

发动机舱通风冷却和遮挡隔热综合降温效果

王杏涛 张靖周 单勇

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

摘要:对某型发动机舱进行二维结构简化,通过数值计算的方法,研究了发动机舱通风冷却、辐射遮挡和隔热层等对发动机舱蒙皮的冷却降温效果。在发动机舱冷却流量 $0.1\sim 1.0\text{ kg/s}$ 范围内,通过增加通风冷却流量虽能取得一定的壁面降温效果,但并不显著;加装辐射遮挡板能够有效地降低发动机壁面对发动机舱蒙皮的辐射加热,在发动机舱中部具有显著的降温效果;在发动机舱蒙皮内侧加隔热层能够有效提高导热热阻,在发动机舱尾部的降温效果显著;综合采用通风冷却、辐射遮挡及隔热层等措施能够大幅度降低发动机舱蒙皮外表面的温度,使其接近环境温度。

关键词:发动机舱;通风冷却;辐射遮挡;隔热层;表面降温

中图分类号:V231.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)05-0652-06

Conjugated Action of Ventilation-Shelter-Insulation on Reducing Skin Temperature of Engine Nacelle

Wang Xingtao, Zhang Jingzhou, Shan Yong

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A two-dimensional model for a certain engine nacelle is simplified, and a numerical simulation for the flow and heat transfer process inside engine nacelle is carried out to illustrate the conjugated action of ventilation cooling, radiation shelter and thermal insulation on reducing skin temperature of engine nacelle. The skin temperature decreases with the increase of the ventilation air flow, but the individual action is not significant when the ventilation flowrate varies from 0.1 kg/s to 1.0 kg/s . Radiative heating of the engine wall to internal skin surface can be reduced effectively by setting radiation shelter, resulting in obvious reduction of skin temperature in the middle section of nacelle. The additional thermal insulation layer on the inside of engine nacelle will increase heat conduction resistance, resulting in skin temperature reduction in overall length, especially significant near trailing edge of nacelle. By using a combination of ventilation cooling, radiation shelter and thermal insulation layer, the skin temperature can be decreased close to ambient temperature.

Key words: engine nacelle; ventilation cooling; radiation shelter; thermal insulation; surface cooling

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^[1-2]。对于固定翼飞行器,中远波段的红外辐射主要来自高速外流气动加热,以及发动机舱中发动机壁面对机身蒙皮的辐射和对流换热;前者主要在飞行器超声速飞行

状态下形成机翼、机头前缘、进气道入口和机体局部的热点区域,后者则在发动机舱表面形成较大面积的高温区域。根据红外辐射的基本原理,降低飞行器蒙皮表面温度是十分重要的^[3-8]。

对于发动机舱蒙皮而言,降低表面温度的措施主要有:(1)发动机舱通风冷却,利用辅助进气方式

发动机舱提供冷却空气,通过冷却空气带走一部分发动机壁面传出的热量;(2)辐射遮挡,在发动机壁面和蒙皮之间加装具有辐射遮挡板,对高温的发动机壁面进行遮挡,避免其对发动机舱蒙皮的直接辐射加热;(3)传导隔热,在发动机舱蒙皮内侧贴覆低导热性能的隔热材料,削弱从内侧向外侧的传导热量。针对发动机舱的通风冷却以及隔热已有一些相关的研究^[9-15],但对于多种技术途径的综合降温效果尚缺乏足够的认识。

本文对某型固定翼飞机的发动机舱进行简化,建立了发动机高温壁面和发动机舱的二维模型,分别研究采取通风冷却、辐射遮挡、传导隔热以及改变壁面发射率等措施对发动机舱蒙皮外表面的降温规律,最后探讨蒙皮外表面的综合降温效果。

1 计算模型和边界条件

1.1 计算模型

图 1 为简化后的二维发动机舱轴对称模型,整个计算域包含发动机舱内部冷却流动域和发动机舱蒙皮外流域,发动机壁进口处的直径为 712 mm,发动机舱蒙皮在进口处的直径为 1 044 mm,整个发动机舱模型沿发动机轴向长度为 3 974 mm。为了简化计算,将发动机壁面从发动机进口至排气喷管进行不同位置的划分,如图 2 所示,不同段的壁面采用等壁温的边界条件,每段壁温如表 1 所示。

发动机舱蒙皮降温途径:发动机舱内部通风冷却,蒙皮厚度 2 mm,导热系数 λ 0.024 2 W/(m·K);发动机壁和蒙皮之间加装辐射遮挡板,考虑到发动机排气喷管扩张段的调节,辐射遮挡板只加装到喷管喉口部位,遮挡板厚度为 2 mm,导热系数为 0.024 2 W/(m·K);蒙皮内侧贴覆低导热性

表 1 发动机壁温边界条件

| 序号 | 分段名称 | 温度/K |
|----|---------|------|
| 1 | 进气道末端 | 373 |
| 2 | 低压压气机 | 423 |
| 3 | 高压压气机 | 453 |
| 4 | 燃烧室 | 473 |
| 5 | 一级涡轮 | 443 |
| 6 | 二级涡轮 | 458 |
| 7 | 加力燃烧室入口 | 468 |
| 8 | 加力燃烧室 | 475 |
| 9 | 加力燃烧室 | 483 |
| 10 | 加力燃烧室 | 503 |
| 11 | 喷管收缩段 | 538 |
| 12 | 喷管扩张段 | 643 |

能的隔热材料,隔热层厚度选取为 2 mm;改变壁面的发射率。外场环境温度和压力按照飞行高度 11 km 的飞行条件确定,环境压力为 22 700 Pa,环境温度为 220 K。

1.2 湍流模型验证

发动机舱内流和外流耦合流场和传热过程采用 Fluent 软件计算,气体设为理想气体,辐射模型采用离散坐标辐射模型。

首先对计算模型进行湍流模型验证试验,选取一个典型的工况,即在通风冷气流量 m 为 1 kg/s 不加辐射遮挡板和保温层的工况下,计算蒙皮外表面温度分布,分别采用标准 $k-\epsilon$, RNG $k-\epsilon$ 和带旋流修正的 Realizable $k-\epsilon$, 标准 $k-\omega$, 和 SST $k-\omega$ 五种湍流模型进行了计算验证,如图 3 所示,其中 X 指从发动机舱前端开始向后的横向位置, L 指发动机舱蒙皮的横向长度(图 1), X/L 指发动机舱蒙皮温度点的量纲一位置。根据蒙皮温度分布曲线与文献[8]对照,文献[8]中蒙皮温度在后端达到 345 K

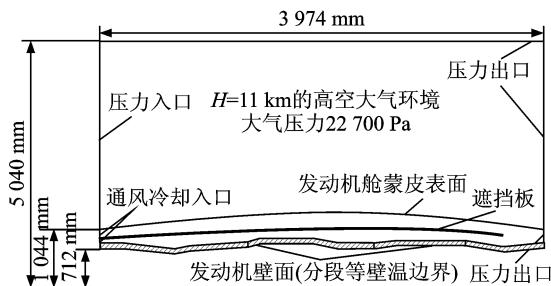


图 1 发动机舱简化模型

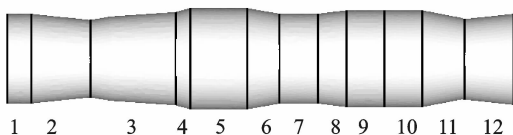


图 2 发动机壁面分段示意图

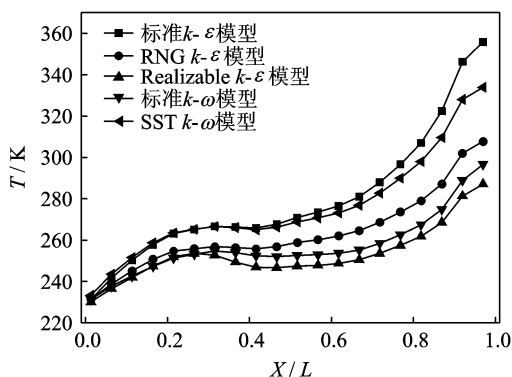
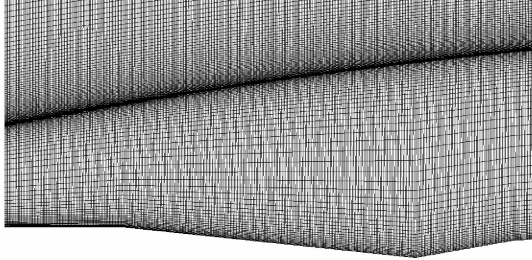


图 3 不同湍流模型计算的蒙皮温度分布

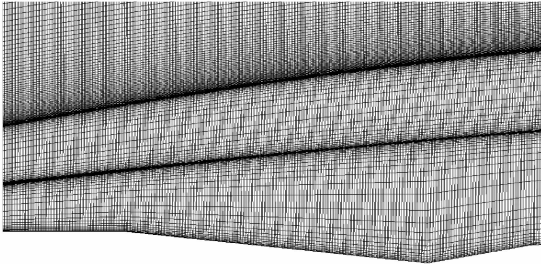
左右,标准 $k-\epsilon$ 模型的计算结果在末端更加接近 345 K。因此,本文选用标准 $k-\epsilon$ 模型进行计算。

1.3 网格实验

在网格的划分上,采用二维结构化网格。图 4 显示的是发动机舱的冷气通道入口的局部计算网格划分,由于近壁面附近流体的流动相对复杂,因此在发动机舱蒙皮、辐射遮挡板及发动机壁面附近网格都进行了加密。



(a) 未加辐射遮挡板的网格



(b) 加辐射遮挡板的网格

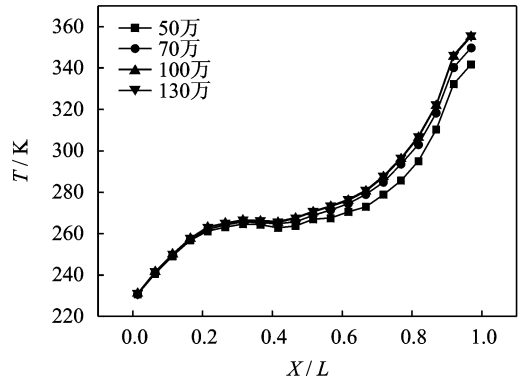
图 4 局部计算网格

本文主要针对边界层网格的疏密划分的 50 万、70 万、100 万和 130 万等 4 套网格,如图 5 所示,当网格量达到 120 万时,可以看到蒙皮表面温度分布曲线不变,蒙皮表面的平均温度趋于恒定。因此,网格量采用 120 万网格基本上可以达到计算要求,使计算结果与计算网格无关。

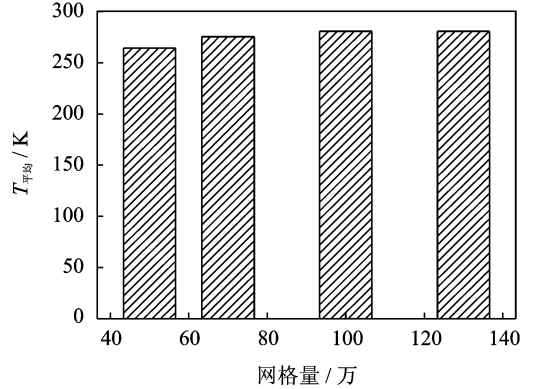
2 计算结果与分析

2.1 发动机舱通风冷气

在未采取辐射遮挡和蒙皮内侧传导隔热的情形下,仅对发动机舱通风冷却,研究冷气流量和壁面发射率对发动机舱蒙皮的降温效果。图 6 为壁面发射率均为 0.75 时蒙皮表面的温度分布,图中横轴为发动机舱沿冷气通道方向的量纲一距离。可以看到,在表 1 所示的发动机壁温边界条件下,发动机舱蒙皮的温度在对应高温喷管附近的尾部温度急剧升高,通风冷却对于对应发动机壁高温区域的蒙皮温度衰减幅度更为明显,且随着冷却空气量的增加,发动机舱蒙皮表面降温效果越好。当冷



(a) 不同网格量蒙皮温度分布



(b) 不同网格量蒙皮平均温度

图 5 网格试验示意图

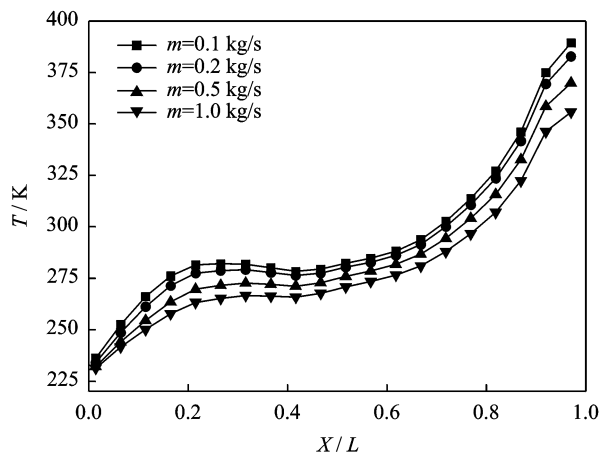
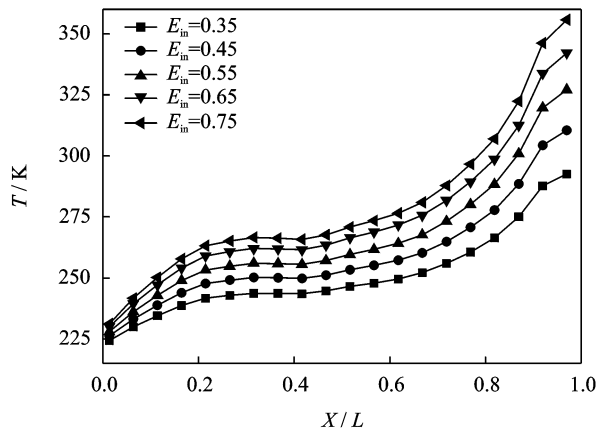


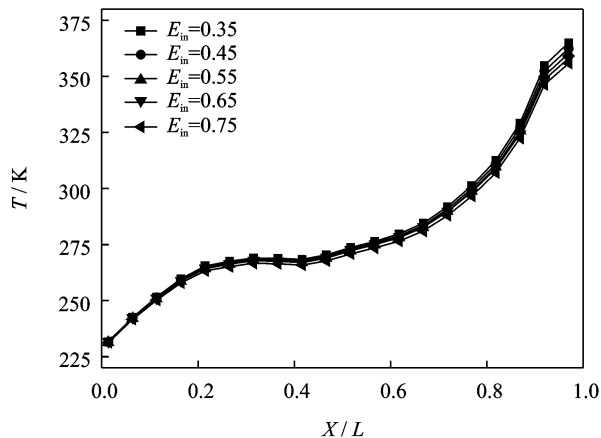
图 6 不同冷气流量的蒙皮温度分布

却空气流量从 0.1 kg/s 增加到 1.0 kg/s 时,在发动机舱中部的降温约为 20 K,在发动机舱尾部的最高温度降低约为 35 K,降低幅度达到 8.7% 左右。

在冷气流量 1 kg/s 的基础上,保持蒙皮一侧发射率为 0.75,改变另一侧发射率,其壁温分布如图 7 所示。可以看出,蒙皮内侧发射率 E_{in} 的改变对蒙皮温度的影响显著,内侧发射率的降低能够衰减发动机壁面与发动机舱蒙皮之间的辐射换热。因此,降低蒙皮内侧发射率,可以有效降低发动机



(a) 改变蒙皮内侧发射率



(b) 改变蒙皮外侧发射率

图 7 不同表面发射率的蒙皮温度分布

舱外表面的温度。当内侧发射率为 0.75 时,壁面最高温度为 355.8 K,发射率降低到 0.35 时,最高温度为 292.6 K,最高温度降低了 63.2 K,降低幅度达到 17.8%。而在蒙皮外侧发射率 E_{out} 的改变对壁温的影响相对较小,并且外侧发射率越低,蒙皮温度越高,这是由于外侧发射率的降低导致发动机舱蒙皮与环境之间的辐射散热能力减小。当外侧表面发射率从 0.75 降低到 0.35 时,壁面最高温度升高为 365 K,升高幅度约为 2.6%。必须指出的是,虽然蒙皮外侧发射率的降低导致壁面温度的微量升高,但由于表面的红外辐射能量正比于壁面发射率,因此降低飞行器外露壁面的发射率往往是抑制其红外辐射特征的关键技术途径。当蒙皮内外侧发射率同时降低为 0.35 时,蒙皮外表面的最高温度降低约 16.7%。

2.2 辐射遮挡板

在发动机舱中只加入辐射遮挡板,首先将辐射遮挡板内外侧的发射率设为 0.75,考察不同进气流流量下有/无辐射遮挡板的壁温分布差异,如图 8

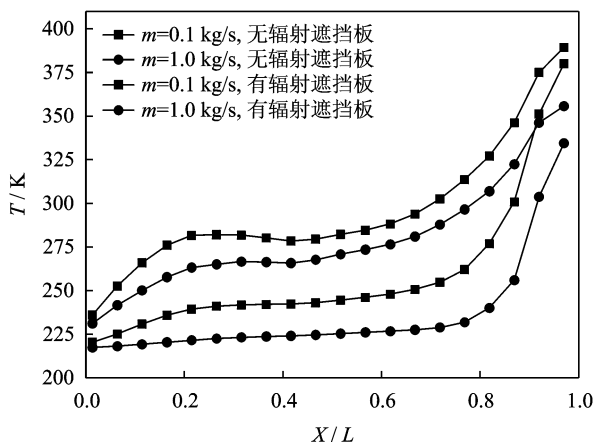


图 8 有无辐射遮挡板的壁温比较

所示。可以看出,加辐射遮挡板之后,蒙皮温度的分布有明显的改变,在遮挡板能够覆盖到的地方,蒙皮温度明显降低,在遮挡板没有覆盖到的发动机舱末端,由于蒙皮的轴向导热作用也具有微弱的降温效果。当发动机舱冷却空气流量为 0.1 kg/s 时,加装遮挡板部位的蒙皮壁面温度的降幅可以达到 16%,发动机舱尾部的最高温度也降低了 9.3 K;当冷却空气流量为 1.0 kg/s 时,有遮挡板的蒙皮壁面温度的降幅可以达到 20%,发动机舱尾部的最高温度可以降低 21 K。可见,辐射遮挡板对蒙皮的表面降温效果显著。

图 9 反映了在加装辐射遮挡板时,蒙皮发射率对其表面温度的影响。由于辐射遮挡板可以有效衰减发动机壁面与蒙皮之间的辐射换热,因此在遮挡板覆盖的区域,蒙皮发射率对壁面温度的影响十分微弱,但在遮挡板没有覆盖的末段区段,蒙皮发射率的减小对降低蒙皮温度的效果明显,蒙皮内侧发射率降低,蒙皮外表面温度降低,而外侧发射率降低,蒙皮外表面温度略有升高。因此,蒙皮发射率变化对壁温的影响规律与不加遮挡板的工况相同。

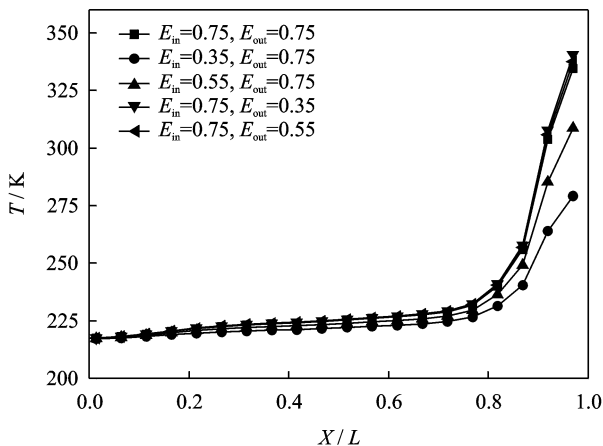


图 9 有遮挡板时不同蒙皮发射率的蒙皮温度分布

保持冷气流量为 1.0 kg/s , 蒙皮内外侧发射率为 0.75 , 改变遮挡板内外侧的发射率, 发动机舱蒙皮壁温分布如图 10 所示。可以看出, 随着辐射遮挡板发射率的降低, 蒙皮壁温也随之有一定幅度的降低, 当辐射遮挡板发射率从 0.75 降低至 0.35 时, 在发动机舱中部的壁面温度可以降低 10 K 左右, 可以使得发动机舱蒙皮温度更接近于环境温度。

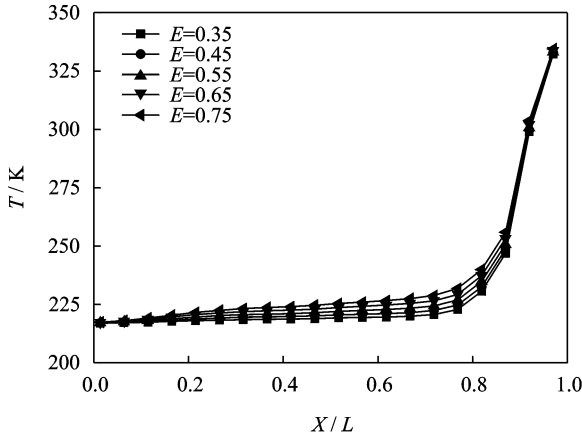


图 10 不同遮挡板表面发射率的蒙皮温度分布

2.3 蒙皮内侧隔热层

在发动机舱中只加入蒙皮内侧隔热层, 隔热层的导热系数为 $0.021 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$, 设定隔热层的表面发射率为 0.75 , 不同进气流量下有无隔热层的壁温分布如图 11 所示。在发动机舱蒙皮内侧加隔热层能够增加导热热阻, 起到降温隔热的效果, 特别是在辐射遮挡板难以覆盖的发动机尾部, 隔热层具有显著的降温效果。当通风流量为 0.1 kg/s 时, 隔热层使得壁面最高温度下降至 316.6 K , 当冷却流量增大到 1.0 kg/s 时, 最高温度下降至 294.3 K 。

保持冷气流量为 1.0 kg/s , 采用不同导热系数

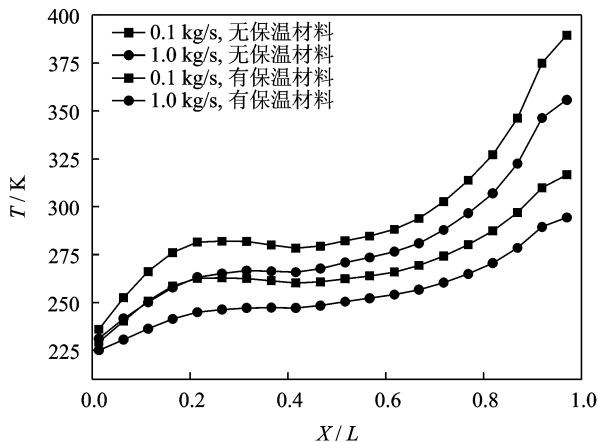


图 11 有无隔热层的壁温分布比较

的隔热层, 得到的蒙皮壁温分布如图 12 所示。当隔热层导热系数为 $0.099 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$ 时, 蒙皮最高温度为 336.8 K , 当隔热层导热系数降低至 $0.021 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$ 时, 蒙皮最高温度为 294.3 K , 最高温度的降幅达到 42.4 K , 相对降温幅度为 12.6% 。

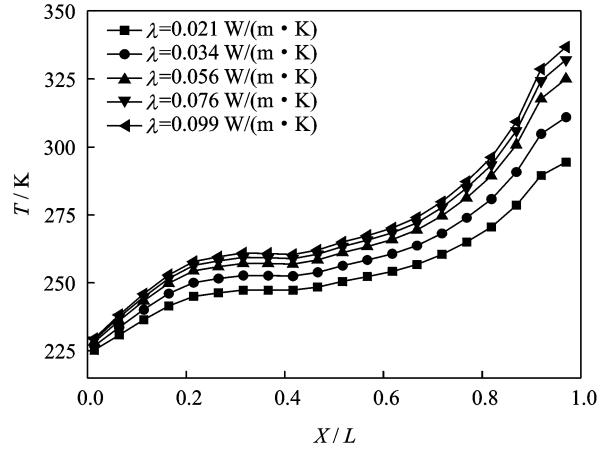


图 12 不同导热系数的壁温分布

2.4 综合降温效果

综合比较各种降温措施的降温效果, 如图 13 所示。以未加辐射遮挡板和隔热层、通风流量 0.1 kg/s 的情形为基准, 对比看出, 仅通过增加通风冷却流量 (1.0 kg/s) 虽能取得一定的壁面降温效果, 但并不显著; 在通风冷却流量为 1.0 kg/s 的基础上, 简单加装壁面隔热层, 能够在全长上进一步降低壁面温度, 尤其在发动机舱的尾部; 简单加装辐射遮挡板, 在遮挡板覆盖的区域能显著降低蒙皮外壁面温度, 但由于发动机排气喷管扩张段的调节限制了辐射遮挡板在尾部高温区域的应用, 因此对发动机舱尾部难以获得有效的降温效果; 如果采用发动机舱通风冷却、辐射遮挡和传导隔热的综合

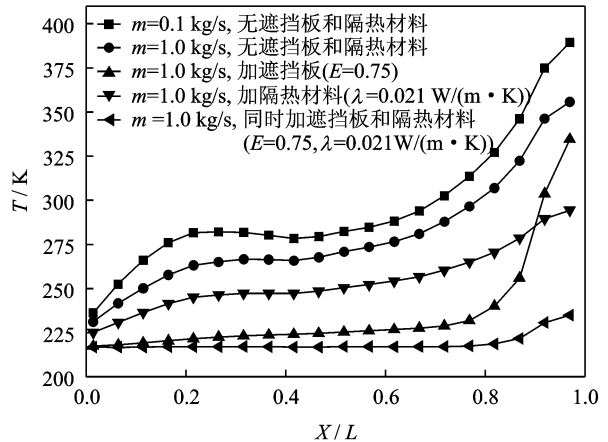


图 13 各种降温措施对蒙皮温度影响的比较

措施,可以对整个发动机舱蒙皮实现大幅度的降温效果,壁面最高温度可以降低到 234.9 K,接近环境温度。

发动机舱内部的辐射遮挡和传导隔热对于蒙皮的降温作用存在部分重叠效应,因此对于辐射遮挡和传导隔热的结构有待进一步优化。譬如,在发动机舱中部采用辐射遮挡,而在尾部采用隔热层结构,也可以取得很好的发动机舱蒙皮降温效果。

3 结束语

本文对某型固定翼飞机的简化发动机舱模型,通过数值计算分析了采取通风冷却、辐射遮挡、传导隔热以及改变壁面发射率等措施对发动机舱蒙皮外表面的降温效果。

在本文研究的参数条件下,通过增加通风冷却流量虽能取得一定的壁面降温效果,但并不显著;简单加装辐射遮挡板或壁面隔热层,能够进一步改善壁面的降温效果,前者对于降低发动机舱中部区域、后者对于降低发动机舱尾部区域的温度作用较为明显;采用发动机舱通风冷却、辐射遮挡和传导隔热的综合措施,可以对整个发动机舱蒙皮实现大幅度的降温效果,壁面最高温度可以降低到 234.9 K,接近环境温度。

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] Rao G A, Mahulikar S P. New criterion for aircraft susceptibility to infrared homing missiles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005,9(8):701-712.

[3] Rao G A, Mahulikar S P. Aircraft powerplant and plume infrared signature modeling and analysis[R]. AIAA Paper 2005-221, 2005.

[4] 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.

[5] 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.

[6] 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 Millim and Waves*, 2007,26(3):174-178.

[7] 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.

[8] 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. Lv Jianwei, Wang Qiang. Effect of temperature and emissivity of aircraft skin on infrared radiation characteristics[J]. *Opto-Electronic Engineering*,2009,36(2):50-55.

[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.

[10] 张靖周,谭晓茗,刘波,等. 磨削工件表面含湿空气射流冲击的换热[J]. *南京航空航天大学学报*,2012,44(5):741-746. Zhang Jingzhou, Tan Xiaoming, Liu Bo, et al. Heat transfer on grinding workpiece surface subjected to mist/air impinging jet[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012,44(5):741-746.

[11] 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 Lifen, Liu Zhenxia. The cooling research of nacelle [J]. *Machinery Design and Manufacture*, 2006(10):6-9.

[12] 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.

[13] 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.

[14] 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.

[15] 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.