



洲际滑翔飞行器天基红外探测的信噪比分析

樊菁^{1*}, 丛彬彬^{1,2}, 王建^{1,2}, 陈豪¹, 万田¹, 李帅辉¹

1. 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049

*联系人, E-mail: jfan@imech.ac.cn

收稿日期: 2019-03-24; 接受日期: 2019-07-10; 网络出版日期: 2019-11-22

中国科学院先导B类专项(编号: Y820121XD1)资助项目

摘要 洲际滑翔飞行器(IGV)在超高速飞行过程中, 由于气动加热严重, 红外辐射显著. 我们的分析和计算表明, 美国正在试验部署的空间探测和监视系统(STSS)对于IGV的红外探测信噪比, 在 $2.7\ \mu\text{m}$ 附近的短波波段, 达到 $10^3\text{--}10^5$, 而STSS跟踪和识别的红外探测信噪比阈值分别约为3和30, 这意味着STSS对于IGV非常有效. 在IGV突防能力的公开论述中, “轨道机动难于预测”是核心立足点. 但IGV的横向平均加速能力仅约 $0.15g$, 而美国导弹防御系统已具备将探测系统获得的目标信息及时传递到其指挥系统和拦截弹的能力. 通过定量估计容易证明, 利用天基红外探测, IGV轨道机动不仅可预测, 而且精度高, 故“难于预测”之说不能成立.

关键词 洲际滑翔飞行器, 气动加热, 低轨卫星, 红外探测, 信噪比

PACS: 47.40.Ki, 47.70.Fw, 42.68.Ay

1 引言

当前, 对于洲际滑翔飞行器(IGV), 如美国的HTV-2等, 国内外都颇有兴趣. 这种兴趣是与突防密切相关的. 在IGV突防能力的公开论述中, “轨道机动难于预测”是核心立足点. 然而, IGV在大气环境中长时间超高速飞行, 气动加热严重, 表面温度很高, 有利于天基红外探测. 美国导弹防御系统正在测试新一代低轨红外卫星系统(STSS)^[1,2], 它的工作原理就是利用高灵敏度红外探测器, 通过感知目标与背景之间的红外辐射功率的差异, 发现和跟踪目标. IGV在与STSS的对抗中, 能否做到“难于预测”? 本文将在前期工作^[3]的基础

上, 对这个问题进行系统的分析和定量评估.

2 天基红外探测信噪比

如图1所示, 低轨红外卫星通常有三种探测模式. 这三种方式的探测视线分别指向深空、地表和大气, 后两者分别对应图1中的天底探测与临边探测. 洲际滑翔飞行高度大约在几十公里, 深空模式不适用, 只能是天底或临边探测模式, 其信噪比

$$\gamma = \frac{P_o - P_B}{P_N}, \quad (1)$$

其中, P_o 和 P_B 分别是天基红外探测器接受到的滑翔飞

引用格式: 樊菁, 丛彬彬, 王建, 等. 洲际滑翔飞行器天基红外探测的信噪比分析. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2020, 50: 054702

Fan J, Cong B B, Wang J, et al. Analysis of signal-to-noise ratio for space-based infrared detection of intercontinental glide vehicles (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2020, 50: 054702, doi: 10.1360/SSPMA-2019-0095

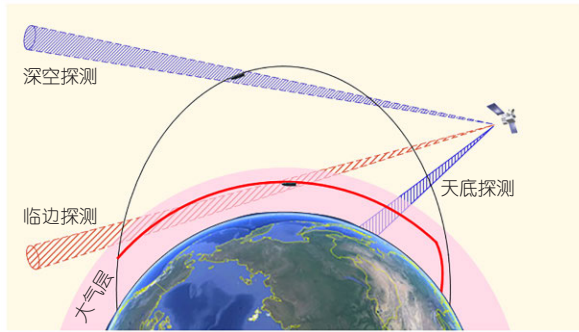


图1 (网络版彩图)天基红外探测的三种方式
Figure 1 (Color online) Three ways for space-based infrared detection.

行器和背景的红外辐射功率, P_N 是红外探测器系统自身的噪声功率.

以STSS为例, 天底或临边模式探测时, 探测器与目标之间距离(ℓ)的量级为 10^3 km, 而IGV本体和周围高温流场的特征尺寸大致介于1–100 m, 与 ℓ 相差4–6个数量级. 因此, IGV本体和周围流场均可看作点源, 其红外辐射功率

$$P_o = P_o^s + P_o^f = \eta_t^a \eta_t^d (I_o^s + I_o^f) \times \frac{A_{in}}{\ell^2}, \quad (2)$$

其中, I_o^s 和 I_o^f 分别为本体表面和高温流场的红外辐射强度, η_t^a 为大气红外辐射透过率, η_t^d 和 A_{in} 分别为探测系统的红外辐射透过率和入瞳面积.

大气和地球表面红外辐射功率

$$P_B = \eta_t^d L_B A_{in} \times \frac{A_p}{f^2}, \quad (3)$$

其中, L_B 为红外探测器入瞳处的地球和大气红外辐射亮度, f 和 A_p 分别为探测系统焦距和单个探测阵元面积.

红外探测器系统自身的噪声功率

$$P_N = \frac{F(T_B) T_N A_{in}}{\pi} \times \frac{A_p}{f^2}, \quad (4)$$

其中, T_N 是探测系统的噪声等效温差, 可通过黑体标定获得

$$F(T_B) = \frac{C_1 C_2 \Delta_d}{\lambda_d^6 T_B^2} \exp\left(-\frac{C_2}{\lambda_d T_B}\right) \left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda_d T_B}\right) - 1 \right]^{-2}, \quad (5)$$

其中, T_B 是标定黑体温度, λ_d 和 Δ_d 分别为探测波长和带

宽, $C_1=3.74 \times 10^{-16}$ W m²和 $C_2=1.44 \times 10^{-2}$ m K为黑体辐射的两个常数.

将方程(2)–(4)代入式(1), 化简整理后得到

$$\gamma = \frac{\pi \eta_t^d \lambda_d^6 T_B^2 [\exp(C_2/\lambda_d T_B) - 1]^2}{C_1 C_2 \Delta_d T_N \exp(C_2/\lambda_d T_B)} \times \left[\frac{\eta_t^a f^2}{A_p \ell^2} (I_o^s + I_o^f) - L_B \right]. \quad (6)$$

由方程(6)可知, IGV的天基红外探测信噪比与12个物理量相关. 除了飞行器与探测器的距离, 2个来自飞行器(本体表面和高温流场的红外辐射强度), 2个来自大气与地球表面(大气和地球表面红外辐射亮度、大气红外辐射透过率), 7个来自探测器(探测波长、带宽、红外辐射透过率、焦距、阵元面积、标定温度、噪声等效温差).

3 滑翔飞行速度和高度

滑翔飞行距离 L_G 与滑翔初始速度 V_i 之间有如下关系^[4]

$$\frac{L_G}{r_E} = \frac{C_{L/D}}{2} \times \ln \frac{g r_E - V_e^2}{g r_E - V_i^2}, \quad (7)$$

其中, r_E 是地球半径, 约为6371 km, $C_{L/D}$ 是滑翔飞行器升阻比, V_e 是滑翔飞行结束时刻的速度, g 是地球重力加速度.

Kuchmann^[5]总结超声速条件下各种飞行器最大升阻比与来流 $Mach$ 数的关系, 给出如下经验公式:

$$C_{L/D, \max} = 4(M_\infty + 3) / M_\infty, \quad (8)$$

洲际滑翔的初始 $Mach$ 数, 如果按20估计, 根据方程(8), 其升阻比的上限不超过4.6. 实际情况还须兼顾热防护、容积率、飞行稳定性等要求. 综合考虑这些因素, 本文分析中的洲际滑翔升阻比估计值取3.0.

假设滑翔结束时刻 $V_e \approx 1.5$ km/s, 利用方程(7)可算出不同滑翔距离需要的初始速度(表1). 以滑翔距离10000 km为例, 初始速度约6.4 km/s, 由于空气阻力, 滑翔过程中速度逐渐减小, 直至1.5 km/s滑翔结束.

滑翔过程中, 作用在IGV表面的气动升力与地球等效引力近似平衡, 即

$$C_L \times \frac{1}{2} \rho_\infty V_o^2 A_o \approx m_o (g - V_o^2 / r_E), \quad (9)$$

表 1 不同滑翔距离需要的初始速度

Table 1 Initial velocities required for different gliding distances

L_G (km)	V_i (km/s)
2000	3.7
4000	4.8
6000	5.5
8000	6
10000	6.4

其中 m_o , V_o , C_L 和 A_o 分别是滑翔飞行器的质量、速度、升力系数和参考面积, ρ_o 是来流空气密度.

地球大气密度随高度上升指数衰减, 即 $\rho_o / \rho_s = \exp(-h_o / h_\beta)$, 代入方程(9), 化简整理后得到滑翔高度

$$h_o = h_\beta \ln \left[\frac{\rho_o r_E}{2} \times \frac{C_L V_o^2 A_o}{m_o (r_E g - V_o^2)} \right], \quad (10)$$

其中 $\rho_o \approx 1.25 \text{ kg/m}^3$ 是海平面大气密度, $h_\beta \approx 7350 \text{ m}$ [6].

假设 $m_o=1000 \text{ kg}$, $C_L=0.64$, $A_o=0.61 \text{ m}^2$, 代入方程(10), 即可获得滑翔飞行高度与速度的定量关系(表2). 例如, 滑翔速度5 km/s对应的飞行高度约为50 km.

需要说明的是, 滑翔过程中的升力系数以及升阻比, 与飞行姿态角关系密切, 并受高温气体效应等影响. 因此表1和2列出的滑翔距离、速度和高度之间的关系是近似的, 目的是为IGV表面和流场红外辐射功率计算提供飞行条件参考值.

4 天基红外探测的两种极限情况

如图2所示, 低轨卫星和滑翔飞行器分别记为s和o, h_s 和 h_o 是它们的高度, θ 是探测视线与卫星和地心的连线夹角.

考虑垂直天底探测和临边探测. 这是两种极限情况, 实际探测应介于两者之间. 垂直天底探测时, 卫星与滑翔目标距离最近, 约1550 km, θ 取最小值 0° ; 临边探测时, 卫星与滑翔目标距离最远, 约为4700 km, θ 取最大值,

$$\theta_{\max} = \arcsin \frac{r_E + h_o}{r_E + h_s}, \quad (11)$$

代入地球半径、STSS高度及洲际滑翔飞行高度估计值, 得到 $\theta_{\max}=53.7^\circ$.

表 2 滑翔飞行高度与速度的关系

Table 2 Relationship between gliding flight altitude and velocity

V_o (km/s)	h_o (km)
2	34
3	41
4	46
5	51
6	56

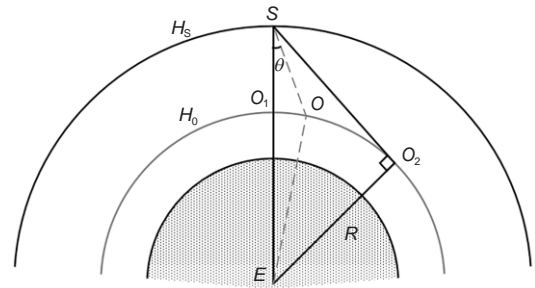


图 2 天基红外探测几何关系

Figure 2 Geometric relation of space-based infrared detection.

5 滑翔飞行器表面红外辐射功率

根据Planck公式, 单位面积的IGV表面红外辐射亮度为

$$L_o^{s*} \approx \frac{\varepsilon_s C_d \Delta_d}{\pi \lambda_d^5} \left[\exp\left(\frac{C_2}{\lambda_d T_s}\right) - 1 \right]^{-1}, \quad (12)$$

ε_s 和 T_s 分别为飞行器表面辐射系数和平均温度.

滑翔过程中, IGV表面辐射散热和气动加热是近似平衡的, 即

$$\varepsilon_s \sigma T_s^4 \approx C_h \times \frac{1}{2} \rho_o V_o^3, \quad (13a)$$

或

$$T_s \approx \left[\frac{C_h \rho_o V_o^3 \exp(-\beta h_o)}{2 \varepsilon_s \sigma} \right]^{0.25}, \quad (13b)$$

这里 $\sigma=5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$ 是Stefan-Boltzmann常数, C_h 是飞行器表面平均热流系数.

C_h 的取值与气动外形、飞行姿态和飞行轨迹等相关. 利用方程(12)和(13b), 表3给出 $\varepsilon_s=0.85$, $V_o=5 \text{ km/s}$, $h_o=50 \text{ km}$ 时, 不同 C_h 值对应的飞行器表面辐射平衡温度, 以及天基红外探测常用窗口4.3和 $2.7 \mu\text{m}$ (探测带

表 3 洲际滑翔飞行器表面辐射平衡温度和红外辐射亮度与热流系数关系

Table 3 Relationship between surface radiation equilibrium temperature, infrared radiance and heat flux coefficient of intercontinental glide vehicles

$C_h \times 10^4$	T_s (K)	$L_{0.4,3}^{s*}$ (W/(m ² sr))	$L_{0.2,7}^{s*}$ (W/(m ² sr))
1	650	60	29
5	970	330	435
10	1160	610	1080
50	1730	1720	5080
100	2060	2580	8590

宽均取0.15 μm)附近的红外辐射功率。 T_s 和 I_s 都随着 C_h 增大而增大; 1000 K附近, 4.3和2.7 μm两个窗口的红外辐射强度大致相当; 低于1000 K, 4.3 μm更强; 高于1000 K, 2.7 μm更强。

6 洲际滑翔飞行器的高温流场

6.1 计算方法

为了定量估计方程(6)中的 I_o^s 和 I_o^f , 本文首先利用三维热力学和化学非平衡Navier-Stokes方程的数值模拟^[7]获得洲际滑翔飞行条件下高温流场密度、组分、温度以及表面热流分布, 再基于高温流场计算相应的红外辐射亮度 I_o^f 。

如图3所示, IGV计算外形长5.1 m, 宽3.2 m, 底部

表 4 高温空气化学反应模型与Arrhenius反应速率参数^[10,11]

Table 4 High temperature air chemical reaction model and Arrhenius reaction rate parameters [10,11]

序号	反应	A	n	T_c (K)
1	$N_2+M \rightleftharpoons N+N+M$	7.0×10^{18}	-1.60	1.13×10^5
2	$O_2+M \rightleftharpoons O+O+M$	2.0×10^{18}	-1.50	5.95×10^4
3	$NO+M \rightleftharpoons N+O+M$	5.0×10^{12}	0.00	7.55×10^4
4	$H+H+M \rightleftharpoons H_2+M$	3.31×10^{12}	-1.00	0.00
5	$H+OH+M \rightleftharpoons H_2O+M$	2.20×10^{16}	-2.00	0.00
6	$CO+O+M \rightleftharpoons CO_2+M$	2.83×10^5	0.00	-2.29×10^3
7	$N_2+O \rightleftharpoons NO+N$	6.40×10^{14}	-1.00	3.84×10^4
8	$NO+O \rightleftharpoons O_2+N$	8.40×10^9	0.00	1.95×10^4
9	$H_2+O \rightleftharpoons OH+H$	1.80×10^7	1.30	3.15×10^3
10	$H+O_2 \rightleftharpoons OH+O$	2.60×10^{11}	0.00	8.47×10^3
11	$H_2+OH \rightleftharpoons H_2O+H$	2.16×10^5	1.51	1.73×10^3
12	$CO+OH \rightleftharpoons CO_2+H$	8.80×10^2	1.50	-3.73×10^2

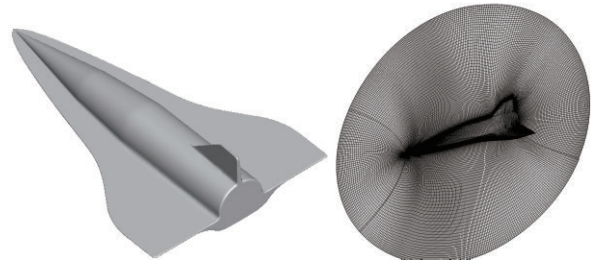


图 3 洲际滑翔飞行器外形(左)和计算网格(右)

Figure 3 Configuration (left) and computational grid (right) of intercontinental glide vehicle.

参考面积0.61 m², 上、下表面积分别为6.7和4.7 m². 滑翔飞行速度和高度分别为5 km/s和50 km, 飞行攻角分别为3°, 5°和7°. 采用多块结构网格, 网格数为423万(图3右)。

流场计算采用有限体积方法, 其中对流项采用修正的Steger-Warming通量分裂, 结合迎风MUSCL TVD格式将精度扩展至三阶; 通量与雅克比矩阵需要的网格表面流场物理量, 通过网格中心值插值获得; 黏性项采用中心差分格式, 为加速收敛, 采用线松弛并行隐式方法^[8]. 壁面采用辐射平衡边界条件, 辐射系数为0.85. 除了空气的两种主要组分(N₂, O₂), 还考虑空气对红外辐射贡献突出的组分CO₂和H₂O, 以及7种高温条件下的相关组分(NO, N, O, CO, H₂和OH). 振动能松弛模型参见文献^[9]; 高温空气化学反应模型及Arrhenius反应速率 $k = s_0 A T^n e^{-T_0/T}$ 参数见表4, 单位为mol,

L和 s_3 ; 三体碰撞因子 s_{ij} , 反应1对N和O为4.3, 反应2对N和O为5, 反应3对NO, N和O为22, 其余情况皆为1.

6.2 高温流场

图4给出了飞行器攻角为 3° 时滑翔飞行器轴向对称面的高温流场的速度、温度、密度和主要辐射组分(CO_2 , H_2O , CO , NO)分子数密度的分布. 它们具有典型

高超声速绕流场结构, 如前缘激波、尾迹剪切层的高温区等.

6.3 表面热流系数

图5给出了 3° 攻角时飞行器表面辐射平衡温度分布. 迎风面和背风面的平均温度分别约为1187和1062 K (表5), 高温区集中在飞行器外缘和迎风面突

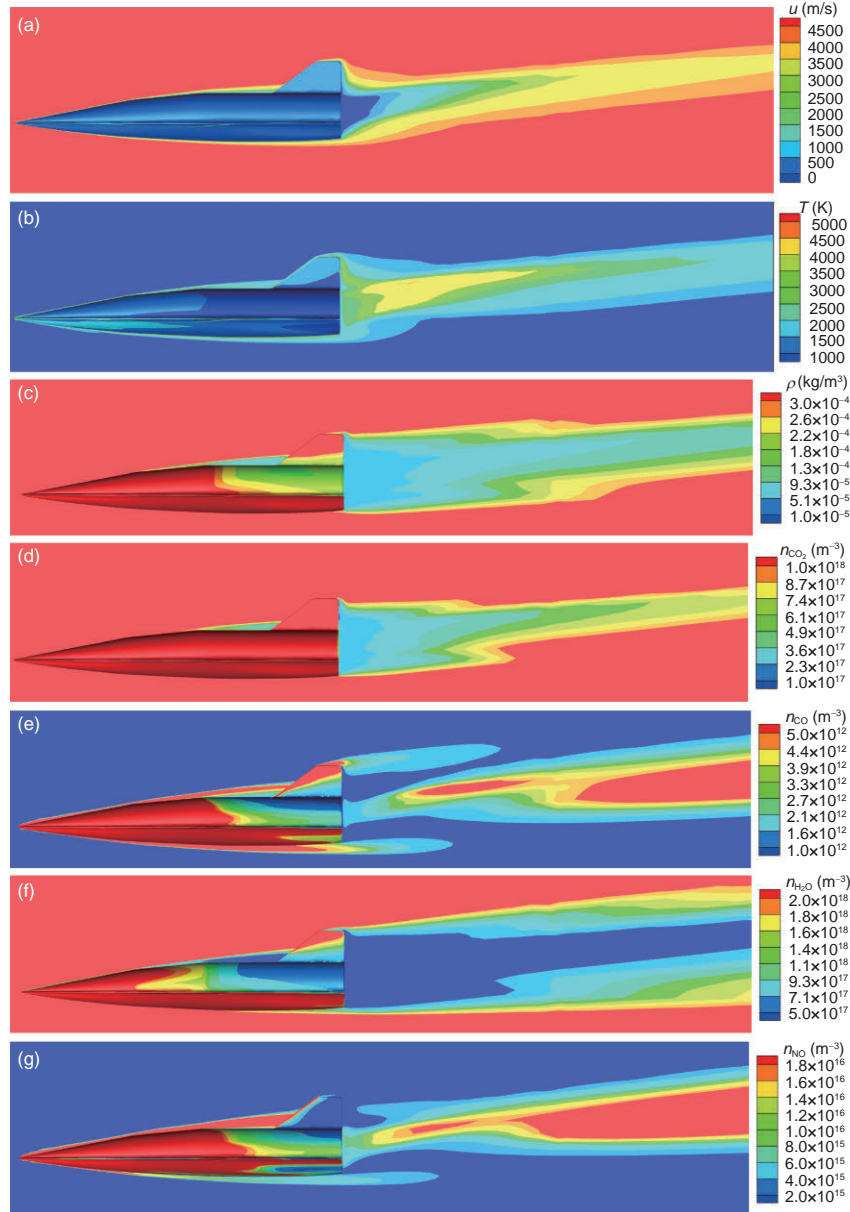


图 4 (网络版彩图) IGV高温流场的轴向对称面分布. (a) 水平速度; (b) 温度; (c) 密度; (d) CO_2 数密度; (e) CO 数密度; (f) H_2O 数密度; (g) NO 数密度

Figure 4 (Color online) High temperature flow field of IGV in the axial symmetry plane. (a) Horizontal velocity; (b) temperature; (c) density; (d) number density of CO_2 ; (e) number density of CO ; (f) number density of H_2O ; (g) number density of NO .

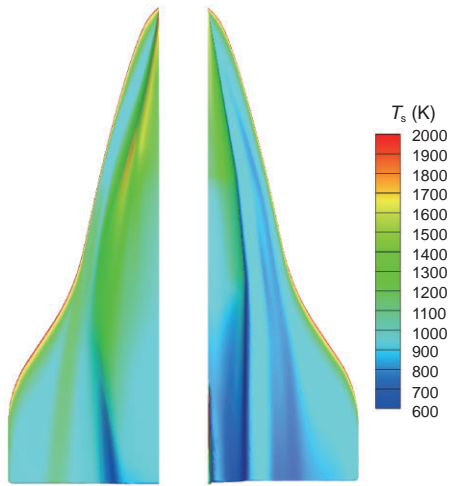


图5 (网络版彩图) IGV表面辐射平衡温度分布(左: 迎风面; 右: 背风面)

Figure 5 (Color online) Surface radiation equilibrium temperature distribution of IGV (left: windward; right: leeward).

表5 IGV表面辐射平衡温度和热流系数随飞行攻角的变化情况

Table 5 Variation of surface radiation equilibrium temperature and heat flow coefficient with flight attack angle of IGV

攻角(°)	迎风面平均值		背风面平均值	
	T_s (K)	C_h	T_s (K)	C_h
3	1187	1.49×10^{-3}	1062	0.95×10^{-3}
5	1274	1.98×10^{-3}	1035	0.87×10^{-3}
7	1349	2.49×10^{-3}	1021	0.81×10^{-3}

起处. 对于天基红外探测关心的背风面, 攻角从3°增加到7°, 平均热流系数从 0.95×10^{-3} 减小到 0.81×10^{-3} , 温度约从1062 K降低到1021 K, 变化不大, 近似可按1060 K估计, 相应地在4.3和2.7 μm 波段的飞行器表面的红外辐射出射度分别为610和1080 W/m^2 (表3).

6.4 高温尾流的红外辐射强度

高温流场红外辐射考虑四种主要组分(CO_2 , H_2O , NO 与 CO), 它们的谱线参数源自HITEMP 2010数据库^[12]. 本文采用基于流场网格的视线追踪法(FMRT)求解辐射传输方程, 各组分的吸收系数采用ACT方法计算. 相比传统视线追踪算法, FMRT避免了从流场网格到辐射传输网格的插值及计算误差; 相比高温气体吸收系数逐线计算的主要方法(线翼截断法), ACT引入新的谱线筛选判据, 在相同精度下, 计算时间减少了

1-2个量级. 它们的详细描述见文献[13].

图6给出了高温尾流的天底探测($\theta=0^\circ$)和临边探测($\theta=53.7^\circ$)光谱辐射亮度分布, 中心波长分别为2.7和4.3 μm , 带宽均为150 nm. 两种探测方式下的IGV表面辐射亮度差别不大, 最大值分别出现在2.68与4.33 μm , 对应的组分为 H_2O 与 CO_2 .

7 大气和地球表面红外辐射亮度

天底和临边红外探测的背景辐射主要源自大气、太阳、云层和地表, 它们叠加构成总的背景辐射. 本文关心的波段为2-5 μm , 共考虑30种条件, 包括5种大气模型(热带、中纬度夏季、中纬度冬季、亚北极夏季、亚北极冬季), 3种云模型(晴空、积云、标准卷云), 2种太阳辐射情况(有、无). 我们采用的计算方法参见文献[14], 能见度取23 km, 下垫面在晴空模型下为海洋, 其他情况为云盖, 气溶胶取平流层背景, 计入

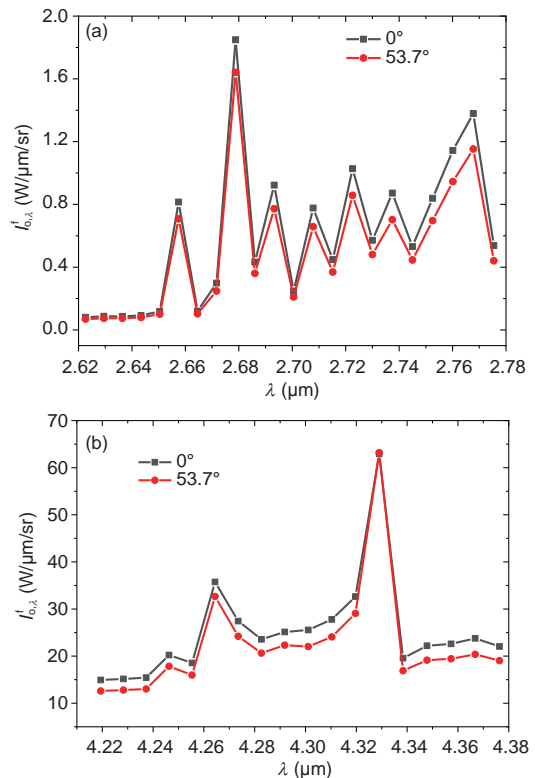


图6 (网络版彩图) IGV高温尾流的光谱辐射强度. (a) 中心波长2.7 μm ; (b) 中心波长4.3 μm

Figure 6 (Color online) Spectral radiation intensity of high temperature wake flow of IGV. (a) Central wavelength of 2.7 μm ; (b) central wavelength of 4.3 μm .

散射效应.

图7给出了垂直天底探测和临边探测两种情况下, 中纬度夏季、标准卷云、有太阳辐射时, 大气辐射亮度和平均透过率与中心波长的关系, 这里探测带宽取150 nm. 垂直天底探测和临边探测的背景辐射, 在短波红外波段2.7 μm 附近和中波红外波段4.3 μm 附近, 分别达到局部最小值和最大值; 目标到探测器的大气辐射平均透过率, 在2.7和4.3 μm 附近皆为局部最小值. 具体数值见表6.

8 天基红外探测信噪比

表7给出根据方程(6)得到的IGV天基红外探测信噪比, 计算用到的输入参数已在前几节中给出, 包括IGV表面辐射强度 $I_0^s = L_0^s A_s$, A_s 是飞行器上表面在观测方向的投影面积, 天底探测时为6.7 m^2 , 临边探测时为4.0 m^2 ; 高温尾流的光谱辐射强度由其亮度在带宽范围内积分得到; 红外探测器的噪声等效温差 T_N , 基于我们自己的黑体标定实验($T_B=293\text{ K}$)获得, 约为20 mK; 红外镜头透过率 η_t^d 一般介于0.8–0.9, 这里按0.9估计; 焦距 f 和单个探测器阵元尺寸的估计值分别取25 cm和30 μm ^[2]. 由表7可知: 1) 短波波段, 无论天底探测还是临边探测, 信噪比都很高, 量级范围 10^3 – 10^5 , 非常适合IGV的观测. 2) 中波波段, 天底探测的信噪比也相当高, 约为900; 临边探测的信噪比介于 -1.2×10^2 –5.5, 说明IGV相对背景有时是暗目标, 有时则是亮目标. 总的来看, 由于IGV表面温度高, 中波探测效果不如短波. 3) IGV表面红外辐射远强于高温尾流, 后者对信噪比的影响近似可忽略.

此外, 我们也考察了太阳辐射角度对于临边探测背景辐射的影响. 中波红外背景主要受大气模型和云

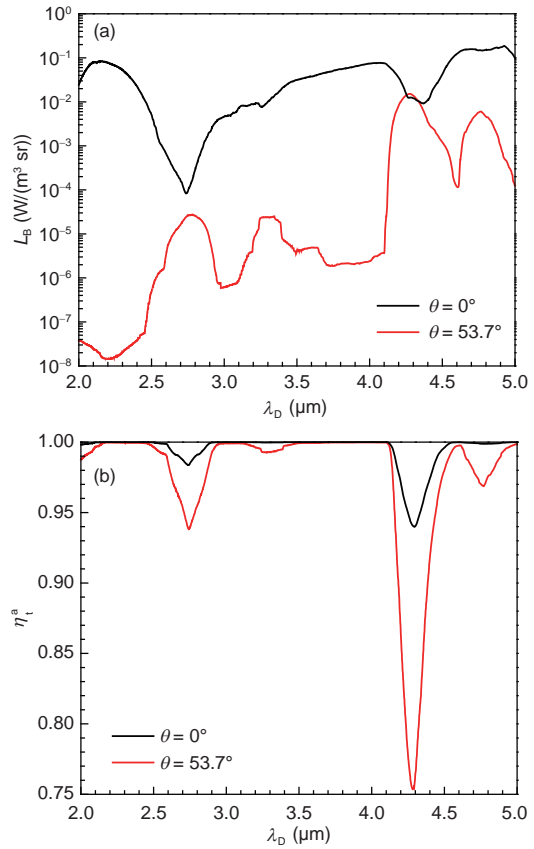


图7 (网络版彩图)背景辐射亮度和目标到探测器的大气平均透过率与探测波长的关系. (a) 背景辐射亮度; (b) 大气平均透过率

Figure 7 (Color online) Relations of background radiance and average atmospheric transmittance from target to detector with wavelength. (a) Background radiance; (b) average atmospheric transmittance.

模型影响, 但短波红外背景受太阳辐射角度影响显著. 当太阳辐射处于临边探测方向时, 背景短波辐射亮度显著增加, 但相比IGV目标辐射亮度, 仍低3–4个数量级. 将不同太阳辐射角度对应的短波背景亮度代入方

表6 垂直天底探测和临边探测的背景辐射亮度和大气平均透过率的变化范围

Table 6 Variant ranges of background radiance and average atmospheric transmittance for nadir and limb detections

λ_D (μm)	θ	L_B ($\text{W}/(\text{m}^2 \text{sr})$)		η_t^a	
		最小值	最大值	最小值	最大值
2.7	0°	6.2×10^{-6}	2.5×10^{-4}	0.98	0.98
	53.7°	6.7×10^{-6}	2.8×10^{-3}	0.95	0.96
4.3	0°	3.8×10^{-3}	1.4×10^{-2}	0.94	0.95
	53.7°	6.0×10^{-3}	2.0×10^{-2}	0.79	0.87

表7 两种典型情况下, IGV的低轨卫星红外探测信噪比

Table 7 Ratio of signal to noise for LEO satellite infrared detection of IGV under two typical cases

探测波长 (μm)	θ ($^\circ$)	I_o^s (W/sr)	I_o^f (W/sr)	γ
2.7	0	7236	0.20	9.6×10^4
	53.7	4284	0.08	$4.6 \times 10^3 - 6.0 \times 10^3$
4.3	0	4087	8.41	$8.4 \times 10^2 - 9.5 \times 10^2$
	53.7	2420	7.39	$-1.2 \times 10^2 - 5.5$

程(6)右端, 由于相对目标亮度很小, 对于信噪比的影响可忽略。

9 讨论

1) MSX是STSS试验星之前, 三颗为其提供关键技术验证的卫星之一^[2]. MSX的试验表明^[15], 目标跟踪、探测和识别的红外信噪比阈值是不同的: 识别的要求最高, 约为30; 跟踪的要求相对低, 约为3; 探测介于两者之间, 约为6. 表7给出的IGV的天基红外探测信噪比, 在2.7 μm 附近的短波波段, 无论是天底探测还是临边探测, 均比识别要求的阈值高2-3个数量级. 这说明天基红外探测对IGV非常有效.

2) 在IGV突防能力论述中, “轨道机动难于预测”是核心立足点. 然而, 美国导弹防御系统(NMD)已具备将探测系统获得的目标信息及时传递到其指挥系统和拦截弹的能力^[1]. 另一方面, 若IGV射程10000 km, 横向机动距离3000 km, 飞行时间2000 s, 容易估算其横向

平均加速度约0.15g. 假设NMD的天地信息链路传输时间小于5 s (据公开报道Space-X最新发射的“星链”卫星信号传输时间约15 ms), 则天基红外探测信息传输时延导致的IGV轨道预测误差小于20 m. 也就是说, 通过实时的天基红外探测和及时的信息链路传递, IGV的轨道机动不仅可预测, 而且精度高, 故“难于预测”之说不能成立.

3) 在探测充分的条件下, 拦截弹在洲际弹头的机动能力对抗中, 占据主动, 因为后者在质量、飞行距离和气动热等方面受到更强的约束, 导致其机动能力亦即平均加速能力相比前者弱得多. 有鉴于此, 在以往的洲际弹头突防设计中, 常以探测环节作为突破点, 例如诱饵措施, 就是针对NMD识别能力不足的弱点^[1]. 其实, 飞机在和导弹的对抗中, 也是类似的原因, 重点逐渐转向探测环节(隐身), 如美国的F-22和我国的歼-20. 相比飞机, IGV的加速能力远不及, 但速度快得多. 前者有利于拦截弹, 后者则是挑战. 我国学者已在开展这方面的研究^[16,17], 值得关注和更多的研究.

参考文献

- 1 Lu W N. Attack-Defense Countermeasure Technology of Ballistic Missile (in Chinese). Beijing: Chinese Astronautics Press, 2007 [陆伟宁. 弹道导弹攻防对抗技术. 北京: 中国宇航出版社, 2007]
- 2 Kang T. Analysis of STSS Demo Infrared Sensor (in Chinese). Infrar Technol, 2018, 40: 534-540 [康甜. STSS Demo红外传感器性能分析. 红外技术, 2018, 40: 534-540]
- 3 Li S H, Wang Y R, Fan J. Study on the influence of atmospheric environment on space infrared detection (in Chinese). CSTAM-2012-D01-0072, 2012 [李帅辉, 王育人, 樊菁. 大气环境对空间红外探测影响的研究. CSTAM-2012-D01-0072, 2012]
- 4 Vinh N X. Flight Mechanics of High-Performance Aircraft. Cambridge: Cambridge University Press, 1993
- 5 Kuchmann D. The Aerodynamic Design of Aircraft. New York: Pergamon Press, 1978
- 6 Tisen H S. Introduction to Interstellar Travel (in Chinese). Beijing: Science Press, 1963 [钱学森. 星际航行概论. 北京: 科学出版社, 1963]
- 7 Wan T, Candler G V, Macheret S O, et al. Three-dimensional simulation of the electric field and magnetohydrodynamic power generation during reentry. AIAA J, 2009, 47: 1327-1336
- 8 Wright M J, Bose D, Candler G V. Data-parallel line relaxation method for the Navier-Stokes equations. AIAA J, 1998, 36: 1603-1609
- 9 Park C. Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics. New York: Wiley, 1990

- 10 Park C. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. I - Earth entries. *J Thermophys Heat Trans*, 1993, 7: 385–398
- 11 Mavid M A, Sekar B. Kinetic modeling of ethylene oxidation in high speed reacting flows. In: 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 06 July–09 July 1997. Seattle, 1997
- 12 Rothman L S, Gordon I E, Barber R J, et al. HITEMP, the high-temperature molecular spectroscopic database. *J Quant Spectr Radiat Transf*, 2010, 111: 2139–2150
- 13 Cong B B. Computational Method of Infrared Radiation Target Characteristics of Tail Flame of High-speed Vehicles (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2019 [丛彬彬. 高速飞行器发动机尾焰红外辐射目标特性计算方法. 博士学位论文. 北京: 中国科学院力学研究所, 2019]
- 14 Kneizys, F X, Abreu L W, Anderson G P, et al. The MODTRAN 2/3 report and LOWTRAN 7 mode. MODTRAN Report, Ontar Corporation, 1996
- 15 Stair A T. MSX design parameter driven by targets and backgrounds. *John Hopkins APL Tech Digest*, 1996, 17: 11-18
- 16 Li L G, Jing W X, Gao C S. Zero effort miss formulation for near space aircraft interception (in Chinese). *J Ballist*, 2015, 27: 18–23 [李罗钢, 荆武兴, 高长生. 拦截临近空间飞行器零控脱靶量计算方法. *弹道学报*, 2015, 27: 18–23]
- 17 Huang C H, Liu L Y, Liang Y G. Design of launching azimuth of the boost-gliding vehicle for remote interception (in Chinese). *Tactic Missile Technol*, 2016, 5: 33–38 [黄春华, 刘凌云, 梁彦刚. 助推滑翔飞行器远程拦截发射方位角设计. *战术导弹技术*, 2016, 5: 33–38]

Analysis of signal-to-noise ratio for space-based infrared detection of intercontinental glide vehicles

FAN Jing^{1*}, CONG Bin-Bin^{1,2}, WANG Jian^{1,2}, CHEN Hao¹, WAN Tian¹ & LI Shuai-Hui¹

¹ State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

² College of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

The infrared radiation of intercontinental glide vehicles (IGV) is significant during hyper-velocity flight due to the serious aerodynamic heating. Our analysis and calculation show that the signal-to-noise ratio of infrared detection for IGV by the space tracking and surveillance system (STSS), which the United States is testing to deploy, will be between 10^3 – 10^5 in order in a short wave band around $2.7 \mu\text{m}$, while the threshold values of signal-to-noise ratio for STSS to meet the track and recognition requirements are about 3 and 30, respectively. This means that STSS is very effective to IGV. In open argument of IGV penetration capability, the core standpoint is that it is difficult to predict the track of IGV due to its lateral maneuver. However, the lateral average acceleration capability of IGV is only about $0.15g$, while the US missile defense system was reported to have the ability to transmit the target information obtained by the detection system to its command system and interceptor missile in time. Through quantitative estimation, it is easy to prove that IGV orbital maneuver can not only predict, but also have high accuracy by using space-based infrared detection, so the argument of “difficult to predict” is not valid.

inter-continental glide vehicle, aerodynamic heating, low-orbit satellite, infrared detection, signal-to-noise ratio

PACS: 47.40.Ki, 47.70.Fw, 42.68.Ay

doi: 10.1360/SSPMA-2019-0095