

基于光度观测的空间目标姿态与角速度估计

单 斌¹, 梁勇奇¹, 李恒年²

¹西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室, 陕西 西安 710049;

²西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710043

摘要 基于目标形状反射以及太阳、地球和空间目标三者的运动关系建立了空间目标的光度量测模型, 分析了姿态角、角速度和目标形状对光度观测数据的影响。建立了目标姿态角与角速度的运动学模型, 实现了对姿态和角速度的联合估计, 并探讨了算法的自适应估计能力。仿真结果表明, 该光度观测方案可实现未知姿态角与自旋角速度的估计, 姿态角和角速度缓慢变化时算法具备自适应估计能力, 但随着目标侧面数的增加, 姿态和角速度估计误差增大且算法收敛速度变慢。

关键词 测量; 光度观测; 姿态估计; 角速度估计; 量测建模

中图分类号 V556.5; V557+.4; P161.2 **文献标识码** A

doi: 10.3788/AOS201737.0512002

Attitude and Angular Speed Estimation of Spacial Objects Based on Photometric Observation

Shan Bin¹, Liang Yongqi¹, Li Hengnian²

¹State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an, Shaanxi 710049, China;

²State Key Laboratory for Astronautics Dynamics, Xi'an Satellite Control Center, Xi'an, Shaanxi 710043, China

Abstract The photometric measuring model of spacial objects is established based on the shape reflection of the objects and the motion relationship among the sun, the earth and the spacial objects. The effects of the attitude, the angular speed, and the object shape on the photometric measuring data are analyzed. The kinematic model related to the attitude angle and the angular speed of the objects is established which realizes the joint estimation of the attitude and the angular speed, and the adaptive estimation capability of the algorithm is discussed. The simulation results shows that the photometric observation scheme can realize the joint estimation of unknown attitudes and angular speeds. The algorithm has an adaptive estimation ability when the attitude and the angular speed change slowly. However, with the increase of the side face number, the estimation errors of attitude and angular speed increase and the convergence rate of this algorithm decreases.

Key words measurement; photometric observation; attitude estimation; angular speed estimation; measure-based modeling

OCIS codes 120.5240; 150.1135; 330.7326; 350.6090

1 引 言

空间态势感知是指对空间目标进行信息获取、信息处理、态势认知以及对空间环境进行监测的活动及过程, 主要任务是对重要空间目标进行高精度探测和跟踪, 以实现对目标的特征识别与定轨、定姿。其中, 空间

收稿日期: 2017-01-06; **收到修改稿日期:** 2017-02-05

基金项目: 国家自然科学基金(61105028)、宇航动力学国家重点实验室开放基金(2015ADL-DW0203)、中央高校基本科研业务费专项基金(xjj2016070)

作者简介: 单 斌(1991—), 男, 硕士研究生, 主要从事空间目标跟踪与识别方面的研究。

E-mail: jdgz3114024001@stu.xjtu.edu.cn

导师简介: 梁勇奇(1976—), 男, 博士, 副教授, 主要从事非线性系统混合估计、精密定轨、机动目标跟踪与拦截制导等方面的研究。E-mail: yqliang@mail.xjtu.edu.cn(通信联系人)

目标的姿态估计是空间目标跟踪的重要内容,对卫星识别、异常检测及特定指向确定等有重要作用。对空间目标的观测主要采用地基雷达观测和光学观测。雷达观测方法属于主动探测,其探测能力与作用距离的四次方成反比,主要用于低轨目标的跟踪和探测;光学观测属于被动观测,其探测能力与距离的平方成反比,跟踪精度更高。

基于光学观测获取目标姿态研究的一种方式是通过成像的方法获得图像信息,直接对图像进行相关处理以进行姿态估计。魏小峰等^[1]通过对图像进行分割、几何特征提取和匹配来粗略估计目标姿态,这种基于图像的方法计算量大、对姿态变化的识别难度大、算法灵敏度低,特别是在目标翻滚情况下难以获得目标姿态信息。其他光学观测手段主要有基于时间序列的测光观测、基于低色散的光谱观测等方法^[2]。对于高轨目标、小目标或者观测设备小型化的情况,基于时间序列的测光观测具有数据简单等优势,所观测到的光度数据是以星等为单位的时间序列。

对于光度数据的处理,国际上传统研究集中在通过反演的的方法获得目标的工作状态和结构等特征信息。Scott等^[3]对光度曲线进行了周期性变化分析,成功区分出了卫星的翻滚和三轴稳定状态;Silha等^[4]通过时间序列分析方法提取了目标的旋转轴和周期性。反演方法的主要不足是其观测数据受到随机噪声干扰,导致理论分析的方法难以用于实际观测数据的反演,而目标的特征信息与噪声相耦合导致难以获取与解析目标更为细致的特征。此外,信号的耦合导致难以从目标光度数据中获取空间目标运动信息。

相对于传统方法通过离线反演的途径分析目标特性,近年来兴起采用递推滤波技术滤除观测噪声及目标动态建模噪声来实时获取目标运动信息与特征信息的研究。Wetterer等^[5]对垂直于最小惯性主轴方向旋转的圆柱体目标采用无味滤波(UF)方法进行了未知的姿态估计,首次实现了光度观测下在线的目标姿态估计,但是未针对一般性目标特征分析估计中的规律。Linarus等^[6]采用双向反射分布函数(BRDF)作为表面参数描述光度性能,在物理一致的动态模型假定条件下,利用BRDF和辐射压力模型,同时实现位置、速度、姿态、角速率和表面参数的估计,该研究在动力学模型上具有一定的特殊性,状态估计中涉及的变量很多,其收敛性未在相关文献中得到验证和体现。Holzinger等^[7]通过建立外形不确定性的一阶动力学模型、角速度噪声模型并采用粒子滤波器来实现空间目标姿态快变过程的姿态角估计。本文系统研究目标未知姿态与角速度的联合估计性能,并研究所提算法在目标缓慢机动条件下对姿态与角速度的估计能力,不考虑目标姿态快变的情况。

当前,国内对光度曲线的研究集中在光度建模^[8-9]和基于光度数据本身特点的目标特性反演方法^[10]。刘浩等^[11]对同步轨道目标的光度观测开展了仿真研究;李艳杰等^[12]提出了天基观测下基于BRDF模型的目标等效星等计算方法;杜小平等^[13]把光谱领域曲线匹配算法应用到光度学领域,设计了一种联合信息匹配算法研究卫星形状反演问题的方法。

本文完整给出了光度观测的模型,并分析了空间目标多种属性对光度观测数据特征的影响。基于数据特征分析目标状态估计的特点,通过噪声随机模型建立了光度观测下针对一般空间目标姿态与角速度的联合估计算法,进一步探讨了姿态缓慢机动情况下姿态与角速度的估计能力,并分析了目标形状对姿态和角速度估计的影响。

2 量测模型设计

考虑太阳、卫星、地面观测站构成的观测系统,目标光度大小与其形状、材料、面积、姿态、空间相对位置都有关系。光度量测建模包括卫星形状反射建模,太阳、地球、空间目标三者相对位置的建模,光照过程建模三个部分。

2.1 形状反射模型

假定空间在轨目标由有限个平面组成,针对目标的每个面分别建立其形状反射模型,以表示光线在面上的入射与反射关系。在惯性坐标系目标的每个平面上定义 $\mathbf{u}_{\text{obs}}^i$ 为卫星指向地面观测站的单位向量, $\mathbf{u}_{\text{sun}}^i$ 为卫星指向太阳的单位向量, \mathbf{u}_{h}^i 为 $\mathbf{u}_{\text{obs}}^i$ 和 $\mathbf{u}_{\text{sun}}^i$ 的等分向量,如图1所示。

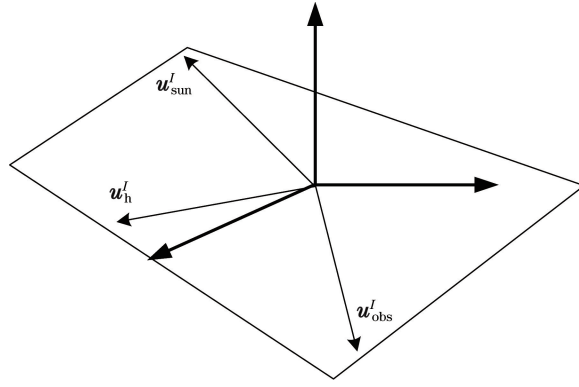


图 1 形状反射模型

Fig. 1 Shape-reflection model

2.2 目标光度观测值的计算

空间目标由有限个平面组成,观测站测到的光度大小为各个面反射到地面光测站光度大小的总和。光度计算模型为^[6]

$$m_{\text{app}} = -26.7 - 2.5 \lg \left| \frac{F_{\text{obs}}}{C_{\text{sun,vis}}} \right|, \quad (1)$$

式中 $C_{\text{sun,vis}} = 455 \text{ W/m}^2$ 为可见光照射到单位平方米目标上的功率, F_{obs} 为太阳经卫星反射至地面的辐射量,表示为

$$F_{\text{obs}} = \frac{F_{\text{sun}} A_{\text{sc}} \mathbf{u}_n^I \cdot \mathbf{u}_{\text{obs}}^I}{\|r_{\text{obs}}\|^2}, \quad (2)$$

式中 A_{sc} 为辐射面积, r_{obs} 为卫星到地面观测站的距离, \mathbf{u}_n^I 为地球惯性坐标系下卫星表面的单位法向量, F_{sun} 为太阳光辐射至卫星表面的辐射量,即

$$F_{\text{sun}} = C_{\text{sun,vis}} \rho_{\text{total}} \mathbf{u}_n^I \cdot \mathbf{u}_{\text{sun}}^I, \quad (3)$$

式中 ρ_{total} 为双向反射分布函数,与目标材料性能有关。 \mathbf{u}_n^I 可由基于星体坐标系中的法向量 \mathbf{u}_n^B 通过姿态矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{q})$ 的转换得到,即

$$\mathbf{u}_n^I = \mathbf{A}(\mathbf{q}) \mathbf{u}_n^B, \quad (4)$$

式中四元数 \mathbf{q} 表示目标姿态的变量。针对 BRDF 建模,采用 Phong 模型^[14],假定光反射量主要由漫反射部分 ρ_{diff} 和镜面反射部分 ρ_{spec} 构成,即

$$\rho_{\text{total}} = \rho_{\text{diff}} + \rho_{\text{spec}}. \quad (5)$$

3 位置关系模型

空间目标的光度特性受太阳、地球及目标自身三者的相对位置关系,目标的形状、姿态、以及表面的光滑度和反射率等多种因素影响。其中,太阳、地球、空间目标的轨道位置关系是光度观测建模的基础和主要内容之一。

卫星、太阳、地球三者的相对位置关系如图 2 所示,卫星指向观测站的单位向量和卫星指向太阳的单位向量分别表示为

$$\mathbf{u}_{\text{obs}}^I = \frac{\mathbf{R} - \mathbf{r}}{\|\mathbf{R} - \mathbf{r}\|}, \quad (6)$$

$$\mathbf{u}_{\text{sun}}^I = \frac{\mathbf{r}_{\odot} - \mathbf{r}}{\|\mathbf{r}_{\odot} - \mathbf{r}\|}, \quad (7)$$

式中 \mathbf{r} 表示卫星位置向量,地球到太阳的向量 \mathbf{r}_{\odot} 和地心到观测站的向量 \mathbf{R} 由位置关系建模来确定。

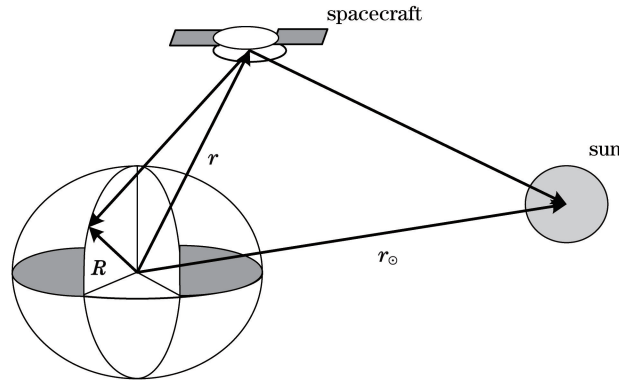


图 2 卫星、地球、太阳三者位置关系示意图

Fig. 2 Schematic diagram of three-body position relationship among satellite, earth and sun

3.1 地球到太阳的向量建模

儒略日(公元前 4713 年 1 月 1 日到现在的天数)计算公式为^[15-16]

$$J_D = 367t_{\text{year}} - \text{INT} \left\{ \frac{7 \left[t_{\text{year}} + \text{INT} \left(\frac{t_{\text{month}} + 9}{12} \right) \right]}{4} \right\} + \text{INT} \left(\frac{275t_{\text{month}}}{9} \right) + t_{\text{day}} + 1721013.5 + \frac{\frac{t_{\text{sec}}}{60} + t_{\text{min}}}{60} + t_{\text{hour}}, \quad (8)$$

式中 t_{year} 、 t_{month} 、 t_{day} 、 t_{hour} 、 t_{min} 、 t_{sec} 分别为世界时(UT)对应的年、月、日、时、分、秒,INT 为取整操作。从儒略纪元 J2000 历元算起的儒略世纪数 T_{UT1} 为

$$T_{\text{UT1}} = \frac{J_D - 2451545}{36525}. \quad (9)$$

太阳的黄经是指太阳在黄道春分点坐标系中的经角,由春分点方向开始沿逆时针方向度量,太阳平黄经为

$$\lambda_{M_\odot} = 280.4606184^\circ + 3600.77005361T_{\text{UT1}}, \quad (10)$$

太阳平近点角 M_\odot 为

$$M_\odot = 357.5277233^\circ + 35999.05034T_{\text{UT1}}, \quad (11)$$

太阳平黄经和太阳平近点角都在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 之间。

由 λ_{M_\odot} 、 M_\odot 可得黄道经度 $\lambda_{\text{ecliptic}}$ 为

$$\lambda_{\text{ecliptic}} = \lambda_{M_\odot} + 1.914666471^\circ \sin M_\odot + 0.019994643 \sin(2M_\odot), \quad (12)$$

黄赤交角 ϵ 为

$$\epsilon = 23.439291^\circ - 0.0130042^\circ T_{\text{UT1}}, \quad (13)$$

地球到太阳的距离 r_\odot (单位为天文单位 AU) 为

$$r_\odot = 1.000140612 - 0.016708617 \cos M_\odot - 0.000139589 \cos(2M_\odot). \quad (14)$$

由此可得地球到太阳的向量 \mathbf{r}_\odot 为

$$\mathbf{r}_\odot = \begin{bmatrix} r_\odot \cos \lambda_{\text{ecliptic}} \\ r_\odot \cos \epsilon \sin \lambda_{\text{ecliptic}} \\ r_\odot \sin \epsilon \sin \lambda_{\text{ecliptic}} \end{bmatrix}. \quad (15)$$

3.2 地心到观测站的向量建模

根据儒略世纪数,0 点 0 分的格林威治恒星时间为

$$\theta_{\text{GST0}} = 100.4606184^\circ + 3600.7705361T_{\text{UT1}} + 0.00038793T_{\text{UT1}}^2, \quad (16)$$

则任意时间的格林威治恒星时间为

$$\theta_{\text{GST}} = \theta_{\text{GST0}} + \omega_e T_{\text{UT1}}, \quad (17)$$

式中 ω_e 为地球自转角速度。 $\theta_{\text{GST}0}$ 在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 之间。

地方恒星时间为

$$\theta_{\text{LST}} = \theta_{\text{GST}} + \lambda, \quad (18)$$

式中 λ 为观测站经度。

把地心到观测站的矢量分解为垂直分量和水平分量,水平分量再作分解,可得到地心指向观测站的向量坐标 \mathbf{R} 为

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} r_\delta \cos \theta_{\text{LST}} \\ r_\delta \sin \theta_{\text{LST}} \\ r_\kappa \end{bmatrix}, \quad (19)$$

式中

$$r_\delta = \left(\frac{R_\otimes}{\sqrt{1 - e_\otimes^2 \sin^2 \phi_{\text{gd}}}} + h_{\text{ellp}} \right) \cos \phi_{\text{gd}}, \quad (20)$$

$$r_\kappa = \left[\frac{R_\otimes (1 - e_\otimes^2)}{\sqrt{1 - e_\otimes^2 \sin^2 \phi_{\text{gd}}}} + h_{\text{ellp}} \right] \sin \phi_{\text{gd}}, \quad (21)$$

式中 r_κ 为地心到观测站矢量的垂直分量, r_δ 为地心到观测站矢量的水平分量, R_\otimes 为地球平均半径, e_\otimes 为地球偏心率, h_{ellp} 为观测站距离地面的高度, ϕ_{gd} 为观测站的大地纬度。

4 目标的运动学建模及非线性滤波算法

4.1 姿态与角速度联合估计的动态模型

由于四元数具有大角度机动适用性、能避免奇异问题等优点,因此采用四元数对姿态进行描述。四元数定义为 $\mathbf{q} = [\boldsymbol{\rho}^T \quad q_4]^T$, 其中 $\boldsymbol{\rho} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$, 且满足 $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ 。姿态与角速度的运动学方程为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{w}_1(t), \quad (22)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{w}_2(t), \quad (23)$$

式中 t 为时间; $\boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 \mathbf{I}_{3 \times 3} + [\boldsymbol{\rho} \times] \\ -\boldsymbol{\rho}^T \end{bmatrix}$, 其中 \mathbf{I} 是单位矩阵; 卫星角速度 $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$, 高斯白噪声 $\boldsymbol{w}_1(t) \approx 0, \boldsymbol{w}_2(t) \approx 0$ 。

对于三维向量 $\mathbf{a} = [a_1 \quad a_2 \quad a_3]^T$, 有 $[\mathbf{a} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}$ 。

由(22)、(23)式联合估计目标的姿态与角速度。为了解决四元数的乘性特性和规范化限制问题^[17], 引入修正罗德里格斯参数(MRPs), 则联合估计动态模型的状态向量定义为 $\mathbf{X} = [\mathbf{p} \quad \boldsymbol{\omega}]^T$, 姿态状态向量初始化为 $\mathbf{p} = [0 \quad 0 \quad 0]^T$, 用来表示局部误差姿态。

进行姿态角与角速度联合估计的离散化动态模型为

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}\mathbf{X}(k) + \boldsymbol{\Gamma}_k, \quad (24)$$

式中 k 表示滤波算法的第 k 时刻; $\boldsymbol{\Gamma}_k$ 为六维列向量, 代表运动学模型与真实模型的不匹配程度或者动态模型

的不确定性, 此处用白噪声表示; $\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_k) & 0 \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix}$, 其中 $\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_k) = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{1}{2} \|\boldsymbol{\omega}_k\| \Delta t\right) \mathbf{I}_{3 \times 3} - [\boldsymbol{\psi}_k \times] & \boldsymbol{\psi}_k \\ -\boldsymbol{\psi}_k^T & \cos\left(\frac{1}{2} \|\boldsymbol{\omega}_k\| \Delta t\right) \end{bmatrix}$,

$\boldsymbol{\psi}_k = \frac{\sin\left(\frac{1}{2} \|\boldsymbol{\omega}_k\| \Delta t\right) \boldsymbol{\omega}_k}{\|\boldsymbol{\omega}_k\|}$, Δt 为时间间隔, $\boldsymbol{\omega}_k$ 表示第 k 时刻的卫星角速度。

通过将四元数姿态参数切换为 MRPs, 利用非约束姿态的 MRPs 进行加权均值和协方差计算; 在状态预测和更新阶段, 再将 MRPs 转换为四元数进行计算。这种方法的优点在于, 用四元数的乘性方便地表示了误差姿态, 而 MRPs 有利于姿态协方差的有效计算。

4.2 基于四元数的无味滤波器

UF 算法摒弃了对非线性函数进行线性化近似的传统做法, 而是采用卡尔曼线性滤波框架, 使用无味变换来处理均值和协方差的非线性传递; 对非线性函数的概率密度分布进行近似, 用一系列确定样本来逼近状态的后验概率密度, 不要求求导计算雅克比矩阵, 且计算精度较高。

在已知目标当前时刻状态值 $\mathbf{X}(k|k)$ 和状态协方差 $\mathbf{P}(k|k)$ 的条件下, UF 算法通过状态预测和状态更新得到下一时刻的状态。基于(24)式动态模型实现状态的一步预测为 $\mathbf{X}(k+1|k)$, 通过(1)式获得目标下一时刻的光度量测的预测值 $\hat{\mathbf{z}}(k+1|k)$, 根据下式结合下一时刻量测值 $\mathbf{z}(k+1)$ 实现对 $\mathbf{X}(k+1|k)$ 值的更新, 获得目标下一时刻状态的滤波值为

$$\mathbf{X}(k+1|k+1) = \mathbf{X}(k+1|k) + \mathbf{K}_{k+1}[\mathbf{z}(k+1) - \hat{\mathbf{z}}(k+1|k)], \quad (25)$$

式中 $\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1}^{xx}(\mathbf{P}_{k+1}^{vv})^{-1}$ 为增益, \mathbf{P}_{k+1}^{xx} 和 $\mathbf{P}_{k+1}^{vv} = \mathbf{P}_{k+1}^{xx} + \mathbf{R}'$ 分别为更新后的互协方差和量测协方差, 其中 \mathbf{R}' 为量测噪声协方差矩阵。离散的量测方程为 $\mathbf{z}(k+1) = h[\mathbf{X}(k+1)] + \mathbf{v}_{k+1}$, 其中 \mathbf{v}_{k+1} 为量测噪声。

在 UF 算法中, 由于四元数的特殊性, 需要改进算法^[18]。首先由 MRPs 的 σ_k 点转换得到局部误差四元数 q' 的 σ_k 点, 在 k 时刻, 四元数 q_k 的 σ_k 点由局部误差四元数 q' 与当前时刻的四元数相乘得到, 表达式为

$$q_k(i) = q'_k(i) \otimes q_k(0), \quad (26)$$

$$q'_4 = \frac{-a \|\mathbf{p}\|^2 + f \sqrt{f^2 + (1-a^2) \|\mathbf{p}\|^2}}{f^2 + \|\mathbf{p}\|^2}, \quad (27)$$

$$\mathbf{p}' = f^{-1}(a + q'_4)\mathbf{p}, \quad (28)$$

式中 i 表示状态的第 i 个 σ_k 点, \mathbf{p} 为 MRPs, 误差四元数 $q' = [\mathbf{p}'^T \quad q'_4]^T$; 对于 MRPs, 调节参数 $a = 1$, $f = 4$ 。

在状态预测和更新之后, 分别得到预测四元数 $q_{k+1|k}$ 和更新四元数 q_{k+1} 。通过计算误差四元数, 然后将其转化为 MRPs 进行均值和协方差计算, 表达式为

$$q'_{k+1|k}(i) = q_{k+1|k}(i) \otimes [q_{k+1|k}(0)]^{-1}, \quad (29)$$

$$\mathbf{p} = f \frac{\mathbf{p}'}{a + q'_4}, \quad (30)$$

式中四元数乘法 $q \otimes p = [\mathcal{E}(\mathbf{p}) \quad \mathbf{p}]q$, 四元数求逆 $q^{-1} = [-\mathbf{p}^T \quad q_4]^T$ 。

5 数值仿真与分析

基于光度曲线的姿态跟踪仿真, 首先需要对地面站观测的光度曲线进行仿真, 并分析数据特征, 然后基于观测数据开展目标姿态角与角速度的估计验证。

5.1 光度观测下目标特征信息的仿真与分析

目标选为地球同步轨道卫星, 轨道倾角为 30° , 卫星在经度 120° 处; 设定卫星形状模型为正六棱柱, 每个面的面积为 100 m^2 ; 假设每个面的漫反射率、镜面反射率都相同, 分别为 $R_{\text{spec}} = 0.5$ 和 $R_{\text{diff}} = 0.4$ 。地面观测站设在东经 108° 、北纬 34° 、高度 0 km 处; 卫星轨道数据由卫星工具箱(STK)给出。

5.1.1 目标姿态与角速度对光度信息特征的影响

图 3 所示为不同角速度下卫星的光度曲线, 仿真开始时间为 2015 年 5 月 22 日 04:00:00 UT, 仿真结束时间为 2015 年 5 月 22 日 06:00:00 UT。可以看出, 随着角速度的增加, 曲线波动的频率也在增加。在卫星惯性稳定状态下, 即目标不发生自旋时, 光度曲线的变化只与卫星相对位置的变化有关; 在角速度不为零的情况下, 光度曲线整体变化趋势是卫星在轨位置随时间相对太阳和观测站位置变化的结果, 其周期性光度强度波动是卫星自转过程中各个面对观测站的光度贡献呈现出周期性交替变化引起的。

由图 3 可见, 光度曲线的疏密是目标自旋角速度影响的结果; 在目标不发生自旋的情况下, 光度观测曲线的强度变化主要受目标相对于太阳和观测站的角度以及目标相对于观测站距离的影响。

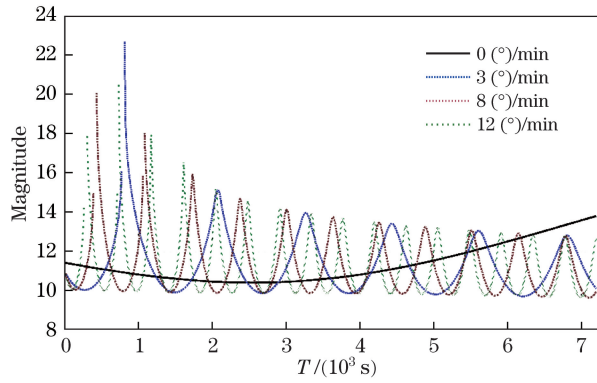


图 3 不同角速度下的光度曲线

Fig. 3 Photometric curves under different angular speeds

5.1.2 目标形状对光度曲线的影响

设定卫星形状模型为棱柱体类型,在各个形状模型体积相同的情况下,仿真了三棱柱、四棱柱、六棱柱、八棱柱、十二棱柱的光度曲线。图 4 所示为目标在不同总面数形状下的光度曲线,仿真开始时间为 2015 年 5 月 22 日 05:00:00 UT,仿真结束时间为 2015 年 5 月 22 日 07:00:00 UT。结果表明,随着目标面数的增加,光度曲线波动频率增加,同时波动的幅度降低,伴随着波峰降低、波谷增高,说明同一观测时间内更多的面发生了光的反射。由图 4 中曲线可见各种形状下的光度强度均值基本一致。

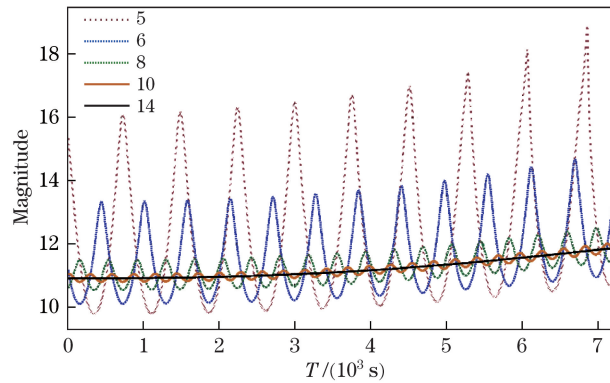


图 4 不同面数形状模型下的光度曲线

Fig. 4 Photometric curves under shape models with different side numbers

5.2 未知姿态与角速度估计的数值仿真

针对图 4 中四棱柱、六棱柱、八棱柱三种形状模型,分别进行了光度曲线和姿态估计的数值仿真。仿真开始时间为 2015 年 5 月 22 日 05:00:00 UT,仿真结束时间为 2015 年 5 月 22 日 07:00:00 UT;星体坐标系相对于地球惯性坐标系的初始角速度 $\omega = [0 \ 0 \ 8.65621]^T$ ($^\circ$)/min,初始姿态 $q = [0.746057 \ -0.106878 \ -0.100389 \ 0.649537]^T$;量测数据通过添加零均值白噪声产生,噪声协方差 $R' = 0.1^2$ 。

仿真过程表明,滤波器的初值、初始协方差以及过程噪声协方差 Q 阵的选取会影响到滤波器的收敛能力和算法稳定性。动态模型如(24)式所示,状态初值选在真值 3σ 以内,初始协方差 $P(0) = [0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 10^{-12} \ 10^{-12} \ 10^{-8}]$,过程噪声协方差 $Q = [10^{-8} \ 10^{-8} \ 10^{-8} \ 10^{-26} \ 10^{-26} \ 10^{-10}]$ 。姿态与角速度的估计结果如图 5~10 所示。

图 5、7、9 分别为四棱柱、六棱柱、八棱柱形状模型下的姿态估计误差曲线,其中 $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ 为滚转、俯仰、偏航三个姿态角。结果表明,在给定的时间段内目标自旋了三圈,过程中目标姿态都以较快的速度收敛到误差范围内;随着目标侧面数目的增多,估计误差整体增加,收敛速度变慢。

图 6、8、10 分别为四棱柱、六棱柱、八棱柱形状模型下的角速度估计结果,其中 $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 为地球惯性坐标系下 x, y, z 三个方向的角速度。分析表明,角速度的收敛效果对姿态的收敛结果有很大影响;由于

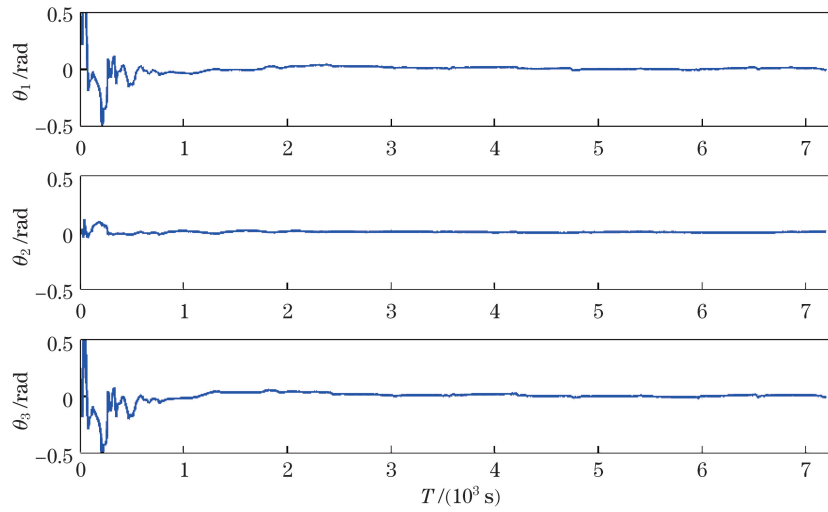


图 5 四棱柱模型下的姿态估计误差

Fig. 5 Estimation error of attitudes under quadrangular prism model

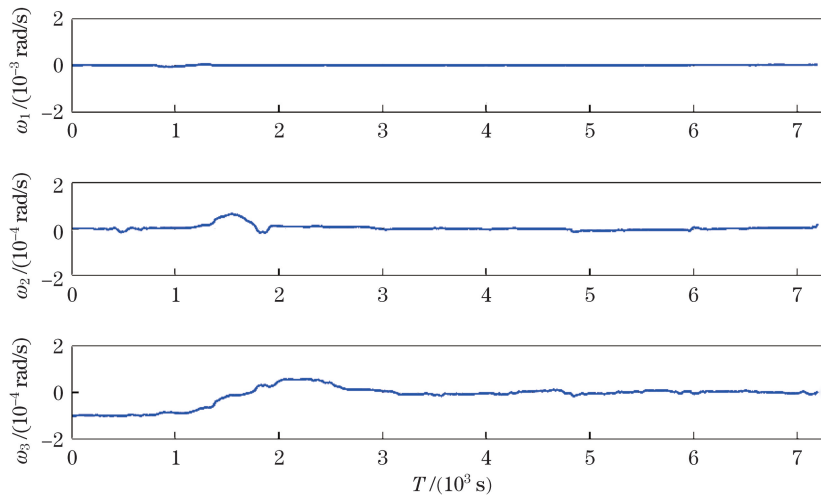


图 6 四棱柱模型下的角速度估计误差

Fig. 6 Estimation error of angular speeds under quadrangular prism model

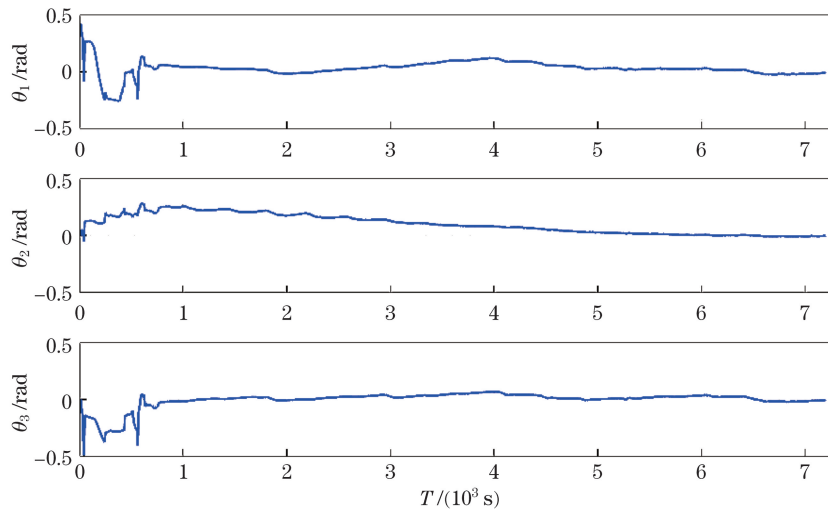


图 7 六棱柱模型下的姿态估计误差

Fig. 7 Estimation error of attitudes under hexagonal prism model

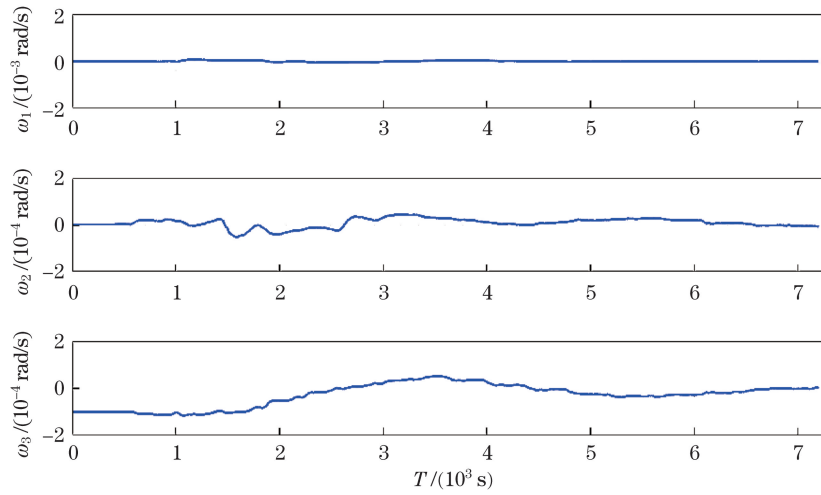


图 8 六棱柱模型下的角速度估计误差

Fig. 8 Estimation error of angular speeds under hexagonal prism model

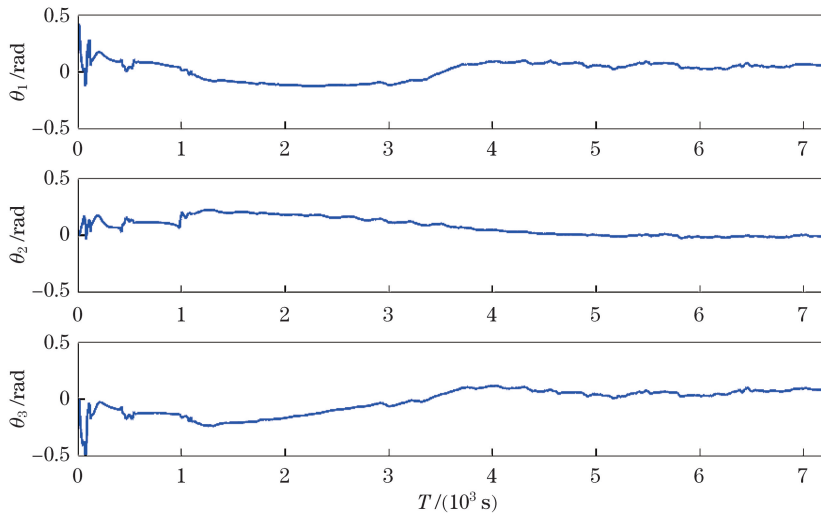


图 9 八棱柱模型下的姿态估计误差

Fig. 9 Estimation error of attitudes under eight prism model

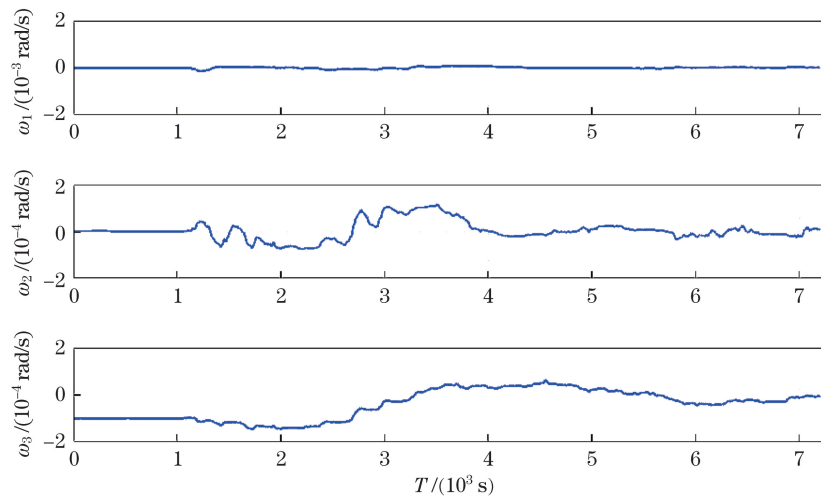


图 10 八棱柱模型下的角速度估计误差

Fig. 10 Estimation error of angular speeds under eight prism model

目标绕星体坐标系的 Z 轴转动, 初始角速度只在 ω_3 维度误差较大, 因此 ω_3 的收敛效果对姿态收敛影响更大。

算法的调制结果表明, 角速度对整个算法收敛速度的影响更大, 因此首先需要确保角速度的协方差匹配, 然后调制姿态角协方差以确保算法的收敛性与精度。从数据特征来看, 角速度对观测数据整体特征的影响相比于姿态角的影响更为显著。

5.3 缓慢机动情况下姿态跟踪的数值仿真

为了进一步认识算法的性能, 开展姿态缓慢机动情况下的姿态跟踪仿真研究。设定仿真时间段为 2015 年 5 月 22 日 05:00:00 UT 到 2015 年 5 月 22 日 08:00:00 UT, 在 06:30:00 到 06:40:00 之间目标发生姿态缓慢机动, 角速度逐步随机增加到 $\boldsymbol{\omega} = [0 \ 0 \ 7.62489]^T (^{\circ})/\text{min}$ 。

图 11、12 分别为缓慢机动情况下姿态和角速度的估计误差曲线。结果显示, 在 5400 s 之前姿态和角速度已经收敛; 在发生姿态机动后, 姿态和角速度第二次收敛到预期效果。此处算法的性能主要与姿态和角速度一阶微分的随机噪声的调制强度相关, 表明在适当的噪声强度下算法可以跟踪目标姿态的缓慢机动。

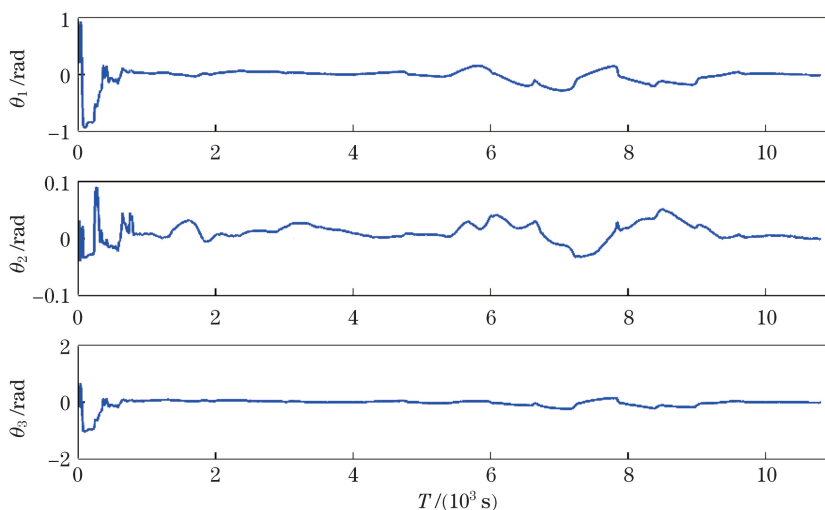


图 11 缓慢机动情况下姿态估计误差

Fig. 11 Estimation error of attitudes under slow maneuver condition

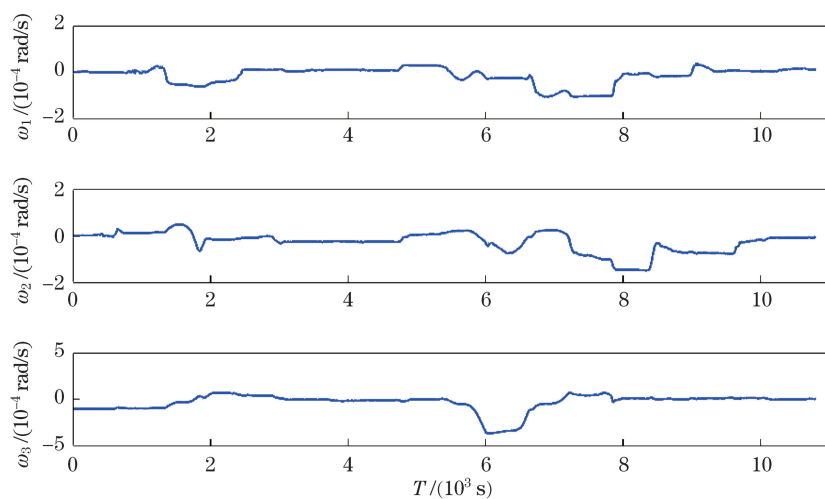


图 12 机动情况下角速度估计误差

Fig. 12 Estimation error of angular speeds under maneuver condition

6 结 论

通过非线性滤波方法对目标姿态进行估计,首先对光度观测方法进行建模,在目前的光度观测建模研究中,目标、地球与太阳三者的关系数据通过 STK 软件获取。在前人的基础上实现了光度量测模型的完整建模,基于运动学模型的白噪声建立了运动学模型,实现了对姿态角和角速度的联合估计。选取典型的高轨卫星目标,分析了目标姿态、角速度、形状对光度曲线特征的影响。仿真结果表明,随着角速度的增加,光度曲线波动频率增加,表现为趋势性和周期性的叠加;随着形状模型侧面数的增多,光度曲线波动频率也增加,而波动幅度变小。同时,本算法可以实现对目标未知姿态和角速度的估计,相比于姿态角,角速度估计的精度和收敛性对整个算法收敛性的影响更大。随着目标侧面数的增加,目标光度数据的波动特性减弱,使得对姿态角和角速度联合估计的误差增加且收敛速度减缓,研究表明通过噪声强度调制可实现对目标姿态缓慢机动的跟踪。

参 考 文 献

- [1] Wei Xiaofeng, Geng Zexun, Lou Bo, *et al.* A 3D pose estimation method for space object[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2015, 40(1): 96-101.
魏小峰, 耿则勋, 娄 博, 等. 空间目标三维姿态估计方法[J]. *武汉大学学报(信息科学版)*, 2015, 40(1): 96-101.
- [2] Tang Yijun, Jiang Xiaojun, Wei Jianyan, *et al.* Review of optical observation of high apogee space debris[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(4): 1094-1098.
唐轶峻, 姜晓军, 魏建彦, 等. 高轨空间碎片光电观测技术综述[J]. *宇航学报*, 2008, 29(4): 1094-1098.
- [3] Scott R, Wallace B. Satellite characterization using small aperture instruments at DRDC Ottawa[C]. *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*, 2008: 337-347.
- [4] Silha J, Linder E, Hager M, *et al.* Optical light curve observations to determine attitude states of space debris[C]. *Proceedings of 30th International Symposium on Space Technology and Science*, 2015.
- [5] Wetterer C J, Jah M K. Attitude determination from light curves[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(5): 1648-1651.
- [6] Linares R, Jah M K, Crassidis J L, *et al.* Space object shape characterization and tracking using light curve and angles data[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2014, 37(1): 13-25.
- [7] Holzinger M J, Alfriend K T, Wetterer C J, *et al.* Photometric attitude estimation for agile space objects with shape uncertainty[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2014, 37(3): 921-932.
- [8] Wu Ying, Yang Ling, Fan Jianying, *et al.* A method of modeling spatial object's visible-light scattering characteristic[J]. *Journal of Harbin University of Science and Technology*, 2009, 14(2): 82-85.
吴 英, 杨 玲, 范剑英, 等. 空间目标的可见光散射特性建模与仿真研究[J]. *哈尔滨理工大学学报*, 2009, 14(2): 82-85.
- [9] Yang Li, Lü Xiangyin, Jin Wei, *et al.* Model and calculation of orbital satellite apparent magnitude[J]. *Journal of Applied Optics*, 2014, 35(3): 365-370.
杨 莉, 吕相银, 金 伟, 等. 在轨卫星等建模与计算[J]. *应用光学*, 2014, 35(3): 365-370.
- [10] Wan Yuzhu, Song Hui, Kang Zhiyu, *et al.* The research of identification on calculation model of equivalent magnitude of space targets[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(6): 2292-2296.
万玉柱, 宋 晖, 康志宇, 等. 基于空间光学探测的空间目标星等特性分析研究[J]. *宇航学报*, 2009, 30(6): 2292-2296.
- [11] Liu Hao, Du Xiaoping, Gou Ruixin. Apparent magnitude measurement of geosynchronous orbit space object based on Phong model[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2016, 53(4): 041502.
刘 浩, 杜小平, 苟瑞新. 基于 Phong 模型的地球同步轨道目标视星等仿真研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2016, 53(4): 041502.
- [12] Li Yanjie, Jin Guang, Zhong Xing. Modeling and simulation of visible light scattering properties of spatial object using STK[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2013, 33(2): 188-193.
李艳杰, 金 光, 钟 兴. 基于 STK 的空间目标可见光散射特性建模与仿真[J]. *空间科学学报*, 2013, 33(2): 188-193.
- [13] Du Xiaoping, Liu Hao, Chen Hang, *et al.* Research of satellite shape inversion matching algorithm based on photometric characteristic[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(8): 0820001.

- 杜小平, 刘 浩, 陈 杭, 等. 基于光度特性的卫星形状反演匹配算法研究[J]. 光学学报, 2016, 36(8): 0820001.
- [14] Ashikhmin M, Shirley P. An anisotropic phong BRDF Model[J]. Journal of Graphics Tools, 2000, 5(2): 25-32.
- [15] Vallado D A. Fundamentals of astrodynamics and applications[M]. New York: The McGraw-Hill Companies, 1997: 1-200.
- [16] Markley F L, Crassidis J L. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control[M]. New York: Springer, 2014.
- [17] Crassidis J L, Markley F L. Unscented filtering for spacecraft attitude estimation[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2003, 26(4): 536-542.
- [18] Chang L, Hu B, Chang G. Modified unscented quaternion estimator based on quaternion averaging [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(1): 305-309.