

基于预警卫星系统的临近空间飞行器跟踪

李罗钢, 荆武兴, 高长生*

哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001

摘要: 系统地研究了如何对临近空间飞行器进行有效实时跟踪的问题, 并提出了一种基于约束总体最小二乘与自适应交互式多模型(CTLS-AIMM)滤波相结合的实时跟踪滤波算法。首先考虑到临近空间飞行器的特点, 选择使用红外预警卫星系统探测目标飞行器, 并使用约束总体最小二乘算法(CTLS)对目标进行粗定位; 然后在粗定位信息基础上, 使用自适应交互式多模型滤波算法(AIMM)对目标飞行器进行实时跟踪。在 AIMM 中, 根据临近空间飞行器机动特性, 合理选择目标模型集, 并使用迭代最小二乘算法对模型参数进行自适应调整。通过仿真, 验证了该跟踪滤波算法的可行性。

关键词: 预警卫星; 跟踪; 临近空间飞行器; 约束总体最小二乘; 自适应交互式多模型

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2014)01-0105-11

临近空间飞行器的快速发展对反导拦截系统提出了更高的要求。研究如何对临近空间目标进行有效防御具有重要战略意义。要想对该类型目标进行有效拦截, 首先要对其轨迹进行实时跟踪滤波。本文针对这一问题, 系统地研究了如何对临近空间飞行器进行轨迹跟踪滤波。

目前国内外在飞行器轨迹跟踪领域主要是针对大气层外空间飞行器和大气层内飞航式飞行器进行研究^[1-3], 而对临近空间飞行器轨迹跟踪的研究很少, 且并未考虑该类飞行器的具体特性^[4]。临近空间飞行器与传统的空间飞行器及飞航式飞行器都不同, 对其轨迹跟踪算法的研究也有一定的特殊性。与空间飞行器相比, 临近空间飞行具备借助稀薄大气进行机动的能力^[5], 其动力学模型中的气动力很大程度上是不确定的。因此, 针对空间飞行器的跟踪方法, 如结合动力学模型的无迹卡尔曼滤波(UKF)、扩展卡尔曼滤波(EKF)及迭代最小二乘算法等^[6], 往往不适用于对临近

空间飞行器的跟踪滤波。而与速度较慢, 具备强机动能力的部分飞航式飞行器相比, 临近空间飞行器机动过载小一些^[7](比如一般歼击机过载可以达到 $5g \sim 10g$, 空空导弹更是能达到 $20g$ 以上。单纯依靠临近空间稀薄大气进行机动, 其横向过载也就是 $1g \sim 2g$), 但是速度却快得多^[8]。因此, 传统针对慢速度、强机动飞航式飞行器的跟踪方法也需要进一步改进。

要想对目标进行实时跟踪, 首先要实现对目标的有效探测, 目前可选择的探测手段包括地基雷达、光学探测和红外探测等。考虑到临近空间飞行器的特点, 本文选择使用红外预警卫星(EWS)探测目标飞行器^[9-10]。并且采用约束总体最小二乘(CTLS)算法对目标进行粗定位。总体最小二乘算法最早于 1980 年由 Golub 和 van Loan 提出^[11], 并在 1987 年, 由 Abatzoglou 和 Mendel 进一步推广为约束总体最小二乘算法^[12]。该算法近年来被国内外学者广泛应用于

收稿日期: 2013-02-01; 退修日期: 2013-03-19; 录用日期: 2013-05-23; 网络出版时间: 2013-08-19 08:51
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130819.0851.001.html

* 通讯作者. Tel.: 0451-86418233 E-mail: corturb@126.com

引用格式: Li L G, Jing W X, Gao C S. Tracking near space vehicle using early-warning satellite[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 105-115. 李罗钢, 荆武兴, 高长生. 基于预警卫星系统的临近空间飞行器跟踪[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 105-115.

各种导航滤波及参数识别等相关领域^[13-15]。

在粗定位信息的基础上,本文根据临近空间飞行器运动特性,研究跟踪算法。目前,对机动飞行目标进行跟踪最常用的方法是交互式多模型算法(IMM)。该算法以往主要应用于大气层内飞航式飞行器轨迹跟踪^[16-18]。该算法将目标的机动模式映射为模型集,基于每个模型并行滤波,利用各滤波器输出的残差信息,对各模型的状态估计结果进行加权综合来实现对机动目标跟踪。为了覆盖目标机动可能性,该算法需要设计一个尽可能大的模型集。然而,增加模型数量不仅会增加计算量,而且由于过多模型之间的竞争会使跟踪性能下降^[19]。为了解决 IMM 算法存在的问题,便出现了自适应交互式多模型滤波(AIMM)算法。AIMM 算法采用带有未知参数的目标运动模型并进行滤波,然后根据滤波残差的变化情况,调整模型参数,并最终得到对目标的跟踪滤波结果^[20]。该算法有效地提高了对机动目标的跟踪性能。

在模型集选择上,“当前”统计模型应用最广^[21-23]。该模型能对目标机动产生快速响应,但在弱机动甚至非机动情况下,跟踪精度会大大下降^[24]。由于临近空间飞行器机动频率远小于飞航式飞行器,因此本文选择目标机动频率作为自适应参数以解决该问题。另外,临近空间飞行器飞行速度快,飞行距离长,受惯性力的影响也远比飞航式飞行器大。因此,本文选择结合惯性力的自适应加速度模型与自适应“当前”统计模型并行计算。AIMM 算法的跟踪效果很大程度上依赖于对目标模型参数的估计^[25]。本文采用递推最小二乘算法估计目标模型参数。该算法可以较精确地实现对目标模型参数的估计,并最终实现对目标的精确跟踪。

1 问题背景描述

1.1 目标飞行轨迹

临近空间飞行器主要包括吸气式飞行器和助推-滑翔/跳跃飞行器。前者以 X-51 为代表^[26];后者以猎鹰计划原型机 HTV-2 为代表^[27]。

吸气式临近空间飞行器飞行时,首先使用载机将其送至 10 km 以上高空后发射,然后助推火

箭点火并爬升至 30 km 以上,最后超然冲压发动机点火并进行长距离飞行^[28]。助推-滑翔/跳跃临近空间飞行器飞行时,首先使用运载火箭将其送入近地轨道并迅速再入,飞行器与运载火箭分离后,在临近空间中进行反复跳跃/滑翔飞行^[29]。

由于目前上述两类飞行器的试验次数很少,且都是仅对发动机性能、气动性能和姿态控制等方面进行试验,并未涉及机动形式和机动弹道的试验。因此无法从公开资料中得到这两类飞行器的进攻模式、机动弹道等相关指标。

在实际飞行中,影响飞行器轨迹的因素还有很多,包括动压、大气密度和大气温度等^[30-31]。而且,作为非合作目标,飞行器的气动参数是未知的,因此,无法准确建立目标的动力学模型并模拟目标轨迹,只能使用近似飞行轨迹代替。

1.2 探测方法选择

对该类型目标进行探测,可以选择包括地基雷达、光学探测和红外探测等多种手段。与其他类型飞行器不同,临近空间飞行器飞行速度极快,机体表面会与空气剧烈摩擦产生等离子体,而等离子体对雷达波具有一定的散射作用^[31];同时,临近空间飞行器目标小,距离远,再加上隐身设计,因此雷达反射面积小,更不利于雷达的观测;另外由于地球曲率影响,地基雷达对飞行器探测距离有限(根据地球曲率半径公式,地基雷达对 30 km 高度目标探测距离只有约 600 km,HTV-2 不到 200 s 就能飞到);还有,临近空间飞行器与空气剧烈摩擦的同时还能产生巨大的红外热^[32]。因此综合考虑各方面因素,本文选择使用红外预警卫星探测目标飞行器,如图 1 所示。

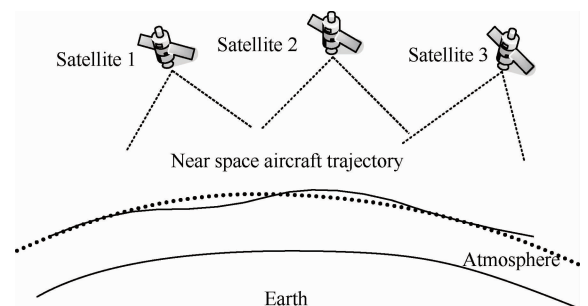


图 1 预警卫星探测目标飞行器的示意图

Fig. 1 Schematic of using early-warning satellite to detect target aircraft

近年来,预警卫星技术发展迅速,其中以美国的 SBIRS 系统为代表。SBIRS 是一个天基红外监视系统,可提供弹道导弹早期预警。该系统主要包括地面指挥控制系统、高轨道卫星星座和低轨道卫星星座。其中低轨道卫星星座计划由数十颗预警卫星组成,其主要目标是对弹道导弹及其他近地轨道航天器进行定位和跟踪,并识别弹道导弹诱饵以及空间碎片^[33]。在本文中,使用低轨道卫星星座对目标飞行器进行探测。

2 预警卫星观测模型

本文要用到地心固连坐标系及卫星本体坐标系。其中,卫星本体坐标系原点 O 在卫星质心, Oz 轴沿预警卫星纵轴方向(为方便起见,本文假设所有预警卫星纵轴指向地心), Ox 轴在预警卫星铅垂面内指向北极方向,并与 Oz 轴和 Oy 轴构成右手系。这样一来,地固系下坐标 $(O_c x_c y_c z_c)$ 与卫星本体系 $(Ox yz)$ 之间的转换关系可以通过两次欧拉角旋转来实现。其中一个转角是 γ ($\gamma - 90^\circ$ 为卫星的纬度)。另一个转角是卫星所处的经度 μ 。

预警卫星测量信息包括视线高低角 α 和视线方位角 β ,预警卫星对目标航天器的观测模型如图 2 所示。

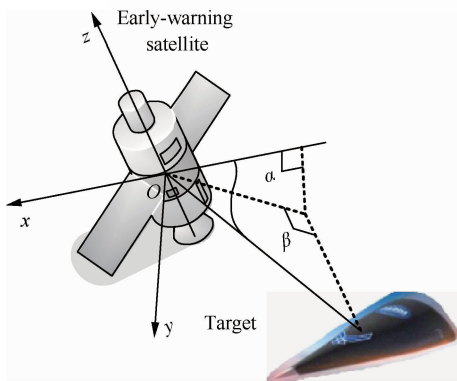


图 2 预警卫星的观测模型

Fig. 2 Observation model of early-warning satellite

因此,可以得到目标位置 (x_r, y_r, z_r) 与卫星测量信息在卫星本体系下的关系方程:

$$\begin{cases} \alpha = \arctan \frac{x_r}{y_r} \\ \beta = \arctan \frac{z_r}{\sqrt{x_r^2 + y_r^2}} \end{cases} \quad (1)$$

将方程组(1)写为矩阵形式:

$$\mathbf{M}\mathbf{X}_r = \mathbf{Y} \quad (2)$$

式中:

$$\begin{cases} \mathbf{M} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \sin \beta & -\cos \beta \end{bmatrix} \\ \mathbf{X}_r = \begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix}, \mathbf{Y} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3)$$

方程组(3)中,矩阵 \mathbf{M} 是不满秩的,因此该方程组具有无穷多组解。并且,通过预警卫星观测模型的物理意义,可以很直观地看到该方程组的解应该是一条空间中过预警卫星和目标飞行器两点的直线,本文暂称之为定位直线。因此,必须使用两颗或者两颗以上预警卫星才能实现对目标的准确定位,这样一来方程组(3)就变为

$$\begin{cases} \mathbf{M}_1 = \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & -\sin \alpha_1 & 0 \\ \sin \alpha_1 \sin \beta_1 & \cos \alpha_1 \sin \beta_1 & -\cos \beta_1 \\ \cos \alpha_2 & -\sin \alpha_2 & 0 \\ \sin \alpha_2 \sin \beta_2 & \cos \alpha_2 \sin \beta_2 & -\cos \beta_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \\ \mathbf{X}_r = \begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix} \\ \mathbf{Y}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ x_2 \cos \alpha_2 - y_2 \sin \alpha_2 \\ x_2 \sin \alpha_2 \sin \beta_2 + y_2 \cos \alpha_2 \sin \beta_2 - z_2 \cos \beta_2 \\ \vdots \end{bmatrix} \end{cases} \quad (4)$$

式中: (x_i, y_i, z_i) 为第 i 颗预警卫星在第一颗预警卫星本体坐标系中的坐标。

这样一来,矩阵 \mathbf{M}_1 便成了超定矩阵。而且从直观上看,多条预警卫星的定位直线应该是相交的。也就是说,该方程组中出现了多余方程。但在实际情况中,由于预警卫星的测量信息都包含有一定程度的误差,因此每条预警卫星的定位直线往往是不相交的。

另外,由于在该方程组中矩阵 \mathbf{M}_1 与向量 \mathbf{Y}_1 的每一项都包含有测量信息并且统计相关,因此

该观测方程具有很强的非线性。如果对该方程组进行泰勒展开,会存在截断误差较大的问题,从而影响跟踪精度,甚至滤波难以稳定。

因此,本文就需要用到相关算法,首先尽可能精确地实现对目标航天器的定位,从而为进一步的跟踪滤波创造条件。

3 基于 CTLS 算法的目标粗定位

对于方程组式(4),如果只考虑向量 \mathbf{Y}_1 中的测量噪声,很容易得到一般意义下的最小二乘解:

$$\mathbf{M}_1^T \mathbf{M}_1 \mathbf{X} = \mathbf{M}_1^T \mathbf{Y}_1 \Rightarrow \mathbf{X} = (\mathbf{M}_1^T \mathbf{M}_1)^{-1} \mathbf{M}_1^T \mathbf{Y}_1 \quad (5)$$

但实际上,矩阵 \mathbf{M}_1 与向量 \mathbf{Y}_1 中都包含有测量量 α 和 β ,也就是说矩阵 \mathbf{M}_1 与向量 \mathbf{Y}_1 都包含测量误差,并且测量误差统计相关。

$$\mathbf{M}_1 = \mathbf{M}_1^* + \Delta \mathbf{M}_1, \mathbf{Y}_1 = \mathbf{Y}_1^* + \Delta \mathbf{Y}_1 \quad (6)$$

因此,式(5)中给出的结果就不是无偏估计。在此本文引入约束总体最小二乘算法,式(4)可改

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{Q}_1 = \begin{bmatrix} \sin \alpha_1 & 0 & 0 & 0 & \cdots \\ \cos \alpha_1 \sin \beta_1 & \sin \alpha_1 \cos \beta_1 & 0 & 0 & \cdots \\ 0 & 0 & \sin \alpha_2 & 0 & \cdots \\ 0 & 0 & \cos \alpha_2 \sin \beta_2 & \sin \alpha_2 \cos \beta_2 & \cdots \end{bmatrix} \\ \mathbf{Q}_2 = \begin{bmatrix} -\cos \alpha_1 & 0 & 0 & 0 & \cdots \\ \sin \alpha_1 \sin \beta_1 & \cos \alpha_1 \cos \beta_1 & 0 & 0 & \cdots \\ 0 & 0 & -\cos \alpha_1 & 0 & \cdots \\ 0 & 0 & \sin \alpha_1 \sin \beta_1 & \cos \alpha_1 \cos \beta_1 & \cdots \end{bmatrix} \\ \mathbf{Q}_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots \\ 0 & \sin \beta_1 & 0 & 0 & \cdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots \\ 0 & 0 & 0 & \sin \beta_2 & \cdots \end{bmatrix} \\ \mathbf{Q}_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots \\ 0 & 0 & x_2 \sin \alpha_2 & -y_2 \cos \alpha_2 & \cdots \\ 0 & 0 & x_{2c} + y_{2s} & x_{2s} + y_{2c} + z_{2s} & \cdots \end{bmatrix} \\ \mathbf{R} = [\omega_1 \quad v_1 \quad \omega_2 \quad v_2 \quad \cdots]^T \end{array} \right. \quad (9)$$

式中: $x_{2c} + y_{2s} = x_2 \cos \alpha_2 \sin \beta_2 + y_2 \sin \alpha_2 \sin \beta_2$;
 $x_{2s} + y_{2c} + z_{2s} = x_2 \sin \alpha_2 \cos \beta_2 + y_2 \cos \alpha_2 \cos \beta_2 + z_2 \sin \beta_2$ 。

因此,式(7)可以改写为

$$\begin{cases} \mathbf{B} = [\mathbf{M}_1^* & \mathbf{Y}_1^*] \\ \mathbf{D} = [\mathbf{Q}_1 \mathbf{R} & \mathbf{Q}_2 \mathbf{R} & \mathbf{Q}_3 \mathbf{R} & \mathbf{Q}_4 \mathbf{R}] \end{cases} \quad (10)$$

可以看到,所有测量噪声 ω_i 和 v_i 均来源于噪声向量 \mathbf{R} 。这样一来,根据文献[34]中有关约束

写为

$$(\mathbf{B} - \mathbf{D}) \mathbf{Z}_r = \mathbf{0} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{B} = [\mathbf{M}_1^* \quad \mathbf{Y}_1^*]$ 为 $m \times (n+1)$ 维增广矩阵; $\mathbf{D} = [\Delta \mathbf{M}_1 \quad \Delta \mathbf{Y}_1]$ 为 $m \times (n+1)$ 维扰动矩阵; $\mathbf{Z}_r = [\mathbf{X} \quad -1]^T$ 为 $(n+1) \times 1$ 维向量。因此,本文所遇到的状态估计问题即转化为在一定状态约束条件下,求解 \mathbf{D} 矩阵 Frobenius 范数最小的问题: $\min \|\mathbf{D}\|_F$ 。

3.1 约束总体最小二乘问题的转化

令: $\alpha_i^* = \alpha_i - \omega_i$, $\beta_i^* = \beta_i - v_i$ 。式中: α_i^* 和 β_i^* 为第 i 颗卫星无误差测量量; ω_i 和 v_i 为第 i 颗卫星的测量误差。将含有测量误差的矩阵 \mathbf{M}_1 与向量 \mathbf{Y}_1 泰勒展开,忽略高阶项,可以得到

$$\begin{cases} \mathbf{M}_1 = \mathbf{M}_1^* + [\mathbf{Q}_1 \mathbf{R} & \mathbf{Q}_2 \mathbf{R} & \mathbf{Q}_3 \mathbf{R}] \\ \mathbf{Y}_1 = \mathbf{Y}_1^* + \mathbf{Q}_4 \mathbf{R} \end{cases} \quad (8)$$

各矩阵、向量的表达式分别为

总体最小二乘算法的定理,可以将求解 \mathbf{D} 矩阵 Frobenius 范数最小的问题转化为约束总体最小二乘问题:

$$\min \|\mathbf{D}\|_F \quad (11)$$

约束条件:

$$([\mathbf{M}_1^* \quad \mathbf{Y}_1^*] +$$

$$[\mathbf{Q}_1 \mathbf{R} \quad \mathbf{Q}_2 \mathbf{R} \quad \mathbf{Q}_3 \mathbf{R} \quad \mathbf{Q}_4 \mathbf{R}]) \begin{bmatrix} \mathbf{X} \\ -1 \end{bmatrix} = \mathbf{0} \quad (12)$$

3.2 约束总体最小二乘问题求解

求解 3.1 节约束总体最小二乘问题,一般先将其转化为无约束最小化问题:

$$\min_{\mathbf{X}} \begin{bmatrix} \mathbf{X} \\ -1 \end{bmatrix}^T \mathbf{B}^T (\mathbf{W}\mathbf{W}^T)^{-1} \mathbf{B} \begin{bmatrix} \mathbf{X} \\ -1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中:

$$\mathbf{W} = x_r \mathbf{Q}_1 + y_r \mathbf{Q}_2 + z_r \mathbf{Q}_3 - \mathbf{Q}_4 \quad (14)$$

具体推导过程可查阅文献[35]。显然,式(13)是关于 \mathbf{X} 的非线性函数,无法直接求解。本文利用 Newton 方法进行迭代计算,令

$$\mathbf{F}(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} \mathbf{X} \\ -1 \end{bmatrix}^T \mathbf{B}^T (\mathbf{W}\mathbf{W}^T)^{-1} \mathbf{B} \begin{bmatrix} \mathbf{X} \\ -1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

迭代公式如下:

$$\mathbf{X}_{n+1} = \mathbf{X}_n + \mathbf{U}^{-1} \mathbf{N} \quad (16)$$

式中: \mathbf{N} 为梯度向量, \mathbf{U} 为函数 $\mathbf{F}(\mathbf{X})$ 的 Hessian 矩阵,其表达式分别为

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x_r} & \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y_r} & \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial z_r} \end{bmatrix}^T \quad (17)$$

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial x_r^2} & \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial x_r \partial y_r} & \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial x_r \partial z_r} \\ \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial y_r \partial x_r} & \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial y_r^2} & \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial y_r \partial z_r} \\ \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial z_r \partial x_r} & \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial z_r \partial y_r} & \frac{\partial^2 \mathbf{F}}{\partial z_r^2} \end{bmatrix}^T \quad (18)$$

为加快收敛速度,利用式(5)中得到的一般意义下的最小二乘解作为迭代初值。

4 基于 AIMM 算法的目标实时跟踪

传统的 IMM 算法是一种递归算法,包括输入交互、滤波、模型概率更新和输出交互几个步骤^[36]。近年来对该领域的研究主要集中于 AIMM 算法,即通过滤波残差实时调整模型参数,以实现目标的精确跟踪。

本节在第 3 节粗定位信息的基础上,结合 AIMM 算法,实现对目标轨迹的实时跟踪。在跟踪算法的研究中,充分考虑临近空间飞行器运动特性,合理选择模型集,研究自适应调整规则。为此,提出了一种基于约束总体最小二乘与自适应交互式多模型(CTLS-AIMM)相结合的实时跟踪滤波算法,CTLS-AIMM 算法流程如图 3 所示。

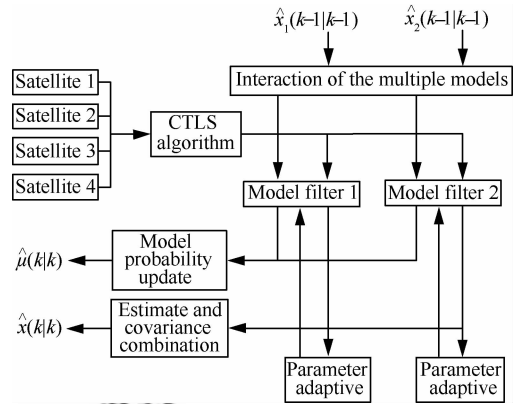


图 3 CTLS-AIMM 算法

Fig. 3 CTLS-AIMM algorithm

目标状态信息包括位置信息、速度信息及加速度信息。离散条件下状态方程为

$$\begin{cases} \mathbf{X}(k+1) = \Phi(k+1/k)\mathbf{X}(k) + \omega(k) \\ \mathbf{Z}(k+1) = \mathbf{H}(k+1)\mathbf{X}(k) + \mathbf{u}(k) \end{cases} \quad (19)$$

式中: $\mathbf{X}(k)$ 为状态向量; $\Phi(k)$ 为状态转移矩阵; $\mathbf{H}(k)$ 为测量方程矩阵,由于前面已经得到目标粗定位信息,因此:

$$\mathbf{H}(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

测量噪声 $\mathbf{u}(k)$ 为零均值高斯白噪声。该算法的跟踪效果很大程度上取决于模型集的选择。考虑到目标的轨迹特性,选择模型集如下。

4.1 自适应当前统计模型

该模型一维情况下状态方程为

$$\mathbf{X}(k+1) = \Phi(k+1/k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{U}(k)\bar{a} + \omega(k) \quad (21)$$

式中:状态转移矩阵 $\Phi(k)$,状态输入矩阵 $\mathbf{U}(k)$ 可参见文献[36]; $\omega(k)$ 为零均值高斯白噪声,其协方差矩阵为

$$\mathbf{Q}(k) = 2\rho\sigma^2\mathbf{W}_q \quad (22)$$

式中: ρ 为机动频率; σ 为无源定位信息方差; \mathbf{W}_q 为关于 ρ 和采样周期 T 的函数矩阵,具体表达形式可以参见文献[36]; $\bar{a}(k)$ 为当前加速度均值,本文中采用上一时刻加速度:

$$\bar{a}(k+1) = a(k|k) \quad (23)$$

该模型中, ρ 通常根据经验取值。但临近空间飞行器与飞航式飞行器不同, 其机动频率要小很多(大气层内飞行器机动频率多为数秒级别, 而临近空间飞行器多为数百秒级别), 且有很大不确定性。因此, ρ 必须进行自适应调整, 自适应规则:

$$\min F_x = x_z(k+1) - \hat{x}(k|k+1) \quad (24)$$

式中: x_z 为含噪声的测量信息序列; $\hat{x}(k|k+1)$ 为位置信息的一步预测。式(24)是关于模型自适应参数 ρ 的函数, 可以使用牛顿迭代方法进行迭代计算, 并用差分代替微分, 迭代公式如下:

$$\rho_{n+1} = \rho_n - \left[\frac{F_{x,n+1} - F_{x,n}}{\delta \alpha_n} \right]^{-1} \Delta F_x \quad (25)$$

4.2 自适应加速度模型

临近空间飞行器飞行距离长, 飞行速度快, 受到保守力作用比飞航式飞行器要大。因此, 本文设计使用自适应加速度模型与 4.1 节自适应当前统计模型并行滤波, 并考虑将保守力作为状态输入矩阵。这样能模拟飞行器所受到的保守力的作用。该模型一维情况下状态方程为

$$\mathbf{X}(k+1) = \Phi(k+1/k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{G}(k) + \boldsymbol{\omega}(k) \quad (26)$$

状态转移矩阵 $\Phi(k)$ 的表达式为

$$\Phi(k) = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{\lambda T^2}{2} \\ 0 & 1 & \lambda T \\ 0 & 0 & \lambda \end{bmatrix} \quad (27)$$

$\boldsymbol{\omega}(k)$ 为零均值高斯白噪声, 其协方差矩阵 $\mathbf{Q}(k)$ 的表达式为

$$\mathbf{Q}(k) = \begin{bmatrix} T^2/4 & T^3/2 & 0 \\ T^3/2 & T^2/2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$\mathbf{G}(k)$ 为状态输入矩阵, 其表达式为

$$\mathbf{G}(k) = \begin{bmatrix} (\mathbf{g} + \mathbf{g}_w + \mathbf{g}_g) T^2 \\ (\mathbf{g} + \mathbf{g}_w + \mathbf{g}_g) T \\ \mathbf{g} + \mathbf{g}_w + \mathbf{g}_g \end{bmatrix} \quad (29)$$

式中: \mathbf{g}_w 和 \mathbf{g}_g 分别为导弹的克里奥利加速度和牵连加速度; λ 为模型自适应因子; \mathbf{g} 为考虑 J2 项的地球重力加速度, 即

$$\mathbf{g} = \mathbf{g}_r \mathbf{r} + \mathbf{g}_\omega \boldsymbol{\omega}_e \quad (30)$$

$$\begin{cases} \mathbf{g}_r = -r \frac{\mu_e}{r^3} \left[1 + J \left(\frac{a_e}{r^2} \right)^2 (1 - 5 \sin^2 \psi) \right] \\ \mathbf{g}_\omega = -r \frac{2\mu_e}{r^3} J \left(\frac{a_e}{r^2} \right)^2 \sin \psi \end{cases} \quad (31)$$

式中: μ_e 为地球引力系数; J 为地球扁率项; \mathbf{r} 为飞行器位置矢量; $\boldsymbol{\omega}_e$ 为地球自转方向向量; a_e 为地球椭球体长半轴; ψ 为地心纬度。该模型自适应调整基本思想是让函数 \mathbf{F} 取最小值:

$$\min \mathbf{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_z(k+1) - \hat{x}(k|k+1) \\ y_z(k+1) - \hat{y}(k|k+1) \\ z_z(k+1) - \hat{z}(k|k+1) \end{bmatrix} \quad (32)$$

式(32)是关于模型自适应参数 λ 的函数, 可以使用迭代最小二乘法进行计算, 迭代公式如下:

$$\lambda_{n+1} = \lambda_n + \mathbf{A}^{-1} \mathbf{B} \quad (33)$$

矩阵 \mathbf{A} 和 \mathbf{B} 的表达式分别为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_z} \\ \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_z} \\ \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_z} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_z} \\ \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_z} \\ \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_z} \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_x}{\partial \lambda_z} \\ \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_y}{\partial \lambda_z} \\ \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_x} & \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_y} & \frac{\partial F_z}{\partial \lambda_z} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \Delta F_x \\ \Delta F_y \\ \Delta F_z \end{bmatrix} \quad (35)$$

式中偏导数全部用差分方式近似代替, 如:

$$\frac{\partial F_x}{\partial \lambda_x} = \frac{F_{x,n+1} - F_{x,n}}{\delta \lambda_x} \quad (36)$$

5 仿真算例

下面通过仿真来验证本文所提出 CTLS-AIMM 算法的可行性。假设目标飞行器在地固系下的真实轨迹已知, 使用本文所提出的跟踪方法, 验证是否可以得到理想的跟踪结果。

5.1 仿真背景

首先, 给出尽可能接近真实情况的临近空间飞行轨迹。假设目标飞行器初始时刻在 0 经度、

0 纬度位置上空 40 km 处,地固系下的坐标为 (6 418 137 m, 0, 0)。初始时刻的马赫数约为 16 (模拟 HTV-2),正东方向 (0, 5 400 m/s, 0)。

本文使用考虑 J2 项摄动的地球引力模型及标准大气模型,目标飞行器动力学方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \dot{\mathbf{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ \mathbf{g} + \mathbf{g}_w + \mathbf{g}_g - \frac{\mathbf{A}_1^T \mathbf{A}_2^T \mathbf{A}_3 \mathbf{R}_t}{m} \end{bmatrix} \quad (37)$$

式中: \mathbf{v} 为飞行速度矢量; \mathbf{A}_1 为地固系到发射系的欧拉旋转矩阵; \mathbf{A}_2 为发射系到弹体系的欧拉旋转矩阵; \mathbf{A}_3 为速度系到弹体系的欧拉旋转矩阵; \mathbf{R}_t 为作用在导弹上的气动力,由于无法得到目标飞行器气动参数,因此只能参考国外普通乘波体飞行器相关文献^[37-39]。

当飞行器高度低于 50 km 时自动调整迎角^[40],飞行器便在临近空间中进入了长距离滑翔阶段。另外给飞行器一常值侧滑角,以实现其在 5 000 km 射程上约 2 000 km 的侧向机动能力^[41]。另外,在飞行器飞行到 500 s 时刻,改变侧滑角符号,使其最终在空间中做 S 形机动。最终得到的飞行器模拟轨迹,如图 4 所示;飞行器速度和过载变化如图 5 所示。

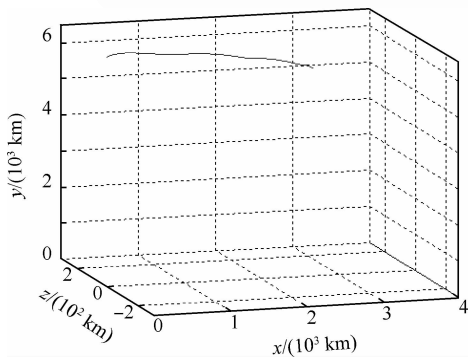
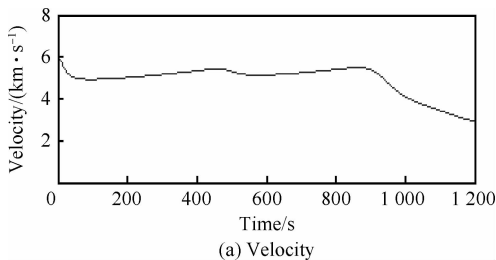


图 4 飞行器轨迹(地固系下)

Fig. 4 Trajectory of aircraft (ECEF coordinates)



(a) Velocity

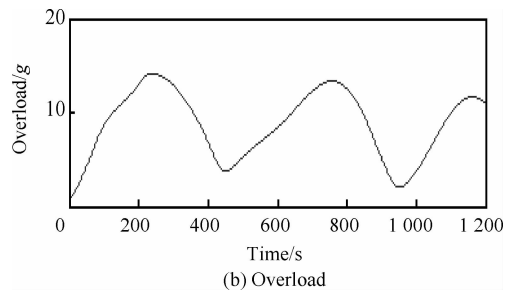


图 5 飞行器速度及过载变化

Fig. 5 Velocity and overload of aircraft

然后,在仿真场景中模拟美国 SBIRS Low, 布置共 24 颗预警卫星。这 24 颗预警卫星分别在 4 条倾角均为 40° 的轨道上运行。所有轨道均为高度 1 500 km 的圆形轨道。所有卫星的测量误差方差为 0.05° 。预警卫星每一时刻的位置信息由轨道六要素相关公式给出。

5.2 跟踪滤波

接下来,使用预警卫星系统对目标航天器进行粗定位。观测时间间隔为 0.5 s。本文采用均方根误差 (RMSE) 反映定位跟踪精度 (N 为 Monte Carlo 仿真次数):

$$\delta = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [(\hat{x} - x_r)^2 + (\hat{y} - y_r)^2 + (\hat{z} - z_r)^2]} \quad (38)$$

使用本文第 4 节中提到的 CTLS 定位算法对目标进行粗定位。经过 50 次 Monte Carlo 试验,可以得到目标飞行器粗定位结果 RMSE,如图 6 所示。

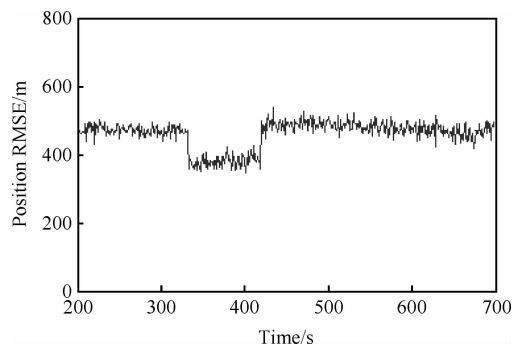


图 6 粗定位 RMSE

Fig. 6 Rough position RMSE

由图 6 可见,在中段定位误差出现阶跃变化,这主要是因为在该段有 3 颗预警卫星能够观测到目标飞行器,因此定位精度提高。接下来在粗定位信息基础上,使用本文提到的 CTLS-AIMM 算法对目标飞行器进一步跟踪滤波。目标初始位置为 (x_{t1}, y_{t1}, z_{t1}) 通过 CTLS 算法已给出,初始速度矢量为 $[(x_{t1} - x_{t2})/T \quad (y_{t1} - y_{t2})/T \quad (z_{t1} - z_{t2})/T]$,其中 T 为采样周期。模型切换概率初始值:

$$P = \begin{bmatrix} 0.9 & 0.1 \\ 0.1 & 0.9 \end{bmatrix} \quad (39)$$

使用本文所提出的 CTLS-AIMM 算法,经过 50 次 Monte Carlo 滤波。仿真得到目标飞行器位置估计结果 RMSE 和速度估计结果 RMSE,如图 7 所示。

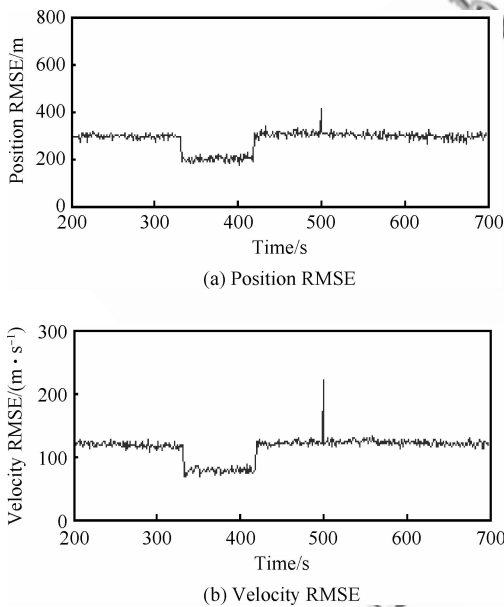


图 7 位置和速度 RMSE

Fig. 7 Velocity RMSE and position RMSE

由图 7 可见,速度估计误差比跟踪大气层外航天器时要大一些。这主要是因为:①本文所使用的探测手段目前只能测量位置信息,速度初值只能通过位置信息差分得到;②无法和大气层航天器那样建立准确的动力学模型,以对差分后误差进行深入修正。

另外,在这 50 次 Monte Carlo 滤波中,模型切换概率均值 \bar{P} ,如图 8 所示。由图 8 可以看到,使用本文所提出的 CTLS-AIMM 算法,实现了对

临近空间飞行器的实时跟踪,由此证明了本文所提出方法的可行性。另外通过仿真发现,当目标过载较大时,模型 1 效果更好;当目标过载较小时,模型 2 效果更好。

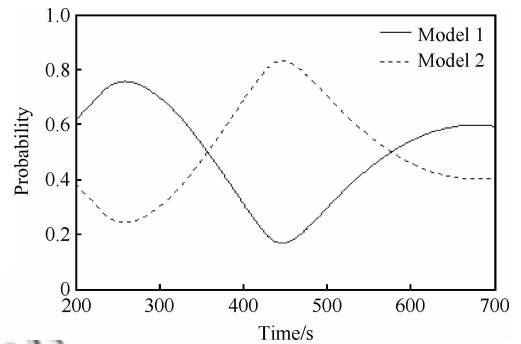


图 8 模型切换概率

Fig. 8 Probability of the model

6 结论

1) 本文针对临近空间飞行器的特点,在探测手段,滤波算法等多个方面深入研究了临近空间飞行器实时跟踪问题,并详细研究了跟踪方法。该方法具有如下几个特点:①考虑临近空间飞行器特点,使用多颗预警卫星探测目标飞行器;②首先使用 CTLS 算法对目标进行粗定位;③使用 AIMM 算法对目标飞行器进行实时跟踪;④根据临近空间飞行器轨迹特性,选择合适的目标模型集;⑤使用迭代最小二乘算法对模型进行参数自适应调整。

2) 通过仿真计算,证明了本文所提出的 CTLS-AIMM 算法对临近空间飞行器进行实时跟踪是可行的。而且最后的仿真结果也证明,当使用到的预警卫星越多时,跟踪精度也就越好。

3) 然而,本文仿真场景中所使用的预警卫星部署方案仍有待研究。未来天基预警卫星系统要朝着网络化、星座化方向发展。如何使用数量最少的预警卫星,实现最佳的定位跟踪效果,是需要进一步研究的问题。另外,针对本文算法速度估计误差偏大的问题,未来可以从探测手段和动力学模型两方面展开进一步研究。

参考文献

- [1] Hwang I, Balakrishnan H, Tomlin C. State estimation for hybrid systems: applications to aircraft tracking[J]. IEE

- Proceedings: Control Theory and Applications, 2006, 153 (5): 556-566.
- [2] Seah C E, Hwang I. Terminal-area aircraft tracking using hybrid estimation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(3): 836-849.
- [3] Lovera Y J, Inseok H, Mario R. New algorithms for aircraft intent inference and trajectory prediction[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30 (2): 370-382.
- [4] Guan X, Zhao J. Research on tracking technology of the hypersonic aircraft based on IMM[C]//Proceedings of the 2011 International Conference on Wavelet Analysis and Pattern Recognition, 2011: 50-54.
- [5] Wilcox Z D, MacKunis W. Lyapunov-Based exponential tracking control of a hypersonic aircraft with aerothermoelastic effects[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(4): 1213-1224.
- [6] Qian Y J, Jing W X, Gao C S. Autonomous navigation method for multi-satellites mission[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2010, 42(5): 705-709. (in Chinese)
钱震婧, 荆武兴, 高长生. 多航天器部署问题中的自主导航方法研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(5): 705-709.
- [7] Sighthorsson D O. Robust linear output feedback control of an airbreathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2008, 31(4): 1052-1066.
- [8] Vu P, Biezad D J. Direct-lift design strategy for longitudinal control of hypersonic aircraft[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1994, 17(6): 1260-1266.
- [9] Wang J, Zeng M, Hu Q L, et al. Early-warning satellite attitude maneuvers with hybrid control[C]//Proceedings of the 29th Chinese Control Conference, 2010: 508-513.
- [10] Luo K P, Li Y J, Jiang W. Analysis and design of the early-warning satellite scheduling simulation system[C]//International Conference on Virtual Environments Human-Computer Interfaces and Measurements Systems, 2009: 53-57.
- [11] Golub G H, van Loan C F. An analysis of the total least squares problem[J]. SIAM Journal on Numerical Analysis, 1980, 17(6): 883-893.
- [12] Abatzoglou T J, Mendel J M. Constrained total least squares[C]//IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing-Proceedings. Dallas; 1987 International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing, 1987: 1485-1488.
- [13] Wang D, Zhang L, Wu Y. Constrained total least squares algorithm for passive location based on bearing only measurements[J]. Science in China (Series E), 2007, 50(4): 576-586. (in Chinese)
- 王鼎, 张莉, 吴瑛. 基于角度信息的约束总体最小二乘无源定位算法[J]. 中国科学 E 辑, 2007, 50(4): 576-586.
- [14] Yang K, An J P, Bu X Y, et al. Constrained total least-squares location algorithm using time-difference-of-arrival measurements[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2010, 59(3): 1558-1562.
- [15] Xiao W G, Ding M L, Wang Q. Application of total least square algorithm in static decoupling of NGMIMU[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(4): 224-228.
- [16] Lerro D. Interacting multiple model tracking with target amplitude feature[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(2): 494-509.
- [17] Blackman S S. Multiple hypothesis tracking for multiple target tracking[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2004, 19(1): 5-18.
- [18] Johnston L A. An improvement to the interacting multiple model (IMM) algorithm[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2001, 49(12): 2909-2923.
- [19] Farrell III, William J. Interacting multiple model filter for tactical ballistic missile tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44 (2): 418-426.
- [20] Liu J, Li R. Hierarchical adaptive interacting multiple model algorithm[J]. IET Control Theory and Applications, 2008, 2(6): 479-487.
- [21] Li X R, Jilkov V P. A survey of maneuvering target tracking: part I: dynamic models[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(4): 1333-1363.
- [22] Zhou H, Kumar K. A current statistical model and adaptive algorithm for estimating maneuvering targets[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1984, 7(5): 596-602.
- [23] Qu W. Real-time distributed multi-object tracking using multiple interactive trackers and a magnetic-inertia potential model[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2007, 9 (3): 511-519.
- [24] Wang J H, Cao J, Wu D, et al. An object tracking algorithm based on the 'current' statistical model and the multi-feature fusion[J]. Journal of Software, 2012, 7(9): 2000-2008.
- [25] Jia Z, Balasuriya A, Challa S. Vision based data fusion for autonomous vehicles target tracking using interacting multiple dynamic models[J]. Computer Vision and Image Understanding, 2008, 109(1): 1-21.
- [26] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44 (2): 374-387.
- [27] Weeks D J. Small satellites and the DARPA/air force
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

- FALCON program[J]. *Acta Astronautica*, 2005, 57(2): 469-477.
- [28] Fiorentini L, Serrani A. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(2): 401-416.
- [29] Smart M K. Flight data analysis of the hyShot 2 scramjet flight experiment[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2366-2375.
- [30] Minvielle P. Tracking a ballistic re-entry vehicle with a sequential Monte-Carlo filter [C]//Aerospace Conference Proceedings, 2002: 1773-1787.
- [31] Minkwan K. Electrostatic manipulation of a hypersonic plasma layer: images of the two-dimensional sheath[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2008, 36(4): 1198-1199.
- [32] Blanchard R C, Wilmoth R G, Glass C E. Infrared sensing aeroheating flight experiment: STS-96 flight results [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(4): 465-472.
- [33] Hoult C P. Space surveillance catalog growth during SBIRS low deployment[C]//IEEE Aerospace Applications Conference Proceedings, 1999: 208-209.
- [34] Abatzoglou T J, Mendel J M. Constrained total least squares[C]//IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing-Proceedings, 1987:1485-1488.
- [35] Abatzoglou T J, Mendel J M, Harada G A. The constrained total least squares technique and its applications to harmonic superresolution[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 1991, 39(5): 1070-1087.
- [36] Mazor E, Averbuch A. Interacting multiple model methods in target tracking; a survey[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1998, 34(1): 103-123.
- [37] O'Neill M K L. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 1993, 30(6): 943-952.
- [38] Yong E M, Qian W Q. Coupled design of maneuver glide reentry trajectory and aerodynamic characteristic parameters considering no-fly zone[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(1): 66-75. (in Chinese)
- 雍恩米, 钱炜祺. 考虑禁飞区的滑翔式机动弹道与气动特性参数耦合设计[J]. *航空学报*, 2013, 34(1): 66-75.
- [39] Zeng K C, Xiang J W. Uncertainty analysis of flight dynamic characteristics for hypersonic vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(4): 798-808. (in Chinese)
- 曾开春, 向锦武. 高超声速飞行器飞行动力学特性不确定分析[J]. *航空学报*, 2013, 34(4): 798-808.
- [40] Zhang Z H, Yang L Y, Shen G Z. Switching LPV control method in wide flight envelope for hypersonic vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 33(9): 1706-1716. (in Chinese)
- 张增辉, 杨凌宇, 申功璋. 高超声速飞行器大包线切换 LPV 控制方法[J]. *航空学报*, 2013, 33(9): 1706-1716.
- [41] Weeks D J. Small satellites and the DARPA/air force FALCON program[C]//International Astronautical Federation-55th International Astronautical Congress, 2004: 3565-3574.

作者简介:

李罗钢 男, 博士研究生。主要研究方向: 导弹攻防对抗技术。

Tel: 0451-86418233

E-mail: llg0315@sina.com

荆武兴 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器动力学。

Tel: 0451-86418233

E-mail: jingwuxing@hit.edu.cn

高长生 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 飞行器动力学。

Tel: 0451-86418233

E-mail: corturb@126.com

Tracking Near Space Vehicle Using Early-warning Satellite

LI Luogang, JING Wuxing, GAO Changsheng *

Department of Aerospace Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract: An algorithm based on a constrained total least squares combining adaptive interactive multiple model (CTLS-AIMM) is developed for the tracking of near space vehicles. First, taking near space vehicle characteristics into consideration, an early-warning satellite system is used to detect the target, and a constrained total least squares algorithm (CTLS) is used to calculate the pseudo position information roughly, based on which an adaptive interactive multiple model (AIMM) algorithm is developed for the real-time tracking. In the AIMM algorithm, appropriate model-sets are selected according to the characteristics of a near space vehicle, to describe the target motion, and iterative least square is used to calculate the adaptive parameters. A hypothetical scenario is taken as a testing case, and computer simulations show the effectiveness of the methods.

Key words: early-warning satellite; tracking; near space vehicle; constrained total least squares; adaptive interactive multiple model

<http://hkxb.buaa.edu.cn>