

与飞机融合的单边膨胀喷管排气系统 气动和红外辐射特征数值计算

单勇¹, 陈著¹, 尚守堂², 邵万仁², 邓洪伟²

(1. 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要: 单边膨胀喷管(Single Expansion Ramp Nozzle, SERN)是一种新型的排气喷管,具有可以有效抑制航空发动机排气系统的红外辐射和雷达反射截面积、后体阻力小、质量轻、增加飞机的敏捷性和可操控性等优点。运用计算流体力学/红外辐射(CFD/IR)数值模拟的方法,采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型和标准壁面函数,研究了轴对称喷管、单边膨胀喷管和开缝冷却单边膨胀喷管的排气系统与机身融合后的红外辐射特性空间分布规律。结果表明:单边膨胀喷管大幅度降低了排气系统尾向红外辐射峰值,其降幅达到60%以上,说明了单边膨胀喷管与后机身融合、遮挡内部高温部件,从而降低了尾向红外辐射的卓越红外抑制效果。

关键词: 单边膨胀喷管; 红外辐射; 排气系统; 数值模拟; 航空发动机; 隐身

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.02.001

Aerodynamic and Infrared Radiation Characteristics Numerical Simulation on Single Expansion Ramp Nozzle within Aircraft

SHAN Yong¹, CHEN Zhu¹, SHANG Shou-tang², SHAO Wan-ren², DENG Hong-wei²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Single Expansion Ramp Nozzle (SERN) is a new style exhaust nozzle which has a lot of advantages. It can suppress the infrared radiation, reduce the radar cross section, decrease the resistance of the nozzle's after body, reduce the whole weight. The non-symmetry of the nozzle can improve the agility and maneuverability for the planes. Based on the computational fluid dynamics/infrared radiation (CFD/IR) numerical calculations, using standard $k-\epsilon$ turbulent model and standard wall functions, three kinds of nozzle within the aircraft which were axis symmetry nozzle, single expansion ramp nozzle and single expansion ramp nozzle with cooling were performed to simulate the infrared radiation distribution of the plume and exhaust system. The results show that the SERN has the ability of shield the high temperature parts located in the nozzle. It can suppress the infrared radiation by 60% of the exhaust system.

Key words: single expansion ramp nozzle; infrared radiation; exhaust system; numerical simulation; aeroengine; stealth

0 引言

超声速巡航、超机动、隐身性是第4代战斗机必须具备的性能。为第4代战斗机提供动力的航空发动机的先进性不仅体现在高推重比方面,还要具备矢量推力和红外隐身能力。与这2种能力的发展最密不可

分的关键部件就是发动机排气喷管^[1]。目前,中国现役发动机普遍采用轴对称收扩喷管。其红外辐射一部分源于排气系统可被探测到的热壁面,另一部分源于流经喷管排出的热尾喷流。前者主要来自排气系统腔体,包括末级涡轮叶片、涡轮后支板、中心锥体、加力

收稿日期: 2013-11-12 **基金项目:** 国家自然科学基金(51306088)、江苏省自然科学基金(BK20130790)资助
作者简介: 单勇(1978),男,博士,副教授,主要研究方向为传热传质和红外隐身技术;E-mail: nuaasy@nuaa.edu.cn。

引用格式: 单勇,陈著,尚守堂,等. 与飞机融合的单边膨胀喷管排气系统气动和红外辐射特征数值计算[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 1-5. SHAN Yong, CHEN Zhu, SHANG Shoutang, et al. Aerodynamic and infrared radiation characteristics numerical simulation on single expansion ramp nozzle within aircraft [J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 1-5.

筒体、加力燃烧室部件和收扩喷管内壁面等固体壁面的红外辐射;热喷流的温度在采用内外涵强化混合技术后可以降低到一定程度。排气系统内腔体由于直接与高温热排气直接接触,不易降低其表面温度,故其红外辐射强^[2]。最为突出的问题是:内腔体的红外辐射可以通过收扩喷管向尾后方传递,收扩喷管结构上的局限性决定了其对排气系统内腔体不具备良好的红外抑制能力。随着发动机涵道比的减小,用于掺混发动机热排气和冷却喷管热壁面的外涵冷气流大大减少,这更加削弱了轴对称发动机喷管的红外隐身能力。此外,轴对称收扩喷管虽然与发动机本体是相容的,但是对于飞机来讲在其尾部配合上直径达1 m的圆柱体就难以相容,带来很大的后体阻力,不利于超声速巡航。新一代发动机排气喷管的红外抑制必须从其结构和对它施加冷却技术共同入手,将喷管壁面冷却、壁面遮挡、引入二次流降低排气尾焰温度等技术措施综合利用^[3-12]。例如,美国阿帕奇直升机采用多股排气引射式喷管利用引射的外界环境冷气有效降低了排气尾焰的温度,冷却了喷管壁面;YF-23A战斗机利用机身和双垂尾翼从正面和侧面遮挡喷管的红外辐射等;美国隐身轰炸机F-117A将这些技术综合应用,其喷管红外辐射比常规收扩喷管的降低90%以上,但是狭长矩形喷口这种结构设计对发动机的推力性能和质量都有较大的负面影响,不太适合于对机动性能要求高的现代高速战斗机。

排气系统与飞机后机身融合的单边膨胀喷管(SERN)不仅满足超声速巡航等要求^[13-15],同时具备低红外辐射和提供矢量推力满足机动性能潜力。其特殊的几何外形(较长的膨胀边)遮挡某些重要方位的高温喷口和热喷流红外辐射,弯曲的内流排气通道降低喷管内部高温部件的红外辐射,引入二次流可对喷管排气通道和单膨胀边进行冷却,单膨胀边在一定范围内的转动可提供矢量推力等。单边膨胀喷管与飞机的后机身可以完全融合,飞机后机身后延构成单膨胀边,后体阻力降低,为飞机不开加力达到超声速提供有利条件。为了适应战斗机飞行状态和涡扇发动机工作状态,单边膨胀喷管可设计为喷口形状可调的矢量形式。喷管上下扩张段以转轴为中心在一定范围内旋转可获得巡航状态、加力状态、矢量推力状态。

本文试图将单边膨胀喷管与飞机后机身融合,利用数值的手段计算轴对称喷管、单边膨胀喷管和开缝

冷却单边膨胀喷管排气系统的红外辐射空间分布和大小,以轴对称喷管的排气系统为基准,定量分析单边膨胀喷管排气系统的红外抑制能力。

1 计算物理模型和计算方法

用UG软件将涡扇发动机排气系统与飞机一体化建模如图1所示。在该视图中可以通过喷口直接观察到中心锥体和部分的火焰稳定器。发动机排气喷管内部的高温部件所产生的红外辐射不仅相当可观,而且能够通过喷口向飞机尾向传播。虽然这些辐射能量是定向传播的(在后向 $\pm 15^\circ$ 范围内),但是其值非常大,可被红外探测导弹发现、跟踪与捕获。因此,提出将单边膨胀喷管与飞机后体融合,将降低飞机尾向红外辐射峰值作为研究重点之一。

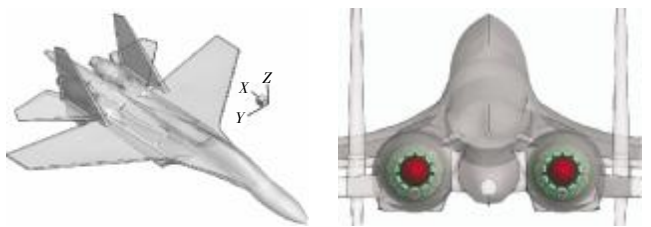


图1 轴对称涡扇排气系统与飞机一体建模

装配单边膨胀喷管排气系统的一体化计算模型如图2所示。选用的是结构简单的弯折通道的单边膨胀喷管,其喉道的下沿与喷管中心线同高,因此,从后向不能观察到发动机喷管内部的高温物体,也就是利用单边膨胀喷管的弯折通道完全遮挡了发动机排气系统内部的高温壁面向尾向的定向辐射。但是,在获得如此重要收益的同时,与热喷流直接接触的单膨胀边不可避免地增加了喷管的红外辐射,不过增加的辐射只是在某些方向上。因此,将开缝冷却的单边膨胀喷管与Su27融合是另1个尝试的研究方向。

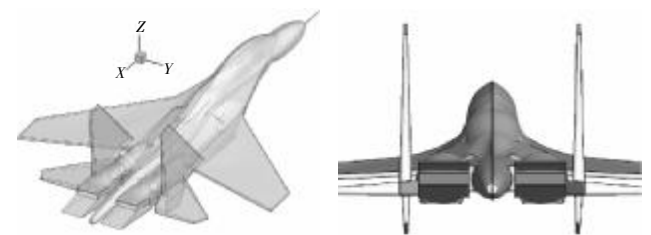


图2 装配单边膨胀喷管的飞机模型

开缝冷却单边膨胀喷管排气系统的飞机模型如图3所示。与图2的不同之处就是单膨胀边开有冷却

通道,喷流在单膨胀上自由膨胀形成低压区域,在内、外压差的作用下,部分外界冷气从冷却通道流过单边膨胀边,降低单膨胀边的表面温度。

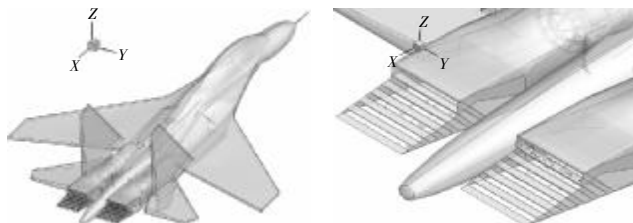


图 3 装配开缝冷却单边膨胀喷管的飞机模型

用 Gambit 软件对飞机蒙皮和流场等区域进行网格划分。计算域包括 2 部分:飞行器表面的外流流动区域和发动机排气喷管内、外流场区域。将飞机放在 1 个有限区域的外流场中,外流场的边界模拟了外界环境,设定为压力远场边界,给定来流马赫数、来流温度、外界环境的辐射率等条件。按照特定的飞行速度和飞行高度确定环境温度和压力,从而确定飞机外流场边界为压力远场边界参数的具体值。在气动加热过程中,高速气流在飞机表面的黏性滞止并与飞机表面进行对流换热,同时还与环境之间形成辐射换热来平衡飞机蒙皮的表面热流量。在气动加热过程中对流和辐射换热的耦合计算可以通过在飞机流场数值模拟过程中加入自定义的辐射换热计算模块,采用离散坐标辐射模型(Discrete Ordinates)求解飞机蒙皮向外界空间环境辐射换热问题。发动机排气系统的入口为流量入口边界:内涵入口流量为 26 kg/s,总温为 970 K;外涵入口流量为 12 kg/s,总温为 378 K。选用标准湍流模型,标准壁面函数。

2 计算结果分析

不同截面上的尾焰温度分布如图 4 所示。从图中可见 2 股高温尾喷流在与环境冷气的混合、合并过程,尾焰的核心区长度大概是飞机长度的 1.2 倍。

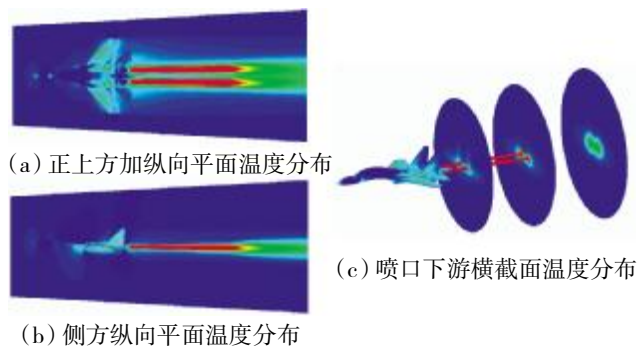
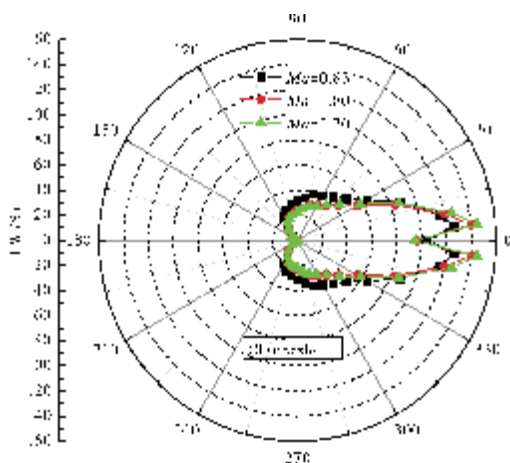
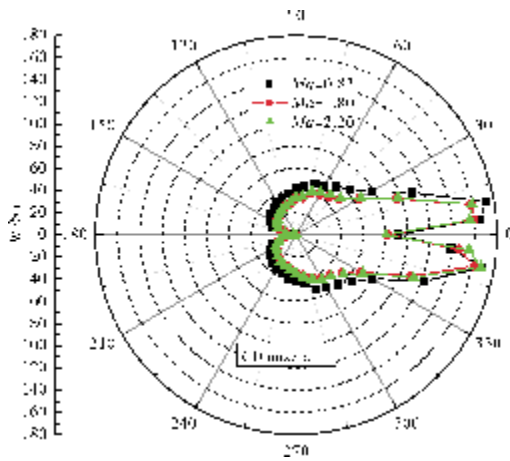


图 4 尾焰温度场分布

安装轴对称喷管的飞机尾焰在 3~5 μm 波段红外辐射强度分布如图 5 所示。 0° 表示飞机尾向, 180° 表示飞机迎头方向。由于在水平面上,辐射对称分布(下同)。在水平平面,尾焰的红外辐射在后向 10° 最大,尾焰可以向飞机前向传播。随着飞行马赫数增大,尾焰与外界环境冷气混合增强,从图中可见尾焰与外界冷气的剪切层明显增厚,尾焰温度降低,所以反映在铅垂面上红外辐射强度呈减小趋势。



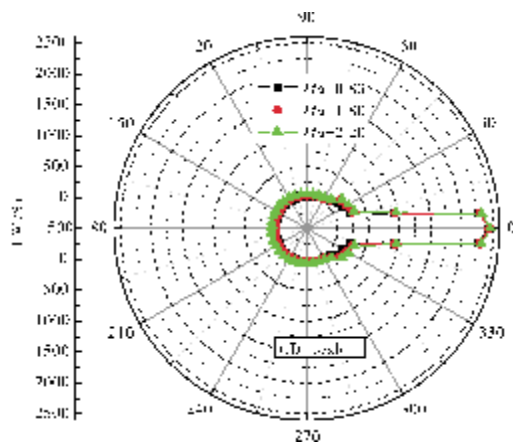
(a) 水平平面



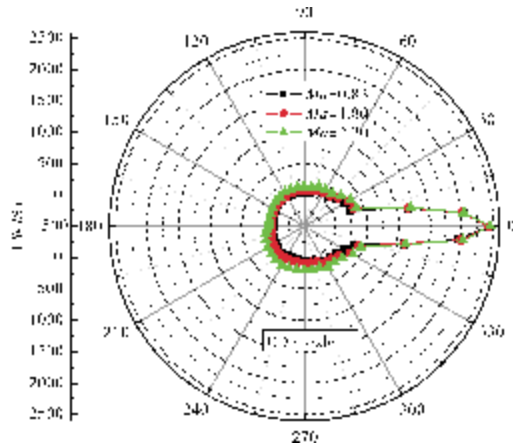
(b) 铅垂平面

图 5 尾焰红外辐射强度空间分布(轴对称喷管)

安装轴对称喷管的飞机排气系统在 3~5 μm 波段总体红外辐射强度分布如图 6 所示。这里的总体不仅包括喷管壁面和喷管内部高温部件,还包括尾焰辐射。在水平面上,尾向 0° 方向辐射最强,达到 2400 W/Sr,峰值随马赫数变化很小。在前向 $120^\circ\sim 180^\circ$ 范围内,随着马赫数的增大,辐射增强的原因在于尾焰红外辐射在这些方向的增加,但是其值相对于排气系统总体辐射最大值是很小的。在铅垂面上,辐射强度表现出上下的不对称分布。



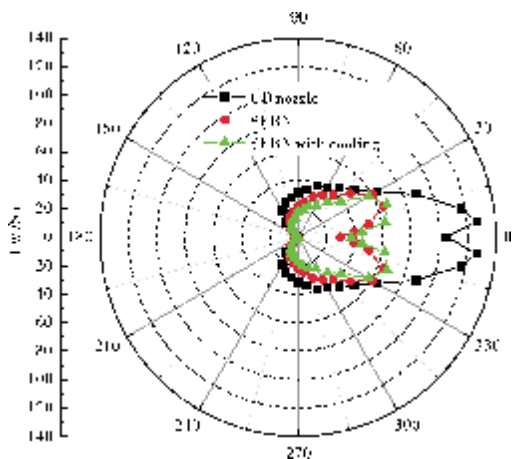
(a) 水平平面



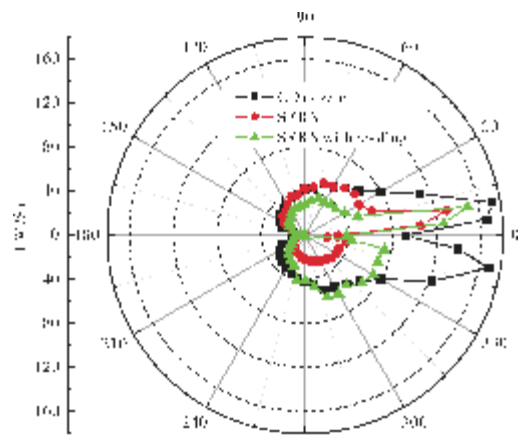
(b) 铅垂平面

图6 排气系统总体红外辐射强度空间分布(轴对称喷管)

尾焰红外辐射强度空间分布对比如图7所示。图中对比了轴对称、单边膨胀、单膨胀边冷却这3种喷管的飞机尾焰辐射。无论单边膨胀喷管是否冷却,其尾焰红外辐射在任何探测方向都小于轴对称喷管尾焰辐射。



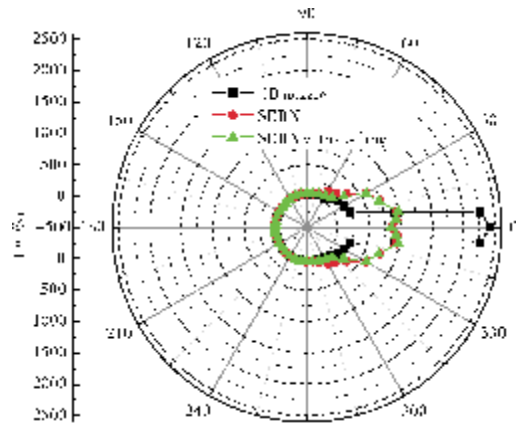
(a) 水平平面



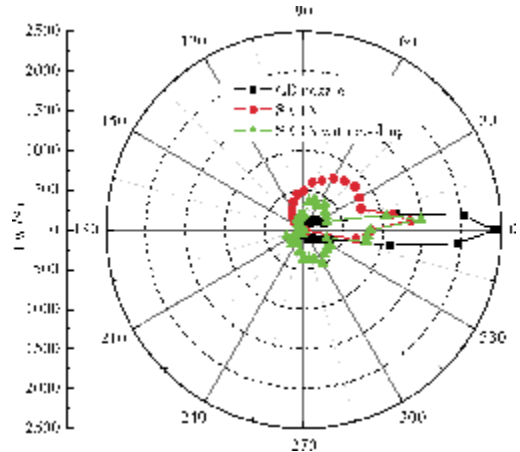
(b) 铅垂平面

图7 尾焰红外辐射强度空间分布对比

排气系统总体红外辐射强度空间分布对比如图8所示,图中对比了3种喷管的排气系统总体辐射。在水平平面,0°~10°范围内,单边膨胀喷管的总体辐射小于轴对称喷管的,仅在20°~60°范围内有微弱的增强。在铅垂平面,30°~150°范围内都有所增加;单膨胀边冷却结构要优于无冷却的单边膨胀喷管,增强的



(a) 水平平面



(b) 铅垂平面

图8 排气系统总体红外辐射强度空间分布对比

幅度有所减缓,这主要是单膨胀边冷却降温的结果。

3 结论

本文将排气系统与机身一体化建模,开展了几种不同结构排气系统的红外辐射特性数值模拟。以安装轴对称喷管排气系统为基准,比较了无冷却结构的单边膨胀喷管和开缝冷却的单边膨胀喷管在装机飞行状态下的辐射特性。尾焰的容积辐射可以向飞机前向传播。对于轴对称喷管的排气系统,其红外辐射的峰值出现在尾向 0° 方向,达到 2400 W/Sr 。单边膨胀喷管大幅度降低排气系统尾向红外辐射峰值,其降幅达到60%以上,说明单边膨胀喷管与后机身融合、遮挡内部高温部件,降低了尾向红外辐射的卓越红外抑制效果。

参考文献:

- [1] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 1-8.
LIN Zuoming. The current development and future trends of fighter engines[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)
- [2] 单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 某型涡扇排气系统缩比模型红外辐射特性实验 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2228-2234.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Experiments on infrared radiation characteristics of exhaust system for a turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2228-2234. (in Chinese)
- [3] 罗明东, 吉洪湖, 黄伟. 轴对称喷管与后机身组合结构的红外辐射特性实验 [J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 293-297.
LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei. Experiments on infrared radiation characteristics of combination axisymmetric nozzle and aft fuselage [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39(3): 293-297. (in Chinese)
- [4] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)
- [5] 额日其太, 王志杰, 吴寿生. 高速热喷流条件下二元收扩喷管扩张段壁面冷却的初步试验研究 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 40-44.
Eriqitai, WANG Zhijie, WU Shousheng. Preliminary experimental investigation on the divergent wall cooling of two dimensional C-D nozzles at high speed and hot jet conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 40-44. (in Chinese)
- [6] 邓洪伟, 邵万仁, 周胜田, 等. 某型航空发动机喷管红外辐射特征数值模拟和试验研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 45-49.
DENG Hongwei, SHAO Wanren, ZHOU Shengtian, et al. Numerical simulation and experimental investigation of infrared radiation characteristics for an aeroengine exhaust nozzle [J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 45-49. (in Chinese)
- [7] 贾东兵, 周吉利, 邓洪伟. 固定几何气动矢量喷管技术综述 [J]. 航空发动机, 2012, 38(6): 29-33.
JIA Dongbing, ZHOU Jili, DENG Hongwei. Summary of fluidic control fixed geometry nozzle technology [J]. Aeroengine, 2012, 38(6): 29-33. (in Chinese)
- [8] 周吉利, 杜桂贤. 涡轮发动机可调收扩喷管最优面积比[J]. 航空发动机, 2013, 39(2): 62-65.
ZHOU Jili, DU Guixian. Calculation and analysis on optimum area ratio of variable convergent-divergent nozzles for turbine engine [J]. Aeroengine, 2013, 39(2): 62-65. (in Chinese)
- [9] 邓洪伟, 周胜田, 邵万仁, 等. 航空发动机排气系统红外辐射特征数值计算研究[J]. 航空发动机, 2009, 35(1): 27-29, 17.
DENG Hongwei, ZHOU Shengtian, SHAO Wanren, et al. Numerical calculation of infrared characteristics for aeroengine exhaust system [J]. Aeroengine, 2009, 35(1): 27-29, 17. (in Chinese)
- [10] 吴博, 张靖周, 单勇, 等. 加遮挡罩二元喷管红外辐射特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2287-2292.
WU Bo, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Numerical research on infrared radiation characteristics of two dimension nozzle with shelter covering [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2287-2292. (in Chinese)
- [11] 李喜喜, 额日其太. 用 Tam-Ganesan 湍流模型研究排气系统红外辐射特性 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2384-2389.
LI Xixi, Eriqitai. Numerical simulation of infrared radiation characteristic of exhaust system using Tam-Ganesan turbulence model [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2384-2389. (in Chinese)
- [12] 章叶川, 王占学, 史经纬, 等. 双 S 弯喷管流动特性及红外辐射特性分析 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2468-2474.
ZHANG Yechuan, WANG Zhanxue, SHI Jingwei, et al. Analysis on flow and infrared radiation characteristics of double S-bend nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2468-2474. (in Chinese)
- [13] Carison J R. Prediction of static performance for single expansion ramp nozzles[R]. AIAA-93-2571.
- [14] MacLean M K. Static internal performance tests of single expansion ramp nozzle concepts designed with Lo considerations [R]. AIAA-93-2429.
- [15] Ruffin S M, Spaid F W. Single expansion ramp nozzle simulations[R]. AIAA-92-0387.