

空间相机像移补偿计算中飞行器大姿态角使用方法

闫得杰¹, 李伟雄², 吴伟平^{1,3}, 王 栋¹

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院光电技术研究所, 四川 成都 610209; 3. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 提出了在大姿态角情况下飞行器姿态参数的使用方法以实现像移速度的精确计算。根据飞行器轨道坐标系转换到飞行器坐标系的转换矩阵, 推导了在大姿态角存在时轨道坐标系下的姿态角速度与飞行器坐标系下的姿态角和姿态角速度的关系式。通过计算得出, 在侧摆角为 30° 时对飞行器坐标系绕飞行器轨道坐标系的转动角速度 ω_{s1} 、 ω_{s2} 和 ω_{s3} 的影响最大误差分别为 1.175%、50% 和 13.223%; 在前后摆角为 30° 时对 ω_{s1} 、 ω_{s2} 和 ω_{s3} 的影响最大误差分别为 63.397%、0.1745% 和 63.397%。根据空间相机像移速度计算精度要求比较高, 确定了在一定的姿态角情况下飞行器姿态参数使用方法。提出的方法简单, 易于实现, 适用于空间相机像移补偿的研究。

关键词: 空间相机; 飞行器; 姿态参数; 坐标变换

中图分类号: V475.3; V448.22 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)04-1200-06

Aircraft's large attitude angles' usage in image motion compensation calculation of space camera

Yan Dejie¹, Li Weixiong², Wu Weiping^{1,3}, Wang Dong¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. The Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China;
3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to achieve image motion velocity accurate calculation, the method was put forward when using aircraft attitude parameters in big attitude angle. According to the transition matrix that was from orbit coordinate to aircraft coordinate, the relationship between coordinate system attitude angular in orbit and attitude angle, attitude angular velocity in vehicle coordinate system was derived in the big attitude angle. By calculation, when the scroll angle was 30°, the maximum relative error of ω_{s1} , ω_{s2} and ω_{s3} that were caused by scroll angle were 1.175%, 50% and 13.223%; when the pitch angle was 30°, the maximum relative error of ω_{s1} , ω_{s2} and ω_{s3} that were caused by pitch angle were 63.397%, 0.1745% and 63.397%. According to the high calculation precision of space camera image motion velocity, in a certain attitude angle, the method of using aircraft attitude parameters was identified. This proposed method is simple and easy to implement, which is suitable for the research of image motion compensation of space camera.

Key words: space camera; aircraft; attitude parameter; transition coordinate

收稿日期: 2013-08-10; 修订日期: 2013-09-15

基金项目: 国家自然科学基金(60507003)

作者简介: 闫得杰(1979-), 女, 助理研究员, 主要从事航天遥感器像移补偿、软件设计等方面的研究。Email: 149454410@qq.com

0 引言

飞行器执行航天任务时通常对其定向都有预定的要求。如对地观测卫星要把星上的遥感仪器(照相机镜头等)对准地面,通信卫星的定向通信天线也应指向地面,此种空间望远镜(包括太阳探测仪和巡天探测仪)都应使相应的探测镜头对准预定的天体或天区,卫星进行变轨机动时,星体推力方向也应有预定的方向等等^[1-3]。多数航天器上的观测仪器及推力器等相对星体指向是固定的,这就要求飞行器对某参考物体(地球、被探测天体,或相应的参考系)有给定的方位和指向,即一定的姿态。而且由于受到外力矩的影响,姿态将会发生变化,为了保证航天器所承担的特定的探测任务,必须对姿态进行控制,使其保持姿态稳定。但飞行器对地观测时,为了完成一些更复杂的探测任务,可观测更加复杂的地面区域形状,实现更加广阔的地面覆盖,完成更加深层次的探测,以及进行更加随意的拍摄,通常采用侧摆和前后摆倾斜摄像的方法^[4-5]。飞行器侧摆角越大,沿轨最大探测宽度越宽,沿轨最大探测宽度受相机能够适应的飞行器侧摆角度的限制;飞行器俯仰角越大,同样的飞行距离,沿轨可探测目标区域的轨道长度越长。在采用这种摄像方法时,不仅仅使相机的物距会随着飞行器侧摆和前后摆发生变化,而且会由于飞行器姿态参数使用的方法不同而使造成相机焦平面上像移速度发生变化,使像移速度与TDICCD电荷转移速度不匹配,恶化成像质量^[6-7]。

通过分析在大姿态角情况下飞行器姿态参数使用方法不同而产生的差异,如果存在这种差异将对空间相机像移速度计算有影响,提出了在大姿态角情况下飞行器姿态参数的使用方法以实现像移速度的精确计算^[8]。

1 坐标系定义

1.1 地心惯性坐标系

坐标系定义:坐标原点位于地球质量中心, I_3 指向北极, I_1 在地球赤道面内指向起始时刻 t_0 的零度子午线方向, I_2 在地球赤道面内, I 构成右手直角系。这是文中所做各种运动分析的惯性参考坐标系。

1.2 地球固连坐标系

坐标系定义:坐标原点在地球质量中心, F_3 指向

北极, F_1 在赤道面内指向零度子午线方向,在赤道面内, F 构成右手直角系。GPS位置和速度在WGS-84坐标系下给出,WGS-84坐标系是地球固连系,它为非惯性系。由于平台参数提供GPS位置和GPS速度是相对WGS-84坐标系给出的,因此若需要用此数据计算轨道半长轴、轨道角速率、轨道倾角等参数时,需要将GPS速度转换为相对惯性系下的速度。

若平台轨道参数在WGS-84坐标系的位置为 $r=(x, y, z)^T$,速度为 $v=(v_x, v_y, v_z)^T$,则根据绝对速度等于相对速度加上牵连速度可得: $v_a=v+w_e \times r$,其中: $v=(v_{ax}, v_{ay}, v_{az})^T$ 相对惯性系的速度,仍旧表示于WGS-84坐标系下; $w_e=(0, 0, \omega_e)^T$:地球自转角速度矢量, ω_e 为地球自转角速率。表示成分量关系式:

$$\begin{bmatrix} V_{ax} \\ V_{ay} \\ V_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x - \omega_e y \\ V_y - \omega_e x \\ V_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

1.3 飞行器轨道坐标系

飞行器轨道坐标系为 B ,定义如下:坐标原点为飞行器质心, B_1 指向轨道前进方向, B_3 为平台质心到地心的矢量方向, B_2 沿轨道面负法线方向。

1.4 飞行器坐标系

飞行器坐标系为 S ,定义如下:坐标原点为飞行器质心,理想情况下飞行器坐标系 S 与飞行器轨道坐标系 B 相同,滚动角 φ 、偏航角 ψ 和俯仰角 θ 指 S 坐标系相对于 B 坐标系的姿态角度。

偏航姿态角、滚动姿态角和俯仰姿态角定义为 S 坐标系相对 B 坐标系的三个欧拉角,其转动顺序为3-1-2转序,如图1所示。

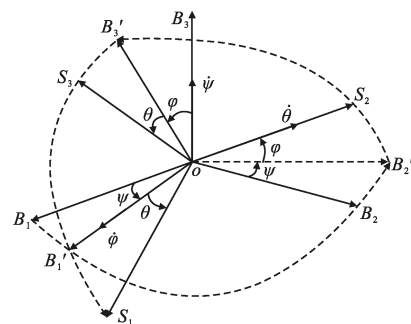


图1 平台参数姿态角定义

Fig.1 Definitions of attitude angle of aircraft plat parameters

在图1中,偏航姿态角为 ψ ,滚动姿态角为 φ ,

俯仰姿态角为 θ 。偏航角速率、滚动角速率和俯仰角速率分别定义为上述偏航角、滚动角和俯仰角对时间的导数,即偏航角速率为 $\dot{\psi}$,滚动角速率为 $\dot{\varphi}$,俯仰角速率为 $\dot{\theta}$ 。

2 坐标系转换关系

通常情况下,在使用飞行器姿态参数时都直接使用 B 坐标系下的姿态参数^[9-10]。从 B 坐标系转换到 S 坐标系的转换矩阵 T_{SB} 为:

$$T_{SB} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

若 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 为 S 坐标系绕 B 坐标系的转动角速度在 S 坐标系各轴的分量,则它与姿态角和姿态角速度的关系为:

$$\begin{bmatrix} \omega_{S1} \\ \omega_{S2} \\ \omega_{S3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\psi}\sin\theta\cos\varphi + \dot{\varphi}\cos\theta \\ \dot{\psi}\sin\varphi + \dot{\theta} \\ \dot{\psi}\cos\theta\cos\varphi + \dot{\varphi}\sin\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

对于小的俯仰角($\theta \approx 0$)和偏航姿态角($\psi \approx 0$)以及小的姿态角速度($\dot{\varphi} \approx 0$, $\dot{\theta} \approx 0$, $\dot{\psi} \approx 0$)情况,忽略上式中的二阶小量可得公式(4):

$$\begin{bmatrix} \omega_{S1} \\ \omega_{S2} \\ \omega_{S3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4)$$

如果 ω_{S1I} 、 ω_{S2I} 、 ω_{S3I} 为 S 坐标系相对地心惯性系 I 的转动角速度在 S 坐标系各轴的分量,它与姿态角和姿态角速度的关系为:

$$\begin{bmatrix} \omega_{S1I} \\ \omega_{S2I} \\ \omega_{S3I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} + \omega_0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\psi}\sin\theta\cos\varphi + \dot{\varphi}\cos\theta \\ \dot{\psi}\sin\varphi + \dot{\theta} + \omega_0 \\ \dot{\psi}\cos\theta\cos\varphi + \dot{\varphi}\sin\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中, ω_0 为地球自转角速度。对于小的滚动角($\varphi \approx 0$)、俯仰角($\theta \approx 0$)和偏航姿态角($\psi \approx 0$)以及小的姿态角速度($\dot{\varphi} \approx 0$, $\dot{\theta} \approx 0$, $\dot{\psi} \approx 0$)情况,忽略上式中的二阶小量可得:

$$\begin{bmatrix} \omega_{S1I} \\ \omega_{S2I} \\ \omega_{S3I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \omega_0 + \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (6)$$

对于侧摆成像,此时滚动角 φ 不再近似为零,但其他角度和角速度近似为零,故有

$$\begin{bmatrix} \omega_{S1I} \\ \omega_{S2I} \\ \omega_{S3I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\psi}\sin\varphi + \dot{\theta} + \omega_0 \\ \dot{\psi}\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (7)$$

同理可得前后摆成像时,滚动角 θ 不再近似为零,但其他角度和角速度近似为零,故有

$$\begin{bmatrix} \omega_{S1I} \\ \omega_{S2I} \\ \omega_{S3I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\psi}\sin\theta + \dot{\varphi}\cos\theta \\ \dot{\theta} + \omega_0 \\ \dot{\psi}\cos\theta + \dot{\varphi}\sin\theta \end{bmatrix} \quad (8)$$

根据以上公式在有侧摆角和俯仰角时,对于高精度的空间相机像移速度计算时,不能直接使用测量得到的姿态角速度,而要根据不同的坐标系下使用公式(3)或公式(5)计算得到。对于只有大侧摆姿态角或俯仰姿态角存在时, S 坐标系相对地心惯性系的转动角速度使用公式(7)或公式(8)。

3 试验结果

根据公式可以计算在滚动姿态角 φ ,俯仰姿态角 θ 变化对 S 坐标系绕 B 坐标系的转动角速度在 S 坐标系各轴的分量 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 和 S 坐标系相对地心惯性系 I 的转动角速度在 S 坐标系各轴的分量 ω_{S1I} 、 ω_{S2I} 、 ω_{S3I} 有一定的影响。以侧摆角和俯仰角分别由 -30° 到 30° 变化,计算 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 和 ω_{S1I} 、 ω_{S2I} 、 ω_{S3I} 的变化值及相对误差,取地球自转角速度 ω_0 为 $7.2921151467e-5$ rad/s。

根据表 1 和图 2 可以看出,有大侧摆角存在的情况,侧摆角越大对俯仰和偏航姿态角速度影响越大,而对滚动角速度的影响很小,可忽略不计。

表 1 在三轴速度均为 $0.1(^{\circ})/s$ 时侧摆角变化引起 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 的变化及相对误差

Tab.1 Change and relative error of ω_{S1} , ω_{S2} , ω_{S3} caused by change of scroll angle when three axis angle velocity is $0.1(^{\circ})/s$

$\varphi/(^{\circ})$	ω_{S1} $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	ω_{S2} $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	ω_{S3} $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	ω_{S1} relative error/%	ω_{S2} relative error/%	ω_{S3} relative error/%
-30	0.0998	0.0500	0.0868	-0.1513	-50.0000	-13.2231
-20	0.0998	0.0658	0.0941	-0.1642	-34.2020	-5.8563
-10	0.0998	0.0826	0.0987	-0.1720	-17.3648	-1.3448
0	0.0998	0.1000	0.1002	-0.1747	0.0000	0.1744
10	0.0998	0.1174	0.0987	-0.1720	17.3648	-1.3448
20	0.0998	0.1342	0.0941	-0.1642	34.2020	-5.8563
30	0.0998	0.1500	0.0868	-0.1513	50.0000	-13.2231

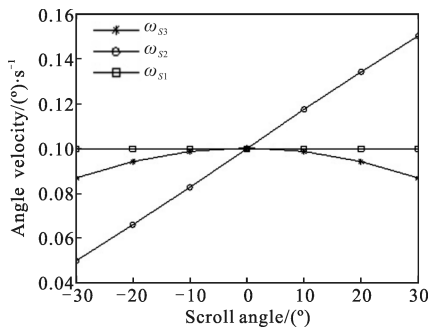


图 2 三轴速度均为 $0.1(^{\circ})/s$ 时侧摆角变化引起 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 的变化曲线

Fig.2 Graph of ω_{S1} , ω_{S2} , ω_{S3} caused by change of scroll angle when three axis angle velocity is $0.1(^{\circ})/s$

根据表 2 和图 3 可以看出有大俯仰角存在的情况,俯仰角越大对滚动和偏航姿态角速度影响越大,而对俯仰角速度的影响很小,可忽略不计。

表 2 在三轴速度均为 $0.1(^{\circ})/s$ 时俯仰角变化引起 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 的变化及相对误差

Tab.2 Change and relative error of ω_{S1} , ω_{S2} , ω_{S3} caused by change of pitch angle when three axis angle velocity is $0.1(^{\circ})/s$

$\theta/(^{\circ})$	ω_{S1} $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	ω_{S2} $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	ω_{S3} $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	ω_{S1} relative error/%	ω_{S2} relative error/%	ω_{S3} relative error/%
-30	0.1366	0.1002	0.0366	36.6025	0.1745	-63.3976
-20	0.1282	0.1002	0.0598	28.1712	0.1745	-40.2329
-10	0.1158	0.1002	0.0811	15.8456	0.1745	-18.8842
0	0.1000	0.1002	0.1000	0.0000	0.1745	-0.0002
10	0.0811	0.1002	0.1158	-18.8840	0.1745	15.8454
20	0.0598	0.1002	0.1282	-40.2327	0.1745	28.1711
30	0.0366	0.1002	0.1366	-63.3974	0.1745	36.6024

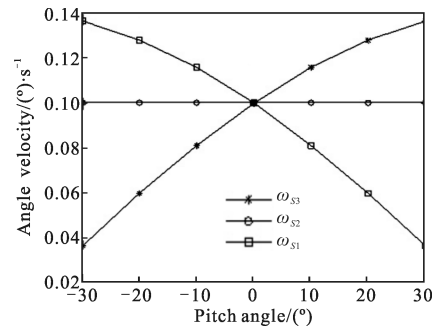


图 3 三轴速度均为 $0.1(^{\circ})/s$ 时俯仰角变化引起对 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 的变化曲线

Fig.3 Graph of ω_{S1} , ω_{S2} , ω_{S3} caused by change of pitch angle when three axis angle velocity is $0.1(^{\circ})/s$

通过表 3 和图 4 可以得出侧摆角变化对 S 坐标系相对地心惯性系 I 的转动角速度在 S 坐标系各轴的分量 $\omega_{S1}I$ 、 $\omega_{S2}I$ 、 $\omega_{S3}I$ 的影响与对 S 坐标系绕 B 坐标系的转动角速度在 S 坐标系各轴的分量 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 影响的规律一致。

表 3 在三轴速度均为 $0.1(^{\circ})/s$ 时侧摆角变化引起对 $\omega_{S1}I$ 、 $\omega_{S2}I$ 、 $\omega_{S3}I$ 的变化及相对误差

Tab.3 Change and relative error of $\omega_{S1}I$, $\omega_{S2}I$, $\omega_{S3}I$ that is caused by the change of scroll angle when three axis angle velocity is $0.1(^{\circ})/s$

$\varphi/(^{\circ})$	$\omega_{S1}I$ $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	$\omega_{S2}I$ $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	$\omega_{S3}I$ $/(^{\circ})\cdot s^{-1}$	$\omega_{S1}I$ relative error/%	$\omega_{S2}I$ relative error/%	$\omega_{S3}I$ relative error/%
-30	0.0998	0.0542	0.0868	-0.1513	-47.9947	-13.2231
-20	0.0998	0.0700	0.0941	-0.1642	-32.8303	-5.8563
-10	0.0998	0.0868	0.0987	-0.1720	-16.6684	-1.3448
0	0.0998	0.1000	0.1002	-0.1747	0.0000	0.1744
10	0.0998	0.1215	0.0987	-0.1720	16.6684	-1.3448
20	0.0998	0.1384	0.0941	-0.1642	32.8303	-5.8563
30	0.0998	0.1542	0.0868	-0.1513	47.9947	-13.2231

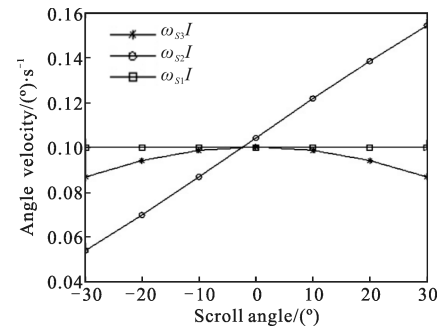


图 4 三轴速度均为 $0.1(^{\circ})/s$ 时侧摆角变化引起 $\omega_{S1}I$ 、 $\omega_{S2}I$ 、 $\omega_{S3}I$ 的变化曲线

Fig.4 Graph of $\omega_{S1}I$, $\omega_{S2}I$, $\omega_{S3}I$ caused by change of scroll angle when three axis angle velocity is $0.1(^{\circ})/s$

通过表 4 和图 5 可以得俯仰角变化对 S 坐标系相对地心惯性系 I 的转动角速度在 S 坐标系各轴的分量 $\omega_{S1}I$ 、 $\omega_{S2}I$ 、 $\omega_{S3}I$ 的影响与对坐标系 S 坐标系的转动角速度在坐标系各轴的分量 ω_{S1} 、 ω_{S2} 、 ω_{S3} 影响的规律一致。

表 4 在三轴速度均为 $0.1(^{\circ})/s$ 时俯仰角变化引起 $\omega_{S1}I$ 、 $\omega_{S2}I$ 、 $\omega_{S3}I$ 的变化及相对误差

Tab.4 Change and relative error of $\omega_{S1}I$, $\omega_{S2}I$, $\omega_{S3}I$ caused by change of pitch angle when three axis angle velocity is $0.1(^{\circ})/s$

$\theta/(^{\circ})$	$\omega_{S1}I$ $I(^{\circ})\cdot s^{-1}$	$\omega_{S2}I$ $I(^{\circ})\cdot s^{-1}$	$\omega_{S3}I$ $I(^{\circ})\cdot s^{-1}$	$\omega_{S1}I$ relative error/%	$\omega_{S2}I$ relative error/%	$\omega_{S3}I$ relative error/%
-30	0.1366	0.1044	0.0366	36.6025	0.1675	-63.3976
-20	0.1282	0.1044	0.0598	28.1712	0.1675	-40.2329
-10	0.1158	0.1044	0.0811	15.8456	0.1675	-18.8842
0	0.1000	0.1044	0.1000	0.0000	0.1675	-0.0002
10	0.0811	0.1044	0.1158	-18.8840	0.1675	15.8454
20	0.0598	0.1044	0.1282	-40.2327	0.1675	28.1711
30	0.0366	0.1044	0.1366	-63.3974	0.1675	36.6024

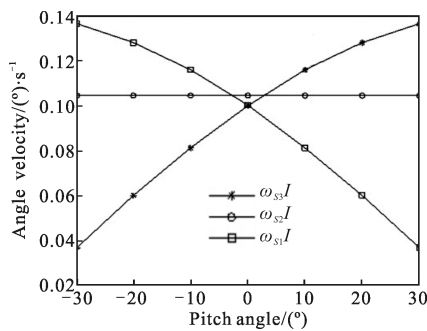


图 5 三轴速度均为 $0.1(^{\circ})/s$ 时俯仰角变化引起 $\omega_{S1}I$ 、 $\omega_{S2}I$ 、 $\omega_{S3}I$ 的变化曲线

Fig.5 Graph of $\omega_{S1}I$, $\omega_{S2}I$, $\omega_{S3}I$ caused by change of pitch angle when three axis angle velocity is $0.1(^{\circ})/s$

参考文献[8]给出了满足空间相机像移补偿计算要求的姿态精度。根据其计算分析得出飞行器指向精度优于 0.1° ，姿态角速度精度优于 $0.005(^{\circ})/s$ 才能满足 96 级 TDI-CCD 像移补偿误差要求，即当姿态角速度为 $0.1(^{\circ})/s$ 时，相对误差不能大于 5%。从表 1~表 4 中的数据可以看出：在侧摆角大于 10° 时引起的俯仰角速度相对误差超过 16%，在侧摆角为 30° 时引起的俯仰角速度相对误差已高达 50%；俯仰角大于 10° 时引起的滚动角速度和俯仰角速度的相对误差超过 15%，俯仰角为 30° 时引起的姿态角速度的

相对误差最大已达 63%；已经不能满足参考文献[8]中像移补偿计算的要求。

因此在满足一定侧摆角和俯仰角的情况下，需要采用文中方法计算出三轴姿态角速度的变化值及相对误差，如果不能满足空间相机像移补偿的要求，就不能忽略坐标系间转换关系中的相对小量，只有使用这种方法才能得到在各个相对坐标系下准确的姿态角速度，从而克服由于大姿态角引起的姿态角速度的误差，满足使用的高精度要求；并且此方法满足航天工程中方法简单、易于实现的要求。

4 结论

通过文中的分析可以确定在对飞行器姿态要求较高的情况下，飞行器姿态参数的使用方法不同得到的结果也比较大，尤其在有大的姿态角存在时，差异更大。给出了在有大大姿态角情况时轨道坐标系的姿态角速度在飞行器坐标系下的姿态角和姿态角速度的关系式。并分别给出大侧摆角和大前后摆角时飞行器坐标系各轴姿态角速度的变化及相对误差的数据。通过数据得出姿态角度越大对三轴姿态角速度的影响规律。这对空间相机在大姿态角存在时的分析提供了参数使用的方法。

参考文献：

- [1] Zhao Xiaofeng, Zhao Liping, Zhong Hongen, et al. Adjusting area-mass-ratio of satellite formation flying through attitude control with considering the orientation of solar panel [J]. *Computer Simulation*, 2010, 27(9): 66-69. (in Chinese)
赵晓峰, 赵黎平, 钟红恩, 等. 通过姿态控制改变卫星面质比的优化算法研究[J]. 计算机仿真, 2010, 27(9): 66-69.
- [2] Li Weixiong, Xu Shuyan, Yan Dejie. Influencing parameters of estimate errors of space camera's drift angle [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(8): 1530-1536. (in Chinese)
李伟雄, 徐抒岩, 闫得杰. 影响空间相机偏流角估值误差的参数[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(8): 1530-1536.
- [3] Wu Xingxing, Liu Jinguo. Image motion compensation of three-line stereo mapping camera using earth ellipsoid [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2011, 19(8): 1794-1800. (in Chinese)
武星星, 刘金国. 应用地球椭球的三线阵立体测绘相机像移补偿[J]. 光学精密工程, 2011, 19(8): 1794-1800.
- [4] Lv Hengyi, Liu Yang, Guo Yongfei. Computation of

- overlapping pixels of mechanical assembly CCD focal planes in remote sensing cameras [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, 20(5): 1041–1047. (in Chinese)
- 吕恒毅, 刘杨, 郭永飞. 遥感相机焦面 CCD 机械拼接中重叠像元数的确定 [J]. *光学精密工程*, 2012, 20(5): 1041–1047.
- [5] Yang Limei, Guo Lihong. Aircraft pose prediction method of image sequences [J]. *Computer Measurement & Control*, 2006, 14(6): 797–799. (in Chinese)
- 杨丽梅, 郭立红. 一种序列图像飞行器姿态的预测方法 [J]. *计算机测量与控制*, 2006, 14(6): 797–799.
- [6] Yan Dejie, Han Chengshan, Li Weixiong. Optimization design of scroll and pitch and control error on aircraft [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(9): 2224–2229. (in Chinese)
- 闫得杰, 韩诚山, 李伟雄. 飞行器侧摆和前后摆及控制误差的优化设计 [J]. *光学精密工程*, 2009, 17(9): 2224–2229.
- [7] Yang Xiubin, Jin Guang, Zhang Liu, et al. Satellite swaying to compensate earth speed research and imaging simulation analysis [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(3): 912–917. (in Chinese)
- 杨秀彬, 金光, 张刘, 等. 卫星后摆补偿地速研究及成像仿真分析 [J]. *宇航学报*, 2010, 31(3): 912–917.
- [8] Yan Dejie, Xu Shuyan, Han Chengshan. Effect of aircraft attitude on image motion compensation of spacecamera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, 16(11): 2199–2203. (in Chinese)
- 闫得杰, 徐抒岩, 韩诚山. 飞行器姿态对空间相机像移补偿的影响 [J]. *光学精密工程*, 2008, 16(11): 2199–2203.
- [9] Li Weixiong, Yan Dejie, Xu Shuyan, et al. Modification of geocentric distance error of space camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, 20(5): 1126–1133. (in Chinese)
- 李伟雄, 闫得杰, 徐抒岩, 等. 空间相机地心距误差修正 [J]. *光学精密工程*, 2012, 20(5): 1126–1133.
- [10] Li Weixiong, Yan Dejie, Wang Dong. Image motion compensation method of high resolution space camera's imaging with pitch angle [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(9): 2442–2448. (in Chinese)
- 李伟雄, 闫得杰, 王栋. 高分辨率空间相机俯仰成像的像移补偿方法 [J]. *红外与激光工程*, 2013, 42(9): 2442–2448.