

发动机舱内部传热和蒙皮的降温规律

王杏涛¹, 张靖周^{1,2}, 单 勇¹

(1. 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;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 建立了简化的发动机舱物理模型, 对通风冷却和辐射遮挡的蒙皮降温效果进行了数值模拟和实验研究, 并对发动机舱内部传热规律进行了分析。结果表明: 数值计算得到的发动机舱蒙皮表面沿程分布与实验结果吻合良好。在加热壁面分段的热边界条件下, 无辐射遮挡且无通风时蒙皮内侧表面接受的热流占热壁面加热热流的比值约为 78%; 当发动机舱通风速度达到 1 m/s 时该比值降至 20%; 当通风速度从 0 m/s 增大至 3.5 m/s 时, 发动机舱蒙皮峰值温度的降幅约为 10%; 无通风条件下有辐射遮挡的蒙皮峰值温度相对于无辐射遮挡的情形降幅约为 6%; 在通风冷却和辐射遮挡的综合作用下, 蒙皮峰值温度相对于无通风且无辐射遮挡的基准状况可降低约 50 K, 相对降幅约为 14%。

关 键 词: 发动机舱; 通风冷却; 辐射遮挡; 传热分析; 降温规律

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Internal heat transfer and skin temperature reduction law of engine nacelle

WANG Xing-tao¹, ZHANG Jing-zhou^{1, 2}, SHAN Yong¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A simplified physical model of engine nacelle was established. The effects of ventilation cooling and radiation shelter on reducing skin temperature were investigated by numerical simulation and experimental research. The internal heat transfer of the engine nacelle was also analyzed. Results show that the computational temperature distribution on the skin surface is in good accordance with the experimental result. Under the present zonal thermal boundary conditions of the heated wall, the ratio of total heat flux imposing on the inner surface of skin to the heat flux of heated wall is about 78% in case of no ventilation and radiation shelter. This ratio reduces to 20% when the ventilating velocity of the engine nacelle is 1 m/s. When the ventilating velocity is increased from 0 m/s to 3.5 m/s, the maximum temperature on the skin is reduced about 10% relatively. The maximum temperature on the skin with radiation shelter is reduced about 6% in relative to the case without radiation shelter under no ventilation condition. Combination of ventilation and radiation shelter can achieve 50 K reduction of maximum skin temperature in relative to the case of no ventilation and radiation shelter, with about 14% relative reduction.

Key words: engine nacelle; ventilation cooling; radiation shelter;
heat transfer analysis; temperature reduction law

随着红外探测和制导技术的发展,飞行器红外对抗已呈现出从单一的中红外波段($3\sim 5\mu\text{m}$)向中远红外波段($8\sim 14\mu\text{m}$)发展的趋势.飞行器 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射主要来自高温的发动机排气系统可视壁面和排气喷流, $8\sim 14\mu\text{m}$ 波段的红外辐射则主要来自飞行器表面气动加热和发动机舱中由发动机本体向飞行器机身蒙皮形成的热量传递^[1-8].

根据红外辐射的基本原理可知,降低蒙皮温度是抑制飞行器蒙皮红外辐射的有效途径,发动机舱蒙皮是飞行器表面的一个具有相对较高表面温度的局部区域,针对发动机舱蒙皮降温的主要技术途径包括:通风冷却、加装辐射遮挡板以及保温隔热层等^[9-17].尽管针对发动机舱的通风冷却以及隔热已有一些相关的研究,但对于发动机舱内部热流传递规律尚缺乏详细的分析,并且对发动机舱蒙皮综合降温措施的研究也相对较少.

本文建立了发动机舱通风隔热的简化计算模型,对通风冷却和辐射遮挡等降温措施进行数值模拟,并对发动机舱和蒙皮之间的热流传递进行了分析和探讨;同时对简化的发动机舱缩比模型进行通风和辐射遮挡的实验研究,以获取通风冷却和辐射遮挡对发动机舱蒙皮的表面降温规律.

1 研究方法

1.1 实验模型和方法

图 1 为发动机舱通风隔热模型实验系统示意图,实验系统主要分为发动机舱实验件、气源系统、电加热系统和壁面温度采集系统等 4 个部分,其中发动机舱通风隔热模型实验件由发动机机匣管壁、辐射遮挡板、外罩蒙皮和电加热器组成,通过电加热装置模拟发动机机匣壁面的热边界条件,在实验件前端通入空气形成发动机舱环形通道的通风冷却.在实验件进口截面上,内侧加热壁和外侧蒙皮的直径分别为 190 mm 和 260 mm.实验件长度为 995 mm,辐射遮挡板放置在通风冷却

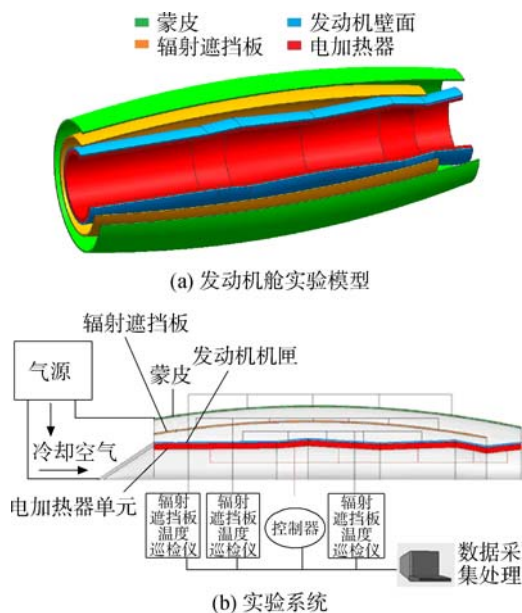


图 1 发动机舱通风隔热实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system of engine nacelle ventilation and radiation shelter

通道的中央,辐射遮挡板的长度从发动机壁面的起始端到发动机壁面末端收敛段位置.加热壁采用厚度为 2 mm 的铝板,蒙皮和辐射遮挡板均采用不锈钢材料,厚度为 1 mm.

由于真实的发动机机匣壁面的热边界条件非常复杂,从压气机段到喷管出口段的不同区域热状况相差很大,为此在实验研究中进行了分区加热的处理措施,即对内部加热壁采用 5 个独立的加热单元体和分段控制的加热模式.同时为了直观地对比分析采取通风冷却和辐射遮挡的蒙皮降温效果,在不同的实验工况下保持壁面的温度恒定,为此设计了基于数字信号处理(DSP)原理的自适应加热控制器,利用 DSP TMS320 LF2407 微处理器和温度传感器,通过调节加热系统的热流实现对壁面加热过程的控制.加热壁面的分区以及温度控制如图 2 所示,图中 T 表示温度.

实验过程中通过调节进气管道阀门开度改变

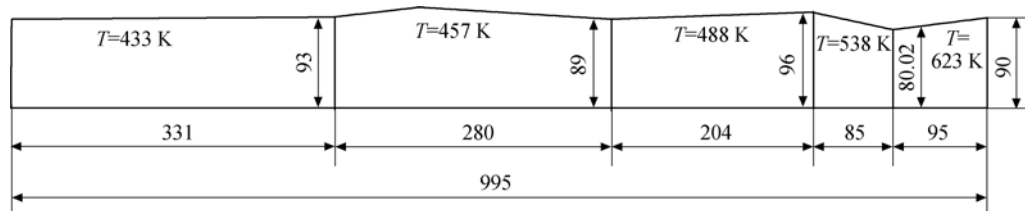


图 2 加热壁面分段热边界条件(单位:mm)

Fig. 2 Sectional thermal boundary conditions on the heated wall (unit:mm)

冷却空气流量,通过热电偶测试及温度巡检仪采集加热壁面和蒙皮表面的温度。

1.2 计算模型和方法

图3为根据实验模型确定数值计算的发动机舱物理模型,外侧为发动机舱蒙皮,内侧为发动机舱壁面,模型尺寸与实验模型尺寸保持一致,实验两者之间形成环形的发动机舱通风冷却空气通道,高温的发动机壁面通过对流和热辐射方式对发动机舱蒙皮进行加热,发动机舱蒙皮则与环境之间有自然对流和辐射换热,因此计算域包括两个部分,即发动机舱环形通道和发动机舱蒙皮外部环境。冷却空气通道进口设为质量流量进口;外部环境温度和压力分别为 $T_0 = 290\text{ K}$ 和 $p_0 = 101\,325\text{ Pa}$;计算模型中考虑冷却空气通道的对流换热、固体壁面之间的辐射换热以及固体壁面内部的导热,其中加热壁的材料导热系数选取为 $202.4\text{ W/(m} \cdot \text{K)}$,发射率为 0.5 ;辐射遮挡板和发动机舱蒙皮的导热系数为 $16.27\text{ W/(m} \cdot \text{K)}$,发射率为 0.75 。加热表面的热边界条件根据实验值分段设定为温度边界。

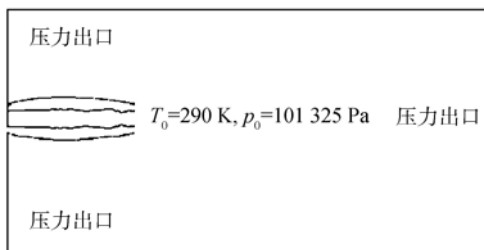


图3 发动机舱通风隔热计算模型

Fig. 3 Schematic diagram of computational model of engine nacelle ventilation and radiation shelter

在发动机舱中,发动机机匣壁面对蒙皮的热量传热过程是一个耦合了辐射换热、对流换热和壁面导热的综合传热过程,发动机机匣壁面通过热辐射和对流换热的形式对蒙皮内侧壁面进行热量传递,蒙皮外侧壁面又与外界大气环境存在热辐射和对流换热过程,最终达到热平衡,因此在数值模拟中需要同时考虑这3种热流传递形式。

发动机舱内流和外流耦合换热过程采用 Fluent 软件计算,详细的计算方法参见文献[17-18]。

2 结果与分析

2.1 计算结果分析

发动机机匣壁面的热流以不同的传热形式传

递至蒙皮壁面,如图4所示,记热壁面加热热流密度为 q_0 ,以辐射和对流换热向外传递,热流密度分别为 q_{r1} 和 q_{h1} ;通过发动机舱通风冷却通道到达蒙皮内侧表面的辐射和对流换热热流密度分别为 q_{r2} 和 q_{h2} ;蒙皮外侧表面的辐射和对流换热热流密度分别为 q_{r3} 和 q_{h3} ,热流密度单位为 W/m^2 。

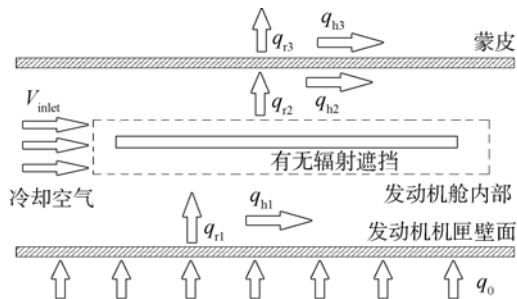


图4 发动机舱内部传热分析模型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of heat transfer analysis inside engine nacelle

根据数值计算结果,提取相应的辐射和对流换热热流加以分析。图5为蒙皮内侧表面总热流与加热壁面热流比值 $(q_{r2} + q_{h2})/q_0$ 随着冷却空气入口流速 V_{inlet} 的变化曲线,从图中可以看到,随着冷却空气入口流速 V_{inlet} 的逐渐增大,由发动机机匣壁面传递至蒙皮的热流 $(q_{r2} + q_{h2})$ 占热壁面加热热流的比例迅速降低。在无辐射遮热的环形通道内未通风时,这一比例大约为 78% ,意味着加热壁面的热流大部分需要通过蒙皮表面散至环境空间;当环形通道通风速度达到 1 m/s 时,这一比例降至 20% ,这是由于环形通道内的冷却空气的对流作用携带部分热量至外界环境所致,导致加热壁面热流通过蒙皮表面散至环境空间的份额降低;在有辐射遮挡板的情形下,这一比值随着冷

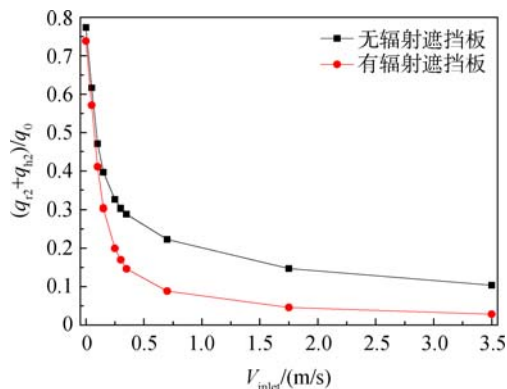


图5 蒙皮内侧表面总热流占加热壁面热流的比例
Fig. 5 Ratio of total heat flux imposing on the inner surface of skin to the heat flux of heated wall

却空气入口流速的下降幅度更加显著,仅为8%左右,辐射遮挡板的存在能够削弱发动机机匣壁面向蒙皮壁面的辐射热流传递。

图6为蒙皮内侧表面辐射热流和对流换热热流占加热壁面热流的比例随冷却空气入口流速的变化曲线。从图6(a)可以看到,随着冷却空气入口流速增大,辐射热流所占比例呈现逐渐减小的趋势,在增加辐射遮挡板之后,到达蒙皮表面的辐射热流比例大大低于无辐射遮挡板的工况,辐射热流比例被大大的削弱了。同时注意到,当冷却空气入口流速达到0.2 m/s以上,到达蒙皮内侧壁面的辐射热流占加热壁面热流的比例要高于蒙皮内侧表面接受的总热流占加热壁面热流的比例,这个现象表明发动机舱内部的通风效应对于蒙皮表面是起加热作用还是冷却作用,取决于发动机舱内部的通风质量流量,如图6(b)所示。对照如图4所示的传热分析模型,对流换热热流为正值表明发动机舱内部的对流换热对蒙皮内侧表面起

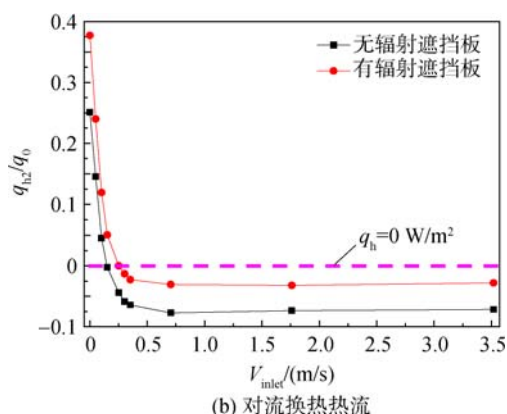
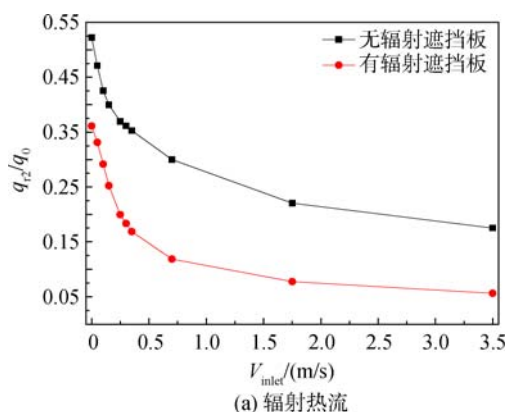


图6 蒙皮内侧表面辐射换热热流和对流换热热流占加热壁面热流比例

Fig. 6 Ratio of radiation heat flux and convection heat flux imposing on the inner surface of skin to the heat flux of heated wall

到加热效果,若为负值则表示对蒙皮内侧表面起到冷却效果。在无通风或通风速度很小时,发动机舱内部的自然对流换热作用占主导,对蒙皮起到加热效果;随着通风速度的增加,发动机舱的强迫对流换热作用对蒙皮形成了冷却效果。在有辐射遮挡板时,加热壁面通过辐射换热传至蒙皮内侧表面的热流得到有效抑制,使得蒙皮壁面温度降低,从而也减小了该壁面与通道内气流之间的对流换热热流。

图7为发动机舱蒙皮表面温度变化曲线,图中坐标 x 为沿轴向的相对位置, L 为发动机舱蒙皮的轴向长度。可以看到,无通风冷却且无辐射遮挡板情形下,蒙皮温度从前到后逐渐升高,在临近发动机舱尾部最高达到365 K,而在尾部出口处温度又有所降低,这是因为由于出口附近自然对流以及向环境辐射散热能力的提升所致;在无通风冷却下加装辐射遮挡板,被遮挡区域的蒙皮表面温度有10~25 K的温度降低,此时发动机舱尾部的温度相对较高;在通气速度量为3.5 m/s、未加装辐射遮挡板时,蒙皮温度分布趋势与无通风冷却基本一致,但峰值温度降低为316 K;当通风速度量为3.5 m/s且有辐射遮挡板时,蒙皮温度相对均匀并且有大幅度降低,仅在末端没有遮挡的区域,蒙皮温度有一定的上升。

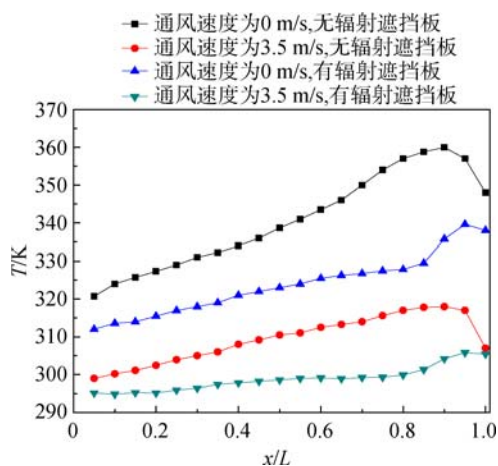


图7 发动机舱蒙皮表面温度分布计算结果

Fig. 7 Computational temperature distribution on the skin surface of engine nacelle

2.2 实验结果分析

图8为发动机舱蒙皮温度分布的实验结果,反映出通风冷却、辐射遮挡对蒙皮降温的作用规律以及两者的综合作用效果。

首先考察通风冷却的作用效果,在无辐射遮

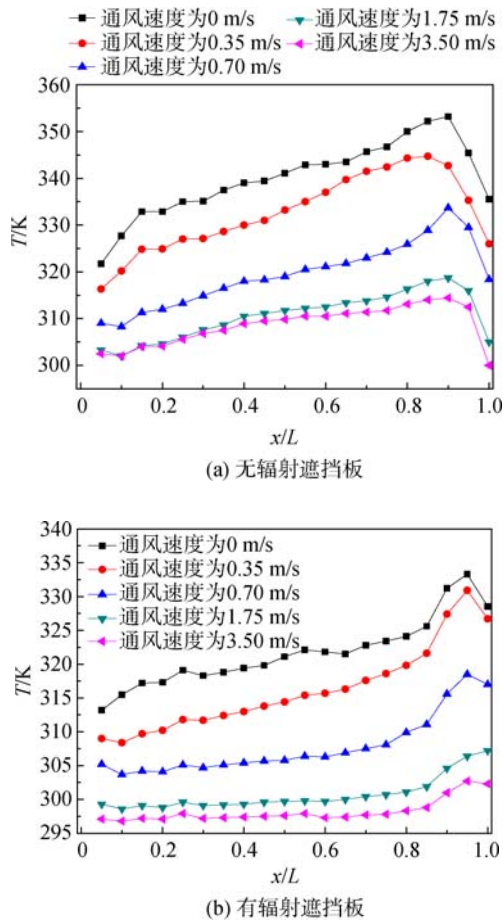


图8 发动机舱蒙皮温度分布实验结果

Fig. 8 Experimental result of temperature distribution on the skin of engine nacelle

挡板工况下,当通风速度从 0 m/s 逐渐增大至 3.5 m/s 时,发动机舱蒙皮温度最大值从 353 K 降低至 314 K,最大值降低了 39 K,降幅为 11%;有辐射遮挡板工况下,蒙皮温度最大值从 333 K 降低至 302 K,最大值降低了 31 K,降幅为 10%。可见发动机舱通风冷却对于蒙皮的降温效果较为显著。

其次考察辐射遮挡的作用效果。在通风速度为 0 m/s 时,无辐射遮挡板工况下发动机舱蒙皮温度最大值为 353 K,有辐射遮挡板的蒙皮温度为 333 K,蒙皮温度最大值降低了 20 K,降幅为 6%,并且蒙皮沿程温度也均低于无辐射遮挡板的情形,可以看出辐射遮挡对降低蒙皮温度也具有重要的作用。

在通风冷却和辐射遮挡的综合作用下,蒙皮温度最大值由 353 K 降低至 302 K,降低了 51 K,降幅为 14%,可以看到综合采用通风和辐射遮挡可以有效地降低发动机舱的蒙皮温度。

图 9 所示为通风速度分别为 0 m/s 和 3.5

m/s 时的计算结果与实验结果对比曲线,可以看到,计算得到的蒙皮温度分布趋势与实验结果基本一致,计算得到的蒙皮温度分布沿程变化幅度略大于实验得到的结果,并且蒙皮的温度峰值也略高于实验结果,壁面绝对温度的最大相对误差为 3%。

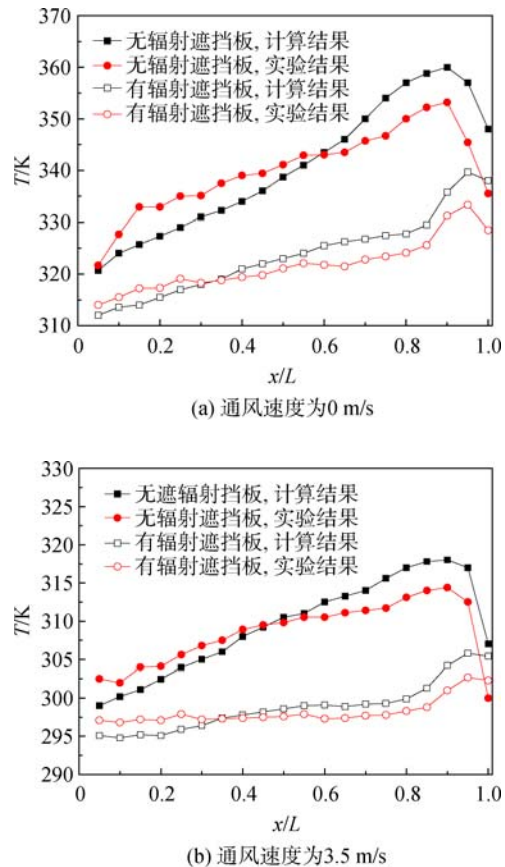


图9 发动机舱蒙皮温度分布的数值计算和实验结果对比

Fig. 9 Comparison between computational and experimental results of temperature distribution on the skin of engine nacelle

3 结 论

1) 在无辐射遮热的环形通道内未通风时,蒙皮内侧表面总热流占加热壁面热流的比值大约为 78%;当环形通道通风速度达到 1 m/s 时该比值降至 20%,在有辐射遮挡板的情形下,这一比值仅为 8%左右。

2) 当通风速度从 0 m/s 逐渐增大至 3.5 m/s 时,发动机舱蒙皮峰值温度的降幅约为 10%;在未通风条件下,有辐射遮挡板的蒙皮峰值温度相对于无辐射遮挡的情形降幅约为 6%。

3) 在通风冷却和辐射遮挡的综合作用下,蒙

皮峰值温度相对于无通风、无遮挡的基准状况降幅可达 50 K, 相对降幅约为 14%。

参考文献:

- [1] Paterson J. Overview of low observable technology and its effects on combat aircraft survivability[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(2): 380-388.
- [2] Mahulikar S P, Rao G A, Kolhe P S. Infrared signatures of low flying aircraft and their rear fuselage skin's emissivity optimization[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(1): 226-232.
- [3] Mahulikar S P, Sonawane H R, Rao G A. Infrared signature of aerospace vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, 43(7/8): 218-245.
- [4] 夏新林, 艾青, 任德鹏. 飞机蒙皮红外辐射的瞬态温度场分析[J]. *红外与毫米波学报*, 2007, 26(3): 174-178.
XIA Xinlin, AI Qing, REN Depeng. Analysis on the transient temperature-fields for infrared radiation of aircraft skin[J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2007, 26(3): 174-178. (in Chinese)
- [5] 单勇, 张靖周, 郭荣伟. 导弹蒙皮红外辐射特性的数值计算与分析[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(2): 251-255.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, GUO Rongwei. Numerical computation and analysis of the infrared radiation characteristic of missile scarfskin[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(2): 251-255. (in Chinese)
- [6] 吕建伟, 王强. 飞行器表面温度和发射率分布对红外辐射特征的影响[J]. *光电工程*, 2009, 36(2): 50-55.
LÜ Jianwei, WANG Qiang. Effect of temperature and emissivity of aircraft skin on infrared radiation characteristics[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2009, 36(2): 50-55. (in Chinese)
- [7] 潘丞雄, 张靖周, 单勇, 等. 直升机发动机舱通风、遮挡和隔热对红外辐射特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(3): 519-525.
PAN Chengxiong, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Effects of ventilation, shelter, and thermal resistance in nacelle of helicopter on infrared radiation characteristics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(3): 519-525. (in Chinese)
- [8] 王杏涛, 张靖周, 单勇. 飞行器 8~14 μm 波段红外特征的数值研究[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(1): 6-12.
WANG Xingtao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical investigation of aircraft infrared characteristics in 8~14 μm band[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(1): 6-12. (in Chinese)
- [9] 王芳, 余建祖, 谢永奇. 直升机动力舱流场及温度场的模拟[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(2): 208-214.
WANG Fang, YU Jianzu, XIE Yongqi. Numerical simulation of nacelle flow and temperature field[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(2): 208-214. (in Chinese)
- [10] 任德鹏, 夏新林, 艾青. 飞机发动机冷气通道与隔热层的耦合传热分析[J]. *航空学报*, 2005, 26(4): 426-430.
REN Depeng, XIA Xinlin, AI Qing. Analysis of coupled heat transfer in air cooling channel of aeroengine and thermal isolation layer[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 26(4): 426-430. (in Chinese)
- [11] Mahulikar S P, Kolhe P S, Rao G A. Skin temperature prediction of aircraft rear fuselage with multimode thermal model[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2005, 19(1): 114-124.
- [12] 胡江峰, 张丽芬, 刘振侠. 发动机短舱冷却的计算研究[J]. *机械设计与制造*, 2006(10): 6-9.
HU Jiangfeng, ZHANG Lifeng, LIU Zhenxia. The cooling research of nacelle[J]. *Machinery Design and Manufacture*, 2006(10): 6-9. (in Chinese)
- [13] 马明明, 刘振侠. 某型发动机短舱流动与换热的计算研究[J]. *机械设计与制造*, 2008(6): 35-38.
MA Mingming, LIU Zhenxia. Fluid flow and heat transfer calculation on an engine nacelle[J]. *Machinery Design and Manufacture*, 2008(6): 35-38. (in Chinese)
- [14] 谢永奇, 余建祖, 王先炜, 等. 直升机附件舱温度场的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(4): 629-635.
XIE Yongqi, YU Jianzu, WANG Xianwei, et al. Numerical simulation on the temperature field of a helicopter accessory cabin[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(4): 629-635. (in Chinese)
- [15] 张元辉, 王强. 发动机短舱内外流场与结构温度场耦合计算[J]. *飞机设计*, 2009, 29(1): 30-37.
ZHANG Yuanhui, WANG Qiang. Coupled numerical simulation of flow field and heated structure for the cabin of aircraft[J]. *Aircraft Design*, 2009, 29(1): 30-37. (in Chinese)
- [16] 吴宇, 钟剑龙, 吕其明. 某型飞机短舱辐射换热计算[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(5): 1119-1124.
WU Yu, ZHONG Jianlong, LÜ Qiming. Numerical investigation of thermal radiation in a nacelle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(5): 1119-1124. (in Chinese)
- [17] 王杏涛, 张靖周, 单勇. 发动机舱通风冷却和遮挡隔热综合降温效果[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(5): 652-657.
WANG Xingtao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Conjugated action of ventilation-shelter-insulation on reducing skin temperature of engine nacelle[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 45(5): 652-657. (in Chinese)
- [18] 潘丞雄, 张靖周, 单勇. 直升机机身表面温度场建模与数值分析[J]. *航空学报*, 2011, 32(2): 249-256.
PAN Chengxiong, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Modeling and analysis of helicopter skin temperature distribution[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(2): 249-256. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)