 未军光, 杨青真, 李岳锋. 飞机发动机排气系统红外辐射强度数值仿真[J]. *计算机仿真*, 2011, **28**(4): 66-70.
WEI Junguang, YANG Qingzhen, LI Yuefeng. Numerical simulation of infrared radiation for a aroengine exhaust system[J]. *Computer Simulation*, 2011, **28**(4): 66-70.

[8] 冯云松, 李晓霞, 路远, 等. 矩形喷管外尾焰红外辐射特性的数值计算[J]. *兵工学报*, 2013, **34**(4): 437-442.
FENG Yunsong, LI Xiaoxia, LU Yuan, et al. Numerical calculation of

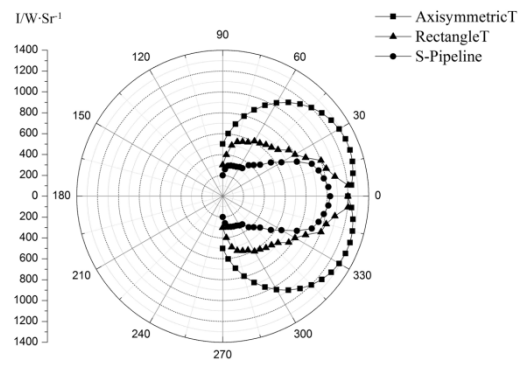


图 8 YOZ 平面上 3 类喷管排气系统红外辐射强度分布
Fig.8 Infrared radiation intensity distribution of exhaust system with different nozzles

infrared radiation characteristics of the exhaust plume outside a rectangular nozzle[J]. *Acta Armamentarii*, 2013, **34**(4): 437-442.

[9] 冯云松, 杨华, 杨莉, 等. 宽高比对矩形喷管外尾焰红外辐射的影响[J]. *光电工程*, 2012, **39**(11): 49-54.
FENG Yunsong, YANG Hua, YANG Li, et al. Influence of aspect ratio on infrared radiation of the exhaust plume outside a rectangular nozzle[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2012, **39**(11): 49-54.

[10] 高翔, 杨青真, 施永强, 等. 出口形式对双 S 弯排气系统红外特性影响研究[J]. *红外与激光工程*, 2015, **44**(6): 1726-1732.
GAO Xiang, YANG Zhenqing, SHI Yongqiang, et al. Numerical simulation of radiation intensity of double S-shaped exhaust system with different outlet shapes[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, **44**(6): 1726-1732.

[11] 刘常春, 吉洪湖, 黄伟, 等. 一种双 S 弯二元喷管的红外辐射特性数值研究[J]. *航空动力学报*, 2013, **28**(7): 1482-1488.
LIU Changchun, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of serpentine 2-D nozzle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, **28**(7): 1482-1488.

[12] 邓洪伟, 赵春生, 贾东兵, 等. 航空发动机喷管隐身修形设计技术分析[J]. *航空发动机*, 2014, **40**(2): 10-14.
DENG Hongwei, ZHAO Chunsheng, JIA Dongbin, et al. Analysis of stealthy shape design technology for aeroengine exhaust nozzle[J]. *Aeroengine*, 2014, **40**(2): 10-14.

[13] 李惠萍, 周起勃, 匡定波. 基于粒子系统和 C-G 法的尾焰红外模拟[J]. *红外与激光工程*, 2008, **37**: 601-603.
LI Huiping, ZHOU Qibo, KUANG Dingbo. Simulation of infrared radiance of aircraft plume[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, **37**: 601-603.

[14] 许爱华, 汪中贤, 于坚, 等. 高空高速无人机尾焰红外辐射特性计算研究[J]. *红外与激光工程*, 2012, **41**(7): 1700-1707.
XU Aihua, WANG Zhongxian, YU Jianxian, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics for plume of the high-altitude and high-speed UAV[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, **41**(7): 1700-1707.

[15] 张建奇. *红外物理*[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2013.
ZHANG Jianqi. *Infrared Physics*[M]. Xi'an: Xidian University Press, 2013.