

无人机蒙皮红外辐射特征研究

徐顶国¹, 桑建华^{1,2}, 罗明东²

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司成都飞机设计研究所, 四川 成都 610041)

摘要: 以典型飞翼布局无人机为研究对象, 采用流场计算商业软件和自主开发红外计算软件相结合的形式, 利用离散传递法计算了全机在 8~14 μm 波段红外辐射强度分布。在红外计算过程中, 考虑了发动机固体壁面的发射和反射, 飞机蒙皮的发射, 燃气内 CO_2 、 H_2O 和 CO 吸收与发射作用。结果表明: 马赫数是影响其 8~14 μm 波段红外辐射特征的重要因素之一; 通过冷却、隔热等措施降低后机身发动机热影响区蒙皮的温度或者在机身蒙皮上涂敷低红外发射率材料可以明显降低飞机在 8~14 μm 波段的红外辐射特征, 该研究为未来飞行器红外隐身设计提供了参考。

关键词: 飞翼布局无人机; 数值模拟; 红外辐射; 红外隐身

中图分类号: TN21 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)04-0880-05

Study on the infrared radiation characteristics of UAVS' skin

Xu Dingguo¹, Sang Jianhua^{1,2}, Luo Mingdong²

(1. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

2. Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610041, China)

Abstract: In order to study the infrared radiation characteristics of BWB-UAV skin, infrared radiation intensity of typical stealth UAV of the 8-14 μm band were calculated by the form of a combination of the flow field calculation commercial software and self-developed infrared computing software using the discrete transfer method. In the IR calculations, the emission and reflection of the solid wall of the engine, aircraft skin launch, gas, CO_2 , H_2O and CO absorption and emission effects were talked into account. The results showed that: the Mach number is one of the impact factors that affecting infrared radiation characteristics on 8-14 μm band; The cooling, insulation measures that lowering the heat affected zone of the skin temperature fuselage engine or coating the infrared emissivity of materials on the fuselage skin can significantly reduce the infrared radiation characteristics of 8-14 μm band. The conclusions provide a useful reference for the future aircraft infrared stealth design.

Key words: BWB-UAV; discrete transfer method; infrared radiation; infrared stealth

收稿日期: 2013-03-01; 修订日期: 2013-03-26

基金项目: 国家自然科学基金(40905011)

作者简介: 徐顶国(1985-), 男, 博士生, 主要从事飞行器总体设计及隐身技术方面的研究。Email: xudingguo2003@163.com

导师简介: 桑建华(1956-), 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事飞行器总体设计、隐身技术方面的研究。

0 引言

众所周知,机身蒙皮和发动机排气系统是飞行器主要的两大强红外辐射源。其中,机体蒙皮是 8~14 μm 波段的主要红外辐射源,并且是现代红外搜索跟踪系统(IRST)和红外制导弹的主要探测和打击对象。目前,针对飞行器蒙皮红外辐射特征的研究已经为了国内外关注的重点。国外对飞行器蒙皮辐射特征的理论研究开展较早,并开发出了相关的红外辐射特征计算软件。近些年,国内也开展了许多研究,例如吉洪湖等人对发动机红外辐射就进行了大量的研究,吕建伟等人针对飞行器蒙皮红外辐射提出了反向蒙特卡罗计算方法。为了更加深入的了解和分析飞行器蒙皮红外辐射特征,文中以飞翼布局无人飞机为研究对象,利用流场计算商业软件和自主开发红外计算软件相结合的形式,采用离散传递法,计算分析了全机身蒙皮在不同马赫、不同后机身隔热温度以及全机蒙皮低发射率材料应用对飞机整机在 8~14 μm 波段红外辐射特征的影响。计算过程中,除考虑了飞行过程中的气动加热和传导、对流、辐射等影响壁面和喷流温度分布的因素以外,还考虑了发动机固体壁面的红外发射和反射、飞机蒙皮的红外发射、燃气内 CO_2 、 H_2O 和 CO 的红外吸收-发射等对目标红外辐射特征的影响^[1-3]。

1 几何模型和计算方法

1.1 几何模型

该无人机为飞翼布局、背部进气、单发、高隐身无人作战飞机。全机长 9.4 m,翼展长 9 m,采用二元喷管(宽高比 3:1 喷口),喷管长 2.4 m,喷管进口直径为 0.6 m。全机几何外形如图 1 所示;简化二元喷管的半剖几何外形如图 2 所示。

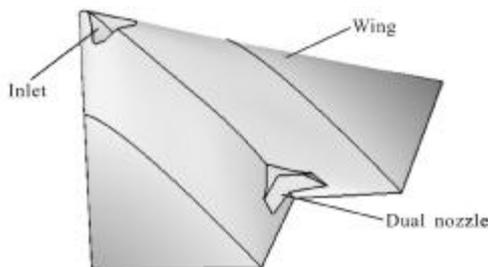


图 1 典型无人机几何外形示意图

Fig.1 Typical UAV geometric shape

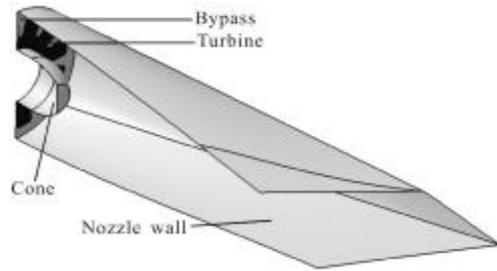


图 2 二元喷管半剖几何外形示意图

Fig.2 Dual nozzle geometric shape

1.2 流场计算方法

计算过程中,模拟该无人机以攻角为 0° 、马赫数分别为 0.3、0.8、1.5 的速度在海拔 4 456 m,高度为 11 km 的巡航工况;外流场边界设置为压力远场边界,涡扇出口截面及外涵截面设置为压力进口边界;给定涡轮发动机的涡轮出口截面的总压和总温。由于燃气对红外线的吸收、发射和散射具有光谱选择性,其红外辐射强度主要取决于燃气中的 CO_2 、 H_2O 和 CO 等组分的温度、压力、浓度等参数,因此在 CFD 软件中引入气体运输方程预测各种气体成分的密度分布。假定内涵气体模拟实际发动机尾焰参数,气体中 CO_2 、 CO 、 H_2O 的摩尔浓度分别为 4.4%、0.18% 和 0.1%,外涵气流则设定 O_2 分子摩尔浓度分布为 0.232%^[4-9]。流场计算状态为高空非加力状态,计算区域包括外流区域、全机区域、喷管区域以及喷流区域。图 3 所示为全机流场计算域。

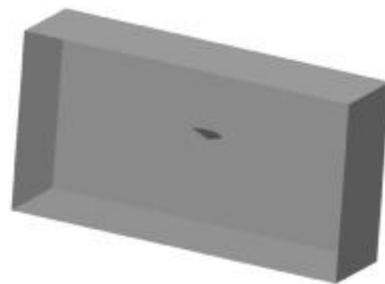


图 3 全机流场计算域

Fig.3 Flow field calculation domain

流场计算的网格采用 ICEM-CFD 软件划分,采用非结构化网格,对温度变化梯度较大处进行了网格加密,且保证了网格具有独立性,图 4 所示为体网格剖面;温度场采用 FLUENT 软件进行数值模拟计算,运用耦合显式求解器进行求解,湍流模拟采用 RANS 方程和 SST $K-\omega$ 两方程模型, k 、 ω 所对应的

输运方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \vec{G}_k - Y_k + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2)$$

式中: \vec{G}_k 表示湍流动能; G_ω 表示湍流频率; Γ_k 和 Γ_ω 为湍流动能和湍流频率的有效扩散系数; Y_k 和 Y_ω 表示湍动能和湍流频率的损失; D_ω 为交叉扩散项; S_k 和 S_ω 表示辐射热源。

各方程均采用二阶迎风差分格式进行离散, 耦合求解并实施亚松弛, 方程组的收敛判别标准取残差小于 1.0×10^{-3} 。

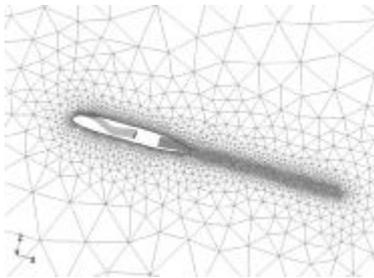


图 4 流场计算体网格剖面

Fig.4 Flow field computing grid section

1.3 红外辐射强度计算方法

红外辐射强度计算采用离散传递法进行, 其基本思想是将微元面的入射辐射区域对应的立体角划分为很多小立体角, 并以每个小立体角为中心线为特征线, 沿着特征线离散求解辐射传递方程, 从而将计算壁面或者探测点入射辐射照度的三维问题转化为一维问题。

首先通过公式求解目标的光谱辐射亮度, 可得:

$$\frac{dL_\lambda(S)}{dS} = -\alpha_\lambda L_\lambda(S) + \alpha_\lambda L_\lambda(S) - \sigma_{s\lambda} L_{\lambda b}(S) + \frac{\sigma_{s\lambda}}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_\lambda(S, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega, \omega_i) d\omega_i \quad (3)$$

式中: $L_\lambda(S)$ 表示光谱辐射亮度; $L_{\lambda b}(S)$ 表示黑体的光谱辐射亮度; α_λ 、 $\alpha_{s\lambda}$ 分别表示吸收系数和散射系数; $\Phi(\lambda, \omega, \omega_i)$ 为相函数, 该公式包含了介质吸收与散射引起的光谱能量衰减, 发射引起的光谱能量增加; 外界投射能量的散射引起的 ω 方向上的光谱能量的增加。求解辐射照度 H , 得到:

$$H_\lambda = \int_{\Omega} L_\lambda(S, \omega) \cos \beta_\omega d\omega \quad (4)$$

最后求取光谱辐射强度:

$$I_{\lambda, \alpha}^R = H_{\lambda, \alpha}^R R^2 \quad (5)$$

式中: R 为探测距离, 单位为 cm 。

1.4 红外计算步骤

计算过程可分为: (1) 计算固体壁面的光谱辐射亮度, 包括其自身辐射以及对周围固体壁面的入射辐射的反射; (2) 计算探测点所在微元面的入射辐射照度。首先将探测点对机身所张的立体角进行离散, 微元立体角的中心线即为辐射线; 然后对所有辐射线进行离散, 计算入射到探测点的每条辐射线的光谱辐射亮度; 最后将所有辐射线的光谱辐射亮度求和, 即为探测点所在微元面的入射光谱辐射照度; (3) 将探测点所在微元面的入射光谱辐射照度转化为机体在探测点所在方向的光谱辐射强度, 并且将光谱辐射强度积分得到积分辐射强度。在计算过程中不考虑大气的吸收。

2 计算方法正确性验证

为了验证计算方法的正确性, 选择标准球对其进行正确性验证测试, 测试球体半径为 1 m , 表面温度为 1000 K , 发射率为 0.9 。利用该方法开发的红外仿真软件, 计算了球体蒙皮在水平方向上的数值, 方位角为 $0^\circ \sim 180^\circ$ (间隔为 10°) 方位上的 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度分布, 如图 5 所示。图中为测试球体计算值 (data1) 与理论值 (data2) 的红外辐射强度分布对比, 其理论值和计算值的误差在 2% 以内, 这在工程需求中是合理的, 说明该数值计算方法是可行的。

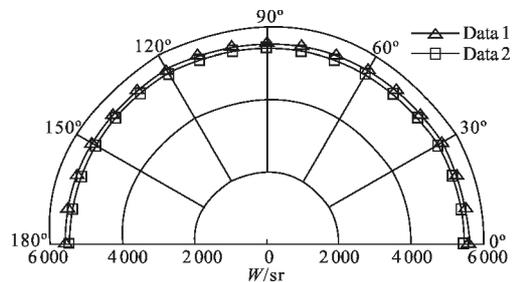


图 5 标准体红外辐射强度

Fig.5 Infrared radiation intensity of sphere

3 计算结果分析

文中从不同马赫数 (0.3 、 0.8 、 1.5) 计算了无人机全机内外温度场分布情况, 为了计算结果的可靠性,

计算中包括发动机组分浓度场参数,如图 6 所示。图中给出了马赫数为 0.8 时无人机固体壁面温度场计算结果。可以看出,发动机内蒙皮和喷管处的温度明显高于机体蒙皮的温度。

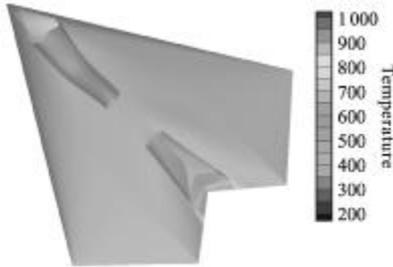


图 6 无人机固体表面温度场计算结果

Fig.6 UAV surface temperature field calculation results

图 7 给出了该无人机全机表面的红外网格划分示意图。可以看出,固体表面的网格都划分为三角形,而体网格除了流体边界层对应区域以外都是四面体形式。图 8 所示为探测角度示意图。在红外辐射强度计算中,设定 0°为飞机的正前方,90°为飞机的正侧方,180°为飞机的正后方,计算全机在水平平面上 0°~180°(间隔为 10°)范围内的红外辐射强度的分布,发射率为 0.9,探测距离为 5 km。

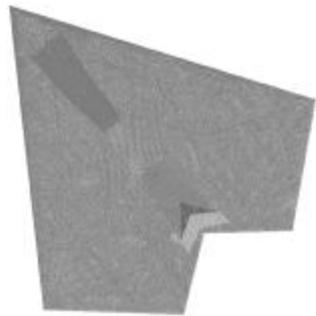


图 7 无人机红外计算网格示意图

Fig.7 UAV infrared computing grids

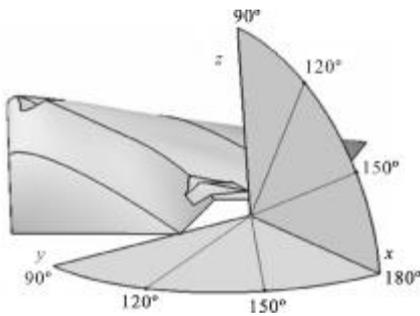


图 8 探测角度示意图

Fig.8 Detection angle

图 9 给出了计算得到的无人机在 8~14 μm 波段的红外辐射强度分布。可以看出,辐射强度在 0°方向最小,之后随着角度增加逐渐增加,在 150°方向附近达到最大,然后随着角度的增加逐渐减小。在正前向红外辐射强度最低的原因是飞机在该方向投影面积最小;另外,无人机在该波段的主要红外辐射源为机身蒙皮,排气系统对总红外辐射强度的贡献较小。

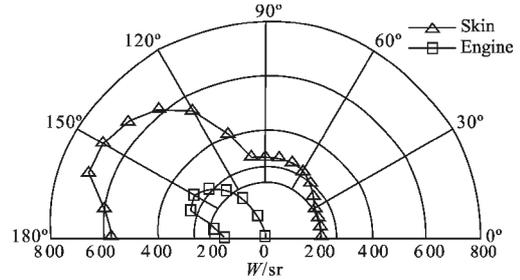


图 9 8~14 μm 波段红外辐射强度分布

Fig.9 Infrared radiation intensity distribution in 8-14 μm

3.1 马赫数对红外辐射强度的影响

图 10 为该无人机在 8~14 μm 波段的红外辐射强度关系分布(水平方向上)。可以看出,飞机的蒙皮红外辐射强度随着马赫数(0.3、0.8、1.5)的增大而增大。说明:随着飞机马赫数的增大,飞机蒙皮表面气动加热越来越强,导致蒙皮向外辐射的红外辐射强度增强;在超音速飞行状态气动加热对红外辐射特征的影响比亚音速飞行状态的影响更大。

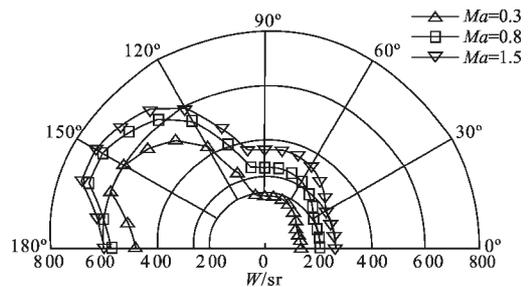


图 10 马赫数对水平红外辐射强度的影响分布曲线

Fig.10 Mach number influence on infrared radiation intensity distribution

3.2 蒙皮降温对红外辐射强度的影响

图 11 为无人机在水平方向上的辐射强度分布情况,该模型的发动机内蒙皮分别按照初始温度 950 K、减缩后 920 K、910 K 计算得到的整机在 8~14 μm 波段水平方向上的红外辐射强度分布。可见,发动机内蒙皮温度对后机身的红外辐射强度有一定的影响。据统计^[9],F22 如果能够通过隔热和冷却等措施将后

机身发动机热影响区温度降低 70 K, 在红外探测的主要威胁方位头向 5° 范围内可以降低整机红外辐射强度 9.1%, 30° 可以降低 15.4%, 60° 可以降低 17.5%, 在正下方 90° 可以降低 18.9% (如果考虑燃油对机翼表面的降温作用, 该值还会更大)。

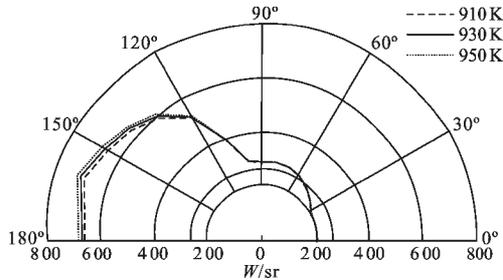


图 11 采取降温措施后对水平辐射强度影响分布

Fig.11 IR intensity after cooling measures

3.3 低发射率材料对红外辐射强度的影响

图 12 为在空间水平方向上全机表面涂敷红外发射率为 0.3、0.4、0.7、0.9 的情况下飞机整机在 8~14 μm 波段的红外辐射强度分布。可以看出, 随着红外发射率的增加, 其红外辐射强度几乎成线性增长, 在正前向 0° 方向上红外辐射强度增幅较小, 随着角度的增大而逐渐增大, 且增加的幅度越来越大; 除了正后向附近排气系统喷管腔体影响强烈扇区区间以外, 在 150° 方向附近是红外辐射最大的方向, 主要原因是与机翼前缘后掠角以及投影面积有关, 峰值出现在机翼法线方向上。而在 110° 方向附近略有减小, 其主要原因是探测方向上机翼遮挡的结果。

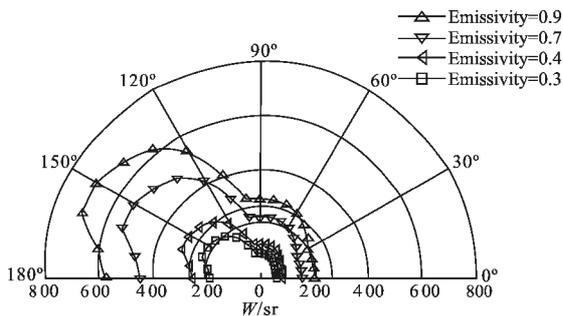


图 12 低发射率对水平红外辐射强度影响分布曲线

Fig.12 IR intensity distribution of low emissivity

4 结论

文中应用数值模拟的方法计算了无人机在不同马赫数飞行时的流场, 并计算了含喷流与喷管内壁面的整机在 8~14 μm 波段内的红外辐射特征, 得到以下结论:

(1) 无人机在 8~14 μm 波段的主要红外辐射源为机身与机翼蒙皮, 排气系统对总红外辐射强度的贡献较小;

(2) 马赫数的变化对红外辐射强度影响较大, 马赫数越大其红外辐射强度越大, 尤其在超音速下, 气动加热成为了其辐射强度的主要贡献源;

(3) 飞机发动机内蒙皮降温措施以后, 8~14 μm 波段的红外辐射具有一定的减小, 若通过对发动机及整个发热区加装隔热材料或者引气冷却来降低其温度可以有效降低全机的红外辐射强度;

(4) 低发射率材料的应用对于 8~14 μm 波段的红外辐射强度影响是明显的, 若全机, 尤其是后机身蒙皮采用低发射率材料可以取得可观的红外隐身收益, 这一点对指导战斗机设计具有重要意义;

(5) 首次针对飞翼布局无人机几何模型, 进行了全尺寸的内外流场计算与红外辐射强度数值计算, 该方法和结果将为未来的战斗机红外隐身设计提供了理论参考。

参考文献:

- [1] Luo Mingdong, Ji Honghu, Huang Wei. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power, 2007(9): 1609-1616. (in Chinese)
- [2] Luo Mingdong, Ji Honghu, Shi Xiaojuan. Thinking on infrared stealth technology of aircraft engine [J]. Stealth Technology, 2006(3): 13-18. (in Chinese)
- [3] Luo Mingdong, Zhang Yong. Military aircraft infrared stealth basic principle and application discussion [J]. Stealth Technology, 2010(1): 7-12. (in Chinese)
- [4] Fang Changde. The Aircraft Engine Manual [M]. Beijing: Aviation industry press, 1996. (in Chinese)
- [5] Ren Ke. A design method of the distribution of infrared stealth aircraft surface emissivity [J]. Stealth technology, 2009(4): 8-12. (in Chinese)
- [6] Xie Jingrui. The research on the aircraft surface temperature coupling[J]. Stealth Technology, 2008(2): 2-5. (in Chinese)
- [7] Lv Jianwei, Wang Qing. Numerical calculation and analysis of infrared radiation characteristics from aircraft skin by using RMC method [J]. Infrared and Laser Engineering, 2009, 38(2): 274-279. (in Chinese)
- [8] Ludwig CB, Malkmus W, Reardon JE, et al. Handbook of Infrared Radiation from Combustion Gases[R]. NASA-SP-3080, 1973.
- [9] Xu Dingguo. IR characteristics of aircraft aft fuselage skin[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013(1): 7-13.