

文章编号:1000-8055(2016)04-0830-06

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2016.04.009

气膜孔排布对排气系统中心锥冷却和 红外辐射特性的影响

王 旭, 张靖周, 单 勇

(南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 运用计算流体力学/红外辐射(CFD/IR)的数值模拟方法,以涡扇发动机排气系统为原型,对中心锥表面气膜冷却方案进行了数值研究,并揭示了中心锥冷却对红外辐射特征的作用效果.研究表明:气膜冷却中心锥可有效降低中心锥表面的温度,抑制排气系统在 $0^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 范围内的红外辐射.在所研究的诸多方案中,与无冷却的涡扇排气系统相比,中心锥表面温度可以降低 282 K, 0° 方向上可降低总体红外辐射约 57%.

关 键 词: 涡扇发动机; 排气系统; 中心锥冷却; 气膜冷却; 红外辐射

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of film hole arrangement on central-cone cooling and infrared radiation characteristics of exhaust system

WANG Xu, ZHANG Jing-zhou, SHAN Yong

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The axisymmetric convergent-expansion nozzle exhaust system of a certain turbofan engine was taken as a prototype wherein the film cooling schemes on the central-cone surface were numerically investigated by CFD/IR methods. The cooling schemes were compared and the cooling action of central-cone surface on the infrared radiation characteristics was revealed. The results show that the film cooling on the central-cone surface could effectively decrease the surface temperature, and suppress the infrared radiation intensity between 0 degree and 15 degree viewed from backward direction. The best cooling scheme achieved about 282 K decrease on the central-cone surface as well as 57% relative decrease of infrared radiation intensity on 0 degree direction by comparing with the prototype exhaust system.

Key words: turbofan engine; exhaust system; central-cone cooling; film cooling; infrared radiation

飞行器的红外辐射主要来自于发动机的排气喷管和热喷流、飞行器高速飞行时的气动加热效应以及目标对环境辐射的反射^[1-3]. 其中, 发动机

排气系统是飞机上最强的红外辐射源, 主要由高温的排气尾焰和高温的发动机排气系统内腔辐射两部分组成. 对于降低排气系统的内腔辐射的方

收稿日期: 2014-08-10

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

作者简介: 王旭(1990—), 男, 河北秦皇岛人, 硕士生, 主要从事红外抑制、传热与燃烧研究.

法,目前大多通过采用改变排气通道形状和喷口形状对内腔进行遮挡来抑制尾向的红外辐射强度,譬如二元喷管^[4-7]、S 弯排气喷管和单边膨胀喷管^[8-10]等.对于排气系统内腔内高温中心锥体冷却的研究,Nosek 和 Straight^[11]实验研究了通过外部引气降低塞锥表面温度的方法;李卒等^[12]研究了不同人冷却方式对中心锥冷却效果的影响;陈俊等^[13]对二元塞式喷管红外特征及壁面降温进行了研究;王殿磊等^[14]研究了气膜孔布置形式对中心锥冷却和红外抑制的影响,但模型相对较少,分布形式需再深入探讨;单勇等^[15]通过实验对中心锥气膜冷却特性进行了研究,实验表明了中心锥气膜冷却结构可以降低排气系统的红外辐射.相对于对排气喷管结构的研究,目前针对中心锥冷却方式的冷却效果以及冷却对红外辐射特征影响研究尚不充分.

本文通过数值手段,以涡扇发动机轴对称收扩喷管排气系统为原型,对几种典型气膜孔排布的中心锥进行冷却效果和红外辐射的数值计算,分析气膜孔排布、引气支板数量等参数对排气系统气动性能和红外抑制效果的影响.

1 模型介绍

本文研究的排气系统是以涡扇发动机轴对称收扩喷管排气系统结构建模.涡扇发动机排气系统包括外涵、内涵、涡轮后支板、火焰稳定器、尾喷管等.在无冷却的中心锥排气系统中,中心锥表面直接与高温内涵气体接触,其温度被加热到与内涵气体温度一致,成为发动机排气系统重要的红外辐射源之一.

通过气膜冷却来降低中心锥体表面温度.实现气膜冷却的方法是将部分外涵冷气从外涵通道中的导流猫耳流入中空的涡轮后支板,以此进入中心锥内腔,再由中心锥表面的气膜孔流出,在中心锥体表面形成气膜,以此降低中心锥体表面温度,如图 1.

本文通过改变涡轮后引流支板进气股数 n (2,4,8)、气膜孔孔径 d (1,2,3 mm)、孔间距 P (9, 15,21,27 mm) 这些参数来获得不同结构的中心锥计算模型,如图 2.本文采用全环计算.考虑到中心锥及排气系统具有很多复杂型面,计算中对排气系统和中心锥采用非结构化网格,在气膜孔附近采用局部加密网格,外场尾焰采用结构化网格.采用 200 万,400 万,600 万和 800 万的网格量进行网格独立性计算.网格量大于 400 万时,计算

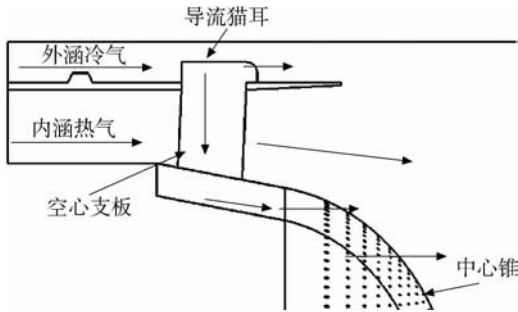


图 1 冷却中心锥排气系统结构示意图
Fig. 1 Schematic of turbfan exhaust system with cooling center-cone

结果差别很小,不超过 5%,所以采用网格量为 400 万的计算模型.使用 Fluent 软件对模型的流场进行计算.图 3 为中心锥表面局部网格示意图.

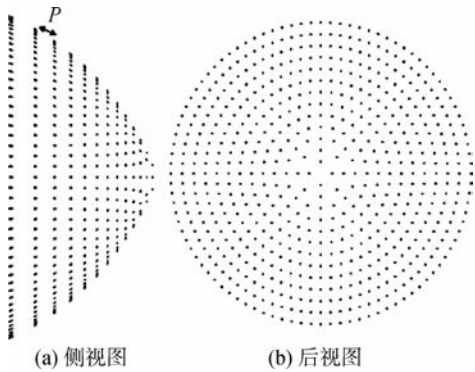


图 2 气膜孔分布示意图
Fig. 2 Schematic of the film hole distribution

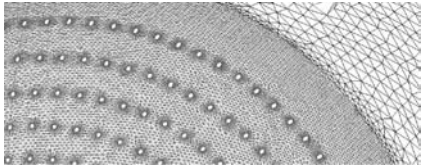


图 3 中心锥表面网格
Fig. 3 Local grid meshes on central-cone surface

计算时采用的边界条件如下:进口边界为质量流量入口,内涵入口的质量流量为 100 kg/s,总温为 1160 K,外涵入口的质量流量为 25 kg/s,总温为 463 K.同时假定进口参数均匀分布.气流通过出口截面时并未充分发展,出口压力受喷流影响,并不是外界大气压.为了更好地模拟气流流出喷口后的情况,所以在尾喷口出口外选取一个足够大的外场(轴向约为尾喷口直径的 20 倍,周向约为 8 倍),其边界压力为外界大气压力,其他各变量设置为流向偏导数为零.假设喷管内涵入口

气体为完全燃烧的燃气,成分主要是氮气、二氧化碳和水蒸气,质量分数为 70.6%,20.9%,8.5%;外涵入口气体为空气,成分主要为氧气和氮气,质量分数为 23.3%,76.7%。固体壁面采用无滑移固壁边界条件,涡扇排气系统内部各部件设定为流-固耦合面,所有壁面发射率均设为 0.8。为了确定排气系统的气体组分分布在计算时加入了组分运输模型。本文采用 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 紊流模型流动与传热的控制方程^[14-16],采用 2 阶迎风差分格式离散,压力与速度耦合采用 SIMPLEC(semi-implicit method for pressure-linked equation-consistant)算法,收敛精度为 10^{-6} 。

对于红外辐射特性计算,本文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^[17-18]。

计算红外辐射特性时,探测点分布在以喷管出口平面的中心点为圆点,半径为 100 m 的圆上。喷管主轴中心线也在此圆面上。因为是轴对称喷管排气系统,探测点到圆点的连线与喷管主轴中心线的夹角从 0° 变化到 90° 。

2 计算结果与分析

2.1 中心锥体表面温度场分析

在没有气膜冷却的中心锥体表面,中心锥表面被内涵的热流包围,温度接近内涵气流温度,平均温度为 1129 K。图 4 是气膜冷却中心锥在 8 个进气支板引气冷却、气膜孔直径为 3 mm 且孔间距为 27 mm 条件下的表面温度分布,可以看出中心锥表面的温度有较大幅度的降低。

图 5 分别反映了不同的中心锥冷却结构参数

对中心锥冷却气体质量流量和中心锥表面平均温度的影响。图 5(b)用中心锥表面温度与无冷却时中心锥表面平均温度 T_0 的比值 T/T_0 来表征中心锥的冷却效果。

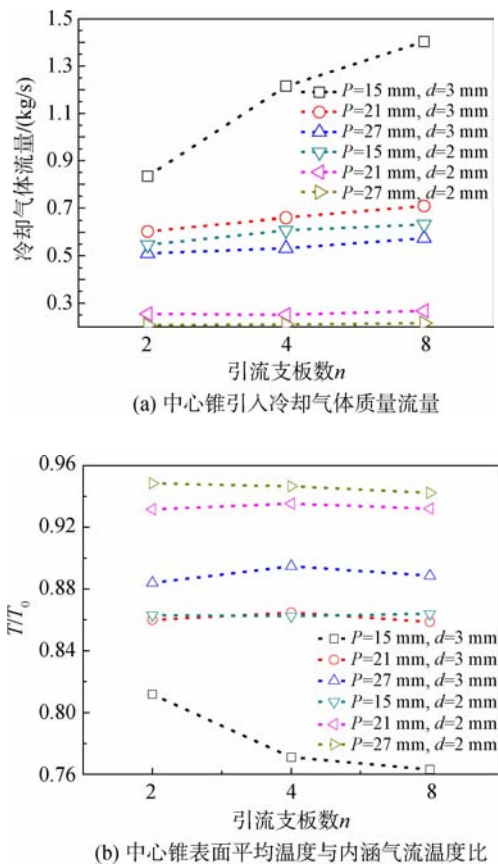


图 5 不同冷却结构下中心锥冷却质量流量和表面平均温度

Fig. 5 Cooling mass flow and average surface temperature under different structural parameters

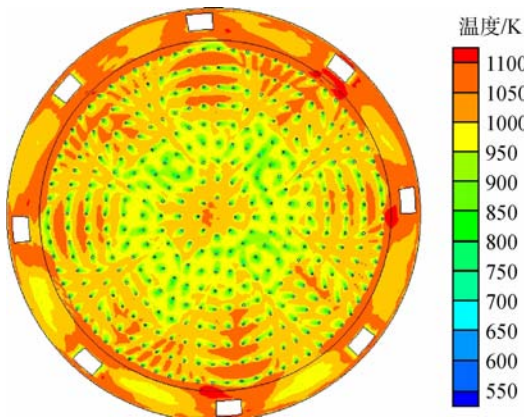


图 4 中心锥温度分布($P=27\text{ mm}, d=3\text{ mm}, n=8$)

Fig. 4 Temperature distribution on the central-cone surface ($P=27\text{ mm}, d=3\text{ mm}, n=8$)

可以看出冷却结构参数变化对中心锥冷却空气质量流量影响的一般规律:在中心锥进气支板相同的条件下,对于直径一定的气膜孔,引入中心锥的冷却空气质量流量随着气膜孔间距的减小而增加,这是气膜孔数量增加带来的作用;同样,在气膜孔间距一定时,随着气膜孔直径从 2 mm 增加至 3 mm,引入中心锥的冷却空气质量流量也大幅增加;而进气支板数量的增加也导致进入中心锥的冷却空气质量流量有所增加。注意到,在外涵气流通过进气支板进入中心锥、再通过中心锥表面上的气膜孔喷吹至内涵气流的过程中,影响进气量的主要因素是进气支板的总面积和中心锥表面上的气膜孔面积。在较大的气膜孔直径和较小的气膜孔间距下($d=3\text{ mm}, P=15\text{ mm}$),气膜出流

的面积很大,此时进气支板的进气面积对中心锥冷却空气质量流量的影响更为显著,2 支板进气方式由于进气面积过小而限制了中心锥的引气能力;而对于气膜孔直径和气膜孔间距为 $d=2\text{ mm}$ 和 $P=21\text{ mm}$ 或 27 mm 的气膜孔排布,进气支板的数量则影响微弱,这是由于此时气膜孔出流面积较小而成为影响中心锥冷却空气引入的主要因素,此时进气流量几乎与气膜孔面积成线性增加关系.因此,中心锥的冷却空气质量流量与进气支板的数量与气膜孔布置密切相关,需要更深入的研究.

中心锥冷却空气质量流量的增加是改善中心锥表面冷却效果的因素之一,同时气膜孔的排布对中心锥气膜冷却也具有十分重要的影响.譬如,气膜孔直径为 3 mm 且孔间距为 21 mm 的气膜孔冷却方案($d=3\text{ mm}, P=21\text{ mm}$)的中心锥表面冷却效果与气膜孔直径为 2 mm 且孔间距为 15 mm 的气膜孔冷却方案($d=2\text{ mm}, P=15\text{ mm}$)几乎一致,但前者的冷却空气质量流量是后者的两倍.总体看来,当中心锥引气冷却的质量流量占外涵质量流量约 2% 时,中心锥表面温度相对无冷却情形可以有 14% 左右的降低;在本文研究的所有结构参数中引气质量流量最大的方案中($d=3\text{ mm}, P=15\text{ mm}, n=8$),中心锥引气冷却的质量流量占外涵质量流量 5.6% ,此时中心锥表面温度相对无冷却情形可以降低 275 K ,相对降温幅度达到 25% .

2.2 红外辐射场分析

在 $0^\circ\sim15^\circ$ 探测范围内可以直接探测到排气系统内腔高温部件发出的红外辐射信号,而且红外辐射强度很大,因此在此角度范围内的红外光谱辐射亮度明显强于其他角度范围;随着探测角度的增加,内腔高温部件的可视面积缩小,总体红外辐射强度降低.因此,降低内部固体温度是降低小角度红外辐射的有效手段.本文试图通过气膜冷却降低中心锥体表面温度而降低排气系统红外辐射峰值.

图 6 表示了不同的中心锥冷却结构对排气系统红外辐射强度的影响.图中红外辐射强度 I 的数值均除以排气系统无冷却时 0° 的红外辐射强度 I_0 ,转换成了无量纲数.

由图 6 可知,探测到的红外辐射强度随着探测光线所能探测到的固壁面积增大而增大.中心锥体气膜冷却结构有效降低中心锥体的表面温度,从而有效的抑制了排气系统在 $0^\circ\sim15^\circ$ 范围内

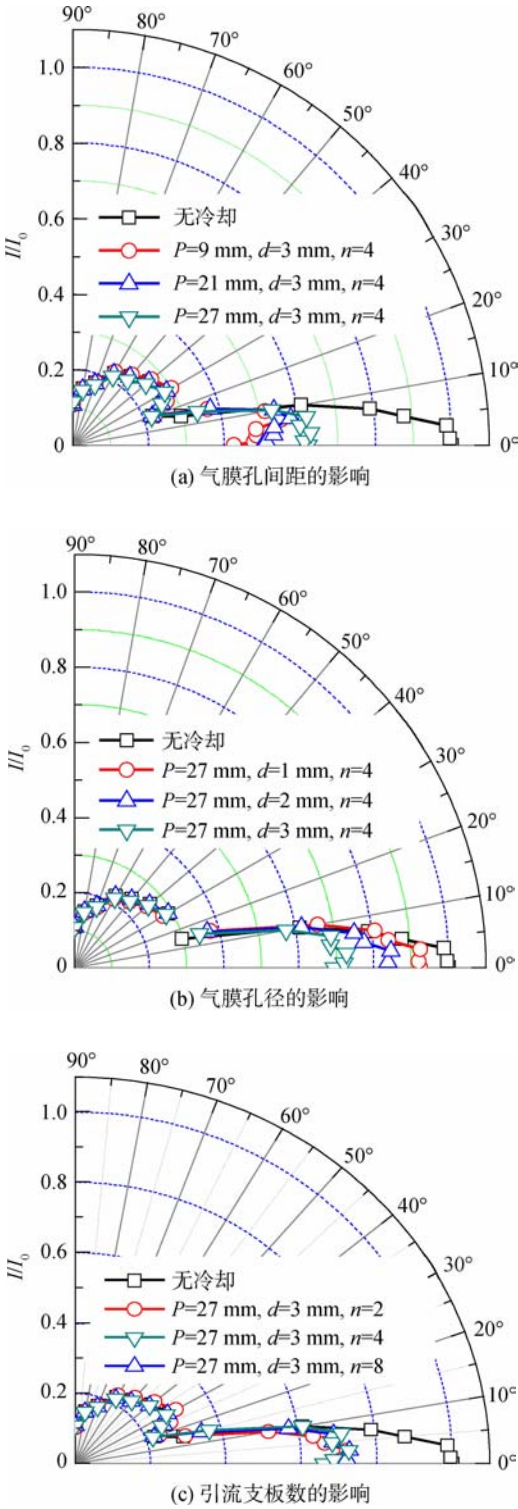


图 6 中心锥冷却对排气系统红外辐射强度的影响
Fig. 6 Effects of central-cone cooling on infrared radiation intensity of exhaust system

的红外辐射.随着气膜孔径的增大、气膜孔数和引流支板数的增加,冷却气体质量流量也随之增大,可以更好地保护中心锥,降低中心锥表面平均温度,从而抑制内部固体部件辐射强度,其中冷却方案($d=3\text{ mm}, P=9\text{ mm}, n=4$)在 0° 方向上可降低

排气系统总体辐射 57%。此方案的中心锥表面平均温度比无冷却时降低了 282 K,与此前方案($d=3\text{ mm}$, $P=15\text{ mm}$, $n=8$)相比,差异很小。

3 结 论

本文以涡扇发动机排气系统为原型,对几种不同的中心锥气膜冷却方式进行数值模拟,探讨了不同引流支板数目、不同气膜孔径和不同气膜孔间距对中心锥冷却效果和排气系统红外辐射强度的影响。主要结论:

- 1) 气膜冷却结构涡扇排气系统与无冷却涡扇排气系统相比,中心锥温度明显降低。增大气膜孔径、孔间距和引流支板数,可以增大冷却气体质量流量,改善中心锥冷却效果。
- 2) 气膜冷却中心锥结构的涡扇排气系统与中心锥无冷却的涡扇排气系统相比,可有效抑制排气系统在 $0^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 范围内的红外辐射,在 0° 方向上可降低排气系统总体辐射 57%,而此时中心锥表面温度相对于无冷却表面降低 282 K。

参考文献:

[1] Mahulikar S P, Sonawane H R, Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43(7): 218-245.

[2] 桑建华, 张宗斌. 红外隐身技术发展综述[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(1): 14-19.

SANG Jianhua, ZHANG Zongbin. Development trends of infrared stealth technology[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(1): 14-19. (in Chinese)

[3] Capone F J. The nonaxisymmetric nozzle: it is for real[R]. AIAA 79-1810, 1979.

[4] 郑礼宝. 全尺寸二元喷管红外辐射特性研究[J]. 航空学报, 2002, 23(2): 140-142.

ZHENG Libao. Infrared emissions from turbojet with two-dimensional nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 140-142. (in Chinese)

[5] 范仁钰, 张靖周, 单勇. 遮挡板结构对二元喷管红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 343-348.

FANG Renyu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Effects of sheltering baffles on the infrared radiation characteristics of two-dimensional nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 343-348. (in Chinese)

[6] 罗明东, 吉洪湖, 黄伟, 等. 涡扇发动机二元喷管的红外光谱辐射特性实验[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 394-398.

LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Experiment on spectral infrared radiant characteristics of two-dimensional nozzles of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 394-398. (in Chinese)

[7] 王宏亮, 张靖周, 单勇. 球型收敛调节片喷管红外特性数值

研究[J]. 航空学报, 2009, 30(9): 1576-1582.

WANG Hongliang, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical study on infrared radiation characteristics of spherical convergent flap nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(9): 1576-1582. (in Chinese)

[8] 杨承宇, 张靖周, 单勇. 单边膨胀喷管红外辐射特性的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1919-1926.

YANG Chengyu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 1919-1926. (in Chinese)

[9] 刘长春, 吉洪湖, 李娜, 等. 一种二元 S 弯喷管的红外辐射特性数值研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(9): 1567-1570.

LIU Changchun, JI Honghu, LI Na, et al. Numerical simulation on infrared radiant characteristics of 2D S-nozzles[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(9): 1567-1570. (in Chinese)

[10] 张少丽, 单勇, 张靖周, 等. 单边膨胀矢量喷管气动和红外特性研究[J]. 航空学报, 2012, 33(8): 1406-1416.

ZHANG Shaoli, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, et al. Research on the aerodynamic and infrared radiation characteristics of single expansion ramp vector nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(8): 1406-1416. (in Chinese)

[11] Nosek S M, Straight D M. Heat-transfer characteristics of partially film cooled plug nozzle on a J-85 afterburning turbojet engine[R]. NASA TM X-3362, 1976.

[12] 李卒, 江勇, 林杰. 不同冷却方式对中心锥冷却效果的影响[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2013, 14(5): 5-8.

LI Zu, JIANG Yong, LIN Jie. Influence of different cooling methods on core cooling effectiveness[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2013, 14(5): 5-8. (in Chinese)

[13] 陈俊, 吉洪湖. 二元塞式喷管红外特性及壁面降温的红外抑制效果计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2429-2435.

CHEN Jun, JI Honghu. Numerical simulation of the infrared radiation characteristics and infrared restraining effect of lower wall temperature for two-dimensional plug nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2429-2435. (in Chinese)

[14] 王殿磊, 张勃, 吉洪湖, 等. 气膜孔布置形式对发动机中心锥冷却与红外抑制特性的影响[J]. 红外技术, 2012, 34(3): 159-163.

WANG Dianlei, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Investigation of effect of hole arrangement on cone cooling and infrared radiation characteristics[J]. Infrared Technology, 2012, 34(3): 159-163. (in Chinese)

[15] 单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 9-15.

SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Experiments on aerodynamic and infrared radiation characteristics of film-cooling center-body exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1):9-15. (in Chinese)

[16] 张勃,吉洪湖,张宗斌,等. 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, 2012, 27(3): 560-565.

ZHANG Bo,JI Honghu,ZHANG Zongbin, et al. Numerical investigation of thermal radiation characteristics of nozzle cavities with center con cooled[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3):560-565. (in Chinese)

[17] Shan Y, Zhang J Z. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(17/18):3687-3695.

[18] Pan C X, Zhang J Z, Shan Y. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5):558-567.

(编辑:秦理曼)