

文章编号: 1672-8785(2016)06-0013-06

天基红外系统的探测与跟踪能力研究

范春懿 龙小武 田 博 谢 放 陈素芳

(空间物理重点实验室, 北京 100076)

摘 要: 研究了典型助推器发动机尾焰的红外辐射和传输特性, 分析了天基红外系统的探测能力。针对典型的助推飞行模式建立了轨迹跟踪与预估模型, 给出了天基红外系统的跟踪与预估能力分析结果。

关键词: 红外; 天基探测; 跟踪

中图分类号: TN215 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2016.06.003

Study of Detection and Tracking Capability of Space-Based Infrared System

FAN Chun-yi, LONG Xiao-wu, TIAN Bo, XIE Fang, CHEN Su-fang

(Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: The infrared radiation of typical rocket exhaust plumes and its characteristics are studied and the detection capability of the Space-Based Infrared System (SBIRS) is analyzed. According to the typical booster flight mode, a trajectory tracking and estimating model is established. The simulation result about the tracking and estimating capability of SBIRS is given.

Key words: infrared; space-based detection; tracking

0 引言

天基红外系统部署在地球同步轨道或者更高的椭圆轨道上, 上面搭载了凝视型和扫描型两种红外探测系统。其中, 扫描型探测器通过快速区域扫描能在地球背景下发现助推器发动机的明亮尾焰, 从而引导凝视型探测器进行特定区域观测及目标精确跟踪。天基红外系统通过两颗观测星对目标的监视确定目标的轨迹方向、飞行速度以及飞行高度。据公开资料报道, 天基红外系统的测量精度小于 1 km。为使地球背景的亮度最小化, 人们可能采用了 2.7 μm 和 4.3 μm 两个大气吸收带内的谱段作为红外探测谱段。

为分析天基红外系统对助推器的红外探

测、跟踪与预估能力, 本文以典型助推器为例, 分析了目标 / 背景的红外辐射特性, 并建立了目标轨迹的跟踪与预估模型。通过理论分析与仿真计算, 给出了天基红外系统针对典型助推器的探测、跟踪与预估能力分析结果。

1 红外辐射特性与红外探测分析

助推器的红外辐射主要来自发动机的尾焰流场, 其辐射强度远远超过了助推器本体的红外辐射。本文采用原理性建模与理论分析相结合的方法给出尾焰的红外辐射特性数据以及红外探测计算分析结果。

1.1 目标辐射特性

收稿日期: 2016-04-12

作者简介: 范春懿 (1976-), 女, 辽宁海城人, 高级工程师, 主要从事目标特性及计算机仿真研究。

E-mail: fanchunyi10@sohu.com

助推器发动机尾焰流场是轴对称的, 典型的尾焰温度的分布特性如图 1 所示。离尾喷口的水平距离越远, 温度降低的越快。在垂直方向上, 随着尾喷口横截面中心距离的变大, 温度呈下降趋势。

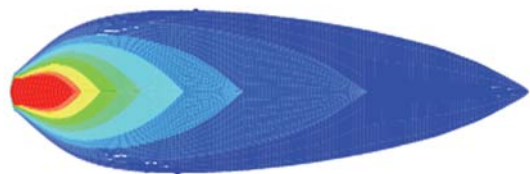


图 1 尾焰的温度特性分布

尾焰沿长度方向上的热气流温度的计算表达式为

$$T_m = 0.5T_0(p + (p^2 - 4/n^2)^{1/2}) \quad (1)$$

式中, $p = \frac{[1 - (1/n)]^2}{(y_e/r_1)^2} + \frac{2}{n}$; $n = \frac{T_0}{T_a}$; T_0 为喷口截面热气流温度; T_a 为大气温度; $T_a = 288 \text{ K}$ 。针对不同喷口截面的热流温度, 尾焰沿长度方向上的温度分布如图 2 所示。

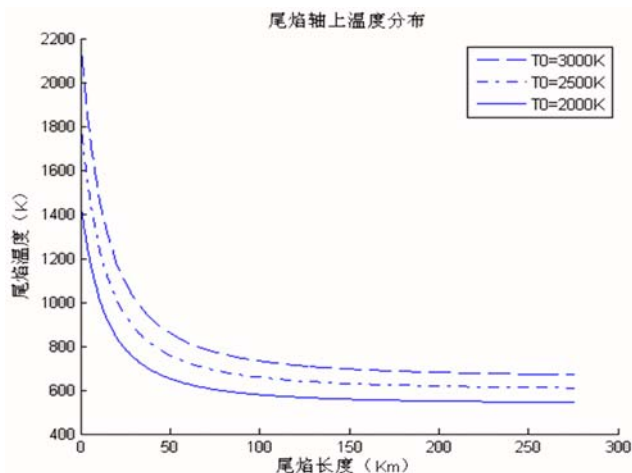


图 2 尾焰沿长度方向的温度分布

在发动机尾焰温度场已知的条件下, 将其视为黑体, 用普朗克定律计算红外辐射特性, 计算公式^[1]为

$$E_{i,\lambda,emi} = \varepsilon(\lambda) \frac{c_1}{\lambda^5} (e^{c_2/\lambda T(i)} - 1)^{-1} \quad (2)$$

式中, $E_{i,\lambda,emi}$ 为目标表面微元 i 向半球空间的光谱辐射力; $\varepsilon(\lambda)$ 为目标表面光谱发射率; λ

为波长; $c_1 = 3.7418 \times 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^2$; $T(i)$ 为目标表面微元 i 的温度; $c_2 = 14388 \text{ } \mu\text{m} \cdot \text{K}$ 。

用朗伯源模型计算尾焰某点 i 的光谱辐射亮度 $I_{i,\lambda,emi}$, 计算公式为

$$I_{i,\lambda,emi} = \frac{E_{i,\lambda,emi}}{\pi} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{Sr} \cdot \mu\text{m}) \quad (3)$$

尾焰的辐射与助推器发动机的推力、燃料组分、喷口尺寸、喷流压力有关, 对于肼类液体推进剂和固体推进剂, 燃烧喷焰中的红外成分有水汽、 CO_2 和 CO , 其峰值辐射波长集中在短波 $2.5 \sim 3 \text{ } \mu\text{m}$ 谱段 (H_2O 和 CO_2 的重叠发射带) 和中波 $4.2 \sim 4.6 \text{ } \mu\text{m}$ 谱段 (CO_2 和 CO 的重叠发射带)。针对典型的助推器, 发动机尾焰的光谱辐射强度如图 3 所示, 图中所示时间为发动机点火后的时间。

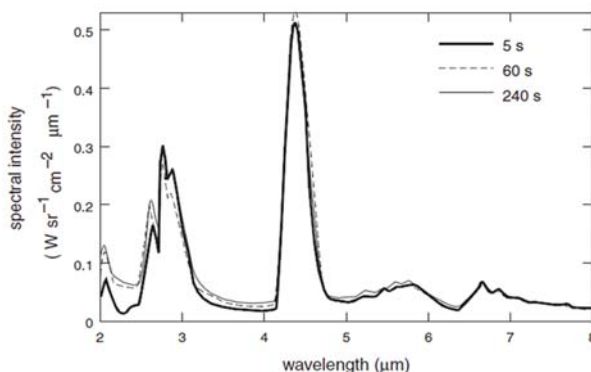


图 3 典型助推器飞行中的光谱辐射强度分布

对于典型助推飞行模式, 发动机尾焰式光谱辐射强度随飞行高度的增加变化很大, 如图 4 所示。当飞行高度达到 30 km 时, 发动机尾焰的峰值强度可超过 1 mWsr^{-1} 。随着后期燃烧的陡降以及一级关机结束, 针对典型的二级助推飞行模式, 在 $50 \sim 70 \text{ km}$ 高度, 尾焰的辐射强度会降至最小值 (对应图中的低谷)。在二级飞行过程中, 由于发动机推力较小, 尾焰的亮度会有所降低, 一般为几十到几百 KWsr^{-1} 。

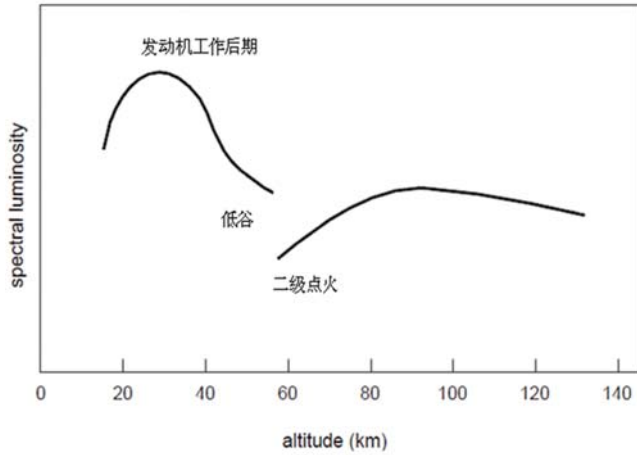


图 4 典型火箭飞行中随高度变化的辐射强度分布

1.2 红外探测分析

目标发出的辐射在到达红外探测器前, 由于大气吸收、散射等因素, 辐射功率在传输过程中会发生衰减。图 5 中的上、下两条曲线分别对应了 10 km 高度、地面到空间的大气光谱透过率。从图 5 可知, 在 $2.7 \mu\text{m} \sim 2.95 \mu\text{m}$ 、 $4.2 \mu\text{m} \sim 4.45 \mu\text{m}$ 谱段, 目标高度越低, 大气红外辐射的吸收效果越强, 尾焰的红外辐射就削弱得越严重, 甚至不足 3 KWSr^{-1} ; 随着目标高度的上升, 信噪比达到探测器所要求的门限。

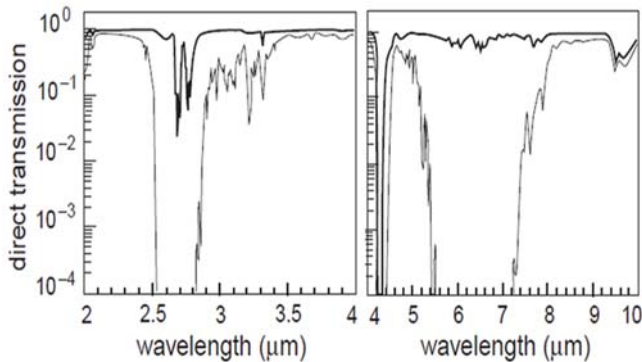


图 5 大气透过率

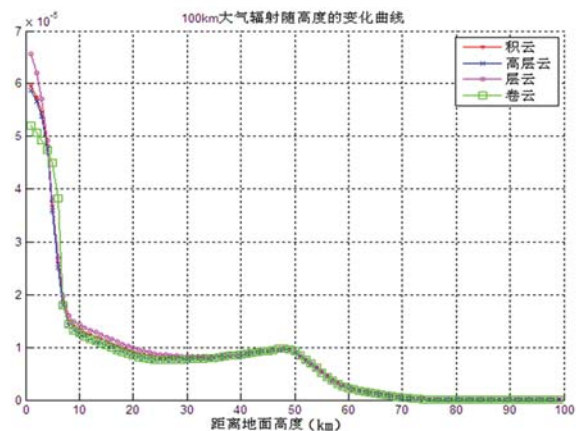
设尾焰上某面元的面积为 ΔA_s , 探测器表面或光学系统的接收孔径为被照表面, 该面元产生的辐照度的计算公式为

$$E = I_{i,\lambda,rec} \Delta A_s \frac{\cos \theta_s \cos \theta_c}{l_0^2} \quad (4)$$

式中, θ_s 为尾焰某面元法线和探测视线方向的夹角; l_0 为尾焰某面元与红外探测器被照表面之间的距离; θ_c 为尾焰某面元在被照表面的辐射入射角; $I_{i,\lambda,rec}$ 为目标沿红外探测方向经过大气吸收散射后的光谱辐射亮度。

由于助推器的飞行高度较低, 天基红外探测系统基本是在地球背景下探测目标。在 $2.7 \mu\text{m} \sim 2.95 \mu\text{m}$ 谱段内, 由于大气吸收和散射, 地面热辐射和地面对太阳辐射的反射在所有辐射中所占份额很小。在地球背景中, 云层是主要的背景辐射干扰, 云的自身辐射和反射的太阳辐射会对红外探测系统产生很强的干扰信号, 导致目标被隐藏或者产生虚假目标, 使得探测概率减小, 虚警率增大。若发动机尾焰的红外辐射没有云层遮挡, 卫星红外探测器探测到低高度飞行的助推器的概率就会大大增强。

云层的平均高度在 4.7 km 左右, 不同高度的云量不同, 在 7 km 高度以上基本不会出现密集的云层, 这意味着云层对飞行在 7 km 高度以上的助推器的影响很小。可以用 MODTRAN 软件模型计算 $2.7 \mu\text{m} \sim 2.95 \mu\text{m}$ 谱段与 $4.2 \mu\text{m} \sim 4.45 \mu\text{m}$ 谱段的含云大气的辐射亮度。图 6 和图 7 为辐射亮度随高度的变化趋势。

图 6 $2.7 \mu\text{m} \sim 2.95 \mu\text{m}$ 含云大气背景的辐射亮度

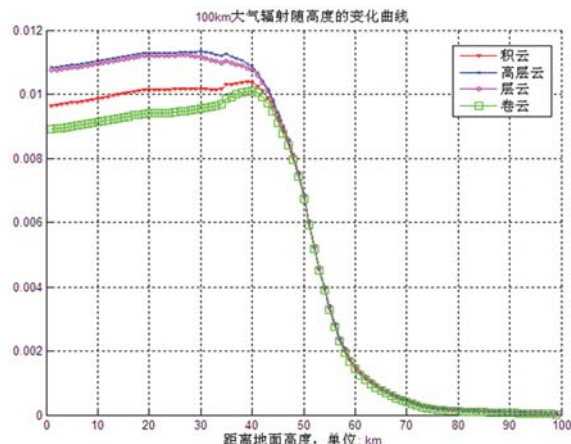


图 7 $4.2\ \mu\text{m}\sim 4.45\ \mu\text{m}$ 含云大气背景的辐射亮度

$4.2\ \mu\text{m}\sim 4.45\ \mu\text{m}$ 谱段为大气 CO_2 的强吸收谱段, 地球 / 大气背景较均匀。从图 7 可看出, 在 $0\sim 40\ \text{km}$ 高度范围, 含云大气的辐射亮度较强, 不利于红外探测器对助推器红外辐射信号的检测识别。这意味着红外探测器只有在助推器飞行高度较高时才能探测到助推器喷焰的辐射。

图 8 为典型的助推段飞行器在 $20\ \text{km}$ 高度时的目标辐射亮度与背景的对比。结果表明, 在 $2.7\ \mu\text{m}\sim 2.95\ \mu\text{m}$ 、 $4.2\ \mu\text{m}\sim 4.45\ \mu\text{m}$ 的谱段内, 探测信噪比很高, 红外探测系统可实现对助推器的跟踪。

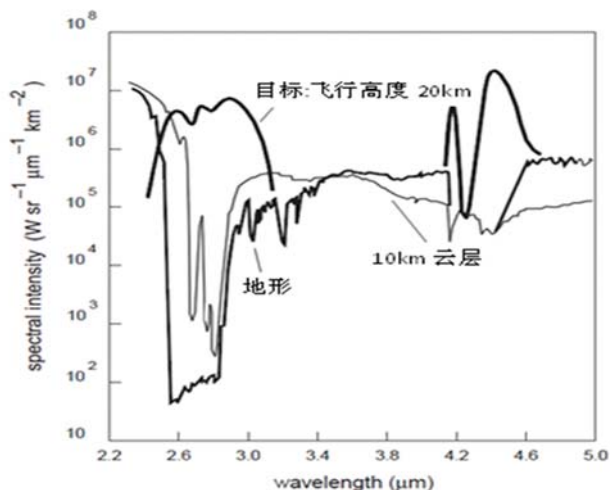


图 8 目标 / 背景的红外辐射亮度

综上所述, 天基红外系统对助推器的探测主要与云层、大气吸收有关。在有云条件下, 当助推器飞行高度低于 $7\ \text{km}$ 时, 云层将影响目标的

红外探测, 具体影响情况与云层的种类相关; 当助推器飞行高度低于 $10\ \text{km}$ 时, 大气吸收对尾焰红外辐射信号的削弱较严重。目标高度越低, 削弱得越严重, 这大大降低了红外探测概率。由此可知, 在上述红外探测谱段内, 天基红外系统对助推器的初始探测高度为 $0\sim 10\ \text{km}$ 。

2 轨迹跟踪预估模型及分析

2.1 轨迹跟踪预估建模

天基探测系统捕获到目标后, 可获得目标的二维角测量数据, 包括观测方位角 A_{Si} 和观测俯仰角 E_{Si} 。通过对测量数据的滤波处理, 能将两颗卫星的二维角测量信息构建成目标的空间三维信息, 从而获得高精度的目标跟踪数据及飞行航迹估计结果。

天基探测系统获得的二维角测量数据可用下式表达

$$A_{Si} = \tan^{-1} z_{Si} / y_{Si} + V_{sl} \quad (5)$$

$$E_{Si} = \sin^{-1} x_{Si} / \sqrt{x_{Si}^2 + y_{Si}^2 + z_{Si}^2} + V_{s2} \quad (6)$$

式中, x_{Si} 、 y_{Si} 、 z_{Si} 为目标在红外测量坐标系中的坐标; V_{sl} 、 V_{s2} 为测量误差。

离散后的测量方程为

$$\hat{Y}_{k+1/k} = g\hat{X}_{k+1/k} + V_k \quad (7)$$

助推器飞行过程中主要受推力、地心引力及气动力的作用^[2], 其加速度不断变化, 典型二级助推器的飞行状态变化如图 9 所示。在每一级助推飞行中, 目标基本沿射面运动, 偏离射面的距离较小。

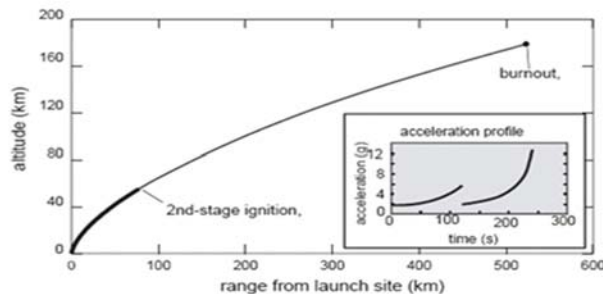


图 9 典型助推器的飞行曲线示意图

对于天基红外系统, 助推器运动的不确定性较大, 滤波处理时难以建立精确的目标状态模型。本文根据助推器的飞行特点, 采用弹道曲线分段拟合的增广卡尔曼滤波方法进行跟踪与预估能力分析, 即目标每一级的加速度均用一个带误差的三阶多项式逼近。此方法简单且运算量小, 与助推段目标运动状态的贴合程度较好。

选取 $(x, \nu_x, a_{x0}, a_{x1}, a_{x2}, a_{x3}, y, \nu_y, a_{y0}, a_{y1}, a_{y2}, a_{y3}, z, \nu_z, a_{z0}, a_{z1}, a_{z2}, a_{z3})$ 作为状态向量, 分别对应指定坐标系 (观测初始点初值为原点) 下三方向上的位置、速度参数以及三阶加速度拟合参数。X 向的状态方程为

$$dx/dt = \nu_x \quad (8)$$

$$d\nu_x/dt = a_{x0} \quad (9)$$

$$da_{x0}/dt = a_{x1} \quad (10)$$

$$da_{x1}/dt = a_{x2} \quad (11)$$

$$da_{x2}/dt = a_{x3} \quad (12)$$

$$da_{x3}/dt = w_x \quad (13)$$

Y、Z 向的状态方程与 X 向的一致。式中, w_x 、 w_y 、 w_z 为零均值状态模型的随机干扰量。

假定在探测系统的采样时间间隔 T 内 W_k 保持不变, 离散化的状态方程为

$$X_{k+1/k} = \phi_{k+1/k} \hat{X}_k + W_k \quad (14)$$

式中, W_k 为系统噪声矩阵 ($w_x w_y w_z$); $\hat{X}_{k+1/k}$ 为 t_{k+1} 时刻的目标状态预估结果; $\hat{X}_k$ 为 t_k 时刻的目标状态估计值。

$$\phi_{k+1/k} = \begin{pmatrix} G_1 & 0 & 0 \\ 0 & G_1 & 0 \\ 0 & 0 & G_1 \end{pmatrix} \quad (15)$$

$$G_1 = \begin{pmatrix} 1 & T & T^2/2 & T^3/6 & T^4/24 & T^5/120 \\ 0 & 1 & T & T^2/2 & T^3/6 & T^4/24 \\ 0 & 0 & 1 & T & T^2/2 & T^3/6 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & T & T^2/2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (16)$$

采用 EKF 滤波算法^[3], 在线性高斯情况下利用最小均方差准则获得目标的动态估计。滤波方程见式 (7)、式 (14) 和式 (17)~(20)。

$$\hat{P}_{k+1/k} = \phi_{k+1/k} \hat{P}_k \phi_{k+1/k}^T + \hat{Q}_k \quad (17)$$

$$K_{k+1} = \hat{P}_{k+1/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} \hat{P}_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1} \quad (18)$$

$$\hat{X}_{k+1/k+1} = \hat{X}_{k+1/k} + K_{k+1} [Y_{k+1} - \hat{Y}_{k+1/k}] \quad (19)$$

$$\hat{P}_{k+1/k+1} = [I - K_{k+1} H_{k+1}] \hat{P}_{k+1/k} \quad (20)$$

式中, $\hat{P}_{k+1/k}$ 为预估误差方差矩阵; $\hat{Q}_k$ 为系统噪声方差矩阵; H_{k+1} 为观测矩阵, 即观测量相对于状态量的偏导数矩阵; K_{k+1} 为增益矩阵; $\hat{X}_{k+1/k+1}$ 为 t_{k+1} 时刻的目标状态估计值; Y_{k+1} 为 t_{k+1} 时刻的目标角测量值; $\hat{P}_{k+1/k+1}$ 为滤波误差方差矩阵, R_{k+1} 为测量噪声方差矩阵。

目标初始状态估计值 $\hat{X}_0$ 可通过寻找垂直并相交于两颗卫星观测视线的直线获得, 即两个交点所形成的线段的中点即为空间观测点初值 P , 计算公式为

$$d_1 = \vec{L}_1 \cdot (S_1 - S_2) \quad (21)$$

$$d_2 = \vec{L}_2 \cdot (S_1 - S_2) \quad (22)$$

$$k_1 = (bd_2 - cd_1)/(ac - b^2) \quad (23)$$

$$k_2 = (ad_2 - bd_1)/(ac - b^2) \quad (24)$$

$$P = (S_1 + k_1 \cdot \vec{L}_1 + S_2 + k_2 \cdot \vec{L}_2)/2 \quad (25)$$

式中, $\vec{L}_1$ 、 $\vec{L}_2$ 为两颗观测星的观测视线单位矢量; S_1 、 S_2 为观测星位置; $a = \vec{L}_1 \cdot \vec{L}_1$, $b = \vec{L}_1 \cdot \vec{L}_2$, $c = \vec{L}_2 \cdot \vec{L}_2$ 。

目标状态估计误差方差阵初值的选取保持与目标状态初值偏差基本一致即可。

2.2 轨迹跟踪预估分析

为分析天基红外系统对助推器轨迹的跟踪预估能力, 采用了典型的三级助推器飞行航迹数据作为输入, 卫星红外测量设备的角度测量误差为 0.002° (对应位置测量精度 1 km), 采样频率为 20 Hz, 其中针对第三级助推器轨迹的跟踪预估结果如图 10 所示。

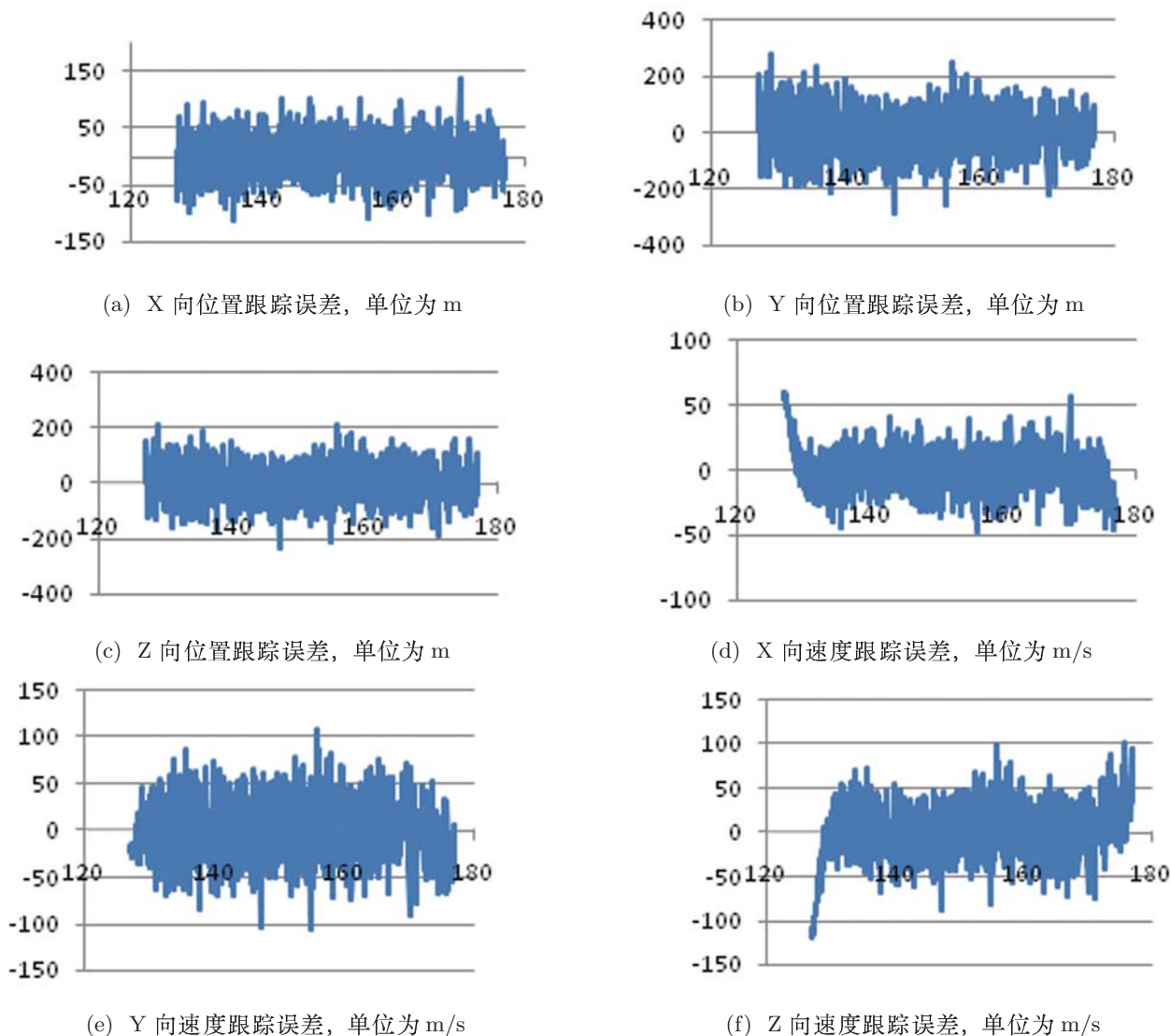


图 10 轨迹跟踪预估结果

观测卫星对助推器的跟踪位置预估误差(3σ) 在三个方向上分别约为 111 m、244 m 和 207 m, 速度误差(3σ) 在三个方向上分别约为 51 m/s、96 m/s 和 99 m/s。

3 结束语

通过原理性建模与理论分析相结合的方法, 以典型助推器为例, 分析了目标 / 背景的红外辐射特性, 并建立了轨迹跟踪预估模型。通过仿真与分析认为, 天基红外系统对助推器的探测高度为 0~10 km, 能较早地发现目标。目标

运动参数的估计精度较高, 单向位置的估计精度(3σ) 在百米量级, 单向速度的估计精度(3σ) 在几十米每秒量级。

参考文献

- [1] 谈和平, 夏新林, 刘林华, 等. 红外辐射特性与传输的数值计算—计算热辐射学 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006.
- [2] 陈克俊, 刘鲁华, 孟云鹤, 等. 远程火箭飞行动力学与制导 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [3] 何友, 修建娟, 张晶炜, 等. 雷达数据处理及应用 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2006.