



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109240322 B

(45) 授权公告日 2020.11.24

(21) 申请号 201811155556.2

(22) 申请日 2018.09.30

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 109240322 A

(43) 申请公布日 2019.01.18

(73) 专利权人 南京航空航天大学  
地址 210016 江苏省南京市秦淮区御道街  
29号

专利权人 哈尔滨工业大学

(72) 发明人 华冰 刘睿鹏 王峰 吴云华  
陈志明

(74) 专利代理机构 南京经纬专利商标代理有限  
公司 32200

代理人 熊玉玮

(51) Int.Cl.

G05D 1/08 (2006.01)

G05D 1/10 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 106595674 A, 2017.04.26

CN 103019099 A, 2013.04.03

张玉锳 等.《卫星编队飞行的地球扁率摄动  
分析》.《宇航学报》.2002,第72-76页.

Jean-François Vandenrijt.《Simulation  
and graphical representation of the orbit  
and the imaging parameter of Earth  
observation satellites》.《Acta  
Astronautica》.2005,第186-196页.

审查员 耿宾

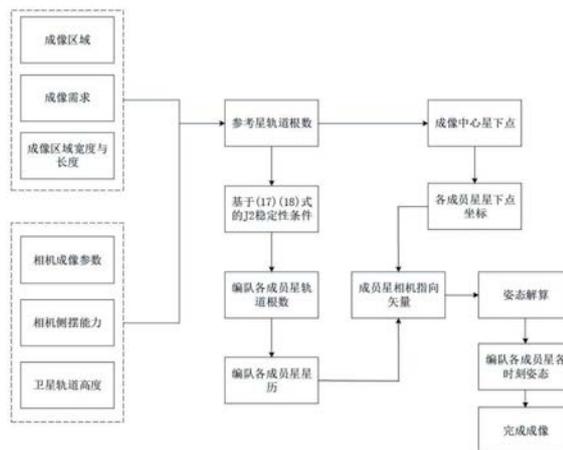
权利要求书3页 说明书14页 附图14页

(54) 发明名称

一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现  
方法

(57) 摘要

本发明公开了一种面向对地超幅宽成像的  
卫星编队实现方法,涉及卫星稳定成像的编队技  
术,属于控制、调节的技术领域。本方法针对分  
布式超幅宽成像问题进行了研究,打破传统卫  
星成像的单一星下点成像方式,通过搭载高精  
度成像载荷并且结合分布式卫星控制技术,可  
使卫星以编队成像的形式实现高精度超幅宽成  
像,大幅提升卫星搜索成像效率。本方法提出  
了基于J2稳定性的分布式卫星编队超幅宽成  
像模式,解决了卫星凝视范围小、成像幅宽窄  
、地球自转使得卫星无法对地面相邻区域实现  
连续成像等问题。



1. 一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法,其特征在于,根据超幅宽成像需求以及卫星成像参数初始化参考卫星轨道根数,确定各成员星满足卫星编队在J2摄动下长期稳定这一条件时的轨道根数,依据参考星星历推算未来时刻参考卫星成像中心的星下点坐标及各成员星相机指向矢量,由各成员星的轨道根数更新各成员星星历,再结合各成员星相机指向矢量解算各成员星在保持宽幅成像模式下的姿态参数;

其中,确定各成员星满足卫星编队在J2摄动下长期稳定这一条件时的轨道根数有两种方案:

方案一:以消除参考卫星运动方向及参考卫星轨道面在J2摄动下的偏移为目标,使伴飞卫星拥有与参考卫星相同的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角,再结合参考卫星与伴飞卫星的距离及相角调整伴飞卫星的升交点赤经及平近点角,

方案二:对于具有相同升交点赤经但轨道倾角不同的成员星采用方案一确定轨道根数,对于具有相同轨道倾角但升交点赤经不同的成员星,以消除参考卫星运动方向在J2摄动下的偏移为目标,使伴飞卫星拥有与参考卫星相同的半长轴、偏心率、近地点幅角、升交点赤经,根据单星成像宽度并以伴飞卫星和参考卫星的视野有重叠为目的调整伴飞卫星的轨道倾角和平近点角。

2. 根据权利要求1所述一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法,其特征在于,各成员星满足卫星编队在J2摄动下长期稳定这一条件时的轨道根数为:

$$\sigma_b = \begin{cases} a_b = a_r \\ e_b = e_r \\ i_b = i_r \\ \omega_b = \omega_r \\ \Omega_b = \Omega_r + \delta \Omega \\ M_b = m_r + \delta m \end{cases}, \sigma_b \text{ 为伴飞卫星的轨道根数}, \sigma_b = (a_b \ e_b \ i_b \ \omega_b \ \Omega_b \ M_b), a_b, e_b, i_b, \omega_b,$$

$\Omega_b, M_b$  分别为伴飞卫星的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,  $a_r, e_r, i_r, \omega_r, \Omega_r, m_r$  分别为参考卫星的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,  $\delta \Omega, \delta m$  分别为伴飞卫星和参考卫星的升交点赤经差值和平近点角差值,

$$\delta \Omega = \arccos \left( \frac{\overline{OA} \cdot \overline{OD}}{|\overline{OA}| \cdot |\overline{OD}|} \right), \delta m = \arccos \left( \frac{\overline{OD} \cdot \overline{OS}}{|\overline{OD}| \cdot |\overline{OS}|} \right), 0 \text{ 为参考卫星坐标系原点}, A \text{ 为参考卫星轨道面与赤道面的交点}, D \text{ 为伴飞卫星轨道面与赤道面的交点}, S \text{ 为伴飞卫星质点},$$

$$\overline{OD} = \overline{OC} \times \overline{OF}, \overline{OA} = [0 \ 0 \ a] \times \overline{OC}, \overline{OS} = \begin{cases} S_x = \frac{2a^2 - d^2}{2a} \\ S_z = d \cos(\phi) \\ S_y = \sqrt{S_x^2 + S_z^2} \end{cases}, \overline{OF} \text{ 为伴飞星轨道面的法向}$$

量,  $\overline{OC}$  为地轴向量,  $a$  为参考卫星的半长轴,  $\overline{OF}$  由 
$$\begin{cases} |\overline{OS}-\overline{OR}|=d \\ \frac{\overline{OC} \cdot \overline{OF}}{|\overline{OC}| \cdot |\overline{OF}|} = \cos(i) \\ |\overline{OF}|=a \end{cases}$$
 确定,  $R$  为参考卫星质

点,  $i$  为参考卫星的轨道倾角,  $d$ 、 $\phi$  为参考卫星与伴飞卫星的距离及相角,

$$\overline{OC} = \begin{cases} C_x = 0 \\ C_z = -a \sin(90-i) \\ C_y = -a \cos(90-i) \end{cases}, S_x, S_z, S_y \text{ 为 } \overline{OS} \text{ 在参考卫星坐标系下的坐标, } C_x, C_z, C_y \text{ 为 } \overline{OC} \text{ 在参考}$$

卫星坐标系下的坐标。

3. 根据权利要求1所述一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法, 其特征在于, 各成员星满足卫星编队在 J2 摄动下长期稳定这一条件时的轨道根数为:

$$\sigma_b = \begin{cases} a_b = a_r \\ e_b = e_r \\ i_b = i_r + \delta i \\ \omega_b = \omega_r \\ \Omega_b = \Omega_r \\ M_b = m_r + \delta m \end{cases}, \sigma_b \text{ 为伴飞卫星的轨道根数, } \sigma_b = (a_b \ e_b \ i_b \ \omega_b \ \Omega_b \ M_b), a_b, e_b, i_b, \omega_b,$$

$\Omega_b, M_b$  分别为伴飞卫星的半长轴、离心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,  $a_r, e_r, i_r, \omega_r, \Omega_r, m_r$  分别为参考卫星的半长轴、离心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,  $\delta i, \delta m$  分别为伴飞卫星和参考卫星的轨道倾角差值和平近点角差值,

$$\delta i = 3 \cdot \frac{sen-5}{a \cdot \pi} \cdot 180^\circ, a \text{ 为参考卫星半长轴, } sen \text{ 为单星成像宽度,}$$

$$\delta m = \arccos\left(\frac{\overline{OG} \cdot \overline{OR}}{|\overline{OG}| \cdot |\overline{OR}|}\right) - \arccos\left(\frac{\overline{OG} \cdot \overline{OB}}{|\overline{OG}| \cdot |\overline{OB}|}\right), R \text{ 为参考卫星质点, } R \text{ 的坐标为 } (a \ 0 \ 0), B \text{ 为伴飞}$$

卫星质点,  $G$  为参考卫星的升交点,  $\overline{OG} = [0 \ 0 \ a] \times \overline{OC}$ ,  $\overline{OC}$  为地轴向量,

$$\overline{OC} = \begin{cases} C_x = 0 \\ C_z = -a \sin(90-i) \\ C_y = -a \cos(90-i) \end{cases}, C_x, C_z, C_y \text{ 为 } \overline{OC} \text{ 在参考卫星坐标系下的坐标, } i \text{ 为参考卫星的轨道}$$

$$\text{倾角, } \overline{OB} = \begin{cases} B_x = \frac{2a^2 - d^2}{2a} \\ B_z = a \cos(\phi) \\ B_y = \sqrt{B_x^2 + B_z^2} \end{cases}, B_x, B_z, B_y \text{ 为 } \overline{OB} \text{ 在参考卫星坐标系下的坐标, } d, \phi \text{ 为参考卫星}$$

与伴飞卫星的距离及相角。

4. 根据权利要求1所述一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法, 其特征在于, 所

述超幅宽成像需求包括:所需成像区域的维度信息、所需成像的宽度。

5. 根据权利要求1所述一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法,其特征在于,所述卫星成像参数包括:单星成像区域的宽幅、最佳成像高度、相机成像最大侧摆能力。

6. 根据权利要求1所述一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法,其特征在于,所述卫星编队在J2摄动下长期稳定这一条件通过对J2摄动模型中各分量特别是高阶小量进行精确变分处理得到。

## 一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法

### 技术领域

[0001] 本发明公开了一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法,涉及卫星稳定成像的编队技术,属于控制、调节的技术领域。

### 背景技术

[0002] 随着空间技术的快速发展,卫星遥感成像技术在农业、经济、气候、搜索救援等方面日益凸显出其快速、便捷、精度高等优势。而由敏捷卫星组成的分布式微纳卫星具有成本低、配置灵活等特点。微纳卫星相对传统大卫星来说,研发周期短,技术指标相对较低,发射成本也因其较低的质量降低,中小型国家以及科研机构高校均可承担其研制发射费用,结合一箭多星技术可实现快速发射部署,低轨道的微纳卫星可由改装后的导弹发射入轨,能够灵活应对突发状况,满足快速响应的需求,具有大卫星无法比拟的技术优势。

[0003] 然而,目前卫星成像技术普遍采用单星成像后进行图像拼接的方式完成大地图的成像,由于地球自转的影响,卫星无法对地面相邻区域实现连续成像,需要经历较长的时间才能经过上次成像的相邻区域,从而造成对相邻区域的成像质量受光照条件、云雾遮挡等条件的影响,同时,针对动态目标进行大范围搜索时(如:海上失联目标搜救、高动态目标搜索),目标极易在该时间间隙中移动到已成像的区域中去,从而造成漏查。而使用分布式卫星超幅宽成像技术可极大提升大范围排查的效率与准确性,缩短相邻成像区域的成像延时。

[0004] 基于超幅宽成像任务,微纳卫星编队队形应长期保持稳定以满足成像需求,而微纳卫星自身体积有限且所携带的用于维持编队的燃料有限,所以需要设计使卫星不使用或使用少量燃料即可满足编队稳定的编队队形及轨道根数。

### 发明内容

[0005] 本发明的发明目的是针对上述背景技术的不足,提供了一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法,实现了分布式卫星超幅宽成像的编队设计以及卫星姿态规划,进而实现了超幅宽成像,解决了卫星凝视范围小、成像幅宽窄、地球自转使得卫星无法对地面相邻区域实现连续成像的技术问题。

[0006] 本发明为实现上述发明目的采用如下技术方案:

[0007] 一种面向对地超幅宽成像的卫星编队实现方法,包括如下步骤:

[0008] 1、获取成像需求:确定所需成像区域的维度信息,用于确定分布式卫星的轨道倾角,如需全球范围成像则需采用极轨,确定所需成像的宽度,结合卫星成像参数确定所需要的卫星数量;

[0009] 2、确定卫星遥感相机的成像参数:主要为成像区域的宽幅、最佳成像高度、相机成像最大侧摆能力;

[0010] 3、结合以上两步基本确定所需成像的卫星数量,数量应大于等于成像宽幅/单个卫星视野,基于成像区域确定编队的轨道倾角,为保持成像的稳定性,编队采用圆形轨道

级,偏心率为0;

[0011] 4、以参考星为原点,参考星速度方向为Y方向,所在水平面为二维坐标平面设定极坐标系,依据成像宽幅设定各成员星与参考星的距离以及角度;

[0012] 5、以(17)(18)两式子中的稳定条件为基础,依据(20)-(27)式中的设计方法,可获得各个伴飞卫星根数的解析解,从而确定在稳定条件下的伴飞卫星的根数;

[0013] 6、依据参考星的星历计算未来各个时刻参考星的成像中心星下点以及各伴飞星在此参考位置下的相机指向矢量;

[0014] 7、结合各伴飞星的推算星历以及未来各个时刻的指向矢量解算伴飞卫星的姿态信息,使得卫星编队能够在满足J2摄动稳定条件下长期稳定飞行,实现超宽幅成像。

[0015] 本发明给出了两种编队设计方案,第一种以消除参考卫星运动方向及参考卫星轨道面在J2摄动下的偏移为目标结合参考卫星与伴飞卫星的距离及相角调整伴飞卫星的升交点赤经及平近点角;第二种是以消除参考卫星运动方向在J2摄动下的偏移为目标,对于具有相同升交点赤经但轨道倾角不同的成员星,采用第一种方法确定伴飞星轨道根数,对于具有相同轨道倾角但升交点赤经不同的成员星,根据单星成像宽度并以伴飞卫星和参考卫星的视野有重叠为目的调整伴飞卫星的轨道倾角和平近点角。

[0016] 第一种编队方案确定的伴飞卫星轨道根数为:  $\sigma_b = \begin{cases} a_b = a_r \\ e_b = e_r \\ i_b = i_r \\ \omega_b = \omega_r \\ \Omega_b = \Omega_r + \delta \Omega \\ M_b = m_r + \delta m \end{cases}$ ,  $\sigma_b$ 为伴飞卫星

的轨道根数,  $\sigma_b = (a_b \ e_b \ i_b \ \omega_b \ \Omega_b \ M_b)$ ,  $a_b, e_b, i_b, \omega_b, \Omega_b, M_b$ 分别为伴飞卫星的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,  $a_r, e_r, i_r, \omega_r, \Omega_r, m_r$ 分别为参考卫星的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,  $\delta \Omega, \delta m$ 分别为伴飞卫星

和参考卫星的升交点赤经差值和平近点角差值,  $\delta \Omega = \arccos \left( \frac{\overline{OA} \cdot \overline{OD}}{|\overline{OA}| \cdot |\overline{OD}|} \right)$ ,

$\delta m = \arccos \left( \frac{\overline{OD} \cdot \overline{OS}}{|\overline{OD}| \cdot |\overline{OS}|} \right)$ , O为参考卫星坐标系原点, A为参考卫星轨道面与赤道面的交点, D为

伴飞卫星轨道面与赤道面的交点, S为伴飞卫星质点,

$$\overline{OD} = \overline{OC} \times \overline{OF}, \quad \overline{OA} = [0 \ 0 \ a] \times \overline{OC}, \quad \overline{OS} = \begin{cases} S_x = \frac{2a^2 - d^2}{2a} \\ S_z = d \cos(\phi) \\ S_y = \sqrt{S_x^2 + S_z^2} \end{cases}, \quad \overline{OF} \text{为伴飞星轨道面的法向量,}$$

$\overline{OC}$ 为地轴向量,  $a$ 为参考卫星的半长轴,  $\overline{OF}$ 由

$$\begin{cases} |\overline{OS}-\overline{OR}|=d \\ \frac{\overline{OC} \cdot \overline{OF}}{|\overline{OC}| \cdot |\overline{OF}|} = \cos(i) \\ |\overline{OF}|=a \end{cases}$$

确定,  $R$ 为参考卫星质点,  $i$

为参考卫星的轨道倾角,  $d$ 、 $\phi$ 为参考卫星与伴飞卫星的距离及相角,

$$\overline{OC} = \begin{cases} C_x = 0 \\ C_z = -a \sin(90-i) \\ C_y = -a \cos(90-i) \end{cases}$$

为参考卫星在参考卫星坐标系下的坐标。

[0017] 第二种编队方案确定的伴飞卫星轨道根数为:  $\sigma_b = \begin{cases} a_b = a_r \\ e_b = e_r \\ i_b = i_r + \delta i \\ \omega_b = \omega_r \\ \Omega_b = \Omega_r \\ M_b = m_r + \delta m \end{cases}$ ,  $\sigma_b$ 为伴飞卫星

的轨道根数,  $\sigma_b = (a_b \ e_b \ i_b \ \omega_b \ \Omega_b \ M_b)$ ,  $a_b, e_b, i_b, \omega_b, \Omega_b, M_b$ 分别为伴飞卫星的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,  $a_r, e_r, i_r, \omega_r, \Omega_r, m_r$ 分别为参考卫星的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,  $\delta i, \delta m$ 分别为伴飞卫星和参考卫星的轨道倾角差值和平近点角差值,  $\delta i = 3 \cdot \frac{\text{sen} - 5}{a \cdot \pi} \cdot 180^\circ$ ,  $a$ 为参考卫星半长轴,  $\text{sen}$ 为

单星成像宽度,  $\delta m = \arccos\left(\frac{\overline{OG} \cdot \overline{OR}}{|\overline{OG}| \cdot |\overline{OR}|}\right) - \arccos\left(\frac{\overline{OG} \cdot \overline{OB}}{|\overline{OG}| \cdot |\overline{OB}|}\right)$ ,  $R$ 为参考卫星质点,  $R$ 的坐标为

$(a \ 0 \ 0)$ ,  $B$ 为伴飞卫星质点,  $G$ 为参考卫星的升交点,  $\overline{OG} = [0 \ 0 \ a] \times \overline{OC}$ ,  $\overline{OC}$ 为地轴向量,

$$\overline{OC} = \begin{cases} C_x = 0 \\ C_z = -a \sin(90-i) \\ C_y = -a \cos(90-i) \end{cases}$$

角,  $\overline{OB} = \begin{cases} B_x = \frac{2a^2 - d^2}{2a} \\ B_z = a \cos(\phi) \\ B_y = \sqrt{B_x^2 + B_z^2} \end{cases}$ ,  $B_x, B_z, B_y$ 为 $\overline{OB}$ 在参考卫星坐标系下的坐标,  $d, \phi$ 为参考卫星与

伴飞卫星的距离及相角。

[0018] 本发明采用上述技术方案, 具有以下有益效果:

[0019] (1) 本申请考虑了J2摄动模型精确变分处理中的高阶小量, 通过精确的变分处理得到了更加精确的J2稳定性条件, 在该J2稳定性条件的基础上确定了可长期实现稳定成像

飞行的编队构型解析解,再在此基础上建立极坐标下的队形设计方案,便于稳定型编队的设计。

[0020] (2) 本申请给出了两种编队构型解析解的计算方法,一种以消除参考卫星运动方向及参考卫星轨道面在J2摄动下的偏移为目标,通过解析伴飞卫星和参考卫星的几何位置关系,将编队各成员星的几何位置关系映射到卫星轨道根数,依据该种解析方法确定的卫星编队方案能够维持编队在较长时间内的整体稳定,不需要消耗燃料进行轨道维持,节省燃料,克服有限燃料难以满足宽幅成像需求的缺陷;另一种仅以消除参考卫星运动方向在J2摄动下的偏移为目标,使用升交点赤经改变轨道面来弥补存在倾角差值的轨道造成的视野收缩,成像卫星轨道周期较短且成像宽幅大,在相邻周期间减少成像缝隙,大幅减少目标因在相邻成像区域间移动而无法被卫星捕捉的情况,解决了高动态目标大范围搜索漏查的问题,相对第一种队形需要更多的燃料保持队形,但具有十分良好的超幅宽覆盖性能,实现了卫星编队长期在摄动下的超幅宽成像。

[0021] (3) 本发明使用高分辨率的成像卫星集群进行成像,在保证成像视野大小的同时,解决传统大视野卫星成像分辨率不足、遥感图像清晰度较差的问题,采用本发明涉及的成像编队重构方案,成像视野宽幅可达1000KM,解决了高清遥感卫星成像视野小、相邻遥感区域成像间隔时间长、成像光照条件不一致不利于对比分析的问题。

## 附图说明

[0022] 图1为轨道坐标系的示意图。

[0023] 图2为轨道受摄运动的示意图。

[0024] 图3为偏心率与轨道倾角对应关系的示意图。

[0025] 图4为采用第一种编队方案计算伴飞卫星轨道根数的示意图。

[0026] 图5为成像宽幅为700Km与1000Km时的成像示意图。

[0027] 图6为超宽幅成像方法的流程图。

[0028] 图7为超幅宽成像程序的流程图。

[0029] 图8为在J2摄动模型下满足J2摄动条件时参考星与伴飞卫星距离的仿真结果。

[0030] 图9为在J2摄动模型下不满足J2摄动条件时参考星与伴飞卫星的距离测量结果。

[0031] 图10为在HPOP模型下满足J2摄动稳定条件时参考星与伴飞卫星距离的仿真结果。

[0032] 图11为在HPOP模型下不满足J2摄动稳定条件时参考星与伴飞卫星距离的仿真结果。

[0033] 图12为覆盖幅宽700Km、单个视角100Km时编队覆盖情况的示意图。

[0034] 图13为100KM幅宽时卫星星下点幅宽缩短区域的示意图。

[0035] 图14为100Km幅宽时一个轨道周期内卫星覆盖宽幅变化的示意图。

[0036] 图15为覆盖幅宽1000Km,单个视角150Km时编队覆盖情况的示意图。

[0037] 图16为150KM幅宽时卫星星下点幅宽缩短区域的示意图。

[0038] 图17为150Km幅宽时一个轨道周期内卫星覆盖宽幅变化的示意图。

[0039] 图18为视野无收缩型编队的示意图。

[0040] 图19为具体实施例中的第一组成像。

[0041] 图20为采用第二种编队设计方案计算伴飞卫星轨道根数的示意图。

[0042] 图21为在J2摄动模型下满足(18)式摄动稳定条件时参考星与伴飞卫星的距离仿真结果。

[0043] 图22为在J2摄动模型下不满足(18)式摄动稳定条件时参考星与伴飞卫星的距离测量结果。

[0044] 图23为在HPOP模型下满足(18)式摄动稳定条件时参考星与伴飞卫星的距离仿真结果。

[0045] 图24为在HPOP模型下不满足(18)式摄动稳定条件时参考星与伴飞卫星的距离仿真结果。

[0046] 图25为具体实施例中第二种队形时一个轨道周期内卫星覆盖宽幅的示意图。

## 具体实施方式

[0047] 下面结合附图对发明的技术方案进行详细说明。

[0048] 本发明针对分布式卫星超幅宽成像技术,对J2摄动下的轨道参数进行变分分析进而细化了摄动模型,设计满足长期稳定的编队队形,并依据参考星的星下点坐标进行伴飞卫星的姿态规划,实现了长期稳定的超幅宽成像。

[0049] 1.J2摄动下的航天器相对运动模型

[0050] 本部分将针对超幅宽成像所需要的卫星编队进行设计,主要依据卫星编队的成像需求,在J2长期摄动下对卫星编队的稳定性条件进行设计,并且依据队形要求的不同设计了两种不同的成像编队。

[0051] 1.1航天器相对运动坐标系

[0052] 在航天器交会对接、编队构型设计等研究中,航天器相对距离相比轨道半长轴为小量,使用开普勒根数法无法直观描述航天器的相对位置关系,于是设定航天器相对运动坐标系。如图1所示。

[0053] 图1中,0XYZ为地心惯性坐标系,oxyz为航天器相对运动坐标系,其中,地心惯性系中坐标原点位于地心0,X轴指向春分点,Z轴指向天极,Y轴与XOZ面构成右手系;航天器参考坐标系(即为航天器相对运动坐标系)中坐标原点位于卫星质心o,x轴为地心到航天器连线的方向,y轴为航天器运动方向,z轴右手系垂直于x轴和y轴构成的参考航天器轨道面。

[0054] 1.2基于平均根数法的地球非球形摄动模型

[0055] 在解决摄动问题时,如果采用经典摄动解法,那么,升交点赤经与近地点幅角这种缓慢变化的长周期项将变成长期项,并且将出现泊松项(长周期项变成时间间隔的幂级数项),此种解结构的轨道根数不利于摄动项的分析。于是,引入平均根数法,其中,参考航天器的轨道根数为 $\sigma_r$ ,伴飞航天器的轨道根数为 $\sigma_b$ 。其中, $a_r, e_r, i_r, \omega_r, \Omega_r, m_r$ 分别为参考星的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角。 $a_b, e_b, i_b, \omega_b, \Omega_b, M_b$ 分别为伴飞星的半长轴、偏心率、轨道倾角、近地点幅角、升交点赤经、平近点角,

$$[0056] \quad \sigma_r = (a_r \ e_r \ i_r \ \omega_r \ \Omega_r \ m_r) \quad (1),$$

$$[0057] \quad \sigma_b = (a_b \ e_b \ i_b \ \omega_b \ \Omega_b \ M_b) \quad (2)。$$

[0058] 在进行地球非球形摄动的分析时,由于田谐项为带谐项的三阶无穷小,并且带谐项中J3、J4的数量级为 $10^{-6}$ ,而J2的数量级为 $10^{-3}$ ,故忽略高阶无穷小量后,对J2项进行分析可以得到J2摄动对六根数的一阶长期项为:

$$[0059] \quad a(t-t_0) = 0 \quad (3),$$

$$[0060] \quad e(t-t_0) = 0 \quad (4),$$

$$[0061] \quad i(t-t_0) = 0 \quad (5),$$

$$[0062] \quad \Omega(t-t_0) = -\frac{3}{2}J_2 \frac{\sqrt{\mu}R_e^2}{a^{3.5}(1-e^2)^2} \cos i(t-t_0) \quad (6),$$

$$[0063] \quad \omega(t-t_0) = \frac{3}{4}J_2 \frac{\sqrt{\mu}R_e^2}{a^{3.5}(1-e^2)^2} (5\cos^2 i - 1)(t-t_0) \quad (7),$$

$$[0064] \quad M(t-t_0) = \frac{\sqrt{\mu}}{a^{1.5}} + \frac{3}{4}J_2 \frac{\sqrt{\mu}R_e^2}{a^{3.5}(1-e^2)^{1.5}} (3\cos^2 i - 1)(t-t_0) \quad (8),$$

[0065] 其中,  $R_e$  为地球半径,  $\mu$  为地球引力常数, 由上式可以得知,  $J_2$  摄动并不会对半长轴、偏心率及轨道倾角产生影响, 而对升交点赤经、平近点角、近地点幅角的影响均是一个随时间累积的过程。

[0066] 在轨道的设计中, 应尽量使编队中各成员星受  $J_2$  摄动而漂移的速率相同从而长期保持队形稳定, 因此, 设定伴飞航天器与参考航天器之间的轨道漂移差值为:

$$[0067] \quad \Delta\dot{\Omega}(t-t_0) = \frac{\Omega_r(t-t_0) - \Omega_b(t-t_0)}{(t-t_0)} = 0 \quad (9),$$

$$[0068] \quad \Delta\dot{\omega}(t-t_0) = \frac{\dot{\omega}_r(t-t_0) - \dot{\omega}_b(t-t_0)}{(t-t_0)} = 0 \quad (10),$$

$$[0069] \quad \Delta\dot{M}(t-t_0) = \frac{\dot{M}_r(t-t_0) - \dot{M}_b(t-t_0)}{(t-t_0)} = 0 \quad (11),$$

[0070] 其中, 由于伴飞航天器与参考航天器共同受  $J_2$  摄动的影响, 并且两航天器之间的轨道漂移差值为小量, 所以, 对于式 (9) 至式 (11) 进行变分。可得:

$$[0071] \quad \delta\dot{\Omega} = \frac{3}{2}J_2\sqrt{\mu}R_e^2 \left( \frac{\cos i}{2a^{4.5}(1-e^2)^2} \delta a - \frac{4e \cos i}{a^{3.5}(1-e^2)^3} \delta e + \frac{\sin i}{a^{3.5}(1-e^2)^2} \delta i \right) = 0 \quad (12),$$

$$[0072] \quad \delta\dot{\omega} = \frac{3}{4}J_2\sqrt{\mu}R_e^2 \left( -\frac{7(5\cos^2 i - 1)}{2a^{4.5}(1-e^2)^2} \delta a + \frac{4e(5\cos^2 i - 1)}{a^{3.5}(1-e^2)^3} \delta e - \frac{5\sin 2i}{a^{3.5}(1-e^2)^2} \delta i \right) = 0 \quad (13),$$

$$[0073] \quad \delta\dot{M} = \left( -\frac{3\sqrt{\mu}}{2a^{2.5}} - \frac{21}{8}J_2\sqrt{\mu}R_e^2 \frac{(3\cos^2 i - 1)}{a^{4.5}(1-e^2)^{1.5}} \right) \delta a + \frac{9}{16}J_2\sqrt{\mu}R_e^2 \frac{4e(3\cos^2 i - 1)}{a^{3.5}(1-e^2)^{2.5}} \delta e - \frac{9}{4}J_2\sqrt{\mu}R_e^2 \frac{\sin 2i}{a^{3.5}(1-e^2)^{1.5}} \delta i = 0 \quad (14).$$

[0074] 卫星的轨迹因摄动影响不再是一个闭合的椭圆或者圆, 于是, 设定受摄卫星在当前轨道面内的位置为:  $\beta = \omega + f$ ,  $\omega$  为近地点幅角,  $f$  为真近点角, 其升交点赤经也会变化, 轨道受摄运动后的参数变化如图2所示。

[0075] 由于J2摄动并不改变半长轴、离心率与轨道倾角,β角的变换相对卫星编队主要体现在受摄卫星相对参考星y轴方向的变化,即为轨道面内的变化,升交点赤经的变化主要体现在z轴方向的变化,即为轨道面的变化,所以只要消除这两个方向的摄动变化即可达到稳定。为保持伴飞航天器相对于参考航天器在z轴方向的漂移速度一致,即 $\delta\dot{\Omega}=0$ ,可得:

$$[0076] \quad \frac{\cos i}{2a^{4.5}(1-e^2)^2} \delta a - \frac{4e \cos i}{a^{3.5}(1-e^2)^3} \delta e + \frac{\sin i}{a^{3.5}(1-e^2)^2} \delta i = 0 \quad (15),$$

[0077] 而在参考星的y轴方向应满足:  $\Delta\beta = \beta_1 - \beta_2 = 0$ , 即为:  $\Delta\beta = \omega_r + f_r - \omega_b - f_b$ , 由于本卫星为遥感卫星,需保持在最佳成像高度,于是设定轨道为圆形轨道,即,  $f = M$ ,  $M$ 为平近点角,于是有:  $\delta\dot{M} + \delta\dot{\omega} = 0$ 。即:

$$[0078] \quad \left( \frac{3\sqrt{\mu}}{2a^{2.5}} - \frac{21}{8} J_2 \sqrt{\mu} R_e^2 \frac{(3\cos^2 i - 1)}{a^{4.5}(1-e^2)^{1.5}} - \frac{21}{8} J_2 \sqrt{\mu} R_e^2 \frac{(5\cos^2 i - 1)}{a^{4.5}(1-e^2)^2} \right) \delta a$$

$$+ J_2 \sqrt{\mu} R_e^2 \left( \frac{9e(3\cos^2 i - 1)}{4a^{3.5}(1-e^2)^{2.5}} - \frac{3e(5\cos^2 i - 1)}{a^{3.5}(1-e^2)^3} \right) \delta e$$

$$- J_2 \sqrt{\mu} R_e^2 \left( \frac{\sin 2i}{a^{3.5}(1-e^2)^{1.5}} - \frac{15\sin 2i}{4a^{3.5}(1-e^2)^2} \right) \delta i = 0 \quad (16)。$$

[0079] 于是满足卫星队形稳定的条件即(15)(16)两式。

[0080] 1.3基于超幅宽成像的编队设计

[0081] 基于本文所涉及的具体任务,设定所有伴飞星与参考星具有相同的半长轴并且均使用近圆轨道,同时式(15)中 $\delta a$ 的系数项为其余两项的高阶无穷小,可以忽略,于是对(15)(16)式进行简化可得:

$$[0082] \quad \frac{4e}{(1-e^2)^2} \cos i \delta e - \sin i \delta i = 0 \quad (17),$$

$$[0083] \quad \left( \frac{3\sqrt{\mu}}{2a^{2.5}} \right) \delta a = J_2 \sqrt{\mu} R_e^2 \left( \frac{9e(3\cos^2 i - 1)}{4a^{3.5}(1-e^2)^{2.5}} + \frac{3e(5\cos^2 i - 1)}{a^{3.5}(1-e^2)^3} \right) \delta e$$

$$- J_2 \sqrt{\mu} R_e^2 \left( \frac{\sin 2i}{a^{3.5}(1-e^2)^{1.5}} + \frac{15\sin 2i}{4a^{3.5}(1-e^2)^2} \right) \delta i \quad (18),$$

[0084] 对(17)式进行分析,可得离心率与轨道倾角的关系如下:

$$[0085] \quad \frac{4e}{(1-e^2)^2} \cdot \frac{\delta e}{\delta i} = \tan i \quad (19),$$

[0086] 分别设定 $\frac{\delta e}{\delta i}$ 为0.01、0.1、1、10、100,离心率与轨道倾角的对应关系如图3所示。

[0087] 由图3中的关系可得:当 $\frac{\delta e}{\delta i}$ 比值很小时,如果需满足稳定性条件:并且维持较小的

偏心率,则参考星的轨道倾角几乎为0,显然无法满足成像编队的覆盖性需求,或,当且仅当偏心率近乎十分大(近乎为1)时,轨道倾角才可以在很大的一个范围内进行选择(如: $\frac{\delta e}{\delta i}=0.01$ );当且仅当 $\frac{\delta e}{\delta i}$ 比值很大时,参考星才可以以一个较小的偏心率在大范围内选择轨道倾角(如: $\frac{\delta e}{\delta i}=100$ )。

[0088] 而e本身的取值范围在0-1之间,即为一小量,并且成像编队队形较为紧凑,为了保持较为理想的成像队形, $\delta e$ 的取值应为e取值的高阶无穷小,而为了保持较大的 $\frac{\delta e}{\delta i}$ , $\delta i$ 的取值应为 $\delta e$ 的高阶无穷小,从而参考航天器与伴飞航天器具有几乎相同的轨道倾角。

[0089] 3燃料节省型编队设计

[0090] 基于上述分析并且同时满足(17)与(18)式,则设定主从星具有相同的轨道倾角、半长轴与偏心率,即, $\delta e=0, \delta i=0, \delta a=0$ 并且偏心率为0。由于偏心率为0,近地点幅角并无实际意义,仅通过平近点角与升交点赤经控制队形。

[0091] 设定轨道高度 $h=500\text{KM}$ ,参考卫星的根数为 $\sigma_r=(a_r \ e_r \ i_r \ \omega_r \ \Omega_r \ m_r)$ ,其中, $e_r=0$ ,相机对地覆盖面积为 $sen*sen$ ,相邻卫星对地覆盖面积中有5KM的重叠区域。

[0092] 如图4所示,参考航天器坐标系中,坐标原点O位于地心,X轴由地心指向参考航天器,Y轴垂直于轨道面指向参考星运动方向右侧,Z轴构成右手系。参考星与伴飞星距离为d,相角为 $\phi$ ,A为参考星轨道面与赤道面的交点,D点为伴飞星轨道面与赤道面的交点,S为伴飞卫星质点,R为参考卫星质点,OF为伴飞星轨道面法向量。于是,基于(17)(18)式确定伴飞卫星轨道根数的过程如下:

[0093] 伴飞卫星在参考航天器坐标系下的坐标为:

$$[0094] \quad \overline{OS} = \begin{cases} S_x = \frac{2a^2 - d^2}{2a} \\ S_z = d \cos(\phi) \\ S_y = \sqrt{S_x^2 + S_z^2} \end{cases} \quad (20),$$

[0095] 地轴的坐标为:

$$[0096] \quad \overline{OC} = \begin{cases} C_x = 0 \\ C_z = -a \sin(90-i) \\ C_y = -a \cos(90-i) \end{cases} \quad (21),$$

[0097] 则, $\overline{OF}$ 、 $\overline{OC}$ 、 $\overline{OS}$ 具有如下关系:

$$[0098] \quad \begin{cases} |\overline{OS} - \overline{OR}| = d \\ \frac{\overline{OC} \cdot \overline{OF}}{|\overline{OC}| \cdot |\overline{OF}|} = \cos(i) \\ |\overline{OF}| = a \end{cases} \quad (22),$$

[0099] 由以上三个条件可获得 $\overline{OF}$ 向量。

[0100] 又有,

$$[0101] \quad \overline{OA} = [0 \ 0 \ a] \times \overline{OC} \quad (23),$$

$$[0102] \quad \overline{OD} = \overline{OC} \times \overline{OF} \quad (24),$$

[0103] 依据以上可得:

$$[0104] \quad \delta m = \arccos \left( \frac{\overline{OD} \cdot \overline{OS}}{|\overline{OD}| \cdot |\overline{OS}|} \right) \quad (25),$$

$$[0105] \quad \delta \Omega = \arccos \left( \frac{\overline{OA} \cdot \overline{OD}}{|\overline{OA}| \cdot |\overline{OD}|} \right) \quad (26)。$$

[0106] 于是,可得伴飞星在满足J2摄动稳定条件下的根数为:

$$[0107] \quad \sigma_b = \begin{cases} a_b = a_r \\ e_b = e_r \\ i_b = i_r \\ \omega_b = \omega_r \\ \Omega_b = \Omega_r + \delta \Omega \\ M_b = m_r + \delta m \end{cases} \quad (27)。$$

[0108] 依据式(27)并结合所需成像的宽度、相机侧摆能力以及成像视野的大小可获得主从星之间的距离以及相角。其中,设定相机的侧摆机动能力为 $25^\circ$ ,相机视野大小分别为 $100\text{Km} \times 100\text{Km}$ 以及 $150\text{Km} \times 150\text{Km}$ ,两种相机视野分别对应 $700\text{Km}$ 与 $1000\text{Km}$ 的成像宽幅,成像示意图如图5所示。

[0109] 图5中,单颗卫星视野范围设置为 $100\text{Km}$ 或 $150\text{Km}$ 时间分别对应 $700\text{Km}$ 及 $1000\text{Km}$ 的成像目标宽度,相邻卫星之间的重叠区域为 $5\text{Km}$ ,在单星视野为 $100\text{Km}$ 时使用8颗卫星可达到 $765\text{Km}$ 的覆盖,单星视野为 $150\text{Km}$ 时8颗卫星可实现 $1165\text{Km}$ 的覆盖。

[0110] 如图5所示,为了形成稳定的成像区域,在卫星成像时需要对卫星的姿态进行规划,其中,8颗成员星分别左右各4颗分布在参考星两侧,并且以自身到参考星的方向角为判断自身相对参考星方位的依据。由于轨道面相互交叉,经过半个轨道周期后,分布在参考星左右两侧的卫星位置会互换。设定相机安装在卫星下方且指向卫星本体系的Z轴方向,以参考星的星下点为参考,各星分别依次等间距地指向参考星星下点左右两侧,当成员星相对参考星位置互换后,其成像中心也对应左右互换,各星的指向中心距参考星星下点的距离与成员星到参考星的距离成正比。

[0111] 同时,考虑到如果设定每颗卫星的真近点角均相同,则在轨道面交点处有相撞风险,于是,将相邻两颗卫星的真近点角交替配置,使编队依次通过轨道面交点。

[0112] 在设计该类型轨道时,如图6、图7所示,首先,依据成像需求指标与卫星相机视角的机动能力设定初始条件,依据观测需求设定参考星轨道根数,参考星可以是一颗虚拟的卫星作为一个参考点,无需真实存在;在此基础上依据(17)(18)式并结合卫星队形计算满足J2摄动条件长期稳定的卫星编队;在此基础上计算卫星成像中心的星下点坐标并且依次计算每颗卫星对应的星下点坐标,由卫星的星历获得每颗卫星在保持成像模式时的指向矢量,进而确定各成员星姿态参数,从而完成成像。

[0113] 4仿真验证

[0114] 在仿真中分别设定成像目标宽度为700Km与1000Km,其对应的相机视角分别为100Km\*100Km与150Km\*150Km。卫星成像的轨道高度为500Km。于是依据(17)(18)式可获得成像700Km时各卫星轨道根数如表1所示。

[0115] 表1卫星编队根数表

卫星	半长轴 (km)	偏心率	倾角(度)	近地点幅 角(度)	RAAN(度)	平近点角 (度)
参考星	6878.14	0	70	0	40	0
伴飞星 1	6878.14	0	70	0	39.158	1.8041
伴飞星 2	6878.14	0	70	0	38.3155	-0.9401
[0116] 伴飞星 3	6878.14	0	70	0	37.4732	2.3801
伴飞星 4	6878.14	0	70	0	36.6309	-0.3644
伴飞星 5	6878.14	0	70	0	44.0693	0.1254
伴飞星 6	6878.14	0	70	0	44.9115	-3.1942
伴飞星 7	6878.14	0	70	0	45.7538	-0.4489
伴飞星 8	6878.14	0	70	0	46.5960	-2.6866

[0117] 仿真在一个月时间内,分别依据(17)(18)式稳定条件设定两组对照卫星验证其编队稳定性。

[0118] 第一组摄动模型选择J2摄动,分别设定满足与不满足J2稳定条件的卫星作为对照。由图8、图9可以看到:在满足J2摄动条件时,参考星与伴飞卫星的距离在180Km到205Km之间稳定震荡,无发散迹象;而在不满足J2摄动时,参考星与伴飞星之间的距离最终将扩散到1200Km,无法稳定。

[0119] 第二组设定在HPOP模型下,综合考虑三体:光压、大气阻力、潮汐摄动。由图10、图11可知:由于多种摄动力的影响,在满足J2稳定条件时,参考星与伴飞星之间的距离在一个月后将减少到80Km,而不满足条件时,将持续扩散到700Km,在HPOP模型下的扩散没有J2模型下大的主要原因是大气的摄动,由于500Km的轨道高度受大气摄动影响比较明显,卫星轨道高度降低,在尺度上缩小了编队的尺寸,所以表现出编队扩散趋势没有J2模型下明显。

[0120] 使用上述燃料节省型编队队形进行超幅宽覆盖,在编队卫星轨道面交点处,卫星之间的相对距离较近,为保证成像质量,卫星侧摆机动最多 $25^{\circ}$ ,所以存在一个弧段卫星覆盖幅宽缩短区域,其中,覆盖幅宽700Km、单个视角100Km时编队覆盖情况如图12、图13所示,100Km幅宽一个轨道周期内卫星覆盖宽幅变化趋势如图14所示。覆盖幅宽1000Km,单个视角150Km时编队覆盖情况如图15、图16所示,150Km幅宽一个轨道周期内卫星覆盖宽幅变化趋势如图17所示。

[0121] 表2第一种队形超幅宽成像效果

	J2 模型 一个轨道周期		HPOP 模型 一个轨道周期		J2 模型 320 个轨道周期		HPOP 模型 320 个轨道周期	
	100KM 幅宽	150KM 幅宽	100KM 幅宽	150KM 幅宽	100KM 幅宽	150KM 幅宽	100KM 幅宽	150KM 幅宽
[0122] 单个卫星幅宽	100KM 幅宽	150KM 幅宽	100KM 幅宽	150KM 幅宽	100KM 幅宽	150KM 幅宽	100KM 幅宽	150KM 幅宽
成像幅宽优于 1000KM 的覆 盖百分比	0%	83%	0%	83%	0%	83%	0%	79.17%
成像幅宽优于 700KM 的覆盖 百分比	93%	97%	93%	97%	93%	97%	91.67%	95.83%
成像幅宽优于 600KM 的覆盖 百分比	98%	100%	98%	100%	98%	100%	95.83%	100%

[0123] 由表2可得,设计的700Km覆盖编队在第一个轨道周期(即,编队初始化完成时)可在93%的时间内满足700Km的覆盖需求,98%的时间内满足600Km的覆盖需求,且剩余无法覆盖的弧段位于南北极等高纬度地区,不是成像的重点区域。在设定为J2摄动模型时,320个轨道周期后编队成像仍与第一个周期保持93%的时间实现700Km的覆盖,可以看出,卫星编队在设计的轨道下可实现满足J2摄动条件的稳定飞行。同时,在HPOP模型下,在320个周期后仍可实现91.67%的时间优于700Km的覆盖。

[0124] 而设计的1000Km的覆盖编队,在初始化完成时可在83%的时间内满足1000Km的覆盖且在97%的时间内满足700Km的覆盖,100%实现600Km的覆盖。在HPOP模型下,320个周期后,仍可满足79.17%的时间优于1000Km的覆盖,95.83%的时间优于700Km的覆盖,100%实现600Km的覆盖。

[0125] 5视野无收缩型编队设计

[0126] 以上编队可以在很大程度上减少用于保持卫星队形的燃料消耗,但是其存在一个缺点,即,在轨道面相交处的一小段时间内视野会收缩,无法实现超幅宽成像。于是本文设计了第二种超幅宽成像编队,可实现视野全程无收缩。但是第二种队形相比第一种较为复杂,不但需要改变升交点赤经,还需要配合轨道倾角的改变来构建队形。但是基于偏心率与轨道倾角的分析,如果改变轨道倾角则无法满足(17)式,于是在该部分则仅依据(18)式进行设计。其中,(17)式中所表述的含义是航天器在相对坐标系中z方向的稳定性,即轨道面的偏移稳定性;而(18)式则是表述在轨道面内,即y方向的稳定性。于是针对(18)式进行简化可得:

$$\begin{aligned}
 \delta a = & \frac{J_2 R_e^2}{2a} \left( \frac{3e(3\cos^2 i - 1)}{4(1-e^2)^{2.5}} + \frac{e(5\cos^2 i - 1)}{(1-e^2)^3} \right) \delta e \\
 & - J_2 R_e^2 \left( \frac{5\sin 2i}{(1-e^2)^{1.5}} + \frac{3\sin 2i}{(1-e^2)^2} \right) \delta i
 \end{aligned} \tag{28}$$

[0128] 于是,设定如图18所示的构型,4颗卫星为一组,可实现385Km宽幅的全覆盖,通过改变整个编队的升交点赤经(不改变编队稳定性)可生成同样的一组卫星编队,从而实现765Km宽幅的全覆盖。

[0129] 图19中,单星可覆盖100Km范围,成像重叠区为5Km,成像中心间距为95Km,4颗一组的卫星可实现385Km,无收缩覆盖,而整个700Km覆盖的队形则使用2个上述队形即可完成。

[0130] 由于第二种编队设计同时使用了轨道倾角与升交点赤经以及平近点角,其中,Sat1与Sat2具有相同的升交点赤经和不同的轨道倾角,而Sat3与Sat4具有相同的轨道倾角和不同的升交点赤经,即,使用升交点赤经改变轨道面来弥补存在倾角差值的轨道造成的视野收缩。

[0131] 其中,Sat3与Sat4具有相同的轨道倾角,其设计与第一种编队构型设计路线相同,但卫星间距发生了变化,Sat3与Sat4的直线间距应满足三个单星成像宽幅的间距,即: $d=3 \cdot \text{sen}-15$ ,采用式(20)至式(26)推导得到式(27)所示的伴飞星在满足J2摄动稳定条件下的根数,推导的过程中, $d=3 \cdot \text{sen}-15$ 。

[0132] 而Sat1与Sat2具有相同的升交点赤经但轨道倾角不同,用于弥补Sat3与Sat4的成像窄点,而改变轨道倾角后的编队由于无法满足(17)式,所以仅满足(18)式,并且主从星轨道倾角的差值取决于单星成像的宽幅:

$$[0133] \quad \delta i = 3 \cdot \frac{\text{sen}-5}{a \cdot \pi} \cdot 180^\circ \quad (29),$$

[0134] 如图20所示,参考航天器质点为R,伴飞航天器质点为B,其相同的升交点为G,伴飞星与参考星距离为d,相角为phi。则依据航天器相对运动坐标系可得R点的坐标为(a 0 0),则有伴飞星坐标为:

$$[0135] \quad \overline{OB} = \begin{cases} B_x = \frac{2a^2 - d^2}{2a} \\ B_z = a \cos(\text{phi}) \\ B_y = \sqrt{B_x^2 + B_z^2} \end{cases} \quad (30),$$

[0136] 地轴的坐标为:

$$[0137] \quad \overline{OC} = \begin{cases} C_x = 0 \\ C_z = -a \sin(90-i) \\ C_y = -a \cos(90-i) \end{cases} \quad (31),$$

[0138] 则,参考星与伴飞星升交点坐标为:

$$[0139] \quad \overline{OG} = [0 \ 0 \ a] \times \overline{OC} \quad (32),$$

[0140] 于是可得其平近点角之差为:

$$[0141] \quad \delta m = \arccos \left( \frac{\overline{OG} \cdot \overline{OR}}{|\overline{OG}| \cdot |\overline{OR}|} \right) - \arccos \left( \frac{\overline{OG} \cdot \overline{OB}}{|\overline{OG}| \cdot |\overline{OB}|} \right) \quad (33),$$

[0142] 即为:

$$[0143] \quad \sigma_b = \begin{cases} a_b = a_r \\ e_b = e_r \\ i_b = i_r + 3 \cdot \frac{sen - 5}{a \cdot \pi} \cdot 180^\circ \\ \omega_b = \omega_r \\ \Omega_b = \Omega_r \\ M_b = m_r + \delta m \end{cases} \quad (34),$$

[0144] 式中, sen为单星成像宽度。

[0145] 6仿真验证

[0146] 在仿真中分别设定成像目标宽度为700Km, 其对应的相机视角分别为100Km\*100Km。卫星成像的轨道高度为500Km。于是依据 (18) 式可获得成像700Km时各卫星轨道根数如表3所示。

[0147] 表3卫星编队根数表

卫星	半长轴 (km)	偏心率	倾角 (度)	近地点幅 角 (度)	RAAN(度)	平近点角 (度)
[0148] 参考星	6878.14	0	90	0	41.6659	0
伴飞星 1	6878.14	0	89.167	0	40	0
伴飞星 2	6878.14	0	90.833	0	40	0
[0149] 伴飞星 3	6878.14	0	90	0	40.833	0
伴飞星 4	6878.14	0	90	0	39.167	0
伴飞星 5	6878.14	0	89.167	0	43.3319	0
伴飞星 6	6878.14	0	90.833	0	43.3319	0
伴飞星 7	6878.14	0	90	0	44.1649	0
伴飞星 8	6878.14	0	90	0	42.4989	0

[0150] 在一个月时间内分别在J2摄动模型下以及HPOP模型下, 设定满足与不满足(18)式的卫星作为对照。由图21可得知, 在部分满足J2摄动条件时, 队形无法像图8中完全满足J2摄动条件时呈稳定的震荡, 而是呈震荡发散状态, 在1个月后可发散至400Km以上, 由图22可知, 而不满足(18)式的队形则在一个月后会发散到4000Km以上。

[0151] 第二组设定在HPOP模型下, 综合考虑三体: 光压、大气阻力、潮汐摄动。由图23、图24可知, 在HPOP模型下的摄动影响与J2摄动下存在的区别并不是很大, 其主要原因是第二组编队的设计中主要运用了轨道倾角来形成轨道面差, 而第一组主要通过升交点赤经形成差别。

[0152] 在覆盖目标为700Km的条件下, 该队形在一圈内的覆盖幅宽如图25所示。由图可见, 第二种队形在队形设计上可实现700Km无收缩全覆盖。

[0153] 表4第二种队形超幅宽成像效果

	J2 模型 一个轨道周期	HPOP 模型 一个轨道周期	J2 模型 336 个轨道周期	HPOP 模型 336 个轨道周期
单个卫星幅宽	100KM 幅宽	100KM 幅宽	100KM 幅宽	100KM 幅宽
成像幅宽优于 1000KM 的覆 盖百分比	0%	0%	0%	05
[0154] 成像幅宽优于 700KM 的覆盖 百分比	100%	100%	94.74%	70.83%
成像幅宽优于 600KM 的覆盖 百分比	100%	100%	100%	83.33%

[0155] 由上述表格可得,设计的第二种700Km成像编队在轨道初始化形成时可完全实现700Km的覆盖。在J2摄动模型下,336个轨道周期后仍可保持94.74%的时间内实现700Km覆盖,100%实现600Km的覆盖。在HPOP模型下,336个周期后可在70.83%的时间内实现700Km覆盖,83.33%的时间内实现600Km覆盖。

#### [0156] 7结论

[0157] 本申请针对卫星超幅宽成像问题设计了一种基于J2摄动的编队构型,依据J2摄动对航天器轨道根数的影响,将该摄动转换到航天器运动相对运动坐标系进行队形的设计。通过仿真验证,结果表明,基于J2稳定性的卫星编队构型,在J2摄动作用下具有良好的稳定性,可实现长期保持J2摄动下的编队构型稳定,并且在HPOP模型下较不满足J2稳定条件的编队,队形扩散范围大幅减小。同时,由仿真数据可以看出设计的第一种队形可在长时间内保持队形稳定,第二种队形虽相对第一种队形需要更多队形保持的燃料,但具有十分良好的超幅宽覆盖性能。实现了卫星编队长期在摄动下的超幅宽成像。

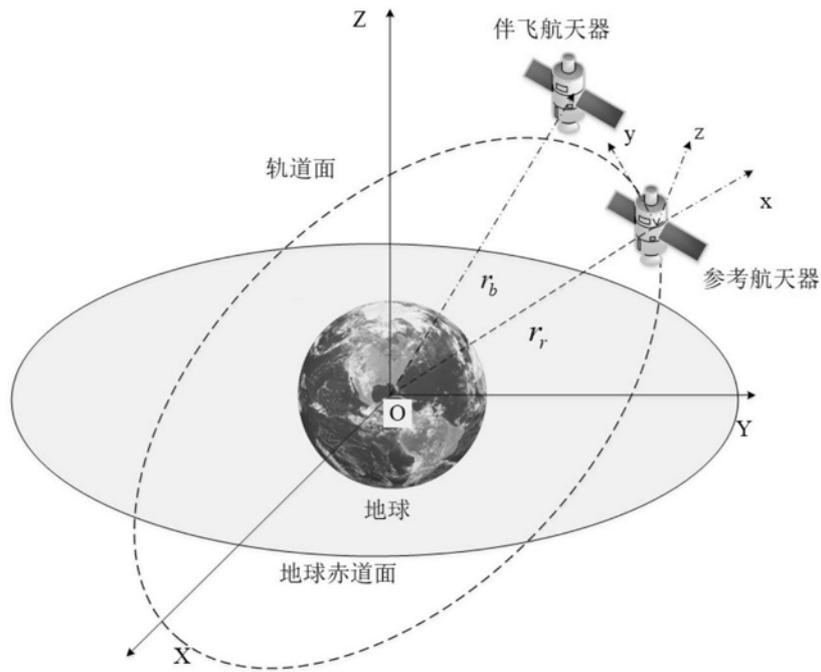


图1

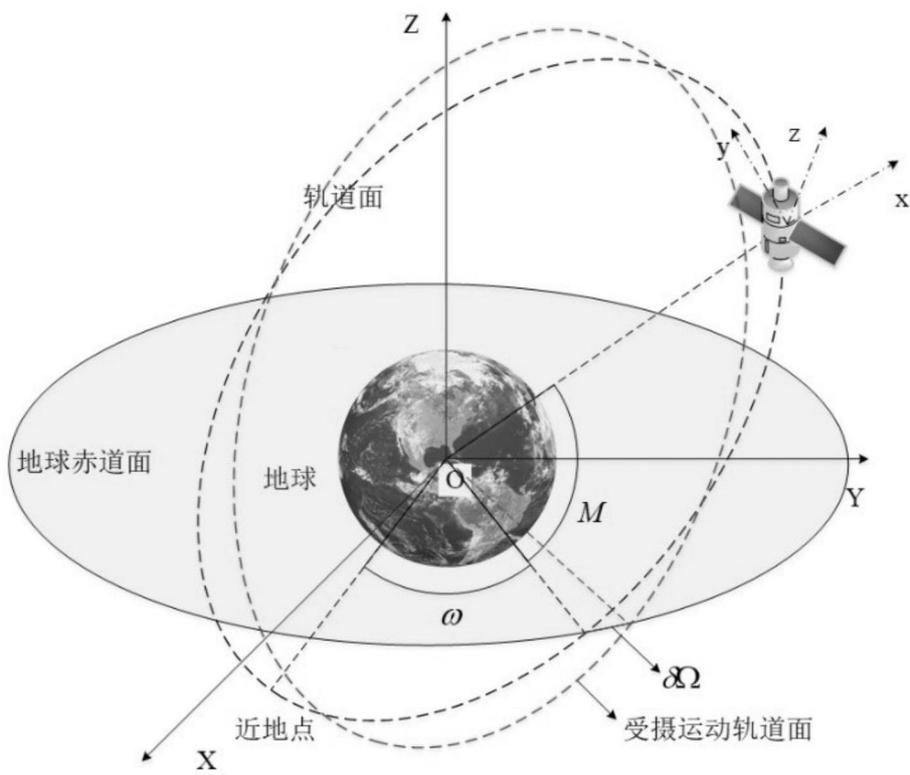


图2

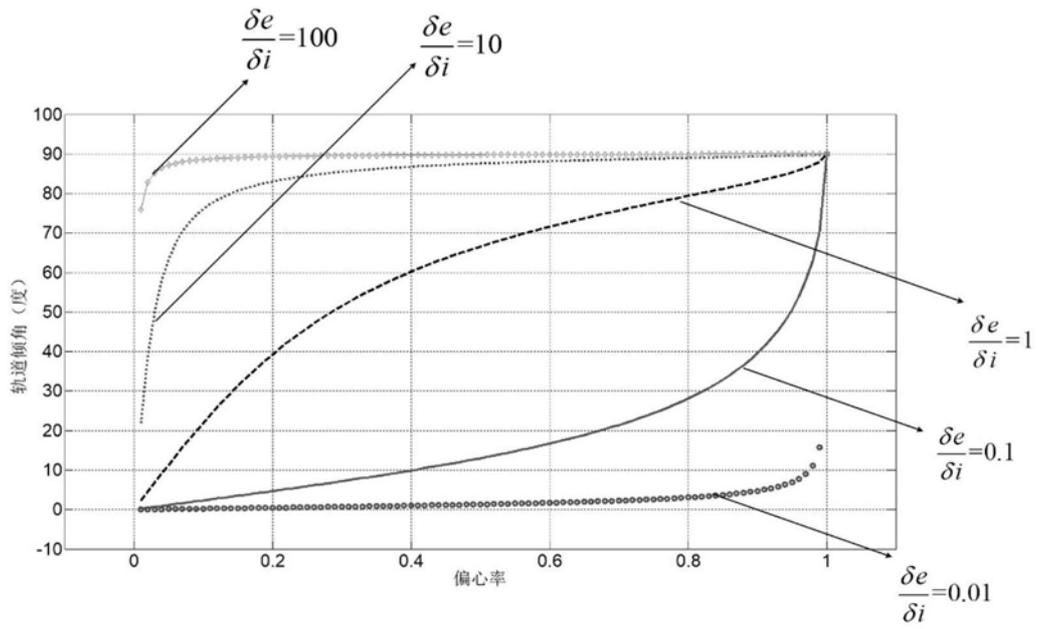


图3

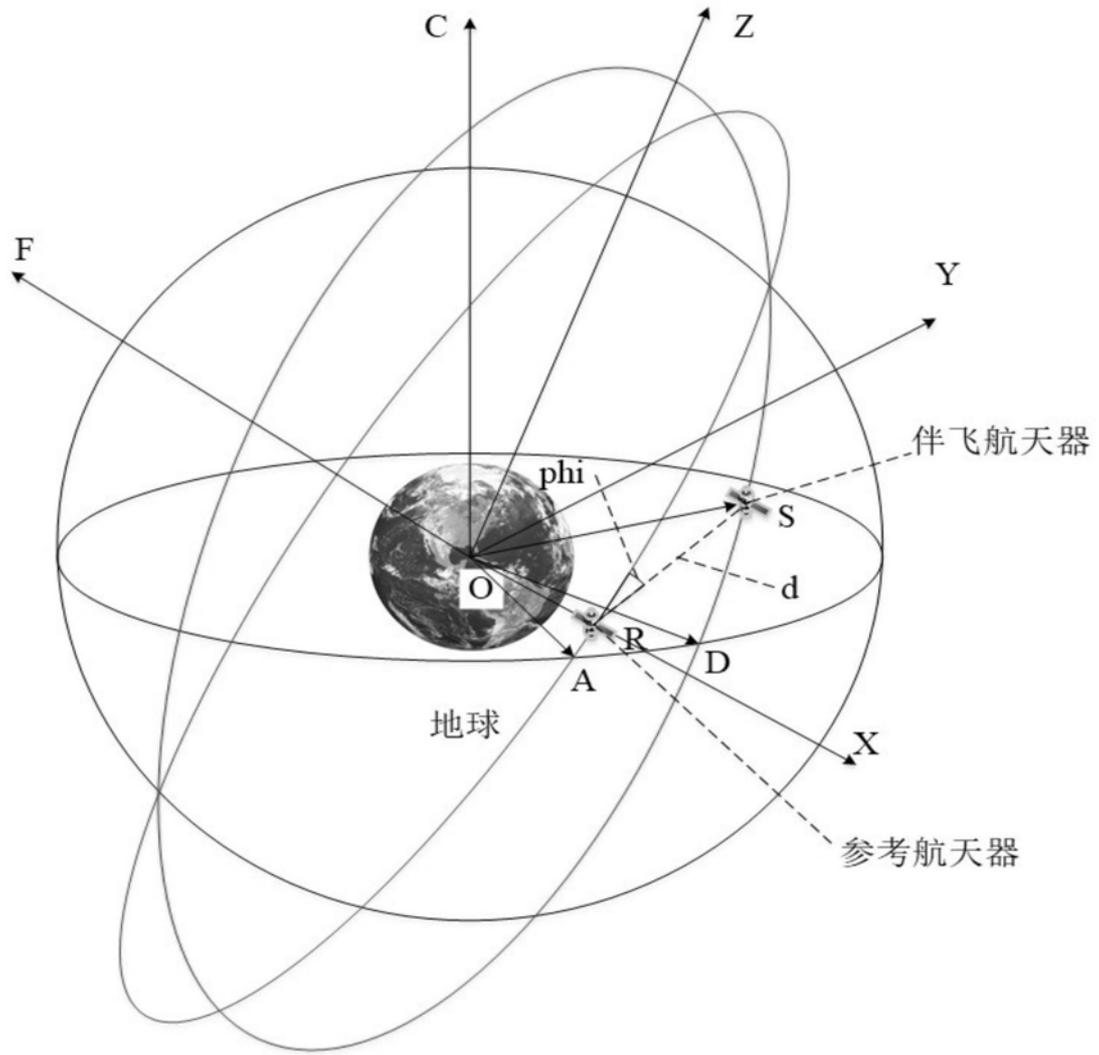


图4

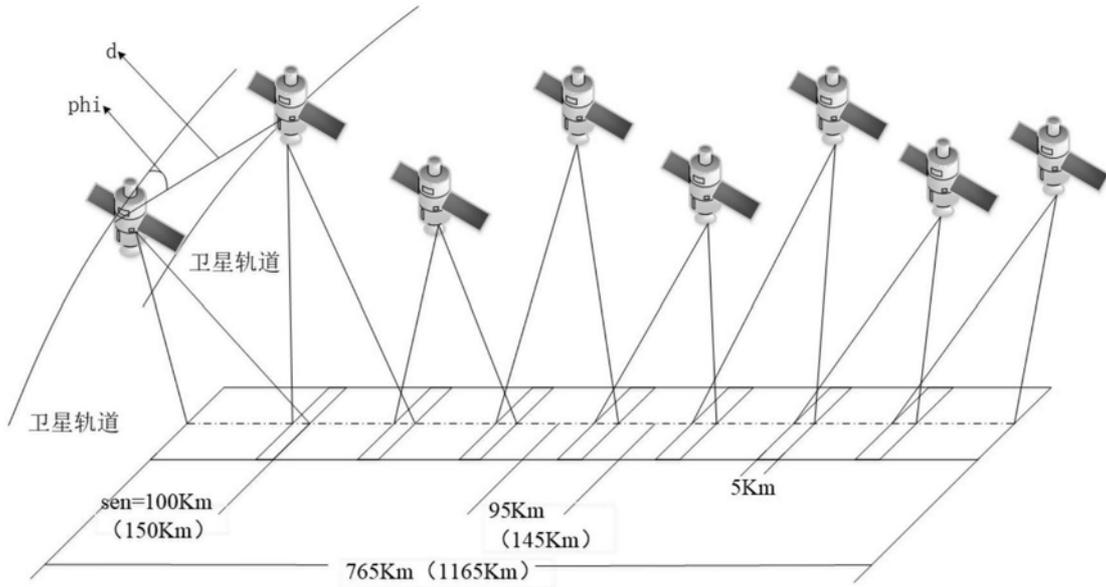


图5

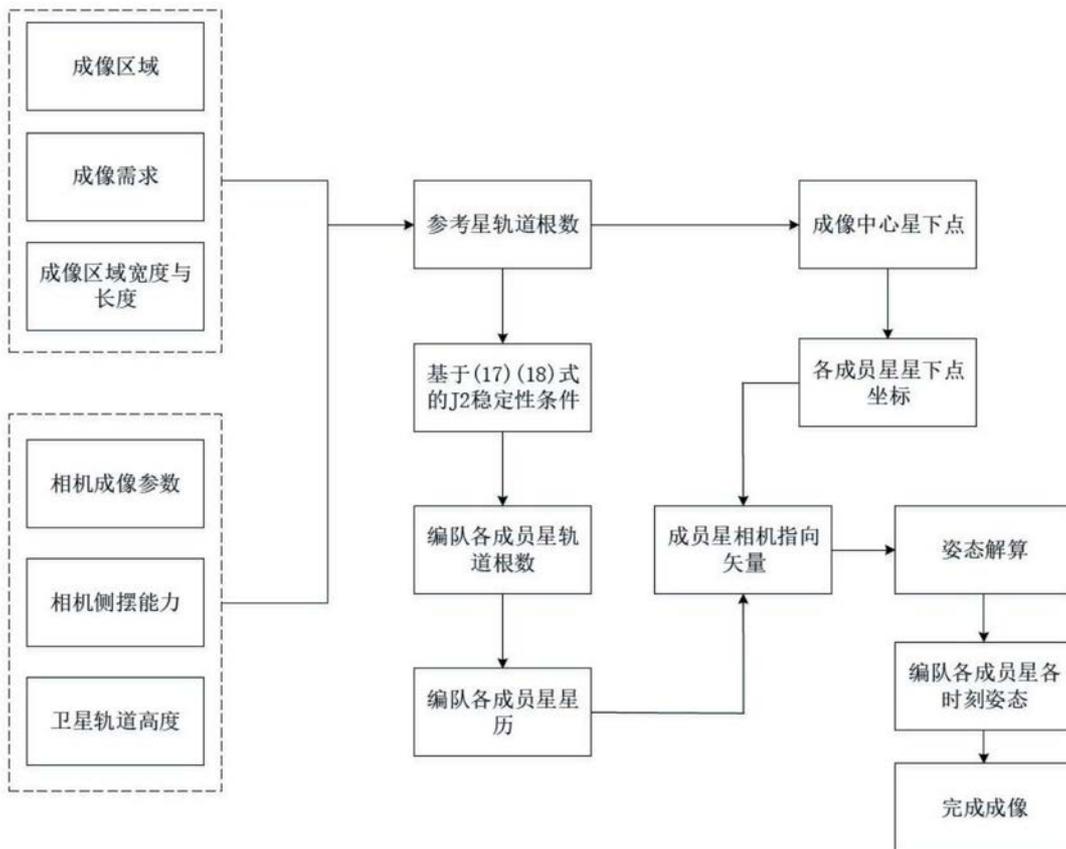


图6

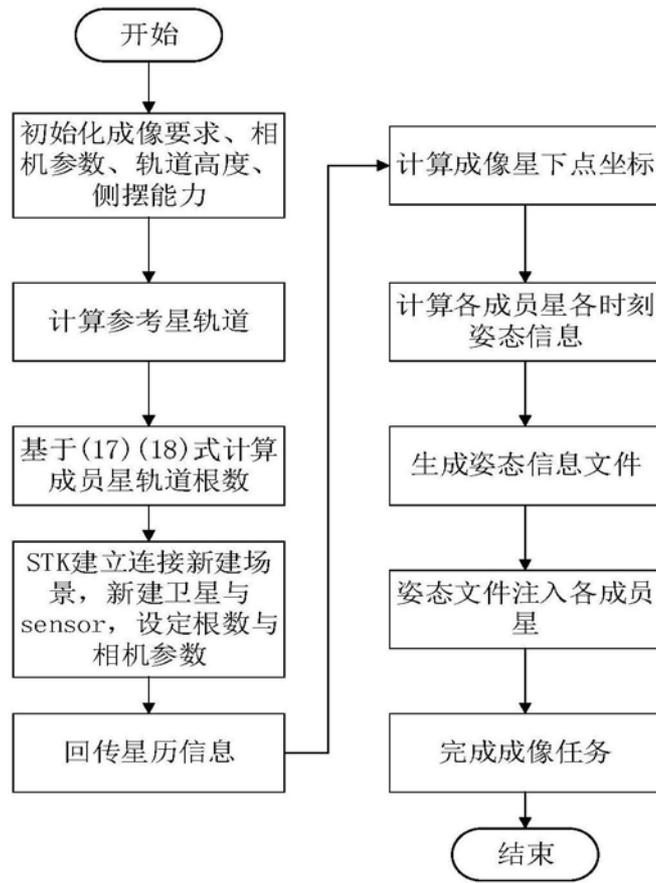


图7

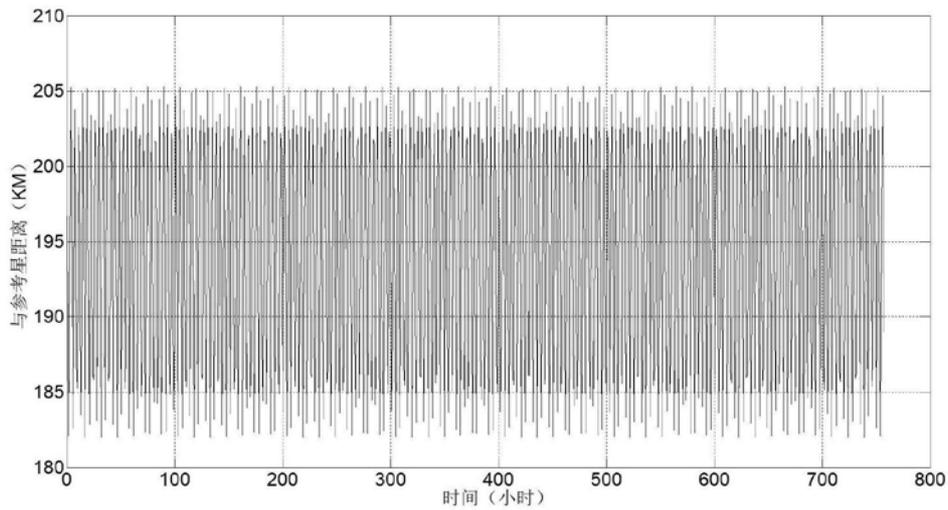


图8

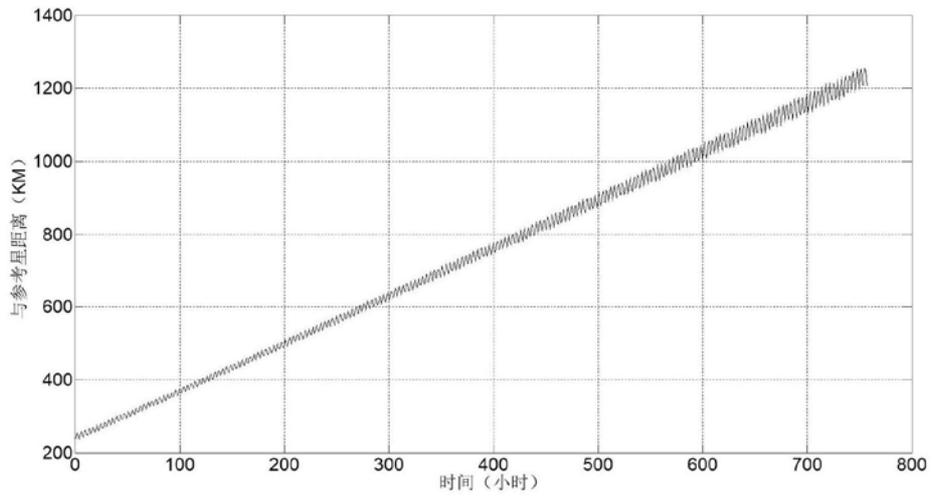


图9

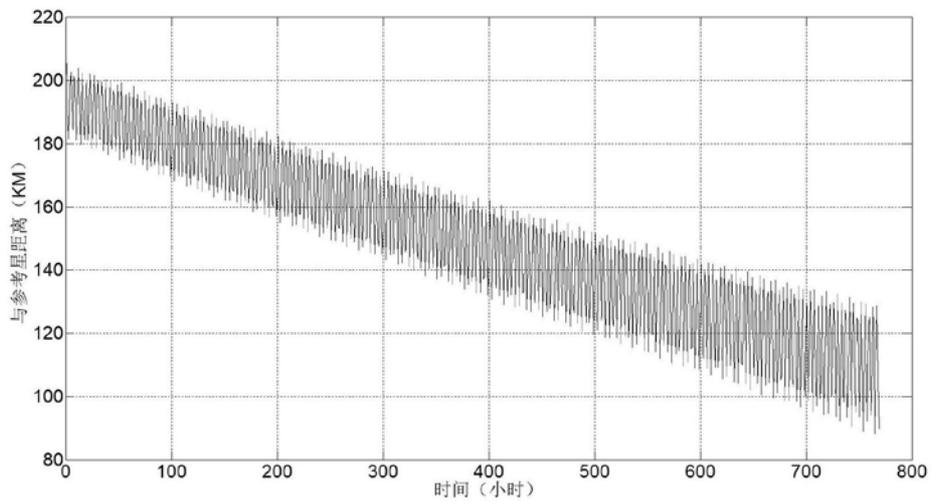


图10

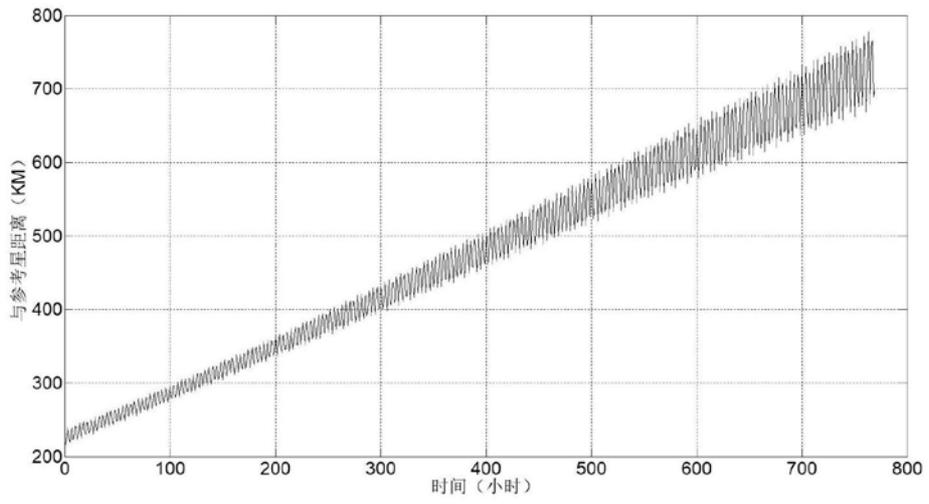


图11

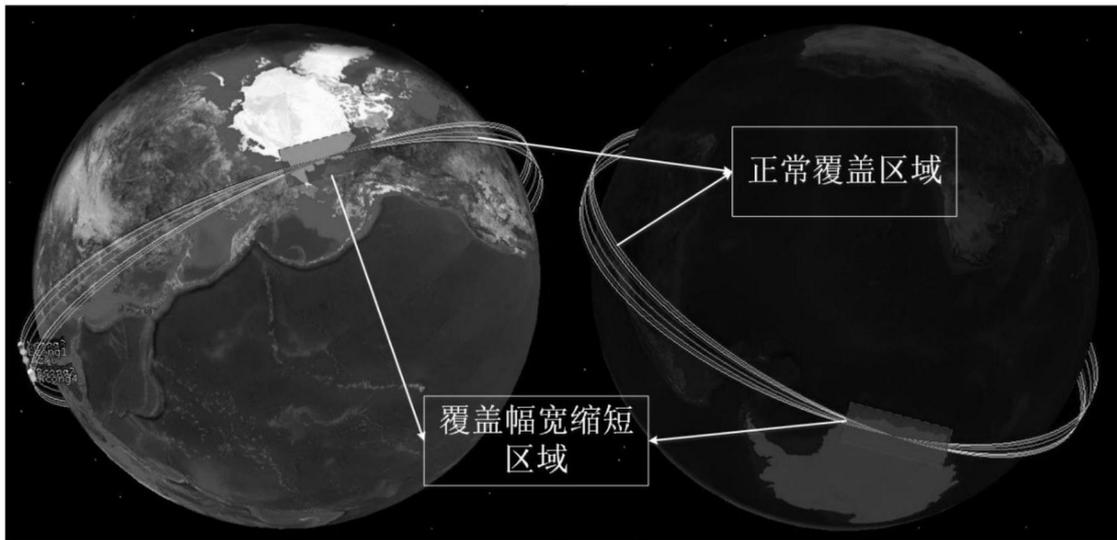


图12

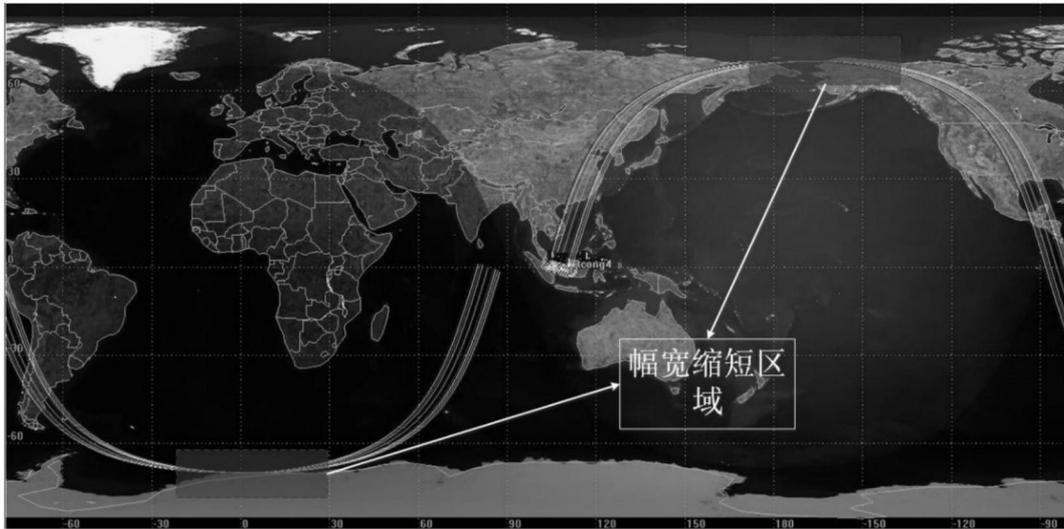


图13

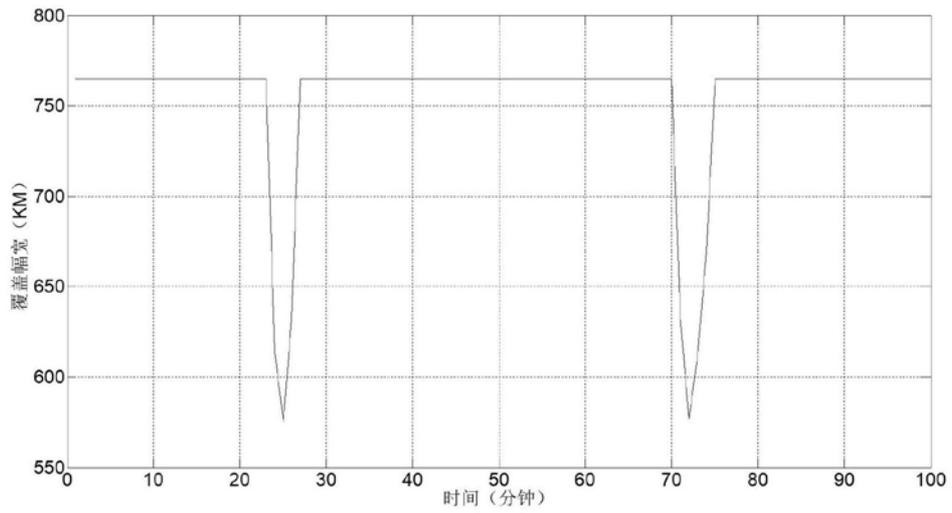


图14

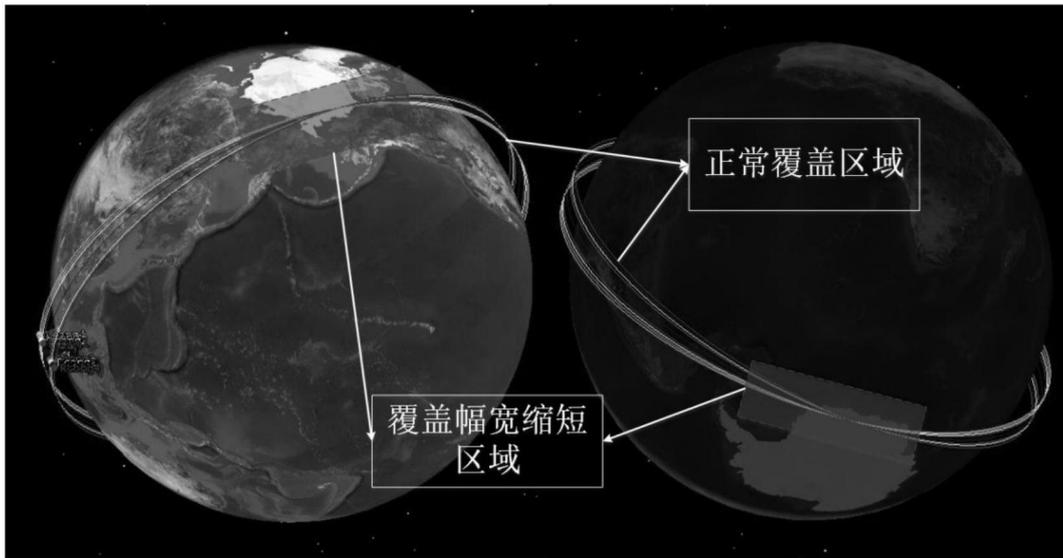


图15

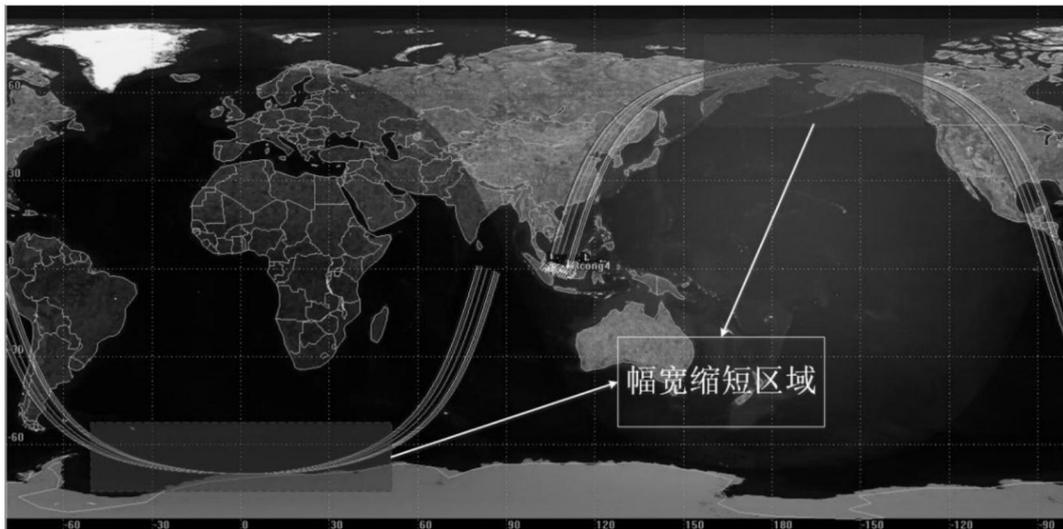


图16

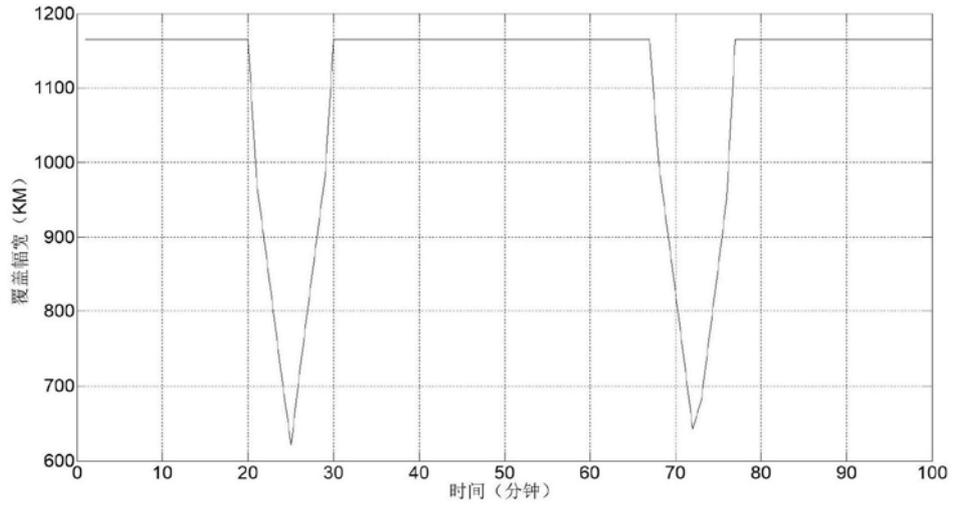


图17

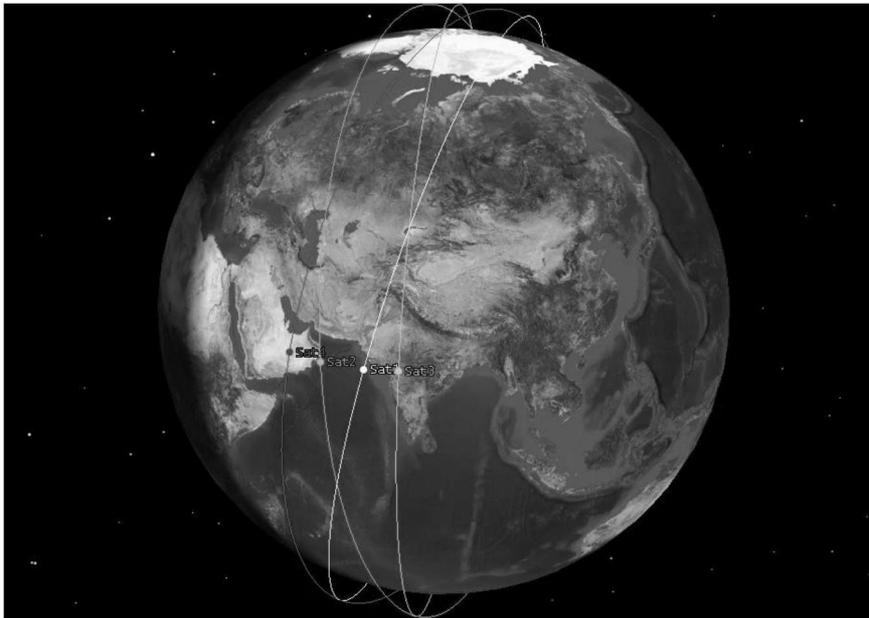


图18

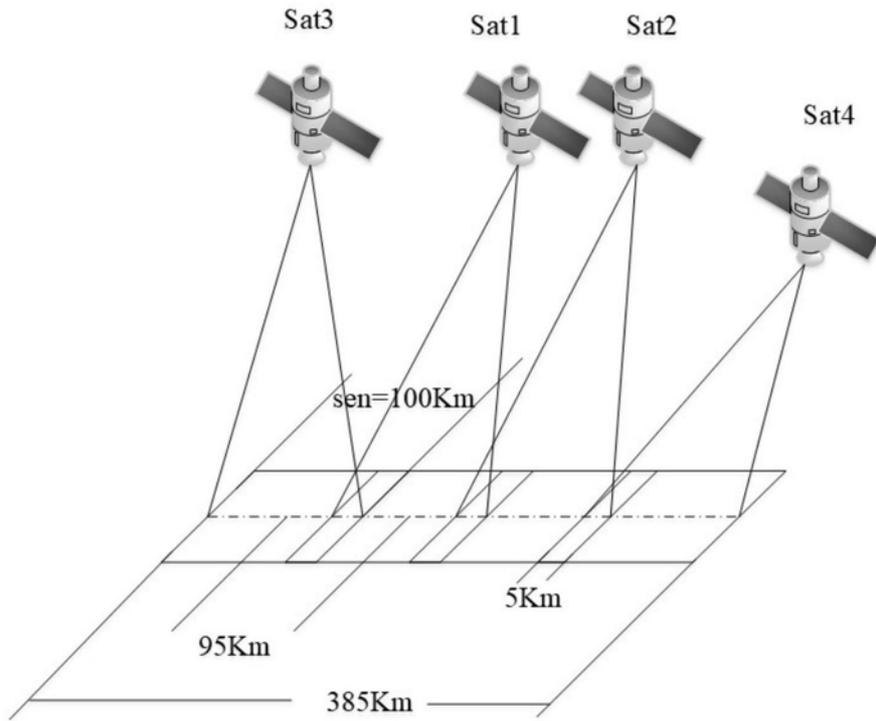


图19



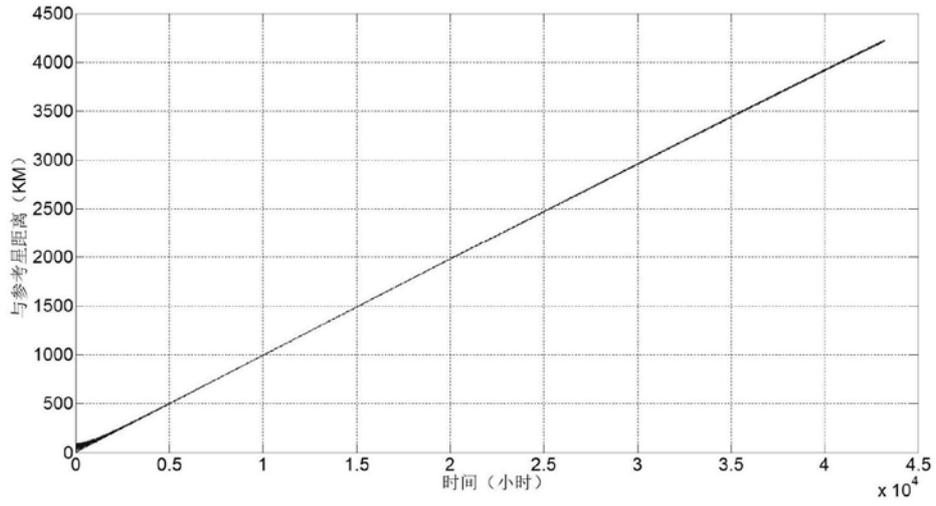


图22

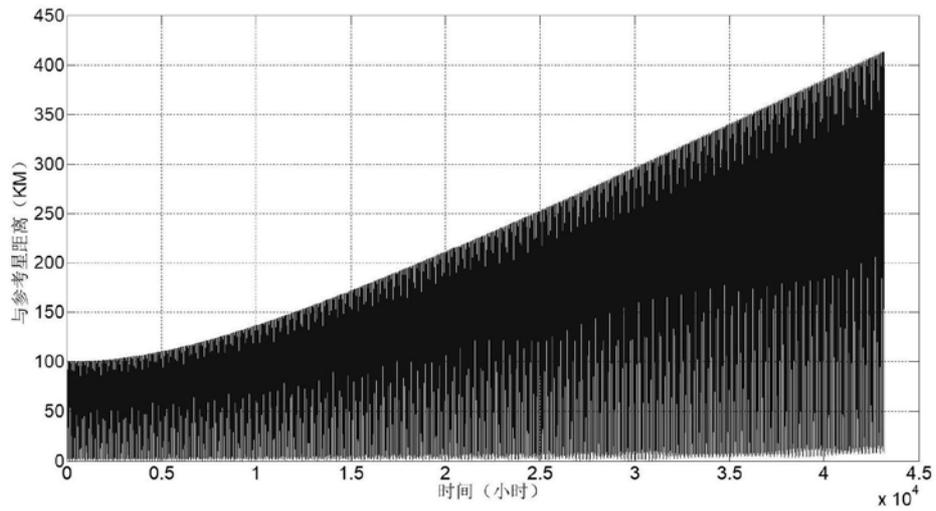


图23

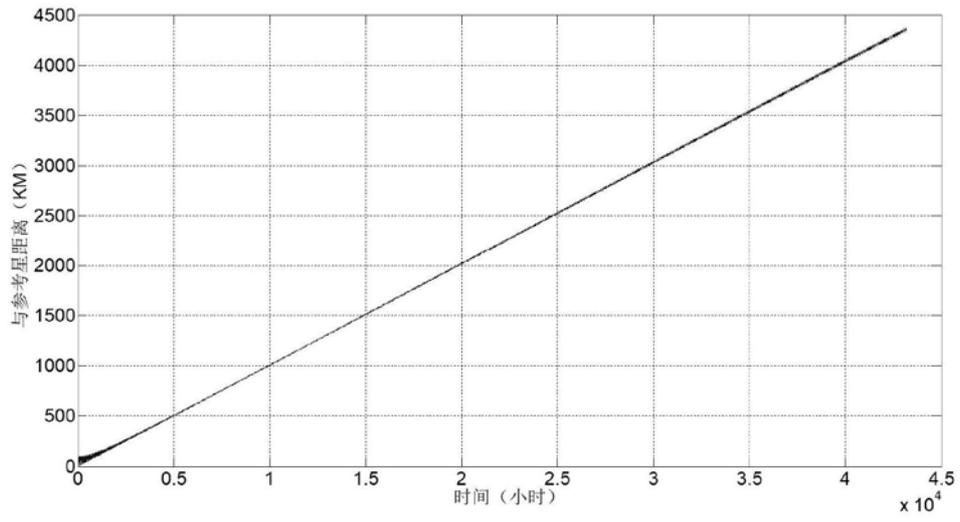


图24

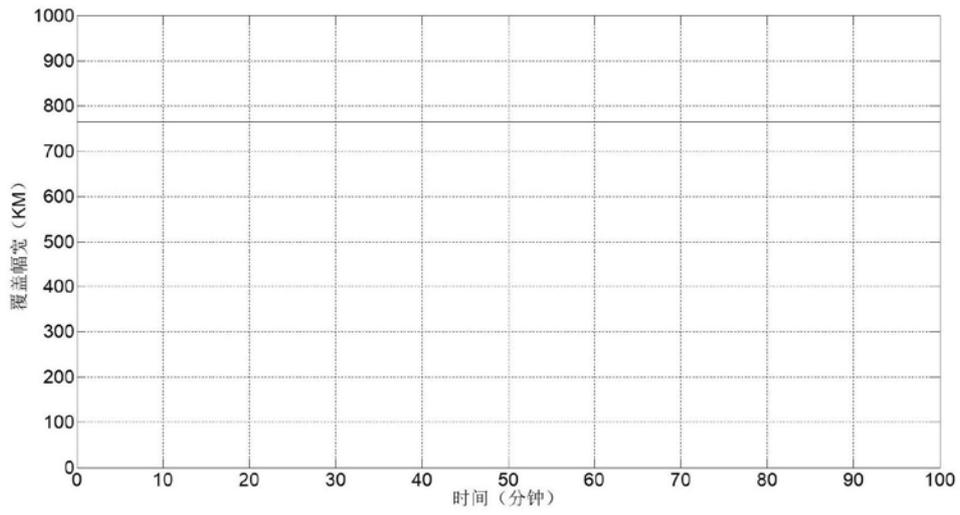


图25