

无人机红外辐射特性计算与分析

孙占久, 聂宏, 黄伟

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 将高精度的 CFD 技术和红外离散传递法相结合, 建立了一套基于纳维-斯托克斯(N-S)方程和光谱辐射强度方程相结合的无人机红外辐射的数值模拟方法。采用 CFD 方法开展了某无人机蒙皮气动加热性能、发动机排气系统的温度和组分摩尔浓度分布计算, 结合离散传递法开展红外探测敏感波段下蒙皮、尾喷口和尾喷焰三个主要辐射源的红外信号特性综合分析, 研究了不同红外参数变化下全机外形特征、发动机喷管构型和尾喷焰流场分布对红外辐射贡献的影响, 获得了一些可以指导无人机红外隐身设计有价值的结论。

关键词: 无人机; 红外辐射; 计算流体力学; 离散传递法; 综合分析

中图分类号: V218 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)04-1037-10

Calculation and analysis on infrared radiation characteristics of UAV

Sun Zhanjiu, Nie Hong, Huang Wei

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A numerical method was developed for predicting the infrared radiation characteristics of UAV by combining a high precision resolution Computational Fluid Dynamics (CFD) technology of Navier-Stokes equations and discrete transfer method of spectral radiation intensity equation. Firstly, the skin aerodynamic heating performance, engine exhausts temperature and species mole fraction distribution of UAV were calculated by CFD method. Then, combining with discrete transfer method, comprehensive analysis of infrared signal characteristics of main radiation source, such as skin, nozzle and plume, were performed under different infrared detecting sensitive bands. As a result, the effects of the UAV geometric features, the engine nozzle configurations and plume flow field distribution on infrared radiation with different parameters were analyzed. Finally, some valuable conclusions for infrared stealth design of UAV were obtained.

Key words: UAV; infrared radiation; computational fluid dynamics; discrete transfer method; comprehensive analysis

收稿日期: 2013-08-21; 修订日期: 2013-09-26

作者简介: 孙占久(1976-), 男, 博士生, 副研究员, 主要从事飞行器隐身设计方面的研究。Email: sunzj@nuaa.edu.cn

导师简介: 聂宏(1960-), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要从事飞行器结构设计等方面的研究。Email: hnie@nuaa.edu.cn

0 引言

无人机凭借体积小、造价低、卓越的全天候作战能力,在精确打击中发挥着越来越重要的作用,是现代立体合成作战中不可缺少的高技术装备。然而,随着高精度的红外探测跟踪武器的广泛应用,飞行速度较低的无人机受到了极大的威胁。有资料表明,现代战争中被红外制导导弹击落的飞机占总击落数的 75% 左右。红外隐身性能也已成为无人机设计要求的一项重要的战术指标^[1]。抑制强红外辐射源,增强隐身特性,对提高无人机生存能力和作战效能有重要的实际价值。

国外近年研制的一些无人机如暗星、X-47B 等进行了红外隐身设计。采取了一些方案来降低红外辐射强度,如发动机及排气口背负式布局、排气系统与后机身一体化设计、二元喷管、S 型弯喷管、采用低红外发射率材料、引气对喷管固壁和热喷流冷却、延长喷管下部出口等。目前,根据无人机作战任务需求和红外探测方式的不同,部件遮挡、降温处理、低发射率材料等红外隐身技术已被综合应用在各类隐身无人机上,并与雷达隐身一并融入到无人机总体设计中。

在红外辐射特性计算与分析方面,国外从 20 世纪 70 年代起就开展了飞机红外辐射特征计算方法研究和软件开发。例如,北约组织联合开发了空中目标红外辐射模型 NIRATAM 软件^[2];美国洛克希德·马丁公司研制了光谱影像红外辐射特征 SIMIR 软件^[3],可以对无人机、舰船、直升机等复杂目标进行精确的红外系统特征信号预估和全面的红外成像功能模拟,在 F-22,全球鹰、RAH-66 等飞行器外形布局和发动机喷口配置等红外隐身设计中进行了大量的运用,发挥了不可替代的作用。国内对红外辐射的研究起步较晚,罗明东^[4]、黄伟^[5]开展了航空发动机排气系统红外辐射特性数值模拟和实验方面的研究;吴剑锋^[6]利用 FLUENT 软件开展了飞机尾向和蒙皮的红外辐射特性的分析;施小娟^[7]采用 CFD 方法、耦合离散传递法数值模拟了无人机背负式发动机排气系统的红外辐射特征。上述研究偏重于红外辐射计算方法的建立、个别探测波段辐射的计算和单一的飞机蒙皮或发动机排气系统红外特征

仿真,很少有文献深入地分析无人机全机红外辐射源的分布特点和不同红外参数变化的影响规律。

鉴于此,为了综合研究无人机全机的红外辐射特征,文中将高精度的 CFD 技术和红外离散传递法相结合,建立了一套基于纳维-斯托克斯(N-S)方程和光谱辐射强度方程相结合的无人机红外辐射的数值模拟方法。采用 FLUENT 软件开展某无人机蒙皮气动加热性能、发动机排气系统的温度和组分摩尔浓度分布的计算,并结合离散传递法开展两个重要、敏感的红外探测波段下蒙皮、尾喷口和尾喷流三个主要辐射源的红外信号特性分析,综合研究了多元参数变化下无人机全机外形特征、发动机喷管构型和尾喷焰流场分布对红外辐射贡献的影响,获得了一些可以指导无人机红外隐身设计有价值的结论。

1 红外辐射计算理论

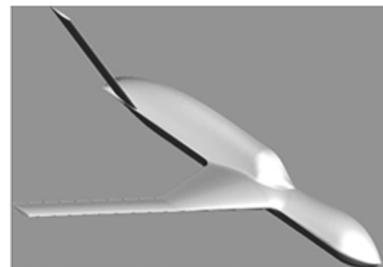
1.1 几何建模

以某无人机作为研究对象,通过 CAD 软件建立几何模型。复杂的全机外形主要采用曲面设计模块分四部分建模与装配:机身、机翼、尾翼和发动机腔体。先用曲面造型工具完成各个部附件的单独建模,再进行全机模型的成型装配,如图 1(a)所示。因为无人机外形关于轴向呈对称分布,为提高计算效率,取



(a) 整机模型

(a) Full model of UAV



(b) 气动计算模型

(b) Half model for aerodynamic computations



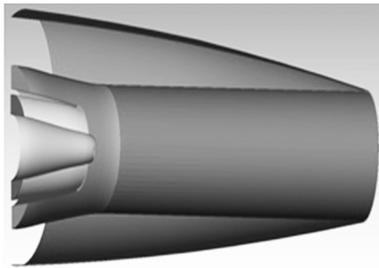
(c) 尾部构型

(c) After-body configuration

图 1 某无人机几何模型

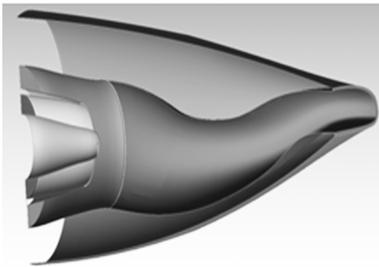
Fig.1 Geometric model of UAV

一半模型进行气动流场特性计算,如图 1(b)所示。图 1(c)显示为该无人机内埋式尾喷管,喷管出口处设计下遮挡结构。图 2 为两种高涵道比混合排气涡扇尾喷管腔体结构示意图,一种是圆直收缩喷管,另一种是 S 型弯喷管。



(a) 圆直收缩喷管

(a) Round-straight shrinking nozzle



(b) S 型弯喷管

(b) S shaped nozzle

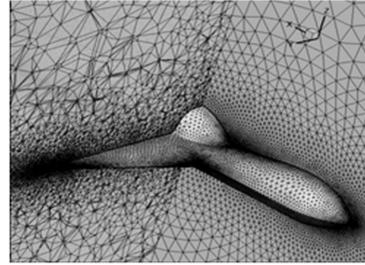
图 2 两种发动机尾喷口模型

Fig.2 Models of two type nozzles

1.2 红外网格生成

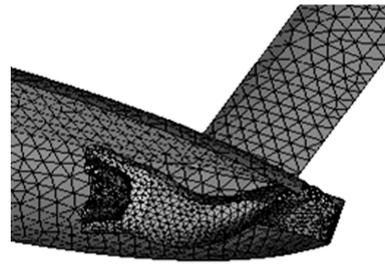
红外辐射计算网格包括非结构的壁面和流场空间网格。无人机外形变化剧烈的区域,网格重点进行加密,壁面网格总数约为 10 万个。围绕无人机的流场空间四面体网格采用阵面推进法生成,对近机身的流场网格也进行加密处理,空间网格总数约为

340 万个。考虑气动粘性计算的要求,附面层取 10 层,且第一层高度为 0.143 mm。为了兼顾计算效率和精度,发动机尾喷流场圆柱型计算域选取长为 20.0 m,直径为 1.6 m,网格划分数为 2 008 060。图 3 给出了某无人机气动计算、局部附面层及其尾喷口网格的划分,可以看出红外辐射计算网格具有很高的精度。



(a) 局部附面层网格

(a) Detailed view of mesh for CFD computations



(b) 尾喷口网格

(b) Detailed view of mesh near nozzle region

图 3 某无人机红外辐射计算网格

Fig.3 Mesh of UAV for IR computations

1.3 无人机流场特性计算

气动流场特性计算采用非定常、可压、有粘的 N-S 方程作为主控方程,其质量、动量和能量方程的积分统一形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} Q dV + \iint_{\partial\Omega} F(Q) \cdot \vec{n} dS = \iint_{\partial\Omega} G(Q) \cdot \vec{n} dS \quad (1)$$

其中

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix} \quad F(Q) \cdot \vec{n} = (\vec{V} \cdot \vec{n}) \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e+p \end{pmatrix} + p \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$G(Q) \cdot \vec{n} = \frac{M_{\infty}}{R_e} (n_x G_1 + n_y G_2 + n_z G_3)$$

$$G_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - \hat{q}_x \end{pmatrix} \quad G_2 = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - \hat{q}_y \end{pmatrix}$$

$$G_3 = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - \hat{q}_z \end{pmatrix}$$

式中： Ω 为控制体； $\partial\Omega$ 为控制体的边界； ρ 为流体的瞬时密度； u 、 v 、 w 为坐标系 x 、 y 和 z 方向的速度分量； p 为压强； T 为温度； e 为单位体积的总内能； n_x 、 n_y 和 n_z 为网格面的外法线向量 \vec{n} 在 x 、 y 和 z 方向的分量； dS 表示面积分的微元； μ 为粘性系数； τ 包含层流应力和湍流引起的雷诺应力两部分。

蒙皮气动热性能计算：流场中粘性影响计算选择一方程 S-A 湍流模型；通量空间离散采用二阶迎风隐式格式；时间离散采用显式五步 Runge-Kutta 推进格式；物面边界满足无滑移条件；远场边界满足无反射条件。

发动机喷管的流场计算：流场中粘性影响计算选择两方程 SST $k-\omega$ 湍流模型；通量空间离散采用高精度的三阶 MUSCL 显示格式；时间离散采用显式五步 Runge-Kutta 推进格式；物面边界满足无滑移条件；远场边界满足无反射条件。组分的计算采用组分传输模型，考虑 CO_2 、 HO_2 、 CO 、 O_2 和 N_2 五种气体^[8]。尾喷管固壁与燃气之间的热辐射交换计算选用离散坐标辐射模型(DO 模型)，吸收系数的计算采用灰气体加权模型(WSGGM 模型)。

1.4 红外辐射计算方法

红外辐射强度计算采用离散传递法^[9]，主要通过先求解无人机辐射亮度，然后积分得到辐射亮度，最后结合边界条件得到辐射强度。基本方程主要包括参与性介质内辐射亮度传输、辐射照度计算、辐射边界条件和辐射强度计算方程。

1.4.1 参与性介质内辐射亮度传输方程

红外辐射特征计算所求解的主要方程是介质内辐射亮度传输方程，其形式如下^[7]：

$$\frac{dL_\lambda(S)}{dS} = \underbrace{\alpha_\lambda L_\lambda(S)}_{(Ex)} + \underbrace{\alpha_\lambda L_{\lambda b}(S)}_{(Em)} - \underbrace{\sigma_{s\lambda} L_\lambda(S)}_{(Es)} + \underbrace{\frac{\sigma_{s\lambda}}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_\lambda(S, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega_i, \omega_i) d\omega_i}_{(Ex)} \quad (2)$$

式中： $L_{\lambda b}$ 为黑体光谱辐射亮度； α_λ 、 $\sigma_{s\lambda}$ 分别为吸收系数和散射系数^[10]； $\Phi(\lambda, \omega_i, \omega_i)$ 为相函数； (C) 为单位时间内、经过位于 S 处的单位面积在 ω 方向的单位立体角中传输的光谱能量经过单位距离的变化率； (Ex) 为由于介质吸收引起的光谱能量衰减； (Em) 为由于介质发射引起的光谱能量增加； (Es) 为由于介质散射引起的光谱能量衰减； (S) 为由于空间各个方向投射在 S 处的能量散射引起 ω 方向上光谱能量的增加。计算状态为巡航状态，发动机燃烧完全，热喷流中没有散射粒子，因此公式(2)中的 (Es) 和 (S) 项均可忽略。 CO_2 、 H_2O 和 CO 等参与性介质的吸收系数根据美国 NASA-SP3080^[11] 报告中的数据库获得。

1.4.2 辐射照度计算方程

辐射照度为单位面积在单位时间内接收到的辐射能量，辐射照度计算方程描述了辐射亮度和辐射照度之间的转换关系，其光谱形式为：

$$H_\lambda = \int_{\Omega} L_\lambda(S, \omega) \cos\beta_\omega d\omega \quad (3)$$

1.4.3 辐射边界条件方程

由于吸收、发射和散射的远程性，辐射边界条件中含有远程项。对于发动机喷管内壁面和飞行器蒙皮表面近似为灰体界面的辐射边界条件为：

$$L_{\lambda,n}(0) = \varepsilon_n L_{b\lambda}(T_n) + \frac{1-\varepsilon_n}{\pi} H_{\lambda,n}^0 \quad (4)$$

式中： ε_n 为壁面的黑度； T_n 为壁面的温度； $L_{b\lambda}(T_n)$ 为黑体的光谱辐射亮度； $H_{\lambda,n}^0$ 为壁面的入射光谱辐射照度。

1.4.4 辐射强度计算方程

辐射强度是一个描述点源辐射特性的物理量，单位为 $\text{W}/(\text{sr} \cdot \mu\text{m})$ 。其定义为辐射源在单位时间内向单位立体角发射能量，计算方程为：

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

式中： R 为探测距离； $\tau_{\lambda,atm}$ 为探测点和辐射源之间大气的光谱透过率； $H_{\lambda,\alpha}^R$ 为探测点处来自辐射源的照度； $I_{\lambda,\alpha}$ 为不考虑大气吸收的光谱辐射强度。

1.5 无人机红外辐射特性综合分析流程

无人机红外辐射特性研究的目的是通过综合分析获得红外辐射减缩的设计方案。文中建立的基于无人机红外辐射特性的综合分析流程如图 4 所示,具体步骤如下:

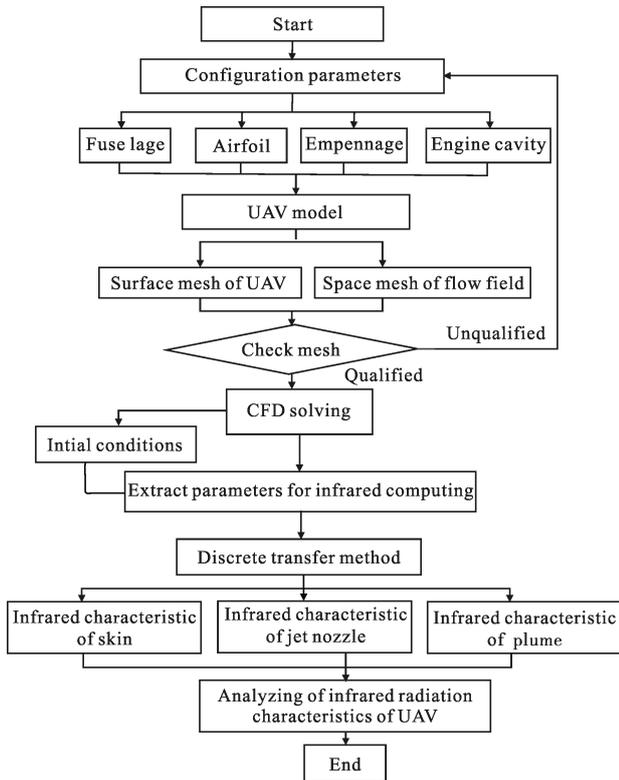


图 4 无人机红外辐射特性计算流程

Fig.4 Flow chart of IR computation algorithm

(1) 确定无人机外形几何参数(平面参数、剖面参数和部附件相对位置);

(2) 应用计算机辅助设计开展无人机机身、机翼、尾翼和发动机腔体的几何建模;

(3) 在无人机体表面生成非结构的面网格,采用阵面推进法生成整个流场空间四面体非结构网格,检查、判断流场计算网格质量是否合格,如不合格需要重新生成;

(4) 给定初始条件,采用 CFD 方法进行无人机气动特性的数值模拟,提取红外辐射特性程序所需的计算参数,并结合离散传递法开展蒙皮、尾喷口和尾喷流的红外特性计算;

(5) 在蒙皮、尾喷口和尾喷流红外辐射分析的基础上,开展不同波段、喷管构型等多元参数变化下无人机全机红外辐射特性的综合研究。

2 某无人机红外辐射特性计算

2.1 蒙皮气动热特性计算

图 5 和图 6 分别给出了飞行马赫数为 0.6 和 0.8 状态时,0°和 3°迎角下该无人机蒙皮表面温度分布云图。流场计算基本参数如表 1 所示。可以看出,随着无人机飞行马赫数的提高,蒙皮表面温度也会不断增大。由于在高空中随着海拔的增高,大气温度逐渐降低,蒙皮表面气动加热最高温度约为 250°,相比发动机

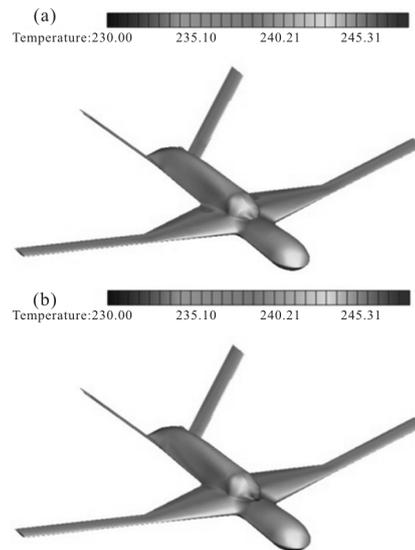


图 5 $Ma=0.6$ 时蒙皮表面温度分布图

Fig.5 Distribution contour of skin surface temperature at Mach number of 0.6

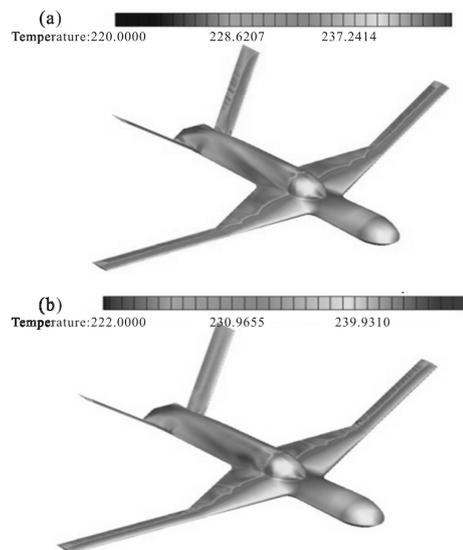


图 6 $Ma=0.8$ 时蒙皮表面温度分布云图

Fig.6 Distribution contour of skin surface temperature at Mach number of 0.8

高温的尾喷流,蒙皮加热的红外信号特征不明显,但由于蒙皮表面面积大,各个方向都存在红外散射,因此,无人机蒙皮是重要的辐射热源之一。

表 1 外部流场的基本参数

Tab.1 Basic parameters of external flow field

Parameter	Value
Altitude/km	9.0
Temperature/°C	229.7
Flight Mach number	0.6 and 0.8
Viscosity coefficient of air	1.502×10^{-5}
Atmospheric density/kg · m ⁻³	0.467
Sound velocity/m · s ⁻¹	303.8
Mean aerodynamic chord/m	1
Reynolds number	5.65×10^6

2.2 尾喷口温度分布特性计算

图 7 给出了该无人机发动机两种尾喷口温度分布云图。发动机流场计算基本参数如表 2 所示。可以看出,发动机两种喷管口高温区主要集中在固壁内部中心锥的位置,温度分布从中心锥、内涵壁面到外涵壁面呈逐步降低趋势。中心锥的温度达到 900 K 以上,内涵壁面温度约为 650 K,外涵壁面温度则降到 400 K 以下。

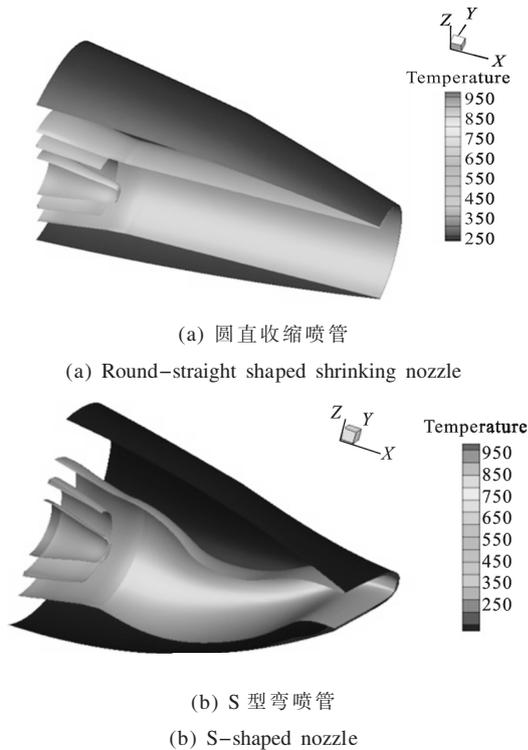


图 7 发动机两种尾喷口温度分布云图

Fig.7 Temperature distributions on surface of two type nozzles

表 2 发动机流场的基本参数

Tab.2 Basic parameters of internal flow filed of engine

Parameter	Value
Altitude/km	9.0
Interior total temperature/K	1 016
Bypass total temperature/K	375.5
Enviroment stress/Pa	30 801
Interior air flux/kg · s ⁻¹	6.012
Bypass flux/kg · s ⁻¹	23.925

2.3 尾喷流温度分布特性计算

图 8 和图 9 分别给出了该无人机发动机两种喷管喷射出的尾流温度分布云图。可以看出,S 型尾喷管由于弯折效应的影响,尾喷流尾迹分布呈现明显的不对称性,且与轴对称喷管相比二元喷管增加了周长,增大了尾喷流与外流的接触面积,加强了尾喷流与外流的掺混,尾喷流中高温区域分布相比圆直喷管明显变小,尾喷流区最高温度约为 660 K,尾喷流红外辐射核心区的温度也相应得到降低。

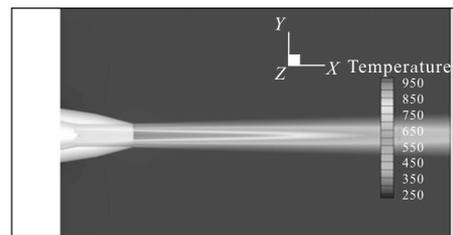
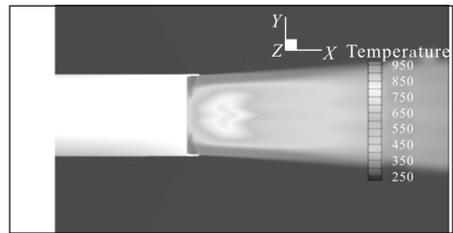
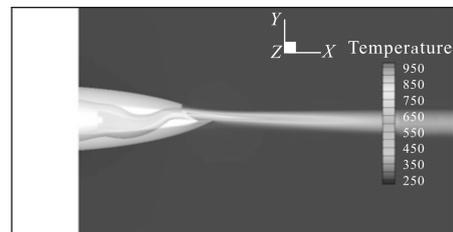


图 8 圆直收缩喷流温度分布云图

Fig.8 Temperature contours of round-straight nozzle's jet flow

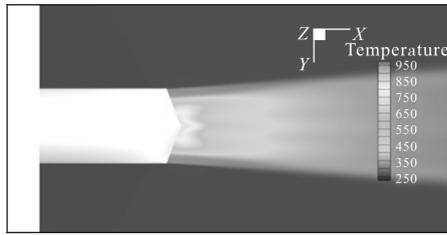


(a) 俯视图



(b) 侧视图

(b) Side view



(c) 仰视图

(c) Bottom view

图 9 S 型弯喷口喷流温度分布云图

Fig.9 Temperature contours of S-shaped nozzle's jet flow

3 某无人机红外辐射综合特性分析

无人机的全向红外辐射主要包括蒙皮、尾喷管和尾喷流三个主要的强辐射源。通过开展不同波段范围、不同喷管构型、尾喷流和喷管壁面辐射特性的综合分析,找到无人机红外强辐射源,可以为无人机红外隐身提供技术途径和设计参考。

3.1 不同波段范围辐射特性分析

在当前红外探测波谱中,3~5 μm 和 8~14 μm 两个波段是航空飞行器对抗红外雷达最为重要和敏感的波段。根据探测源点的位置不同,分别开展无人机上部、侧面、下部方位的红外辐射强度比较。图 10 给出了某无人机三个方位红外辐射计算示意。头部为起点,即 0°为机头方位,180°为尾部方位。

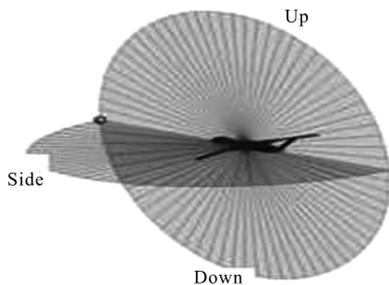
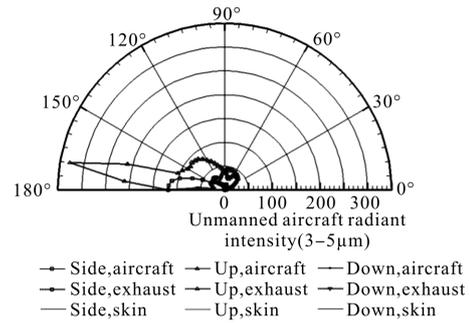


图 10 无人机红外辐射计算方位示意

Fig.10 Diagrammatic sketch of UAV's IR computation

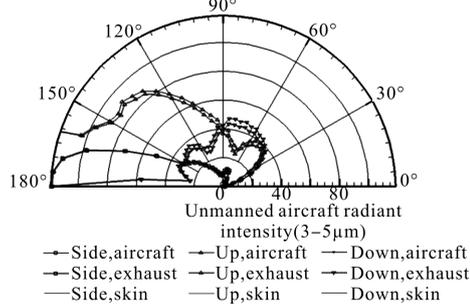
图 11 为 3~5 μm 下无人机上、侧、下三个方位的红外辐射强度比较。通过 0°~180°红外辐射强度对比曲线可以看出,三个方位的辐射峰值都在机身后方,表明在此波段下,无人机发动机排气系统红外辐射起主导作用,而蒙皮的辐射处于次要地位。无人机下方位的总体辐射强度除了在 45°~90°范围略高于上方位辐射值外,其他大部分方位角辐射强度明显低于上方的辐射值,下方位辐射峰值仅在接近 180°才出现,其余大部分角度范围都处于比较低

的水平。无人机上方位在 170°方位角出现了约 330.4 W/sr 的辐射峰值,而侧方位和下方位的峰值仅为 118 W/sr,降低了近 2/3,表明喷管下部向后延伸的遮挡板(参见尾部构造图 1(c))对发动机高温燃气喷流及尾喷管壁面进行了有效地遮挡,减弱了红外辐射强度。全机上方位、侧方位、下方位的辐射强度均值分别为 65.62 W/sr、23.65 W/sr、35.03 W/sr,侧方位和下方位的辐射强度小于上方位,所以尾部喷口采用遮挡设计符合无人机侧方位和下方位被探测概率远大于来自上方位的真实战场环境,满足红外低可探性的要求。



(a) 上、侧、下方位红外辐射强度分布

(a) IR distributions on the orientations of top, side and bottom



(b) 局部放大

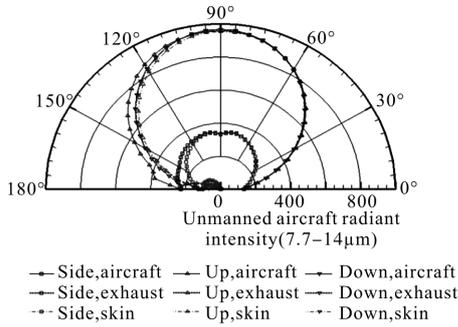
(b) Detailed view

图 11 3~5 μm 波段红外辐射比较

Fig.11 Comparison of IR at band of 3~5 μm

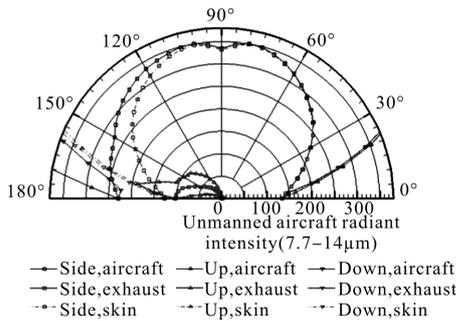
图 12 为 7.7~14 μm 波段下无人机上、侧、下三个方位的红外辐射强度比较。在此波段下,辐射强度值与探测方向上的投影面积相关,投影面积越大,辐射强度也越大。通过 0°~180°红外辐射强度对比曲线可以看出,红外辐射的主要贡献在蒙皮,发动机排气系统的辐射强度几乎可以忽略不计。无人机上方位和下方位辐射强度比较接近,侧方位辐射值总体较低,从正前方 180°视角向水平两侧红外辐射强度逐渐增大,且增加幅值先快后缓;上方位和

下方位辐射强度峰值分别出现在 90°位置,正前向和后向红外辐射强度最小,辐射强度大致呈圆弧状分布。由于机翼后掠构型,侧方位辐射峰值并没有出现在正侧方 90°位置,而是介于方位角 80°和 100°之间。



(a) 上、侧、下方位红外辐射强度分布

(a) IR distributions on orientations of top, side and bottom



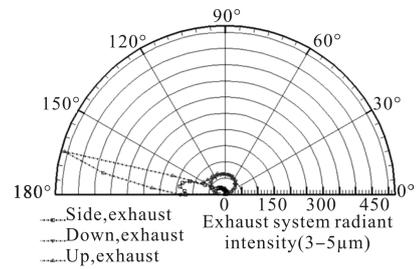
(b) 局部放大

(b) Detailed view

图 12 7.7~14 μm 波段三个方位红外辐射比较
Fig.12 Comparison of IR at band of 7.7-14 μm

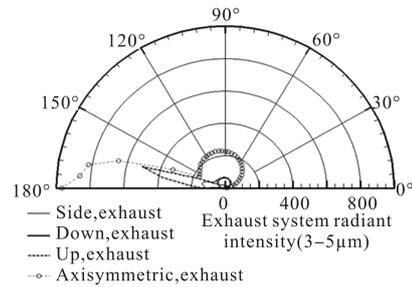
3.2 不同喷管构型辐射特性分析

图 13 为 3~5 μm 下无人机不同喷管构型三个方向辐射强度比较。可以看出,S 型喷管在三个重要方向上的辐射值均低于圆直喷管,抑制红外辐射强度的优势明显。在 0°~150°方位角范围内,S 型喷管上方位、侧方位、下方位辐射强度都不到 100 W/sr;在方位角 150°以后三个方向辐射值都有所增加,其中上方位辐射值增幅最为剧烈,峰值达到 500 W/sr,远大于下方位和侧方位辐射强度。由于 S 型喷口下部向后延伸的遮挡和出口扁平的影响,下方位辐射值分布最小,尾喷管和尾喷流在侧方位的投影面积小于上下两个方向,所以侧方位辐射值得到减缩。



(a) S 型喷管

(a) S-shaped nozzle



(b) 圆直形状喷管

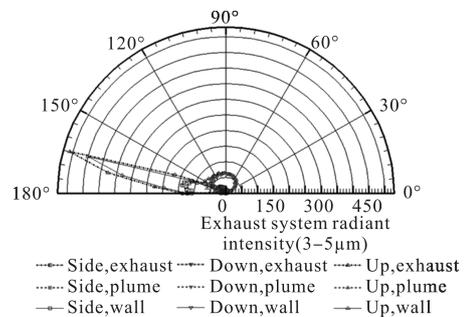
(b) Round-straight nozzle

图 13 不同喷管构型三个方位辐射强度比较

Fig.13 Comparison of IR between two type nozzles

3.3 尾喷流和喷管壁面辐射特性分析

图 14 为不同喷管构型尾喷流和尾喷口壁面红外辐射强度比较。在尾喷系统的三个方位上,方位角范围内红外辐射贡献主要是尾喷流,而方位角范围内辐射贡献主要是尾喷管壁面。图 15 为尾喷流和尾喷固体壁面分别在三个方位的红外辐射强度比较。可以看出,无人机红外辐射中尾喷口壁面辐射强度最大,区域性分布明显:机头角域因为受到机身的遮挡作用,红外辐射特征抑制效果好;尾部角域遮挡较少,辐射最强,且上方位在方位角时出现了约 450 的辐射峰值。尾喷流的红外辐射贡献虽然相对于尾喷



(a) S 型喷管

(a) S-shaped nozzle

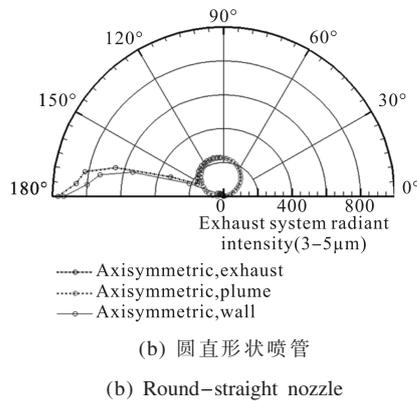


图14 不同喷管构型尾喷流和尾喷口壁面红外辐射强度比较
Fig.14 Comparison of IR due to jet flow and nozzle surface between two type nozzles

口较小,但它们是全方位散射,分布较广,被探测的概率较高。

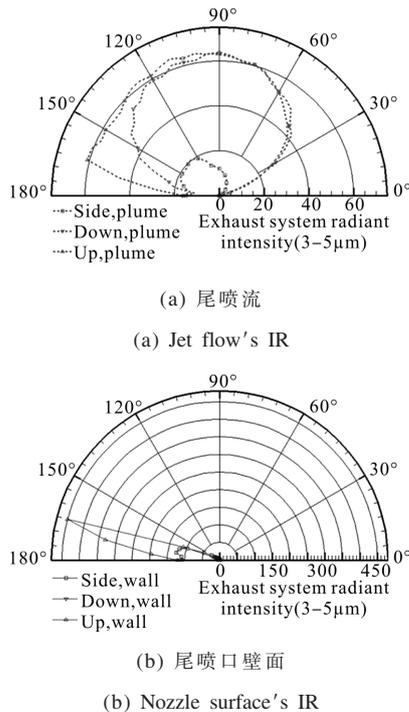


图15 尾喷流和尾喷口壁面三个方位红外辐射强度比较
Fig.15 Comparison of jet flow's IR and nozzle surface's IR

4 结论

文中将高精度的 CFD 技术和红外离散传递法相结合,建立了一套耦合 N-S 方程和光谱辐射强度方程的无人机红外辐射的数值模拟方法,综合研究了多元参数变化下无人机全机外形特征、发动机喷管构型和尾喷焰流场分布对红外辐射贡献的影响,

获得结论如下:

(1) 无人机蒙皮是 8~14 μm 波段重要的辐射源,辐射强度值与方向上的投影面积和飞行马赫数有关。因此通过飞翼布局、翼身融合等设计方式可以减少对无人机主要探测威胁方向即前、后、侧向的投影面积,若表面采用低发射率材料则可进一步降低蒙皮的红外辐射强度。

(2) 在 3~5 μm 波段,无人机尾喷口壁面后半球辐射强度较高;尾喷流的红外辐射贡献呈全方位散射,分布较广,被探测器发现的概率较高。因此对尾喷管壁面和喷流的遮挡和降温处理对于降低在 3~5 μm 波段的辐射强度至关重要。

(3) S 型喷管尾喷流分布相比圆直喷管呈现明显不对称性,在三个重要方向上的辐射值均低于圆直喷管,高温区域分布小,红外辐射核心区温度得到降低,抑制红外辐射强度的优势明显。

(4) 尾喷口下部采用向后延伸的遮挡设计,可以对发动机高温燃气喷流及尾喷管壁面进行有效遮挡,减弱发动机排气系统在下方空间域内的红外辐射强度。

参考文献:

- [1] Mahulikar S P, Sonawance H R, Rao G A. Infrared signature studies of aero space vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, 43(7): 218-245.
- [2] Bakker E J, Fair M L, Schleijsen H M A. Modeling multi-spectral imagery data with NIRATAM v3.1 and NPLUME v1.6 [C]//SPIE, 1999, 3699: 80-91.
- [3] Jim C, Denny B, Karen K, et al. F/A-22 IR signature flight test model validation [J]. *Aircraft Survivability*, 2003, 4(2): 9-11.
- [4] Xu Dingguo, Sang Jianhua, Luo Mingdong. Research on application of UAVS' infrared stealth technology[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(12): 3155-3159. (in Chinese) 徐顶国, 桑建华, 罗明东. 红外隐身技术在无人机上的应用研究[J]. *红外与激光工程*, 2012, 41(12): 3155-3159.
- [5] Huang Wei, Ji Honghu, Si Ren, et al. Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6):745-750. (in Chinese) 黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 涡扇发动机排气系统红外特征[J]. *推进技术*, 2010, 31(6): 745-750.
- [6] Wu Jianfeng, He Guangjun, Zhao Yuqin. The calculation for

- strength of infrared radiation in the opposite direction of the airplane [J]. *Journal of Air Force Engineering university (Natural Science Edition)*, 2006, 7(6): 26–28. (in Chinese)
- 吴剑锋, 何广军, 赵玉芹. 飞机尾向的红外辐射特性计算 [J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2006, 7(6): 26–28.
- [7] Shi Xiaojuan, Ji Honghu, Luo Mingdong. Numerical simulation of infrared radiation characteristics for exhaust system of an UAV with engine installed on the back of the fuselage [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23 (4): 651–656. (in Chinese)
- 施小娟, 吉洪湖, 罗明东. 发动机背负式安装无人机的排气系统红外特征的计算研究 [J]. *航空动力学报*, 2008, 23 (4): 651–656.
- [8] Kurt Beier, Erwin Lindermeir. Comparison of line-by-line and molecular band IR modeling of high altitude missile plume [J]. *Elsevier Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer*, 2006, 105(2007): 111–127.
- [9] Luo Mingdong, Ji Honghu, Huang Wei. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of Turb incengine without afterburning [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(10): 609–616. (in Chinese)
- 罗明东, 吉洪湖, 黄伟. 非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算 [J]. *航空动力学报*, 2007, 22(10): 609–616.
- [10] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases [R]. NASA—SP 3080, 1973.