



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105043417 A

(43) 申请公布日 2015. 11. 11

(21) 申请号 201510466171. 8

(22) 申请日 2015. 07. 31

(71) 申请人 上海卫星工程研究所

地址 200240 上海市闵行区华宁路 251 号

(72) 发明人 崔本杰 成飞 陈锋 范凯 张健

(74) 专利代理机构 上海汉声知识产权代理有限公司 31236

代理人 郭国中 刘翠

(51) Int. Cl.

G01C 25/00(2006. 01)

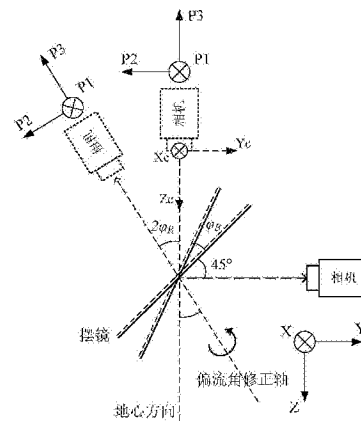
权利要求书3页 说明书12页 附图6页

(54) 发明名称

多目标连续成像偏流角补偿方法

(57) 摘要

本发明提供了一种多目标连续成像偏流角补偿方法,包括如下步骤:步骤A、建立含摆镜相机的等效光路;步骤B、计算像移速度与偏流角;步骤C、计算用于姿态补偿的偏流角偏差四元数。本发明解决了搭载含摆镜的TDICCD相机执行多目标连续成像任务时,由于摆镜的连续运动导致了相机光轴的连续改变,卫星不能按常规的方式,绕偏航轴进行偏流角的补偿的问题,结合工程应用的需求,以WGS84地固系的位置速度、期望姿态角、摆镜摆角等作为偏流角计算输入量,以偏流角偏差四元数解算姿态控制目标姿态,给出绕瞬时虚拟光轴旋转的偏流角补偿方法,可在不判断摆镜摆动标志的情况下,连续输出期望姿态角。



1. 一种多目标连续成像偏流角补偿方法, 其特征在于, 包括如下步骤:

步骤 A、建立含摆镜相机的等效光路;

步骤 B、计算像移速度与偏流角;

步骤 C、计算用于姿态补偿的偏流角偏差四元数。

2. 根据权利要求 1 所述的多目标连续成像偏流角补偿方法, 其特征在于, 所述步骤 A 中, 将光学系统的反射光轴, 简化为镜面反射后的虚拟光轴, 带摆镜的 TDICCD 推扫相机等同于对地相机, 带摆镜的 TDICCD 推扫相机绕本体 X 轴以二倍摆镜摆角偏置, 进而扩展对地视场。

3. 根据权利要求 1 所述的多目标连续成像偏流角补偿方法, 其特征在于, 所述步骤 B 中, 以 GPS 给出的 WGS84 坐标系下的位置、速度作为偏流角计算输入量, 由 GPS 测得的当前时刻卫星地固系的位置 R , 速度 V , 建立瞬时惯性参考系 $O_e X_i Y_i Z_i$, 原点为地心 O_e , $O_e X_i$ 轴在地球赤道平面内, 指向 GPS 时刻的地固系 X 轴方向; $O_e Z_i$ 轴垂直于地球真赤道平面, 与地球自转角速度矢量方向一致; $O_e Y_i$ 与 $O_e X_i$ 、 $O_e Z_i$ 构成右手坐标系; 基于地球自转引起的牵连速度, 得到瞬时惯性参考系 I 下的位置 R_{es}^I , 速度 V_{es}^I :

$$R_{es}^I = R, V_{es}^I = V + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_e & 0 \\ \omega_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} R$$

式中, ω_e 为地球自转角速度;

计算相关的坐标变换矩阵的表达式, 卫星轨道系到瞬时惯性系的相互转换矩阵 A_{io} 为:

$$A_{io} = [e_x \ e_y \ e_z], A_{oi} = A_{io}^T$$

式中 A_{oi} 为 A_{io} 的转置, 表示从惯性系到轨道系的转移矩阵, e_x, e_y, e_z 分别为三个单位列向量, 产生方式如下:

$$e_z = -\frac{R_{es}^I}{|R_{es}^I|}, e_y = -\frac{R_{es}^I \times V_{es}^I}{|R_{es}^I \times V_{es}^I|}, e_x = \frac{e_y \times e_z}{|e_y \times e_z|};$$

矩阵变化率 \dot{A}_{oi} 为:

$$\dot{A}_{oi} = -\omega \times A_{oi} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega & 0 & 0 \end{bmatrix} A_{oi}$$

$$\text{轨道角速度 } \omega = (R_{es}^I \times V_{es}^I) / R_{es}^{I2};$$

设 $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $C_z(\alpha)$ 分别为绕被转动的坐标系的 X 轴、Y 轴、Z 轴的旋转矩阵, 从卫星轨道坐标系到卫星本体坐标系的变换矩阵 A_{bo} 为:

$$A_{bo} = C_y(\theta) C_x(\varphi) C_z(\psi), A_{ob} = A_{bo}^T$$

式中, θ 、 φ 、 ψ 分别为绕被转动的坐标系的 X 轴、Y 轴、Z 轴的旋转角度, A_{ob} 为本体系到轨道系转移矩阵;

从卫星本体系到虚拟相机系的转换矩阵 M_{cb} 为:

$$M_{cb} = C_x(2\varphi_B), M_{bc} = M_{cb}^T$$

式中, $2\varphi_B$ 为带摆镜的 TDICCD 推扫相机摆过的角度, M_{bc} 为相机系到本体系转移矩阵; 设 R_{pi} 为目标在虚拟像平面矢量, R_{ct}^c 为目标在相机系下的矢量, 则有如下关系:

$$R_{pi} = R_{ct}^c f / h$$

其中, f 为焦距, h 为物距;

计算经光学系统折反射后, 在像平面点在地球上的位置坐标, 设瞬时惯性系下目标位置矢量 R_{et}^I , 从卫星指向地面成像点目标, 在相机坐标系矢量为 R_{ct}^c , 关系式为:

$$R_{et}^I = A_{io} (A_{ob} M_{bc} R_{ct}^c + R_{es}^o)$$

R_{es}^o 为从地心指向卫星的矢量在轨道系表示, 目标对应的虚拟相平面下的坐标为 R_{pi} , 联合地球椭球模型求解矢量 R_{et}^I 和 R_{ct}^c ;

目标在相机坐标系的变化率 \dot{R}_{ct}^c 为

$$\dot{R}_{ct}^c = M_{cb} A_{bo} (\dot{A}_{oi} R_{et}^I + A_{oi} \dot{R}_{et}^I - \dot{R}_{es}^o)$$

其中, \dot{R}_{es}^o 为 R_{es}^o 卫星在轨道系的位置矢量变化率 $\dot{R}_{es}^o = [0 \quad 0 \quad e_z \cdot V_{es}^I]^T$, \dot{R}_{et}^I 为 R_{et}^I 随时间的变化率, $\dot{R}_{et}^I = \omega_e \times R_{et}^I$

求解像移速度矢量 \dot{R}_{pi}^p :

$$\dot{R}_{pi}^p = f \dot{R}_{ct}^c / h - \dot{h} f R_{ct}^c / h^2 = [V_{p1} \quad V_{p2}]^T$$

其中, \dot{R}_{ct}^c 为目标在相机坐标系的变化率, \dot{h} 为 \dot{R}_{ct}^c 在 Z 轴分量, $V_{p1} V_{p2}$ 分别为像平面沿迹向和法向的速度分量标量, T 为转置;

则偏流角 β 表达式为:

$$\beta = \arctan(V_{p2}/V_{p1})。$$

4. 根据权利要求 1 所述的多目标连续成像偏流角补偿方法, 其特征在于, 所述步骤 C 中, 为了适应摆镜的连续摆动, 进行控制期望姿态角与偏流角偏差的迭代计算; 在一个运算周期完成当前期望姿态角、当前摆镜摆角下的偏流角偏差值解算, 并经过四元数运算, 得到下一运算周期的偏流角偏差补偿后期的望姿态角, 此时若摆镜摆角有更新, 进行自适应补偿。

5. 根据权利要求 4 所述的多目标连续成像偏流角补偿方法, 其特征在于, 所述步骤 C 具体为:

当前 k 时刻的期望姿态角 φ , θ , ψ , 对应的相对轨道坐标系的控制四元数 q_C^k 为:

$$q_C^k = \begin{bmatrix} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \end{bmatrix}$$

其中, φ 为 X 轴期望姿态角, θ 为 Y 轴期望姿态角, ψ 为 Z 轴期望姿态角;

根据收到的偏流角 β 和摆镜指令摆角 φ_B , 计算当前控制周期的偏流角修正四元数 q_T 为:

$$q_T = \begin{bmatrix} \cos \frac{\beta}{2} \\ 0 \\ -\sin \frac{\beta}{2} \sin(2\varphi_B) \\ \sin \frac{\beta}{2} \cos(2\varphi_B) \end{bmatrix}$$

根据四元数乘法计算 $k+1$ 周期的期望姿态四元数 q_C^{k+1} 为:

$$q_C^{k+1} = q_C^k \circ q_T = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$$

其中, \circ 为四元数乘法, 遵循以下计算关系:

$$p \circ q = \begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} \circ \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_0 & -p_1 & -p_2 & -p_3 \\ p_1 & p_0 & -p_3 & p_2 \\ p_2 & p_3 & p_0 & -p_1 \\ p_3 & -p_2 & p_1 & p_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}$$

q_0 、 q_1 、 q_2 、 q_3 分别为四元数的四项, T 为转置;

根据期望姿态四元数计算期望姿态角 φ 、 θ 、 ψ 分别为:

$$\varphi = \arcsin(2q_2q_3 + 2q_0q_1)$$

$$\theta = \arctan \left(\frac{2(q_1q_3 - q_0q_2)}{1 - 2(q_0^2 + q_3^2)} \right)$$

$$\psi = \arctan \left(\frac{2(q_1q_2 - q_0q_3)}{1 - 2(q_0^2 + q_2^2)} \right)$$

通过引入偏差四元数和控制期望姿态迭代的方式, 能够不必判断星上摆镜的摆动时刻, 得到平稳的姿轨控姿态控制目标值。

多目标连续成像偏流角补偿方法

技术领域

[0001] 本发明涉及航空间遥感成像任务技术领域,尤其涉及一种依靠航天飞行器进行同轨道多目标连续成像时的多目标连续成像偏流角补偿方法。

背景技术

[0002] TDICCD 相机采用延时积分作为接收器,通过多次曝光解决传统面阵相机通光量不足的问题,相机光学系统可采用小相对孔径的折返式或全反射式光学系统,直接降低了光学载荷的体积。相机工作时,需要保证线阵推扫方向与目标像移速度方向保持一致,并实现光生电荷包转移速度与目标像移速度匹配以确保成像质量,当存在偏差时,像移速度方向与推扫方向的夹角,即为偏流角。偏流角主要受地球自转和飞行器运动位置、速度、姿态参数、相机安装、大气折射等、平台振动的影响,若成像时偏流角存在大的计算误差或补偿不到位,将导致相机 MTF 传递函数的下降,直接导致图像质量的下降。因此,随着对地卫星遥感任务带来的 TDICCD 相机应用的增多,偏流角补偿问题一直是业界的 research 热点。

[0003] 传统的偏流角补偿问题,一般研究相机固定安装于卫星,光轴沿本体系 Z 轴,且不含摆镜的情况。对地面目标的成像时偏流角补偿依靠卫星偏航轴的对偏流角的姿态导引,对地面视场的扩展,通常依靠卫星姿态的滚动或俯仰偏置。目前,未见对含摆镜的相机偏流角研究和多任务连续成像任务下的偏流角补偿方法的研究。

发明内容

[0004] 本发明针对现有技术中存在的搭载含摆镜的 TDICCD 相机执行多目标连续成像任务时,相机通过摆镜实现对地视场的扩展,由于摆镜的连续运动导致了相机光轴的连续改变,卫星不能按常规的方式,绕偏航轴进行偏流角的补偿的问题,提出了一种多目标连续成像偏流角补偿方法,该方法结合工程应用的需求,以 WGS84 地固系的位置速度、期望姿态角、摆镜摆角等作为偏流角计算输入量,以偏流角偏差四元数解算姿态控制目标姿态,给出绕瞬时虚拟光轴旋转的偏流角补偿方法,可在不判断摆镜摆动标志的情况下,连续输出期望姿态角。

[0005] 为实现上述目的,本发明是通过以下技术方案实现的。

[0006] 一种多目标连续成像偏流角补偿方法,包括如下步骤:

[0007] 步骤 A、建立含摆镜相机的等效光路;

[0008] 步骤 B、计算像移速度与偏流角;

[0009] 步骤 C、计算用于姿态补偿的偏流角偏差四元数。

[0010] 优选地,所述步骤 A 中,将光学系统的反射光轴,简化为镜面反射后的虚拟光轴,带摆镜的 TDICCD 推扫相机等同于对地相机,带摆镜的 TDICCD 推扫相机绕本体 X 轴以二倍摆镜摆角偏置,进而扩展对地视场。

[0011] 优选地,所述步骤 B 中,以 GPS 给出的 WGS84 坐标系下的位置、速度作为偏流角计算输入量,由 GPS 测得的当前时刻卫星地固系的位置 R,速度 V,建立瞬时惯性参考系

$O_e X_1 Y_1 Z_1$, 原点为地心 O_e , $O_e X_1$ 轴在地球赤道平面内, 指向 GPS 时刻的地固系 X 轴方向; $O_e Z_1$ 轴垂直于地球真赤道平面, 与地球自转角速度矢量方向一致; $O_e Y_1$ 与 $O_e X_1$ 、 $O_e Z_1$ 构成右手坐标系; 基于地球自转引起的牵连速度, 得到瞬时惯性参考系 I 下的位置 R_{es}^I , 速度 V_{es}^I :

$$[0012] \quad R_{es}^I = R, V_{es}^I = V + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_e & 0 \\ \omega_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} R$$

[0013] 式中, ω_e 为地球自转角速度;

[0014] 计算相关的坐标变换矩阵的表达式, 卫星轨道系到瞬时惯性系的相互转换矩阵 A_{io} 为:

$$[0015] \quad A_{io} = [e_x \ e_y \ e_z], A_{oi} = A_{io}^T$$

[0016] 式中 A_{oi} 为 A_{io} 的转置, 表示从惯性系到轨道系的转移矩阵, $e_x \ e_y \ e_z$ 分别为三个单位列向量, 产生方式如下:

$$[0017] \quad e_z = -\frac{R_{es}^I}{|R_{es}^I|}, e_y = -\frac{R_{es}^I \times V_{es}^I}{|R_{es}^I \times V_{es}^I|}, e_x = \frac{e_y \times e_z}{|e_y \times e_z|};$$

[0018] 矩阵变化率 \dot{A}_{oi} 为:

$$[0019] \quad \dot{A}_{oi} = -\omega \times A_{oi} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega & 0 & 0 \end{bmatrix} A_{oi}$$

[0020] 轨道角速度 $\omega = (R_{es}^I \times V_{es}^I) / R_{es}^{I2}$;

[0021] 设 $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $C_z(\alpha)$ 分别为绕被转动的坐标系的 X 轴、Y 轴、Z 轴的旋转矩阵, 从卫星轨道坐标系到卫星本体坐标系的变换矩阵 A_{bo} 为:

[0022]

$$A_{bo} = C_y(\theta) C_x(\varphi) C_z(\psi), A_{ob} = A_{bo}^T$$

[0023] 式中, θ 、 φ 、 ψ 分别为绕被转动的坐标系的 X 轴、Y 轴、Z 轴的旋转角度, A_{ob} 为本体系到轨道系转移矩阵;

[0024] 从卫星本体系到虚拟相机系的转换矩阵 M_{cb} 为:

[0025]

$$M_{cb} = C_x(2\varphi_B), M_{bc} = M_{cb}^T$$

[0026] 式中, $2\varphi_B$ 为带摆镜的 TDICCD 推扫相机摆过的角度, M_{bc} 为相机系到本体系转移矩阵;

[0027] 设 R_{pi} 为目标在虚拟像平面矢量, R_{ct}^c 为目标在相机系下的矢量, 则有如下关系:

$$[0028] \quad R_{pi} = R_{ct}^c f / h$$

[0029] 其中, f 为焦距, h 为物距;

[0030] 计算经光学系统折反射后,在像平面点在地球上的位置坐标,设瞬时惯性系下目标位置矢量 \mathbf{R}_{et}^I ,从卫星指向地面成像点目标,在相机坐标系矢量为 \mathbf{R}_{ct}^c ,关系式为:

$$[0031] \quad \mathbf{R}_{et}^I = \mathbf{A}_{io} \left(\mathbf{A}_{ob} \mathbf{M}_{bc} \mathbf{R}_{ct}^c + \mathbf{R}_{es}^o \right)$$

[0032] \mathbf{R}_{es}^o 为从地心指向卫星的矢量在轨道系表示,目标对应的虚拟相平面下的坐标为 R_{pi} ,联合地球椭球模型求解矢量 \mathbf{R}_{et}^I 和 \mathbf{R}_{ct}^c ;

[0033] 目标在相机坐标系的变化率 $\dot{\mathbf{R}}_{ct}^c$ 为

$$[0034] \quad \dot{\mathbf{R}}_{ct}^c = \mathbf{M}_{cb} \mathbf{A}_{bo} \left(\dot{\mathbf{A}}_{oi} \mathbf{R}_{et}^I + \mathbf{A}_{oi} \dot{\mathbf{R}}_{et}^I - \dot{\mathbf{R}}_{es}^o \right)$$

[0035] 其中, $\dot{\mathbf{R}}_{es}^o$ 为 \mathbf{R}_{es}^o 卫星在轨道系的位置矢量变化率 $\dot{\mathbf{R}}_{es}^o = [0 \ 0 \ e_z \cdot V_{es}^I]^T$, $\dot{\mathbf{R}}_{et}^I$ 为 \mathbf{R}_{et}^I 随时间的变化率, $\dot{\mathbf{R}}_{et}^I = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{R}_{et}^I$

[0036] 求解像移速度矢量 $\dot{\mathbf{R}}_{pi}^p$;

$$[0037] \quad \dot{\mathbf{R}}_{pi}^p = f \dot{\mathbf{R}}_{ct}^c / h - \dot{h} \mathbf{R}_{ct}^c / h^2 = [V_{p1} \ V_{p2}]^T$$

[0038] 其中, $\dot{\mathbf{R}}_{ct}^c$ 为目标在相机坐标系的变化率, \dot{h} 为 \mathbf{R}_{ct}^c 在Z轴分量, V_{p1} V_{p2} 分别为像平面沿迹向和法向的速度分量标量,T为转置。

[0039] 则偏流角 β 表达式为:

$$[0040] \quad \beta = \arctan(V_{p2}/V_{p1})。$$

[0041] 优选地,所述步骤C中,为了适应摆镜的连续摆动,进行控制期望姿态角与偏流角偏差的迭代计算;在一个运算周期完成当前期望姿态角、当前摆镜摆角下的偏流角偏差值解算,并经过四元数运算,得到下一运算周期的偏流角偏差补偿后期的望姿态角,此时若摆镜摆角有更新,进行自适应补偿。

[0042] 优选地,所述步骤C具体为:

[0043] 当前k时刻的期望姿态角 φ , θ , ψ ,对应的相对轨道坐标系的控制四元数 \mathbf{q}_C^k 为:

[0044]

$$\mathbf{q}_C^k = \begin{bmatrix} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \end{bmatrix}$$

[0045] 其中, φ 为X轴期望姿态角, θ 为Y轴期望姿态角, ψ 为Z轴期望姿态角;

[0046] 根据收到的偏流角 β 和摆镜指令摆角 φ_B ,计算当前控制周期的偏流角修正四元

数 q_T 为：

[0047]

$$q_T = \begin{bmatrix} \cos \frac{\beta}{2} \\ 0 \\ -\sin \frac{\beta}{2} \sin(2\varphi_B) \\ \sin \frac{\beta}{2} \cos(2\varphi_B) \end{bmatrix}$$

[0048] 根据四元数乘法计算 k+1 周期的期望姿态四元数 q_C^{k+1} 为：

[0049]

$$q_C^{k+1} = q_C^k \circ q_T = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$$

[0050] 其中， \circ 为四元数乘法，遵循以下计算关系：

[0051]

$$p \circ q = \begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} \circ \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_0 & -p_1 & -p_2 & -p_3 \\ p_1 & p_0 & -p_3 & p_2 \\ p_2 & p_3 & p_0 & -p_1 \\ p_3 & -p_2 & p_1 & p_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}$$

[0052] q_0 、 q_1 、 q_2 、 q_3 分别为四元数的四项，T 为转置；

[0053] 根据期望姿态四元数计算期望姿态角 φ 、 θ 、 ψ 分别为：

[0054]

$$\varphi = \arcsin(2q_2q_3 + 2q_0q_1)$$

[0055]
$$\theta = \arctan \left(\frac{2(q_1q_3 - q_0q_2)}{1 - 2(q_0^2 + q_3^2)} \right)$$

[0056]
$$\psi = \arctan \left(\frac{2(q_1q_2 - q_0q_3)}{1 - 2(q_0^2 + q_2^2)} \right)$$

[0057] 通过引入偏差四元数和控制期望姿态迭代的方式，能够不必判断星上摆镜的摆动时刻，得到平稳的姿轨控姿态控制目标值。

[0058] 与现有技术相比，本发明具有如下有益效果：

[0059] 1、随着卫星向前飞行，卫星对地视场依靠摆镜横向扩展，沿航迹向前推扫，在将要遇到目标之前，通过摆镜调整视场对准目标方向，同时依靠姿态调整实时修正偏流角，单次成像完成后，可继续对多个地面目标进行成像。

[0060] 2、将光学系统的反射光轴，简化为镜面反射后的虚拟光轴，采用带摆镜的 TDICCD 相机等同于对地相机，可绕本体 X 轴以二倍摆镜摆角偏置，以扩展对地视场。

[0061] 3、以 GPS 给出的 WGS84 坐标系下的位置、速度作为偏流角计算输入量,更接近工程应用,并且易于地面点目标建立联系,更方便成像任务的设计与仿真验证。

[0062] 4、引入偏流角偏差四元数,可以有效的解决含摆镜的 TDICCD 推扫相机对多目标连续成像的偏流角补偿问题。

[0063] 5、在多目标成像的典型工况下,通过前后两节拍的期望姿态角与偏差四元数的迭代计算,可在不判断摆镜摆动标志的情况下,连续输出期望姿态角,摆镜摆角改变后,产生的期望姿态角控制量可在 2 个控制节拍内将偏流角偏差修正到 0° 。

[0064] 6、以期望姿态角作为偏流角计算输入量和偏流角修正姿态基准,可以得到相对平稳的姿态控制目标值,在多目标成像的典型工况下,偏流角偏差引起的三轴姿态突变量小于 0.5° ,有利于控制系统在较短的时间内跟踪到位。

[0065] 7、结合工程应用的需求,以 WGS84 地固系的位置速度、期望姿态角、摆镜摆角等作为偏流角计算输入量,以偏流角偏差四元数解算姿态控制目标姿态,给出绕瞬时虚拟光轴旋转的偏流角补偿方法,可在不判断摆镜摆动标志的情况下,连续输出期望姿态角。

附图说明

[0066] 通过阅读参照以下附图对非限制性实施例所作的详细描述,本发明的其它特征、目的和优点将会变得更明显:

[0067] 图 1 为多目标连续成像示意图;

[0068] 图 2 为含摆镜光学系统光路图;

[0069] 图 3 为镜面反射后的虚拟光轴;

[0070] 图 4 为不同摆角下的偏流角;

[0071] 图 5 为偏流角偏差变化曲线图;

[0072] 图 6 为三轴期望姿态角曲线图;

[0073] 图 7 为摆镜摆角变化曲线图;

[0074] 图 8 为偏流角偏差随变化曲线图;

[0075] 图 9 为三轴期望姿态角曲线图;

[0076] 图 10 为三轴期望姿态角曲线图 (20s ~ 160s)。

具体实施方式

[0077] 下面对本发明的实施例作详细说明:本实施例在以本发明技术方案为前提下进行实施,给出了详细的实施方式和具体的操作过程。应当指出的是,对本领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明构思的前提下,还可以做出若干变形和改进,这些都属于本发明的保护范围。

[0078] 实施例

[0079] 本实施例提供了一种多目标连续成像偏流角补偿方法,解决了搭载含摆镜的 TDICCD 相机执行多目标连续成像任务时,相机通过摆镜实现对地视场的扩展,由于摆镜的连续运动导致了相机光轴的连续改变,卫星不能按常规的方式,绕偏航轴进行偏流角的补偿的问题。

[0080] 为详细说明本实施例的技术内容、构造特征、所达成目的及有益效果,下面结合附

图对本实施例予以详细说明。

[0081] 同轨多目标成像是单轨成像过程中,完成对轨道内所能观测到的多个目标进行成像,卫星搭载 TDICCD 推扫相机,依靠滚动轴摆镜摆动,完成视场的左右侧摆调整,摆镜零位时,成像区域沿卫星正对地方向。卫星长期三轴对地稳定工作,在成像期间依靠姿轨控补偿偏流角,姿态不做左右前后侧摆调整,如图 1 所示。

[0082] 因此,随着卫星向前飞行,卫星对地视场依靠摆镜横向扩展,沿航迹向前推扫,在将要遇到目标之前,通过摆镜调整视场对准目标方向,同时依靠姿态调整实时修正偏流角,单次成像完成后,可继续对多个地面目标进行成像。

[0083] 为解决上述问题,本实施例提供的多目标连续成像偏流角补偿方法,包括如下步骤:

[0084] 步骤 A、建立含摆镜相机的等效光路;

[0085] 在该步骤中,光学相机安装在卫星对地面上,卫星本体为右手坐标系,标称零姿态下, $0_s Z_b$ 指向地心, $0_s X_b$ 为飞行正方向, $0_s Y_b$ 指向轨道面法相,如图 2 所示。如图 3,由于摆镜的存在,根据光路可逆性,镜面反射后得到虚拟相机坐标系,其原点为虚相机的摄像中心 0_e , $0_e X_c Y_c$ 平面为物镜平面, $0_e Z_c$ 轴沿光轴方向。同样的,镜面反射后得到虚像平面坐标系 $0_p X_p Y_p$, 0_p 为像面中心,TDICCD 芯片积分方向沿 $0_p X_p$ 方向,当摆镜摆过 φ_B 角后,相当于相机摆过 $2\varphi_B$ 角。

[0086] 因此,带摆镜的 TDICCD 相机等同于对地相机,此相机可绕本体 X 轴以二倍摆镜摆角偏置,以扩展对地视场。

[0087] 步骤 B、计算像移速度与偏流角;

[0088] 在该步骤中,像移速度计算以卫星工程上常用的 WGS84 系位置、速度、姿态角、相机摆角等信息,进行以下推导。由于卫星成像为大尺度问题,这里假设卫星中心与相机中心重合,相机安装沿体轴方向,忽略各类安装偏差。

[0089] 由 GPS 测得的当前时刻卫星地固系的位置 R ,速度 V ,建立瞬时惯性参考系 $0_e X_1 Y_1 Z_1$,原点为地心 0_e , $0_e X_1$ 轴在地球赤道平面内,指向 GPS 时刻的地固系 X 轴方向; $0_e Z_1$ 轴垂直于地球真赤道平面,与地球自转角速度矢量方向一致; $0_e Y_1$ 与 $0_e X_1$ 、 $0_e Z_1$ 构成右手坐标系;基于地球自转引起的牵连速度,得到瞬时惯性参考系 I 下的位置 R_{es}^I ,速度 V_{es}^I :

$$[0090] \quad R_{es}^I = R, V_{es}^I = V + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_e & 0 \\ \omega_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} R$$

[0091] 式中, ω_e 为地球自转角速度;

[0092] 计算相关的坐标变换矩阵的表达式,卫星轨道系到瞬时惯性系的相互转换矩阵 A_{i_0} 为:

$$[0093] \quad A_{i_0} = [e_x \ e_y \ e_z], A_{o_i} = A_{i_0}^T$$

[0094] 式中 A_{o_i} 为 A_{i_0} 的转置,表示从惯性系到轨道系的转移矩阵, $e_x \ e_y \ e_z$ 分别为三个单位列向量,产生方式如下:

$$[0095] \quad \mathbf{e}_z = -\frac{\mathbf{R}_{es}^I}{|\mathbf{R}_{es}^I|}, \mathbf{e}_y = -\frac{\mathbf{R}_{es}^I \times \mathbf{V}_{es}^I}{|\mathbf{R}_{es}^I \times \mathbf{V}_{es}^I|}, \mathbf{e}_x = \frac{\mathbf{e}_y \times \mathbf{e}_z}{|\mathbf{e}_y \times \mathbf{e}_z|};$$

[0096] 矩阵变化率 $\dot{\mathbf{A}}_{oi}$ 为:

$$[0097] \quad \dot{\mathbf{A}}_{oi} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{A}_{oi} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{A}_{oi}$$

[0098] 轨道角速度 $\boldsymbol{\omega} = (\mathbf{R}_{es}^I \times \mathbf{V}_{es}^I) / R_{es}^{I2}$;

[0099] 设 $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $C_z(\alpha)$ 分别为绕被转动的坐标系的 X 轴、Y 轴、Z 轴的旋转矩阵, 从卫星轨道坐标系到卫星本体坐标系的变换矩阵 \mathbf{A}_{bo} 为:

[0100]

$$\mathbf{A}_{bo} = C_y(\theta) C_x(\varphi) C_z(\psi), \mathbf{A}_{ob} = \mathbf{A}_{bo}^T$$

[0101] 式中, θ 、 φ 、 ψ 分别为绕被转动的坐标系的 X 轴、Y 轴、Z 轴的旋转角度, \mathbf{A}_{ob} 为本体系到轨道系转移矩阵;

[0102] 从卫星本体系到虚拟相机系的转换矩阵 \mathbf{M}_{cb} 为:

[0103]

$$\mathbf{M}_{cb} = C_x(2\varphi_B), \mathbf{M}_{bc} = \mathbf{M}_{cb}^T$$

[0104] 式中, $2\varphi_B$ 为带摆镜的 TDICCD 推扫相机摆过的角度, \mathbf{M}_{bc} 为相机系到本体系转移矩阵;

[0105] 设 \mathbf{R}_{pi} 为目标在虚拟像平面矢量, \mathbf{R}_{ct}^c 为目标在相机系下的矢量, 则有如下关系:

$$[0106] \quad \mathbf{R}_{pi} = \mathbf{R}_{ct}^c f / h$$

[0107] 其中, f 为焦距, h 为物距;

[0108] 计算经光学系统折反射后, 在像平面点在地球上的位置坐标, 设瞬时惯性系下目标位置矢量 \mathbf{R}_{et}^I , 从卫星指向地面成像点目标, 在相机坐标系矢量为 \mathbf{R}_{ct}^c , 关系式为:

$$[0109] \quad \mathbf{R}_{et}^I = \mathbf{A}_{io} (\mathbf{A}_{ob} \mathbf{M}_{bc} \mathbf{R}_{ct}^c + \mathbf{R}_{es}^o)$$

[0110] \mathbf{R}_{es}^o 为从地心指向卫星的矢量在轨道系表示, 目标对应的虚拟相平面下的坐标为 \mathbf{R}_{pi} , 联合地球椭球模型求解矢量 \mathbf{R}_{et}^I 和 \mathbf{R}_{ct}^c ;

[0111] 目标在相机坐标系的变化率 $\dot{\mathbf{R}}_{ct}^c$ 为

$$[0112] \quad \dot{\mathbf{R}}_{ct}^c = \mathbf{M}_{cb} \mathbf{A}_{bo} (\dot{\mathbf{A}}_{oi} \mathbf{R}_{et}^I + \mathbf{A}_{oi} \dot{\mathbf{R}}_{et}^I - \dot{\mathbf{R}}_{es}^o)$$

[0113] 其中, $\dot{\mathbf{R}}_{es}^o$ 为 \mathbf{R}_{es}^o 卫星在轨道系的位置矢量变化率 $\dot{\mathbf{R}}_{es}^o = [0 \ 0 \ e_z \cdot \mathbf{V}_{es}^I]^T$, $\dot{\mathbf{R}}_{et}^I$ 为

\mathbf{R}_{ct}^I 随时间的变化率, $\dot{\mathbf{R}}_{ct}^I = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{R}_{ct}^I$

[0114] 求解像移速度矢量 $\dot{\mathbf{R}}_{pi}^P$:

$$[0115] \quad \dot{\mathbf{R}}_{pi}^P = f\dot{\mathbf{R}}_{ct}^c / h - \dot{h}f\mathbf{R}_{ct}^c / h^2 = \begin{bmatrix} V_{p1} & V_{p2} \end{bmatrix}^T$$

[0116] 其中, $\dot{\mathbf{R}}_{ct}^c$ 为目标在相机坐标系的变化率, \dot{h} 为 \mathbf{R}_{ct}^c 在 Z 轴分量, V_{p1} V_{p2} 分别为像平面沿迹向和法向的速度分量标量, T 为转置。

[0117] 则偏流角 β 表达式为:

$$[0118] \quad \beta = \arctan(V_{p2}/V_{p1})$$

[0119] 步骤 C、计算用于姿态补偿的偏流角偏差四元数;

[0120] 在该步骤中,传统的偏流角修正是绕着卫星偏航轴进行姿态补偿,要求卫星偏航轴(Zb轴)与光轴时刻重合,但对于相机固联本体的一类卫星,这种方式并不适用。卫星的成像光轴由于摆镜摆角而可能不与卫星偏航轴重合,图3给出了偏流角修正轴,为当前摆镜摆角状态下的虚拟光轴指向。此时以四元数来描述送姿轨控的跟踪指令更加方便,且不存在欧拉角姿态转序问题。

[0121] 姿轨控在实现偏流角控制时,需要时刻明确当前修正基准姿态、修正光轴和偏流角数值这三个要素,偏流角偏差补偿是一个随着轨道位置变化的动态负反馈过程,由于实际姿态的动态过程可能会导致偏流角控制目标的抖动,因此选用期望姿态角(绝对姿态角控制量)作为计算输入,实际姿态角是在期望姿态角基础上叠加了控制延时和噪声的状态。另外由于姿态角速度为随机分布小量,且受控制系统带宽限制无法实时跟踪,可忽略其对偏流角的影响,也可避免姿态角剧烈抖动时,偏流角解算送给姿控跟随不确定的角度值,姿态发散的风险。选用期望姿态角和忽略实时姿态角速度的方法,可以得到了相对平缓的偏流角控制目标值用于姿控跟踪。

[0122] 为了适应摆镜的连续摆动,这里进行控制期望姿态角和偏流角偏差的迭代计算,在一个运算周期完成当前期望姿态角、当前摆镜摆角下的偏流角偏差值解算,并经过四元数运算,得到下一运算周期的偏流角偏差补偿后期的望姿态角,此时若摆镜摆角有更新,可以自适应的进行补偿。

[0123] 当前 k 时刻的期望姿态角 φ , θ , ψ , 对应的相对轨道坐标系的控制四元数为:

[0124]

$$q_C^k = \begin{bmatrix} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \end{bmatrix} \quad (1)$$

[0125] 其中, φ 为 X 轴期望姿态角, θ 为 Y 轴期望姿态角, ψ 为 Z 轴期望姿态角;

[0126] 根据收到的偏流角 β 和摆镜指令摆角 φ_B , 计算当前控制周期的偏流角修正四元数 q_T 为:

[0127]

$$q_T = \begin{bmatrix} \cos \frac{\beta}{2} \\ 0 \\ -\sin \frac{\beta}{2} \sin(2\varphi_B) \\ \sin \frac{\beta}{2} \cos(2\varphi_B) \end{bmatrix}$$

[0128] 根据四元数乘法计算 k+1 周期的期望姿态四元数 q_C^{k+1} 为:

[0129]

$$q_C^{k+1} = q_C^k \circ q_T = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$$

[0130] 其中, \circ 为四元数乘法, 遵循以下计算关系:

[0131]

$$p \circ q = \begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} \circ \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_0 & -p_1 & -p_2 & -p_3 \\ p_1 & p_0 & -p_3 & p_2 \\ p_2 & p_3 & p_0 & -p_1 \\ p_3 & -p_2 & p_1 & p_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}$$

[0132] q_0 、 q_1 、 q_2 、 q_3 分别为四元数的四项, T 为转置;

[0133] 根据期望姿态四元数计算期望姿态角 φ 、 θ 、 ψ 分别为:

[0134]

$$\varphi = \arcsin(2q_2q_3 + 2q_0q_1)$$

$$[0135] \quad \theta = \arctan \left(\frac{2(q_1q_3 - q_0q_2)}{1 - 2(q_0^2 + q_3^2)} \right)$$

$$[0136] \quad \psi = \arctan \left(\frac{2(q_1q_2 - q_0q_3)}{1 - 2(q_0^2 + q_2^2)} \right)$$

[0137] 通过引入偏差四元数和控制期望姿态迭代的方式, 能够不必判断星上摆镜的摆动时刻, 得到平稳的姿轨控姿态控制目标值。

[0138] 仿真校验

[0139] 仿真输入条件:

[0140] 地球自转角速率: $7.292115 \times 10^5 \text{ rad/s}$

[0141] 轨道半长轴: 6878km

[0142] 偏心率: 0

[0143] 轨道倾角 :97.4°

[0144] 轨道周期 :94.62min

[0145] 焦距 :1m

[0146] 相机后视角 :5.3°

[0147] 控制周期 :1s

[0148] 1、不同摆角下的偏流角整轨变化情况

[0149] 在姿态角为三轴零姿态情况下,设摆镜摆角为 15°、7.5°、0°、-7.5°、-15° 时,偏流角如图 4 所示。

[0150] 图 4 中,卫星初始时刻处于轨道升交点,仿真了先升轨再降轨的一个轨道周期,可以看出,偏流角全球成正弦规律变化。由于摆镜的动作引起了同一个位置偏流角的变化。表 1 给出了不同摆角下的偏流角的极值。

[0151] 表 1 不同摆角时的偏流角极值

[0152]

摆角 /°	最大偏流角 /°	最小偏流角 /°
-15	2.894054	-3.36108
-7.5	3.456839	-3.66855
0	3.708811	-3.70926
7.5	3.668023	-3.45713
15	3.360571	-2.89412

[0153] 2、多目标连续成像工况

[0154] 选取上一节仿真周期中北纬 30° 附近 (25.26° N ~ 35.93° N, 对应过升交点 38min ~ 41min 期间) 这一典型区域,作为本节的仿真区间,用以验证偏差四元数补偿方法的有效性。

[0155] 作为对比,首先给出摆镜锁定在 0° 时,卫星正对星下点成像模式的仿真结果,卫星摆镜工作时序如表 2 所示,其中“姿轨控是否跟踪偏流角”一项,“否”代表姿态控制目标是三轴 0 姿态,未跟踪偏流角偏差,“是”代表引入了偏流角偏差补偿四元数,姿态控制目标是期望姿态角。

[0156] 表 2 摆镜工作时序

[0157]

时间段/s	摆镜摆角/ $^{\circ}$	姿轨控是否跟踪偏流角
1-20	0.00	否
21-160	0.00	是
161-180	0.00	否

[0158] 图 5 给出了偏流角偏差随摆镜工作时序变化情况,可以看出未修正偏流角时,偏流角偏差在 $3^{\circ} \sim 3.5^{\circ}$ 之间,修正偏流角偏差后,在期望姿态角状态下,偏流角为 0° 。

[0159] 图 6 给出了期望姿态角的变化情况,在不跟踪偏流角时,三轴期望姿态角均为 0° ,卫星本体系的控制目标为与轨道坐标系重合的正对地姿态。第 21s 开始跟踪偏流角后,卫星产生了偏航轴的偏流角跟踪补偿量。

[0160] 下面给出对多目标连续成像模式下的仿真验证,为确保仿真一般性,在 $-15^{\circ} \sim 15^{\circ}$ 内,每 20s 随机产生一个摆镜指令摆角,对应相应的地面目标,卫星摆镜工作时序如表 3 和图 7。

[0161] 表 3 摆镜工作时序

[0162]

时间段/s	摆镜摆角/ $^{\circ}$	姿轨控是否跟踪偏流角
1-20	0.00	否
21-40	2.47	是
41-60	-12.88	是
61-80	12.68	是
81-100	9.01	是
101-120	-6.42	是
121-140	1.31	是
141-160	14.54	是
161-180	0.00	否

[0163] 图 8 给出了偏流角偏差随摆镜工作时序变化情况,可以看出未修正偏流角时,偏流角偏差在 $3^{\circ} \sim 3.5^{\circ}$ 之间,在开始跟踪偏流角后,每次摆镜动作时,引起了 0.5° 内的偏流角偏差突变量,随着期望姿态角对偏流角偏差的补偿,2 个节拍内偏流角偏差已接近为 0° 。

[0164] 图 9、图 10 给出了期望姿态角的变化情况,在不跟踪偏流角时,三轴期望姿态角均为 0° ,卫星本体系的控制目标为与轨道坐标系重合的正对地姿态。第 21s 开始跟踪偏流角后,卫星期望姿态角随着摆角变化而变化。由于虚拟光轴因摆镜摆角而改变,此时的期望

姿态角控制目标在三个轴都有分量,卫星进行了绕虚拟光轴的偏流角偏差修正。

[0165] 卫星姿态控制系统需要在一定时间内完成偏流角的跟踪,由图 10 可以看出,典型工况下姿态角控制的突变量在 0.5° 以内,有利于卫星平台控制系统在较短的时间内跟踪到位。

[0166] 综上所述,本发明为了解决含摆镜的 TDICCD 推扫相机多目标成像时的偏流角补偿问题,本文对任务特点和等效光路进行了分析,推导了像移速度矢量和偏流角的计算过程,并以期望姿态角作为偏流角解算的输入量,提出了基于偏差四元数的偏流角补偿方法:得到如下结论:

[0167] 1) 以 GPS 给出的 WGS84 坐标系下的位置、速度作为偏流角计算输入量,更接近工程应用,并且易于地面点目标建立联系,更方便成像任务的设计与仿真验证;

[0168] 2) 引入偏流角偏差四元数,可以有效的解决含摆镜的 TDICCD 推扫相机对多目标连续成像的偏流角补偿问题,在多目标成像的典型工况下,通过前后两节拍的期望姿态角与偏差四元数的迭代计算,可在不判断摆镜摆动标志的情况下,连续输出期望姿态角,摆镜摆角改变后,产生的期望姿态角控制量可在 2 个节拍内将偏流角偏差修正到 0° ;

[0169] 3) 以期望姿态角作为偏流角计算输入量和偏流角修正姿态基准,可以得到相对平稳的姿态控制目标值,在多目标成像的典型工况下,偏流角偏差引起的三轴姿态突变量小于 0.5° ,有利于控制系统在较短的时间内跟踪到位。

[0170] 以上对本发明的具体实施例进行了描述。需要理解的是,本发明并不局限于上述特定实施方式,本领域技术人员可以在权利要求的范围内做出各种变形或修改,这并不影响本发明的实质内容。

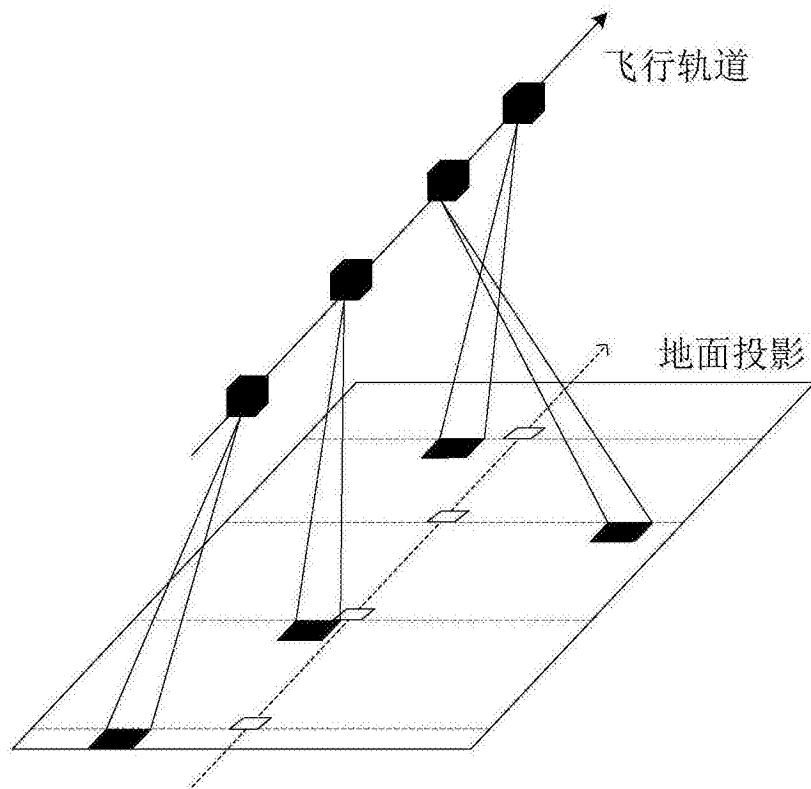


图 1

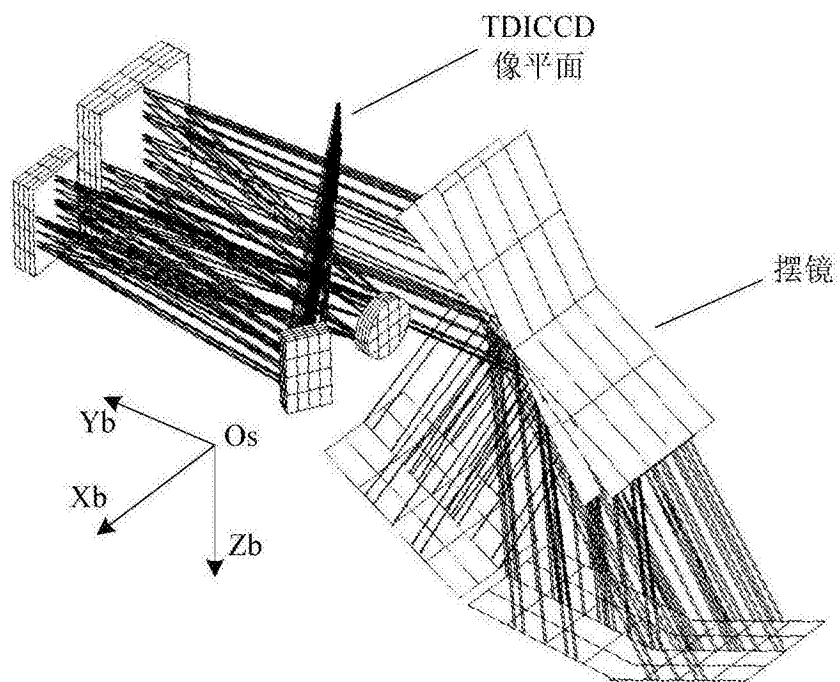


图 2

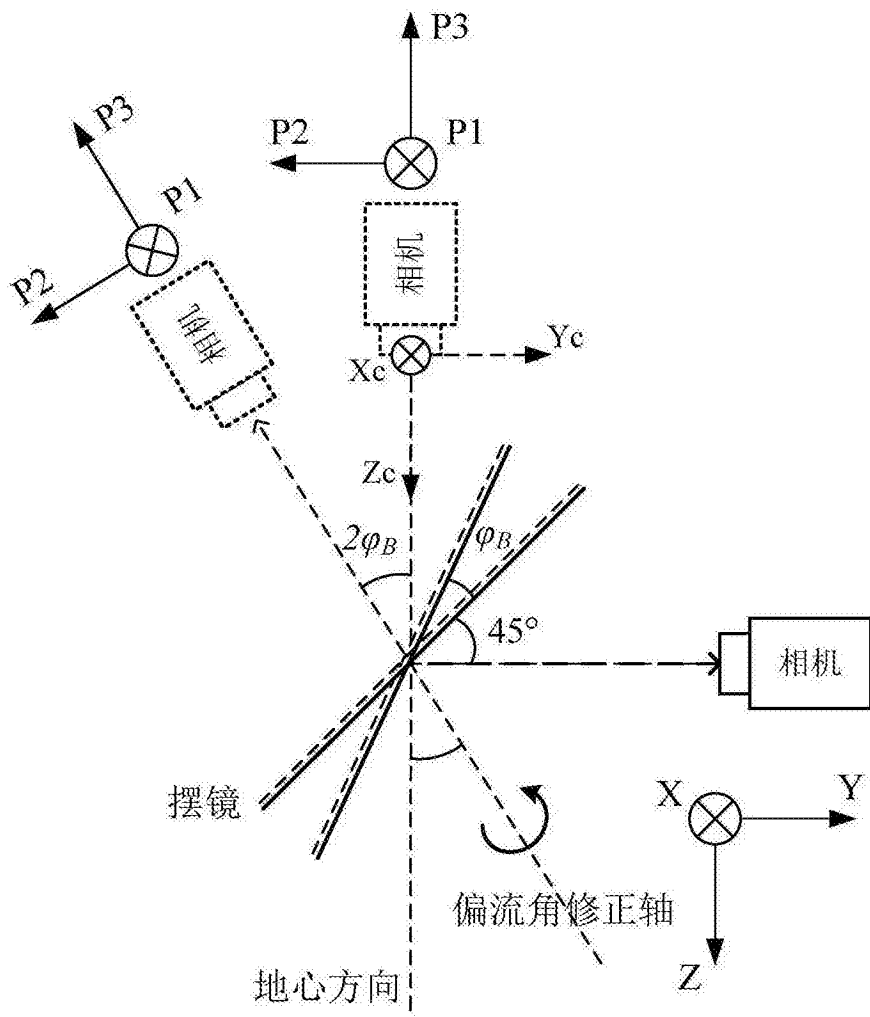


图 3

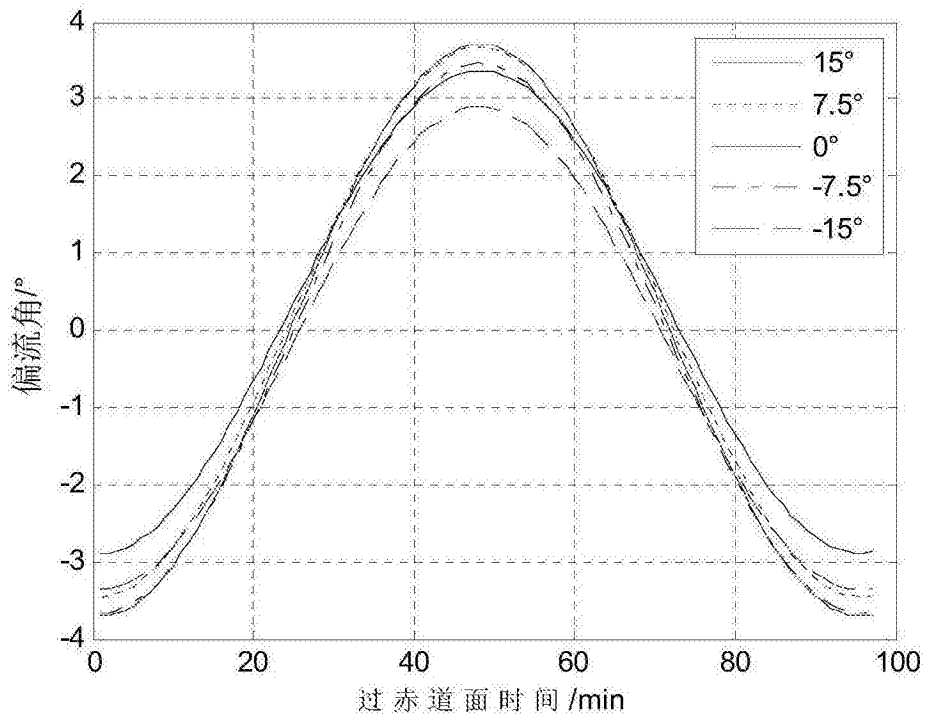


图 4

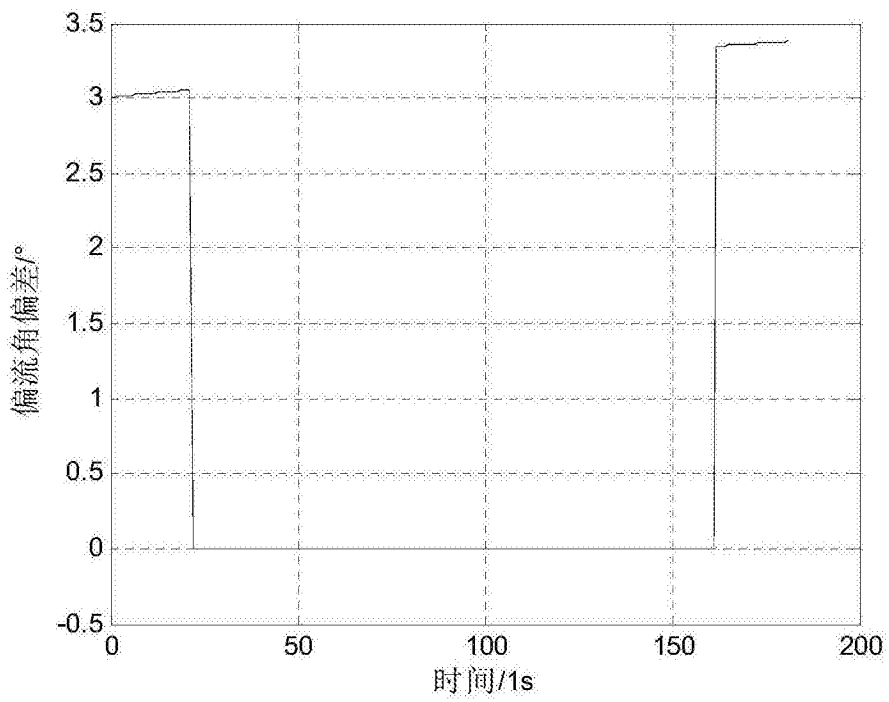


图 5

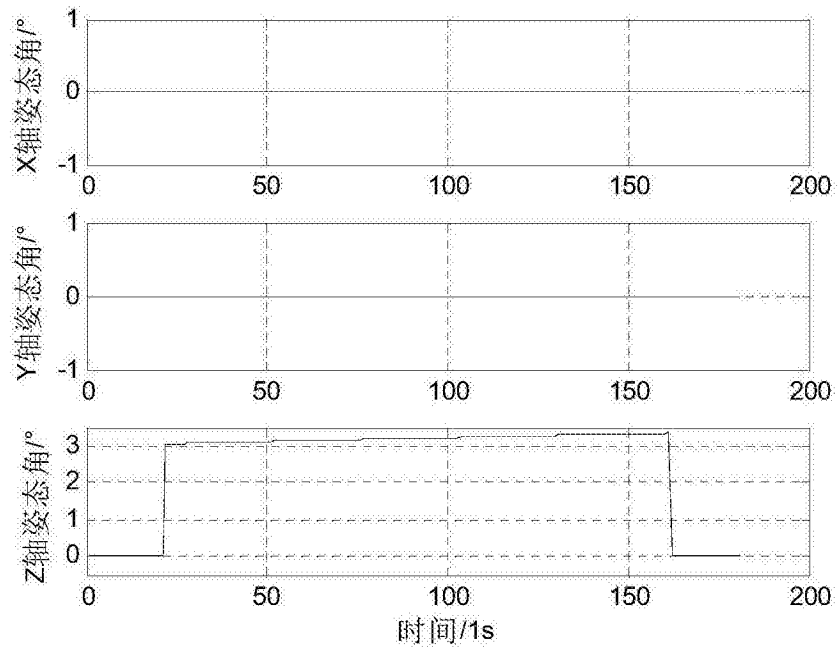


图 6

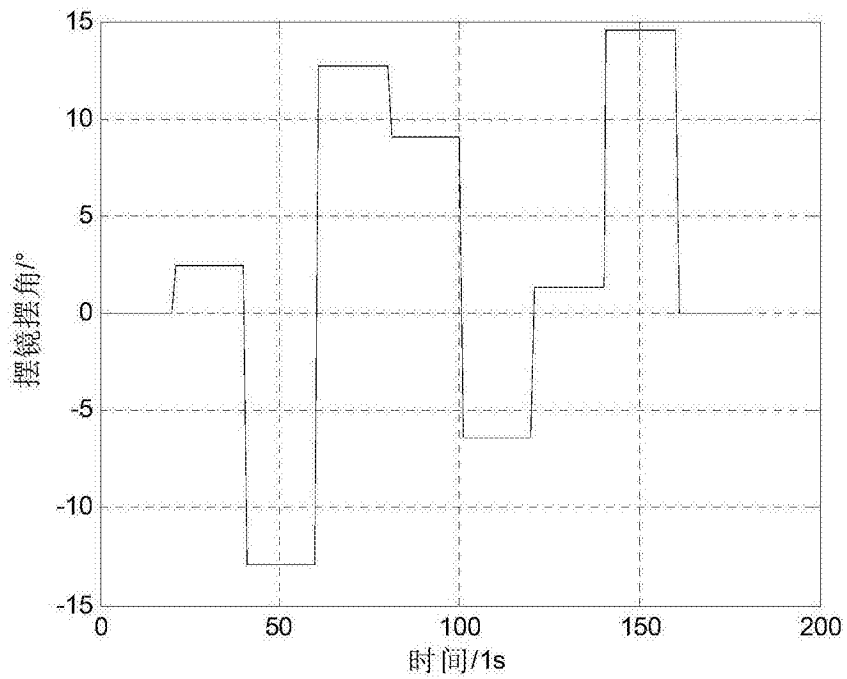


图 7

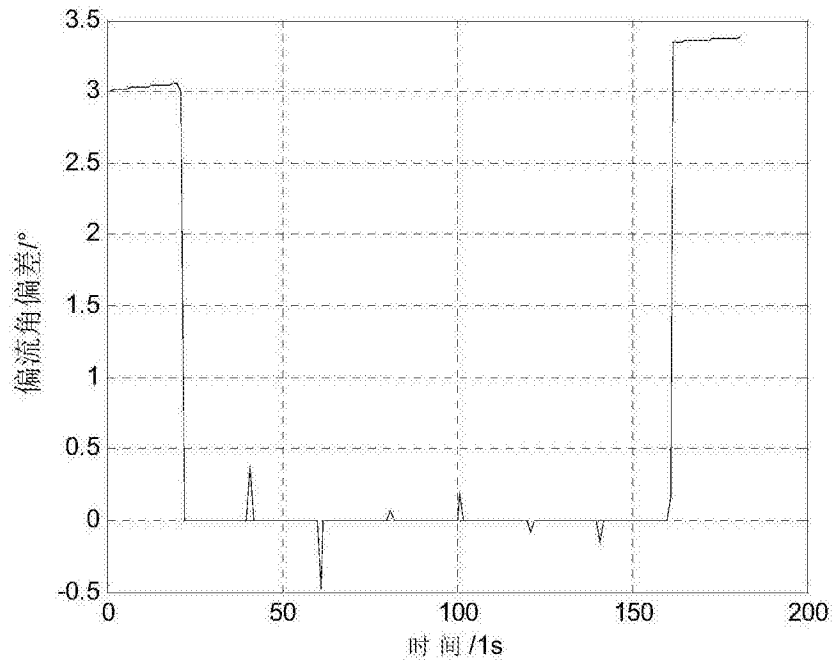


图 8

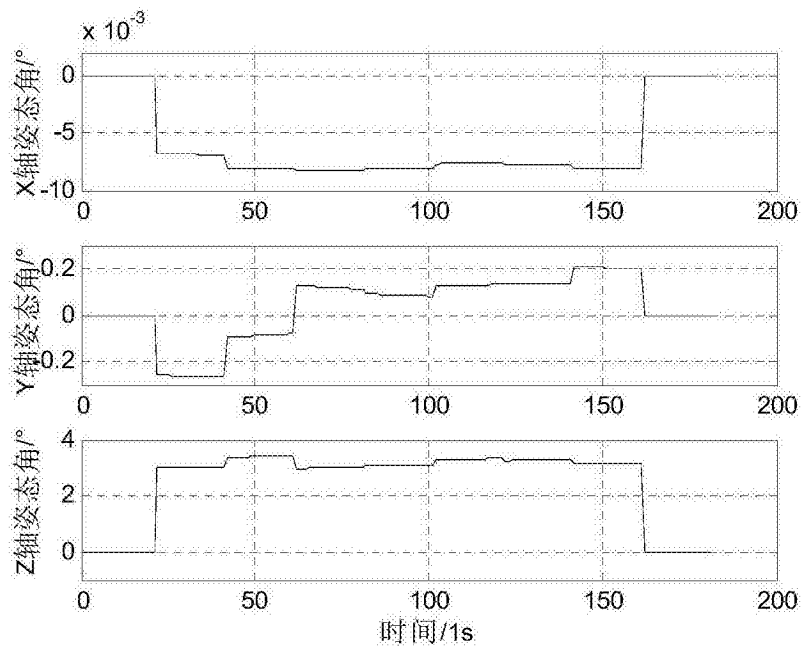


图 9

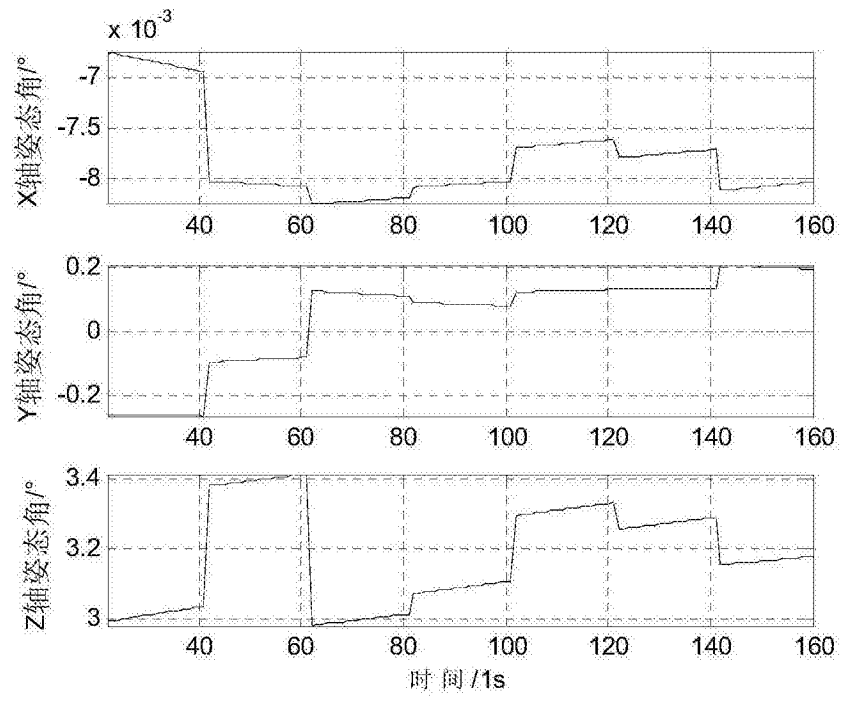


图 10