

战斗机 8~14 μm 波段红外特征及 低发射率材料隐身效果

刘 健¹, 官 禹², 吉洪湖¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳飞机设计研究所 总体气动部, 沈阳 110035)

摘 要: 对某典型战斗机在 8~14 μm 波段范围内的红外积分辐射强度空间分布进行了数值计算, 考虑了大气透过率的影响, 计算了使用红外搜索跟踪系统对战斗机进行探测时的探测距离, 并分析了该战斗机采用低发射率材料后的红外隐身效果. 战斗机的流场采用商用 Fluent 软件进行计算, 红外辐射特征及探测距离采用自开发的 NUAA-IRSE 软件进行计算. 计算结果表明: 在 8~14 μm 波段, 周向角一定时, 俯仰角越大红外积分辐射强度越大; 俯仰角一定时, 周向角越大红外积分辐射强度越大. 采用低发射率材料后, 战斗机在整个空间方向范围内, 其红外积分辐射强度降低, 战斗机红外隐身效果提高.

关 键 词: 战斗机; 红外积分辐射强度; 红外隐身效果; 低发射率材料; 探测距离

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Fighter's infrared characteristics between 8 and 14 μm and infrared stealth effect of low emissivity materials

LIU Jian¹, GONG Yu², JI Hong-hu¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Department of Conceptual Design and Aerodynamic,

Shenyang Aircraft Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110035, China)

Abstract: The infrared integral radiant intensity of a typical fighter within the waveband between 8 μm and 14 μm and its detection range detected by infrared search/tracking system was calculated by taking into account the influence of the atmospheric transmissivity. The infrared stealth effect of the fighter with use of low emissivity materials was also analyzed. The flow field was calculated by Flunt software, while the infrared radiation characteristics and detection range were simulated by using self-developed software NUAA-IRSE. The results show that the infrared integral radiant intensity increases with the increasing of circumference angle and pitch angle. When applying low emissivity materials, the infrared integral radiant intensity decreases in all directions, leading to an improved infrared stealth effect.

Key words: fighter; infrared integral radiant intensity; infrared stealth effect;
low emissivity materials; detection range

战斗机的红外辐射主要来自发动机高温部件、尾喷流、飞机蒙皮 3 个方面. 发动机高温部件

和尾喷流的红外辐射主要集中在 3~5 μm 波段, 飞机蒙皮的红外辐射主要集中在 8~14 μm 波

段^[1]. 目前, $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的红外成像探测技术及相应的制导导弹的发展非常迅速, 对战斗机构成了严重的威胁, 研究战斗机在 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的红外辐射特征及其隐身技术就变得尤为重要.

近来, Rao 等^[2]建立了飞机发动机表面蒙皮和喷流的红外模型, 推导了锁定距离的计算公式, 在考虑大气吸收的影响下, 计算了飞机在 5 km 高空以马赫数为 0.8 飞行时的红外特征及锁定距离. Mahulika 等^[3]计算了飞机蒙皮、发动机高温部件和尾喷流的红外辐射, 分析了飞机的速度、发动机工作状态等对飞机红外辐射的影响, 建立了攻击包线和致命包线的数学模型, 分析了飞机的红外辐射强度和目标存活性的关系. 吕建伟等^[4-5]采用有限体积法求解飞行器蒙皮温度分布, 采用反向蒙特卡洛法计算飞行器表面 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段内红外辐射特征, 并改变飞行器各主要部件的表面温度和发射率, 获得了飞行器水平方向上总的红外辐射特征的影响和控制规律. 施小娟等^[6-7]计算了不同结构形式的涡扇发动机排气系统的红外辐射特征, 并分析了喷管内固体壁面发射率分布对排气系统红外辐射的影响. 冯晓星等^[8]通过自行开发软件计算了典型战斗机在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的红外辐射的空间分布及探测距离, 并分析了采用低发射率材料后战斗机的隐身效果.

本文以某单发战斗机为例, 采用与冯晓星等^[8]相似的方法, 计算了战斗机在 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段红外辐射特征的空间分布以及某假设的红外搜索跟踪系统对战斗机探测距离的空间分布, 计算对比采用低发射率材料后战斗机红外辐射特征及探测距离的变化, 分析了战斗机的红外隐身效果.

1 流场计算

1.1 物理模型

本文以典型先进单发战斗机为计算对象, 物理模型包括机头、座舱盖、机身、进气道、机翼、水平尾翼、垂直尾翼和发动机舱等, 如图 1 所示. 发动机部分从涡轮出口界面开始计算, 如图 2 所示, 发动机喷管模型包括内外涵进口、外涵壁面、混合器和中心锥. 由于整个模型具有几何对称性, 故在流场计算中只选取一半模型进行计算, 红外计算时仍计算整个模型.

1.2 计算域和网格划分

本文将计算域设定为 $1/2$ 圆柱体, 圆柱体的长度和直径均为 4 倍的机身长度, 战斗机模型处

于计算域的中间位置, 如图 3 所示. 本文中计算流场的网格采用非结构化网格, 在机身附近网格较密, 远场的网格则逐渐稀疏. 在喷管及喷管出口后方的射流区域, 由于温度、压力、速度等参数变化剧烈, 在这些区域内网格尺寸最小. 从图 4 可以看到计算域对称面上的网格分布情况.

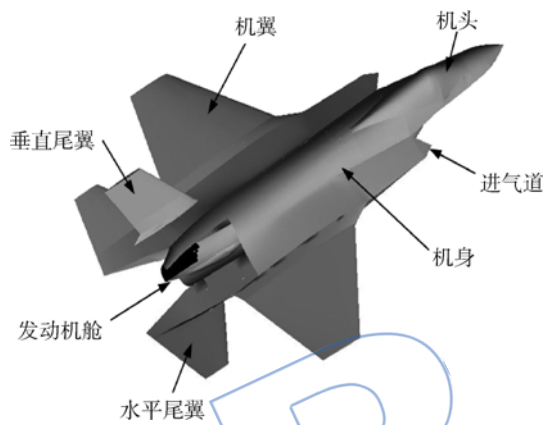


图 1 战斗机模型
Fig. 1 Fighter model

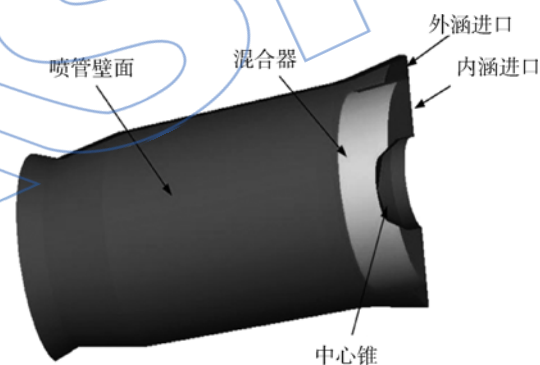


图 2 喷管模型
Fig. 2 Nozzle model

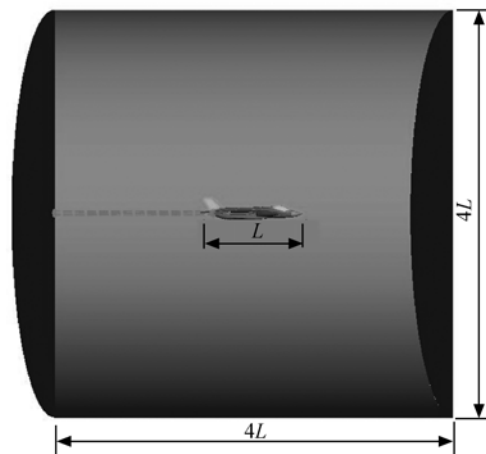


图 3 计算域示意图
Fig. 3 Computational domain

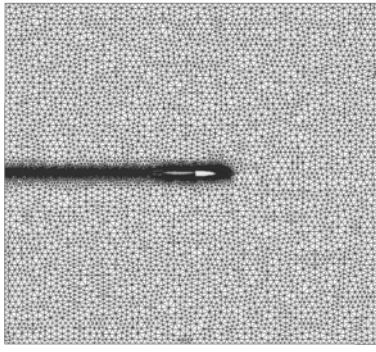


图4 对称面网格

Fig. 4 Grids of symmetry plane

温度是影响辐射计算的一个重要因素,在网格独立性验证时,选取喷管出口截面的平均温度作为验证参数.验证算例网格数分别为94万、198万、376万和480万.验证结果如图5所示,从图中可以看出:当网格数从376万增加到480万时,喷管出口截面的平均温度变化很小,变化相对值为1.3%,可认为376万网格已达到网格无关,因此采用376万网格作为计算网格.

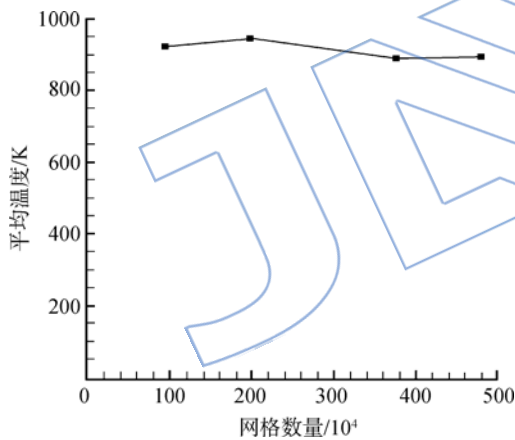


图5 网格独立性验证

Fig. 5 Grids independent verification

1.3 计算方法和边界条件设置

对战斗机流场、温度场和燃气组分质量分数的求解通过求解连续方程、动量守恒方程、能量守恒方程和组分质量守恒方程得到,各方程见式(1)~式(4).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_i U_j}{\partial x_j} = & -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \\ & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u_i u_j} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

$$c_p \left(\frac{\partial \rho T}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_j T}{\partial x_j} \right) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\kappa \frac{\partial T}{\partial x_j} - \rho \overline{u_j \theta} \right) - \nabla \cdot q_r \quad (3)$$

$$\frac{\partial (\rho w_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho U_j w_i)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D \frac{\partial w_i}{\partial x_j} - \rho \overline{u_j w_{t,i}} \right) \quad (4)$$

式中 t 为时间;下标 i, j 为 i, j, k 为坐标系中的 i, j 方向; U_j 为 j 方向上的平均速度; u_j 为湍流在 j 方向的平均速度; w_i 为广义组分质量分数; $w_{t,i}$ 为湍流项中的组分质量分数; ρ 为平均密度; c_p 为流体的比定压热容; T 为平均温度; p 为平均压力; μ 为动力黏度; κ 为导热系数; D 为质量扩散系数; $-\rho \overline{u_i u_j}$ 为雷诺应力; $\nabla \cdot q_r$ 为辐射产生的热流源项; $\rho \overline{u_j \theta}$ 为紊流热流.

本文采用商用软件 Fluent 进行计算,应用耦合显示求解器进行求解.湍流模型采用 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 两方程模型,各方程均采用2阶迎风差分格式离散^[9-11].

本文设定喷管的外涵进口和内涵进口为压力进口边界条件,进气道出口为压力出口边界条件,计算域外围为压力远场边界条件,如图6所示.飞行状态为平飞,高度为11 km,马赫数为0.85.

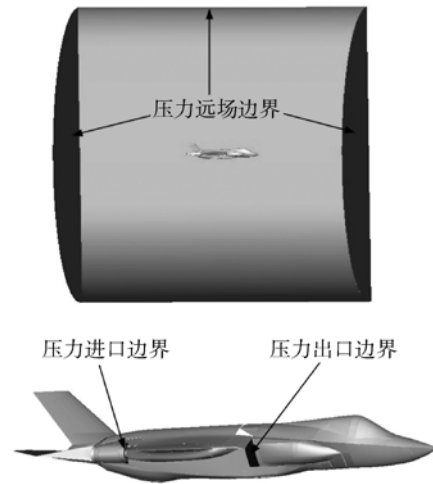


图6 边界条件示意图

Fig. 6 Boundary conditions

2 红外辐射与探测距离计算

2.1 红外辐射特征计算方法

红外辐射特征计算采用自开发软件 NUAA-IRSE 软件来进行计算.该软件可以使用离散传递法或反向蒙特卡洛法来计算战斗机在3~5 μm 和8~14 μm 波段的光谱辐射强度、红外积分辐射强

度以及辐射亮度的全向分布. 本文使用离散传递法来计算红外辐射特征. 离散传递法^[12-13]的实质是将微元面的入射辐射区域对应的立体角划分为很多个小立体角, 从而将计算壁面或者探测点的入射辐射照度的三维空间积分问题转换为一维多层介质内辐射亮度传输问题.

参与性介质内辐射亮度传输方程如式(5)所示

$$\frac{dL_\lambda}{dS} = -\alpha_\lambda L_\lambda(S) + \alpha_\lambda L_{\lambda b}(S) - \sigma_{s\lambda} L_\lambda(S) + \frac{\sigma_{s\lambda}}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_\lambda(S, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega, \omega_i) d\omega_i \quad (5)$$

式中 L_λ 为目标的光谱辐射亮度, $\alpha_\lambda L_\lambda(S)$ 为 S 方向单位时间、单位体积、单位立体角内吸收的光谱能量, $\alpha_\lambda L_{\lambda b}(S)$ 为 S 方向单位时间、单位体积、单位立体角内发射的光谱能量, $\sigma_{s\lambda} L_\lambda(S)$ 为 S 方向单位时间、单位体积、单位立体角内散射射出的光谱能量, $\frac{\sigma_{s\lambda}}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_\lambda(S, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega, \omega_i) d\omega_i$ 为 S 方向单位时间、单位体积、单位立体角内散射射入的光谱能量.

假设燃油已经在燃烧室中完全燃烧, 并且没有发生结焦情况, 燃气内不存在固体或液体颗粒, 在辐射传输过程中不存在散射现象, 式(1)中的 $\sigma_{s\lambda} = 0$, 此时式(5)可以简化为

$$\frac{dL_\lambda}{dS} = -\alpha_\lambda L_\lambda(S) + \alpha_\lambda L_{\lambda b}(S) \quad (6)$$

微元面入射辐射照度计算方程如式(7)所示, 通过该方程可以计算辐射照度

$$H_\lambda = \int_{\Omega} L_\lambda(S, \omega) \cos \beta_\omega d\omega \quad (7)$$

式中 β_ω 为微元面法向与探测方向之间的夹角.

最后通过式(8)可以求取光谱辐射强度

$$I_{\lambda, a} = H_{\lambda, a}^R R^2 / \tau_{\lambda, atm} \quad (8)$$

式中 $I_{\lambda, a}$ 为考虑大气吸收后的光谱辐射强度, $H_{\lambda, a}^R$ 为探测点所在微元面的入射辐射照度, R 为探测距离, $\tau_{\lambda, atm}$ 为探测点和辐射源之间的大气透过率. 大气透过率采用 Modtran 软件进行计算.

2.2 探测距离计算方法

红外探测系统^[14-15]对战斗机的红外探测距离是评价战斗机红外隐身效能的一个重要指标. 对于点源目标的探测距离可引用文献[8]中的计算公式计算.

$$R = \left[\frac{\eta \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{t\lambda} \cdot \tau_a(\lambda) d\lambda}{P_{nei} \cdot C_{snr}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

式中 η 为目标辐射的有效系数, 是目标实际辐射

值与理想辐射值之比, $I_{t\lambda}$ 为目标的光谱辐射强度, $\tau_a(\lambda)$ 为目标与探测器之间的大气光谱透过率, C_{snr} 为红外探测器的信噪比, 即探测系统所接收到的信号和系统本身的噪声之比, P_{nei} 为等效噪声照度, 其物理意义为当探测系统的信噪比为 1 时, 探测器入射孔径上所需的辐射照度.

在探测距离的计算中考虑了地球曲面遮挡带来的影响. 如图 7 所示, 目标高度为 h , 在某些空间探测方向上目标与探测器的连线会与地球曲面相切, 如图中探测方向 2 所示, 该探测方向与目标和地球连线之间的夹角为 θ . 当探测方向与目标和地心连线之间的夹角小于 θ 时, 如图中探测方向 3 所示, 探测距离的最大值只能为 R_{max} ; 当探测方向与目标和地球连线之间的夹角大于 θ 时, 如图中探测方向 1 所示, 探测距离不受地球曲面遮挡.

本文使用 NUAA-IRSE 软件计算了战斗机不同发射率下的探测距离.

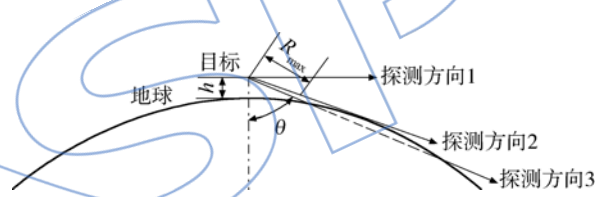


图 7 地球曲面遮挡

Fig. 7 Earth curve shading

2.3 网格划分

在红外积分辐射强度计算时, 战斗机蒙皮和排气系统表面的网格均采用三角形面网格, 如图 8 所示, 其网格密度比流场计算时稀疏.

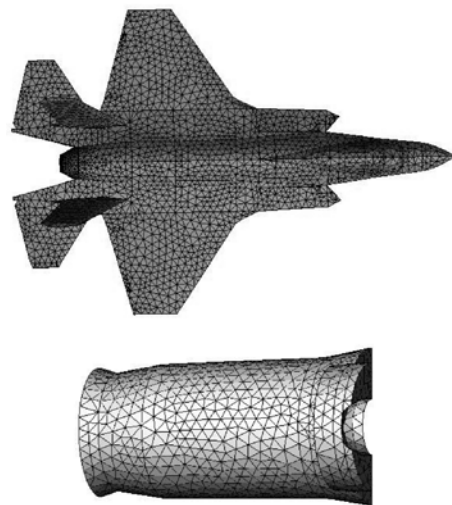


图 8 红外积分辐射强度计算网格划分示意图

Fig. 8 Calculated grids for infrared integral radiant intensity

该软件可以直接从流场计算结果中提取出固体壁面和内外涵进口截面的温度数值,并插值到红外计算网格中.为了研究发射率对辐射特征的影响,本文计算了采用不同发射率材料的状态:一种是飞行器所有壁面的发射率设为 0.9;另一种情况是内外涵进口截面的发射率设定为 0.9,而飞行器其余壁面的发射率设为 0.2.

2.4 空间探测角的设定

在计算战斗机红外辐射特性及探测距离时均采用球面坐标系,空间探测角如图 9 所示.飞机重心为坐标系原点;俯仰角 α 表示探测方向与水平面的夹角,上半球为正角度;周向角 β 表示探测器和飞机连线在水平面上的投影线与飞机轴线前向之间的夹角.本文计算了俯仰角 $\alpha = -60^\circ \sim 60^\circ$, 15° 为一个间隔;周向角 $\beta = 0^\circ \sim 180^\circ$, 10° 一个间隔的空间方向上的红外辐射特性.

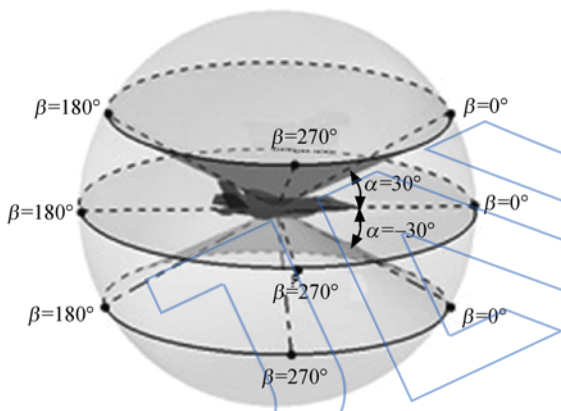


图 9 空间探测角定义

Fig. 9 Definition of detection angle

3 计算结果

3.1 流场计算结果

图 10 为战斗机对称面上沿飞行方向的相对速度分布,从图中可以看出:喷管喉道处的气流达

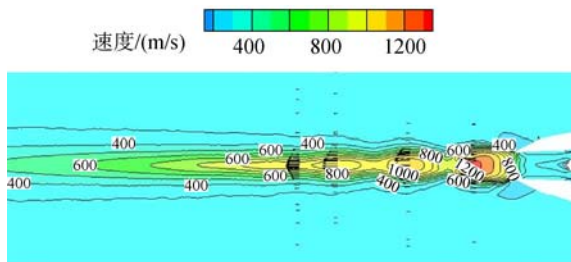


图 10 战斗机对称面上沿飞行方向的相对速度分布

Fig. 10 Velocity distribution of symmetry plane of fighter along the flight direction

到声速,在喷管出口后的射流区出现激波.

图 11 为战斗机对称面上的温度分布,从图中可以看出:在喷管内部和射流区温度很高,并且射流区的高温仅分布在喷管轴线附近,射流的扩散比较缓慢.

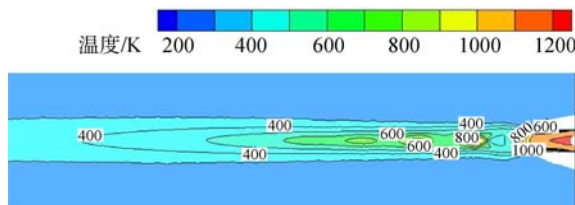


图 11 战斗机对称面上温度分布

Fig. 11 Temperature distribution of symmetry plane of fighter

图 12 为战斗机对称面上的 CO_2 的质量分数分布,从图中可以看出:在喷管进口处, CO_2 的质量分数最高,沿着射流方向,其质量分数不断降低.

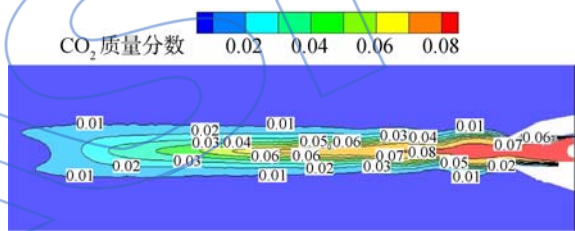


图 12 战斗机对称面上 CO_2 的质量分数分布

Fig. 12 CO_2 mass fraction distribution of symmetry plane of fighter

3.2 红外积分辐射强度空间分布计算结果

图 13 为采用高发射率 ($\epsilon = 0.9$) 材料战斗机整体的红外积分辐射强度空间分布图.图 13 给出了战斗机前向、左向、后向和侧上方向的无量纲化红外积分辐射强度 (I) 分布.从图中可以看出:在 8~14 μm 波段,当 β 一定时, α 绝对值越大的空间方向上的红外积分辐射强度越大,这是因为 α 绝对值越大的空间方向上的蒙皮的投影面积越大;当 α 为定值时, β 越大的空间方向上的红外积分辐射强度越大,这是由于排气系统的红外积分辐射强度随着 β 的增大而增大;同时,蒙皮的投影面积在机头方向小角度范围内随 β 的增大,增大较为明显,使得蒙皮红外辐射特征发生相应变化.

图 14 是战斗机采用低发射率 ($\epsilon = 0.2$) 材料后,战斗机整体的红外积分辐射强度空间分布.与图 13 相比可知,红外积分辐射强度的总体分布规律是一样的,但其强度有所降低.在 8~14 μm 波

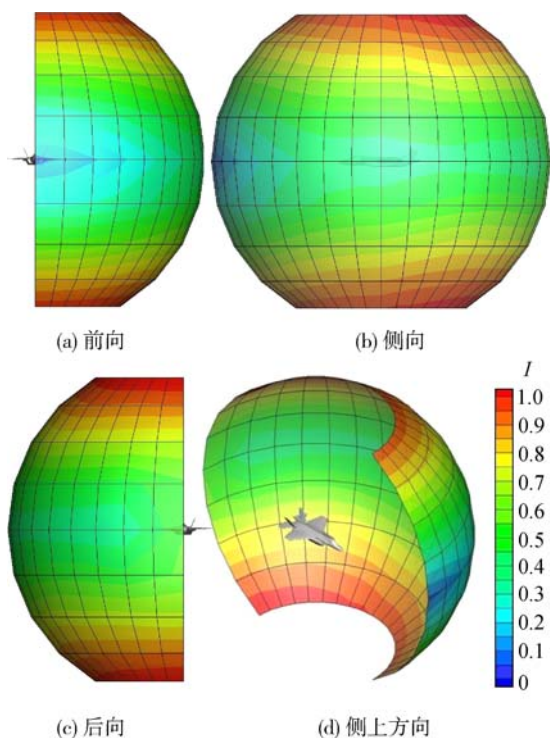


图 13 发射率为 0.9 时战斗机整体的红外积分辐射强度空间分布

Fig. 13 Infrared integral radiant intensity distribution of fighter for 0.9 emissivity

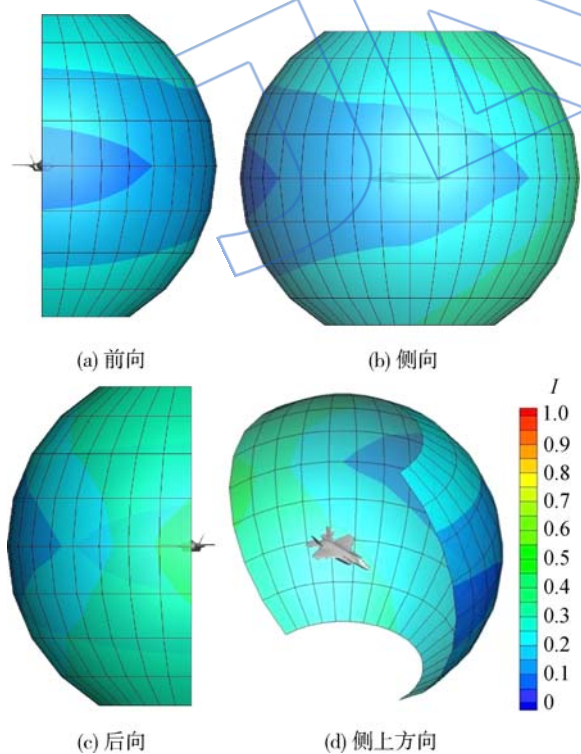


图 14 发射率为 0.2 时战斗机整体的红外积分辐射强度空间分布

Fig. 14 Infrared integral radiant intensity distribution of fighter for 0.2 emissivity

段,整个机身方向空间内的红外积分辐射强度降低的量很明显。

图 15 为战斗机采用发射率为 0.9 和 0.2 的材料后,在 $-15^\circ, 0^\circ, 15^\circ$ 这 3 个探测面上的整体红外积分辐射强度,结果进行了无量纲化处理。由图可知:采用发射率为 0.2 的材料后,战斗机在不同探测面的各探测角上,其红外积分辐射强度都有降低。相比于 0° 探测面, 15° 和 -15° 探测面的红外积分辐射强度都有增加,这是因为 0° 探测面的飞机投影面积是最小的。以 0° 探测面为例,在 100° 方向附近降低的绝对值最大,在机头 0° 方向降低的相对值最大,降幅达 77%。

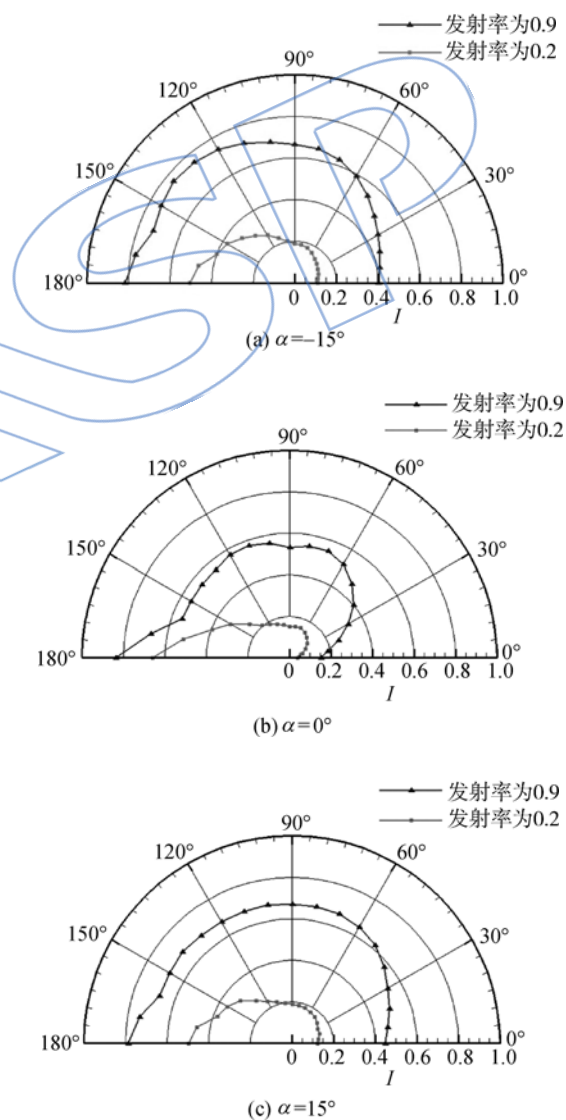


图 15 采用不同发射率材料后战斗机在不同探测平面的红外积分辐射强度对比

Fig. 15 Comparison of infrared integral radiant intensity of fighter for different emissivity

3.3 红外探测距离空间分布计算结果

本文假设使用某一红外搜索跟踪系统(其工作波段为7.7~10.3 μm ,等效噪声照度为 $2.24 \times 10^{-13} \text{ W/cm}^2$,80%探测概率对应的信噪比为4.84,目标的有效辐射接受系数为0.8)对战斗机进行搜索跟踪,使用NUAA-IRSE软件可以计算出该情况下的探测距离的空间分布情况。

图16、图17为战斗机采用不同发射率材料后,其探测距离的空间分布情况,结果进行了无量纲化处理。从图中可以看出:在上半球空间内,后向的探测距离大于前向。在机身下半球空间内,虽然其红外积分辐射强度与机身上半球的红外积分辐射强度相近,但考虑到大气透过率随海拔的降低而减小,所以下半球探测距离小于上半球。

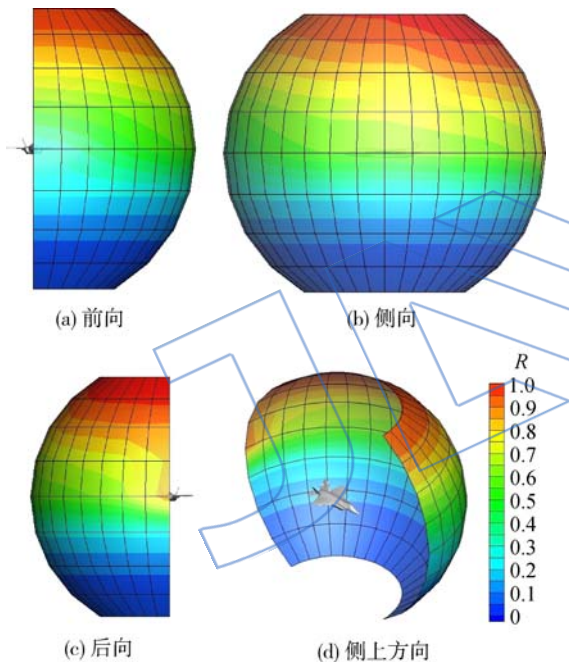


图16 发射率为0.9时的探测距离空间分布

Fig. 16 Detection range for 0.9 emissivity

由于地球曲面遮挡的作用,对于采用发射率为0.9的材料战斗机,在机身下半球 $\alpha < -10^\circ$ 的空间探测方向上,探测距离不随 β 的变化而变化;对于采用发射率为0.2的材料战斗机,在机身下半球 $\alpha < -15^\circ$ 的空间探测方向上,探测距离不随 β 的变化而变化。在这些空间探测方向上,由于探测距离受地球曲面的遮挡的影响,所以都比较小。

与采用发射率为0.9的材料相比,采用发射率为0.2的材料后,整个上半球范围内,探测距离均减小。下半球范围内原先受地球曲面遮挡的空间方向上的探测距离没有变化,这是因为红外辐

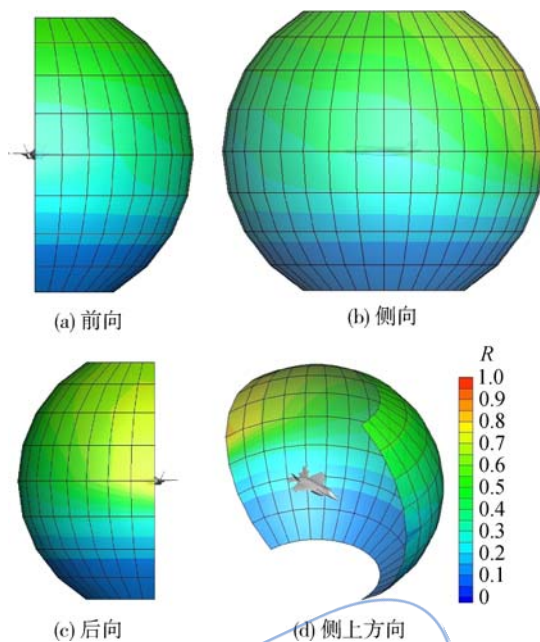
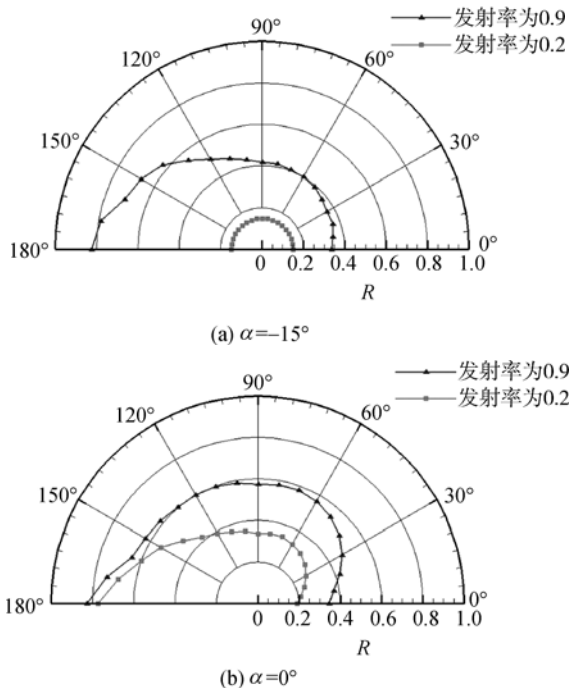


图17 发射率为0.2时的探测距离空间分布

Fig. 17 Detection range for 0.2 emissivity

射能量虽然减小了,但探测在空间上仍受到遮挡。

图18给出了采用不同发射率材料后战斗机在 $\alpha = -15^\circ, 0^\circ, 15^\circ$ 探测面上的探测距离(R)结果进行无量纲化处理。从图中可以看出:采用发射率为0.2的材料后,战斗机在不同探测面的各探测角上,探测距离都有降低。在 $\alpha = -15^\circ$ 探测平面,采用发射率为0.2的材料战斗机其探测距离不随 β 的变化而变化,这是由于地球曲面遮挡的影响。以 $\alpha = 0^\circ$ 探测面为例,在 100° 方向降低的绝对值最大,在机头 $\alpha = 0^\circ$ 方向降低的相对值最大,降幅达42.9%。



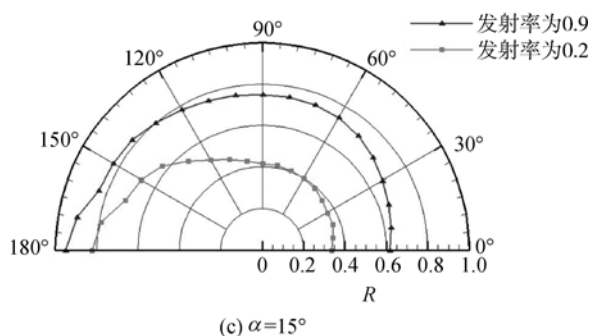


图18 采用不同发射率材料后战斗机在不同探测平面的探测距离对比

Fig. 18 Comparison of detection range of fighter for different emissivity and different detection planes

由以上的分析可以看出,在 $8\sim 14\mu\text{m}$ 波段,由于采用了低发射率材料,战斗机的红外隐身效果得到了增强。

4 结 论

本文通过数值模拟的方法计算了战斗机在飞行状态下的流场、 $8\sim 14\mu\text{m}$ 波段红外积分辐射强度和探测距离的空间分布,分析了材料发射率对战斗机红外隐身效果的影响,得到以下结论:

1) 在 $8\sim 14\mu\text{m}$ 波段,当 β 一定时, α 绝对值越大的空间方向上的红外积分辐射强度越大;当 α 为定值时, β 越大的空间方向上的红外积分辐射强度越大。

2) 在上半球的空间方向范围中,后向的探测距离普遍大于前向;在下半球空间,红外积分辐射强度与上半球空间的红外积分辐射强度相当,但探测距离较上机身小,这是由于大气透过率随海拔的变化引起的。

3) 采用低发射率材料后,在空间各方向上的红外积分辐射强度都有减小;在没有地球曲率影响的空间范围内,探测距离都有减小。

4) 本文计算结果表明,采用低发射率材料后,飞行器的红外隐身效果增强,该结果为飞行器概念阶段设计提供了参考,具有一定的工程应用价值。

参考文献:

[1] Nelson H P, Tucker E O. Infrared emission from jet engine exhaust plume[J]. AIAA 86-0465, 1986.
[2] Rao G A, Mahulikar S P. Aircraft powerplant and plume infrared signature modelling and analysis[J]. AIAA 2005-211, 2005.

[3] Mahulikar S P, Sonawane H R, Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles[J]. Progress in Aerospace Science, 2007, 43(7/8): 218-245.
[4] 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): 50-54.
LÜ Jianwei, WANG Qiang. Effect of temperature and emissivity of aircraft skin on infrared radiation characteristics[J]. Opto-Electronic Engineering, 2009, 36(2): 50-54. (in Chinese)
[5] LU Jianwei, WANG Qiang. Aircraft-skin infrared radiation characteristics modeling and analysis[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(5): 493-497.
[6] 施小娟. 涡扇发动机收敛喷管红外辐射特征及引射抑制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
SHI Xiaojuan. Investigation of infrared radiation characteristics of convergent nozzle in turbofan engine and ejector's suppressing technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
[7] 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.
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)
[8] 冯晓星, 吉洪湖, 斯仁. 战斗机 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外特征空间分布及低发射率材料隐身效果分析[J]. 红外技术, 2011, 33(7): 389-405.
FENG Xiaoxing, JI Honghu, SI Ren. Numerical study on spatial distribution of $3\sim 5\mu\text{m}$ infrared signature and stealth effect of low emissivity material for fighter aircraft[J]. Infrared Technology, 2011, 33(7): 389-405. (in Chinese)
[9] 胡娅萍, 吉洪湖, 白涛涛. 湍流模型对发动机排气系统流场和红外辐射特征计算的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2414-2420.
HU Yaping, JI Honghu, BAI Taotao. Effect of turbulence models on numerical simulation of flow and infrared radiation characteristics of aero-engine exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2414-2420. (in Chinese)
[10] 杜胜华, 龚加明, 夏新林. 某飞行器红外辐射特性研究[J]. 红外与激光工程, 2008, 37(suppl. 2): 432-436.
DU Shenghua, GONG Jiaming, XIA Xinlin. Infrared characteristics of a spacecraft[J]. Infrared and Laser Engineering, 2008, 37(suppl. 2): 432-436. (in Chinese)
[11] 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): 174-177.
XIA Xinlin, AI Qing, REN Depeng. Analysis on the transient temperature-fields for infrared radiation of aircraft skin[J]. Journal of Infrared Millim Waves, 2007, 26(3): 174-

177. (in Chinese)
- [12] 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): 1609-1616.
- 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, 22(10): 1609-1616. (in Chinese)
- [13] 黄伟,吉洪湖. 加力式涡扇发动机非加力状态部件红外辐射分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 48-53.
- HUANG Wei, JI Honghu. Analysis of components infrared radiation of afterburning turbofan engine under non-afterburning condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 48-53. (in Chinese)
- [14] 陈玻若. 红外系统[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1995.
- [15] 张敬贤,李玉丹,金伟其. 微光与红外成像技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1995.