

天基合成孔径激光雷达成像参数分析

尹红飞^{1,2}, 郭亮², 荆丹³, 邢孟道⁴, 曾晓东², 胡以华¹

- (1. 国防科技大学 脉冲功率激光技术国家重点实验室, 安徽 合肥 230037;
2. 西安电子科技大学 物理与光电工程学院, 陕西 西安 710071;
3. 西安电子科技大学 通信工程学院, 陕西 西安 710071;
4. 西安电子科技大学 雷达信号处理国家重点实验室, 陕西 西安 710071)

摘要: 由于空间中不存在大气, 不存在大气湍流和大气衰减等问题, 因此, 相对于地基和机载合成孔径激光雷达 (SAL), 天基 SAL 有更好的应用前景。为验证中高低轨卫星间 SAL 成像的可行性, 本文中建立了天基 SAL 成像模型, 推导了星对星成像的相干积累时间和脉冲重复频率等参数。利用二体运动轨道外推法, 建立了卫星轨道模型。并根据雷达天线波束宽度的限制, 计算了激光雷达的收发天线方向图, 提出利用目标增益曲线的 3 dB 波束宽度, 获得最大合成孔径时间的方法。最后, 通过仿真建立了六种天基 SAL 应用方式, 并分析了不同应用方式下的成像参数, 验证了天基 SAL 成像的可行性。本文的研究为天基 SAL 成像算法的研究奠定了基础。

关键词: 天基 SAL; 成像模型; 相干积累时间; 目标增益曲线; 最大合成孔径时间
中图分类号: TN958.98 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20200144

Parameters analysis of spaceborne synthetic aperture lidar imaging

Yin Hongfei^{1,2}, Guo Liang², Jing Dan³, Xing Mengdao⁴, Zeng Xiaodong², Hu Yihua¹

- (1. State Key Laboratory of Pulsed Power Laser Technology, National University of Defense Technology, Hefei 230037, China;
2. School of Physics and Optoelectronic Engineering, Xidian University, Xi'an 710071, China;
3. School of Telecommunications Engineering, Xidian University, Xi'an 710071, China;
4. The National Key Laboratory of Radar Signal Processing, Xidian University, Xi'an 710071, China)

Abstract: Since there is no atmosphere in space, problems such as atmospheric turbulence and atmospheric attenuation do not exist. Therefore, spaceborne Synthetic Aperture Lidar (SAL) has a better application prospect than ground-based and airborne SAL. In order to verify the feasibility of airborne SAL imaging, a spaceborne SAL imaging model was established, and the coherent accumulation time and PRF were derived. Then, a satellite orbit model was established by using the extrapolation method of the two-body motion. Next, according to the limitation of the radar antenna beam width, the antenna pattern of the lidar was calculated, and a method to obtain the maximum synthetic aperture time was proposed by using the target gain curve's 3 dB beam width. Finally, six kinds of spaceborne SAL imaging modes were established through simulation, and the imaging parameters under different modes were analyzed, which verified the feasibility of spaceborne SAL imaging. The research of this paper lays a foundation for the research of spaceborne SAL imaging algorithm.

Key words: spaceborne SAL; imaging model; coherent accumulation time; target gain curve; maximum synthetic aperture time

收稿日期: 2020-10-04; 修订日期: 2020-11-25

基金项目: 脉冲功率激光技术国家重点实验室开放研究基金 (SKL2018KF06); 国防科技大学科研计划项目 (ZK18-01-02); 高分专项 (GFZX0403260313, 11-H37B02-9001-19/22); 国家重点研发计划 (2018YFA0701903)

0 引言

合成孔径激光雷达 (SAL) 是激光技术与合成孔径技术的结合, 相比于微波雷达 (SAR) 具有更高的分辨率。近十几年来, SAL 发展较快, 国内外分别实现了室内^[1-6]和室外机载 SAL^[7-9]成像实验。由于空间中不存在大气湍流和大气衰减等问题, 激光在空间中传输的衰减较小, 因此, 相对于地基和机载 SAL, 天基 SAL 更有优势^[10]。且卫星具有预警、侦查、中继和通信等功能, 具有特殊的军事及民用价值, 若能对其他国家卫星进行高分辨率成像, 便可获取其他国家卫星的结构、尺寸和卫星承担的任务等信息。同时, 若我国卫星发生故障, 对故障卫星的高分辨率成像也可诊断出故障原因^[11]。因此, 天基 SAL 高分辨率成像具有重要的应用价值, 应用前景广泛。

由于天基 SAL 的实验成本高, 因此目前这方面的实验还不够成熟。为对太空进行探测、识别和鉴定威胁行为, 并增强太空感知, 美国空军研究实验室在 2018 年 4 月发射了 EAGLE 实验卫星, 在地球同步轨道 (GEO) 上进行天基 SAL 对其他 GEO 目标成像的技术验证, 但并没有明确报道^[12], 而国内的研究目前都处于理论阶段。

2012 年, 李今明等人初步设计了一种适于对静止轨道卫星成像的载星轨道, 并提出两星相距最近时刻是成像的最佳时期, 可采用径向速度门限来判定目标是否已进入最佳成像时机^[13]。2013 年, 阮航等人利用天基逆合成孔径激光雷达 (ISAL) 对静止轨道目标成像, 认为逆行轨道上的卫星对静止轨道卫星成像时, 具有重访率高、短时间成像的优点^[11]。2016 年, 李飞等人建立了对非合作目标进行高分辨率成像的天基 SAL 成像模型, 并对地球静止轨道上的目标进行了系统设计^[14]。2019 年, 李丹阳等人提出在两卫星交会点附近连续长时间观测的思路, 并以匀速直线运动为近似观测模型, 给出了天基 SAL 成像流程^[15]。本文将在以上研究的基础上, 通过成像参数分析, 进一步验证天基中高低轨卫星间 SAL 成像的可行性。

根据卫星运行轨道的高度, 将卫星分为低轨卫星 (小于 1000 km)、中轨卫星 (1000~20 000 km) 和高轨卫星 (大于 20 000 km) 三种。首先, 建立天基 SAL 成像模型, 对天基 SAL 的合成孔径时间和成像分辨率进行理论推导。其次, 采用二体运动轨道外推法, 建

立激光雷达搭载卫星和成像卫星的轨道模型, 并根据雷达天线波束宽度的限制, 计算激光雷达的收发天线方向图, 利用目标增益曲线的 3 dB 宽度, 计算 SAL 最大合成孔径时间。最后, 通过仿真, 建立中高低轨卫星间的六种应用方式, 得出不同应用方式下的最大合成孔径时间以及最大合成孔径时间内, 两卫星间的多普勒带宽、相对距离、相对速度和相对加速度等参数, 进而验证天基中高低轨卫星间 SAL 成像的可行性, 并为天基 SAL 成像算法的研究奠定基础。

1 天基 SAL 成像模型及成像参数计算

1.1 成像几何模型

根据卫星运行轨道的高度, 可将卫星分为低轨卫星、中轨卫星和高轨卫星三种。天基 SAL 成像几何示意图如图 1 所示。

假设卫星 1 的和卫星 2 相对地心的轨道高度分别为 a_1 和 a_2 , 地球半径 R_e 为 6 378.14 km。根据轨道高度, 可确定卫星运行周期为:

$$T_s = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (1)$$

式中: $\mu = 3.986\ 004\ 7 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 为开普勒常数; a 为卫星轨道半长轴。根据卫星运行周期, 可确定卫星相对地心的转动角速度为:

$$\omega = \frac{2\pi}{T_s} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (2)$$

由图 1 可知, 初始时刻, 卫星 1 和卫星 2 与地心连线重合, 假设 SAL 成像的合成孔径时间为 Δt , 经过很短的时间 Δt 后, 卫星 1 从位置 A 转动到 A' 处, 卫星 2 从位置 B 转动到 B' 处。假设 Δt 时间内卫星 1 和卫

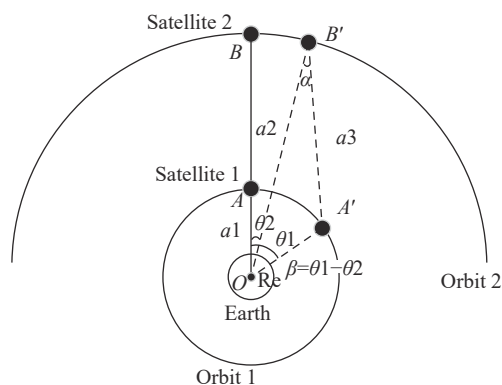


图 1 天基合成孔径激光雷达成像几何示意图

Fig.1 Geometric diagram of spaceborne SAL imaging

星 2 相对地心的转动角度分别为 θ_1 和 θ_2 , 则两卫星相对地心转动的角度差为:

$$\beta = \theta_1 - \theta_2 = \Delta t |\omega_1 \pm \omega_2| \quad (3)$$

式中: ω_1 和 ω_2 分别为卫星 1 和卫星 2 相对地心的转动角速度, $\omega_1 - \omega_2$ 表示两卫星的运动方向相同, $\omega_1 + \omega_2$ 表示两卫星的运动方向相反。

由图 1 可知, 在合成孔径时间 Δt 内, 两卫星间的相干积累角为 α 。在三角形 OAB 中, 有关系式:

$$\frac{a_3}{\sin \beta} = \frac{a_2}{\sin(\pi - \beta - \alpha)} = \frac{a_1}{\sin \alpha} \quad (4)$$

1.2 成像分辨率和相干积累时间

SAL 成像是一种高分辨率成像方式, 其图像分辨率用距离向分辨率和方位向分辨率描述。其中, 距离向分辨率 ρ_r 由发射信号带宽 B 决定, 距离向分辨率公式为:

$$\rho_r = 1.2 \frac{C}{2B} \quad (5)$$

式中: C 为光速。由上式可知, 距离向高分辨率可以通过发射大时宽带宽信号实现。当距离向分辨率为 5 cm 时, 发射信号带宽可设置为 3.6 GHz。

方位向分辨率 ρ_a 由雷达与目标星的相干积累角 α 决定, 方位向分辨率公式为:

$$\rho_a = \frac{\lambda}{2\alpha} \quad (6)$$

式中: λ 为发射信号波长。由上式可知, 方位向分辨率的大小由 α 决定。由于天线波束宽度和两卫星间相对位置关系的限制, 目标卫星不可能一直被激光雷达信号照射到, 而相干积累角 α 由目标卫星被照射的时间 (即相干积累时间 Δt) 决定。因此, 本文主要通过分析星对星 SAL 成像的相干积累时间, 说明星对星 SAL 成像的可行性。

为达到方位向分辨率的要求, 需要两卫星间的相干积累角满足条件:

$$\alpha = \frac{\lambda}{2\rho_a} \quad (7)$$

式中: λ 为发射激光波长; ρ_a 为方位向分辨率。根据公式 (3)、(4)、(7) 可知, 两卫星进行 SAL 成像的相干积累时间 Δt 为:

$$\Delta t = \frac{\beta}{|\omega_1 \pm \omega_2|} = \frac{1}{\left| \sqrt{\frac{\mu}{a_1^3}} \pm \sqrt{\frac{\mu}{a_2^3}} \right|} \times \left(\arcsin \left(\frac{a_2}{a_1} \sin \left(\frac{\lambda}{2\rho_a} \right) \right) - \frac{\lambda}{2\rho_a} \right) \quad (8)$$

由上式可知, 两卫星间的相干积累时间与两卫星的运行方向有关, 与轨道高度、分辨率和波长有关。

若用 1 064 nm 激光, 实现 5 cm 分辨率成像。利用轨道高度为 700 km 的低轨卫星, 与 800~36 000 km 轨道高度的卫星做 SAL 成像; 利用轨道高度为 15 000 km 的中轨卫星, 与 15 100~36 000 km 轨道高度上的卫星做 SAL 成像; 利用轨道高度为 25 000 km 的高轨卫星, 与 25 100~36 000 km 轨道高度上的卫星做 SAL 成像, 设置相同和相反的运行方向, 观察不同轨道高度和不同运行方向时两卫星的相干积累时间曲线。

图 2~4 中横坐标表示卫星轨道高度, 纵坐标表示相干积累时间, 根据曲线变化趋势可知, 两卫星相距越远, 所需的相干积累时间越长; 两卫星运行方向相反时所需的相干积累时间较两卫星运行方向相同时短; 由于 700 km 低轨卫星与 36 000 km 高轨卫星的相干积累时间小于 0.06 s, 15 000 km 低轨卫星与 36 000 km 高轨卫星的相干积累时间小于 0.09 s, 25 000 km 高轨卫星与 36 000 km 高轨卫星的相干积累时间小于

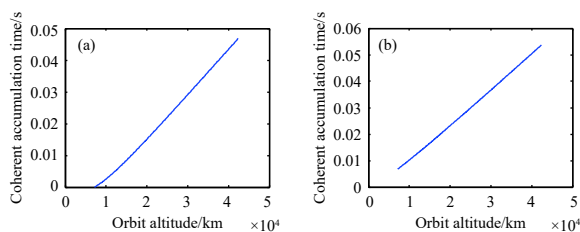


图 2 700 km 高度轨道卫星的相干积累时间曲线。(a) 两卫星运行方向相同; (b) 两卫星运行方向相反

Fig.2 Coherent accumulation time curve of 700 km high orbit satellite.

(a) Two satellites run in the same direction; (b) Two satellites run in opposite directions

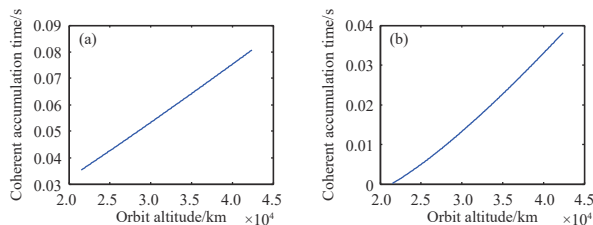


图 3 15 000 km 高度轨道卫星的相干积累时间曲线。(a) 两卫星运行方向相同; (b) 两卫星运行方向相反

Fig.3 Coherent accumulation time curve of 15 000 km high orbit satellite. (a) Two satellites run in the same direction; (b) Two satellites run in opposite directions

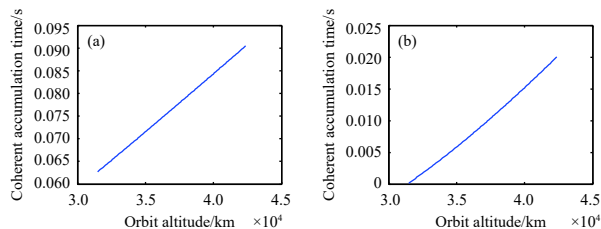


图 4 25000 km 高度轨道卫星的相干积累时间曲线。(a) 两卫星运行方向相同; (b) 两卫星运行方向相反

Fig.4 Coherent accumulation time curve of 25000 km high orbit satellite. (a) Two satellites run in the same direction; (b) Two satellites run in opposite directions

0.095 s, 说明中高低轨卫星间在较短的时间内就可以实现 SAL 成像。

1.3 脉冲重复频率

方位向相干积累过程中, 多普勒频率为^[16]:

$$f_d = \frac{2|w_1 - w_2|}{\lambda} r = \frac{2 \left| \sqrt{\frac{\mu}{a1^3}} \pm \sqrt{\frac{\mu}{a2^3}} \right|}{\lambda} r \quad (9)$$

式中: w_1 和 w_2 分别为卫星 1 和卫星 2 的线速度; r 为目标长度在转台模型横轴上的投影。则整个合成孔径期间内, 多普勒带宽为:

$$\Delta f_d = \frac{2 \left| \sqrt{\frac{\mu}{a1^3}} \pm \sqrt{\frac{\mu}{a2^3}} \right|}{\lambda} L \quad (10)$$

式中: L 为目标星的长度, 为避免方位向模糊, 脉冲重复频率 PRF 应大于 Δf_d 。

2 卫星轨道设计及天线方向图设计

2.1 建立卫星轨道模型

轨道六根数包括轨道半长轴 a 、轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 、近地点幅角 ω 、偏心率 e 、真近点角 f 。根据轨道六根数, 以地心为坐标原点, 建立如图 5 所示的地心轨道坐标系。

卫星过近地点时 $t = 0$, f 为真近点角, E 为偏近点角, r 为卫星相对地心瞬时位移。对于理想的二体运动模型, 根据上图的几何关系, 得到卫星到地心的距离 r 和轨道时间 t 的函数, 即为不同时刻卫星相对地心的位置坐标^[17]。

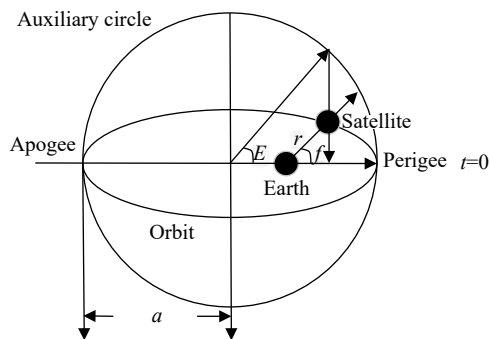


图 5 地心轨道坐标系示意图

Fig.5 Schematic diagram of geocentric orbit coordinate system

2.2 天线方向图

由于天线波束宽度和两卫星间相对位置关系的限制, 目标不可能一直被激光信号照射到, 因此, 需要对波束照射时间进行计算, 观察激光雷达对目标星的照射时间是否大于相干积累时间 Δt 。

首先, 根据天线波束宽度, 计算卫星收发天线的二维方向图, 二维方向图表示天线波束范围内不同方位角和俯仰角上的增益, 可用二维 sinc 函数表示。其次, 以 SAL 搭载卫星的质心为原点, 建立卫星天线坐标系, 计算目标卫星相对搭载卫星的增益曲线。最后, 根据目标卫星增益曲线的 3 dB 宽度, 计算目标卫星可以被照射的时间, 与 Δt 对比, 若目标卫星被照射时间大于 Δt , 说明目标卫星可以满足成像分辨率的要求, 反之, 则说明目标卫星不能满足成像分辨率的要求。

假设激光雷达天线在方位向和俯仰向的波束宽度分别为 γ_a 和 γ_p 。利用衍射光学系统^[12], 根据相控阵原理^[18], 可将天线近似成大小为 $\lambda/\gamma_a \times \lambda/\gamma_p$ 的阵列天线, 因此可根据增益公式分别计算方位向和俯仰向的一维方向图:

$$G_a = \sum_{m=0}^{M-1} \exp\left(j \frac{2\pi}{\lambda} m d \sin \phi_a\right), \quad \phi_a \in [-\gamma_a/2, \gamma_a/2] \quad (11)$$

$$G_r = \sum_{n=0}^{N-1} \exp\left(j \frac{2\pi}{\lambda} n d \sin \phi_r\right), \quad \phi_r \in [-\gamma_r/2, \gamma_r/2] \quad (12)$$

式中: $d = \lambda/2$; $N = \text{ceil}(\lambda/\gamma_a/d)$; $M = \text{ceil}(\lambda/\gamma_p/d)$, ceil 表示向上取整。则二维天线方向图可表示为:

$$G = G_a G_r^T \quad (13)$$

图 6 为天基合成孔径激光雷达发射天线一维和

二维方向图,由于俯仰向的一维方向图和方位向的一维方向图相同,这里只给出了方位向的一维方向图。

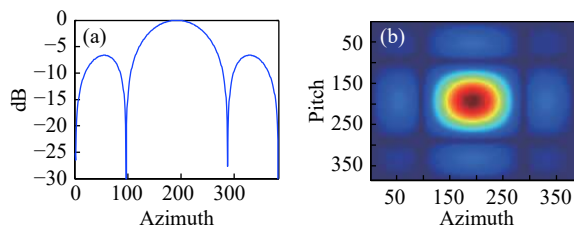


图 6 天线方向图。(a) 方位向一维天线方向图; (b) 二维天线方向图
Fig.6 Antenna pattern. (a) Azimuth one-dimensional antenna pattern; (b) Two-dimensional antenna pattern

前面已经提到通过建立地心轨道坐标系,可得到不同时刻卫星相对地心的位置。在这里,为计算目标卫星相对激光雷达搭载卫星的天线增益,需以搭载卫星的质心为中心,以搭载卫星的速度方向为 X 轴、以天线波束指向为 Z 轴,建立卫星天线坐标系。再将目标卫星的坐标从地心轨道坐标系转换到卫星天线坐标系中,计算目标星相对搭载卫星天线的方位角和俯仰角,将这两个角对应到收发天线的二维方向图上,找到目标星的增益,得到目标星增益曲线。

对于目标增益曲线,3 dB 宽度内的增益对成像有贡献,3 dB 宽度外的增益对成像没有贡献,甚至过高的旁瓣会使图像产生虚假点,因此,笔者利用目标增益曲线的 3 dB 宽度计算目标可以被照射的时间,认为是最大合成孔径时间。通过对比最大合成孔径时间与相干积累时间 Δt 的关系,分析该应用方式是否能满足方位向分辨率要求。

3 仿真实验

假设激光雷达天线的波束宽度为 $1^\circ \times 1^\circ$,且天线波束指向固定。此节将以条带成像模式为例,分别建立低轨对低轨、中轨对低轨、高轨对低轨、中轨对中轨、高轨对中轨和高轨对高轨的 SAL 应用方式,仿真分析不同应用方式下两卫星间的成像参数,验证天基 SAL 成像的可行性,并为天基 SAL 成像算法奠定基础。

现在卫星大多采用的都是三轴稳定的姿态控制方式,且卫星三轴姿态精度较高,一般在 $0.05^\circ \sim 0.15^\circ (3\sigma)$ 之间^[17],卫星自转对 SAL 成像有影响的部分为其在波束视线上投影的变化角度,由于合成孔径时间短,可以认为在整个合成孔径时间内,目标卫星自转比较

缓慢,在波束视线上投影的变化角度可以忽略,因此,笔者只将卫星自转看做误差,成像参数分析时不考虑卫星姿态变化的问题。

3.1 低轨对低轨

利用二体模型对高度为 700 km 和 800 km 的卫星轨道进行仿真,得到如图 7 所示的卫星轨道。

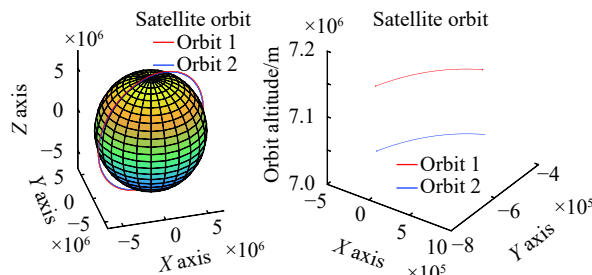


图 7 高度为 700 km 和 800 km 的卫星轨道及其局部放大图
Fig.7 Satellite orbits with heights of 700 km and 800 km and partial enlarged views

利用 800 km 轨道上的卫星 1 对 700 km 轨道上的卫星 2 进行 SAL 成像。当两低轨卫星运行方向相同时,卫星 2 的增益曲线如图 8(a) 所示,增益曲线的 3 dB 宽度为 15 个采样点,由于 PRF 的值不影响相干积累时间的计算,所以为节省程序运行时间,设置 PRF 为 1 Hz,由图 8(a) 可知,卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 15 s。图 8(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫

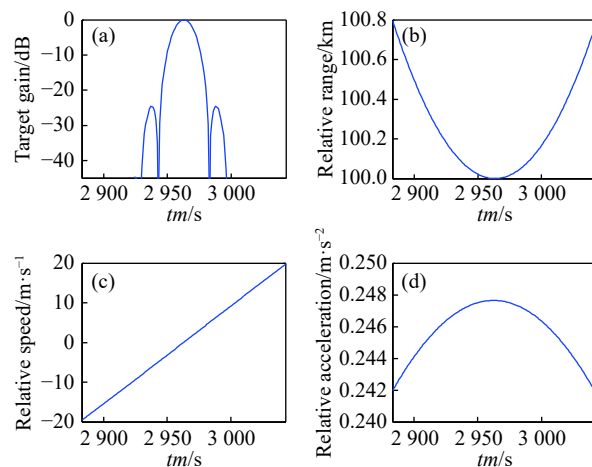


图 8 两卫星运行方向相同时的成像参数(800 km/700 km)。(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.8 Imaging parameters of two satellites in the same direction (800 km/700 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线,由图可知,最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 100 km、最大为 100.01 km,相对速度变化较小,最大加速度不到 0.25 m/s^2 ,此时,可将两卫星间的相对运动看作做匀速直线运动。

当两卫星运行方向相反时,卫星 2 的增益曲线如图 9(a) 所示,增益曲线的 3 dB 宽度为 7 个采样点,设置 PRF 为 100 Hz,说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 0.07 s。图 9(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线,由图可知,最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 100 km、最大为 100.004 km,相对速度变化较大,最大加速度为 5881 m/s^2 。

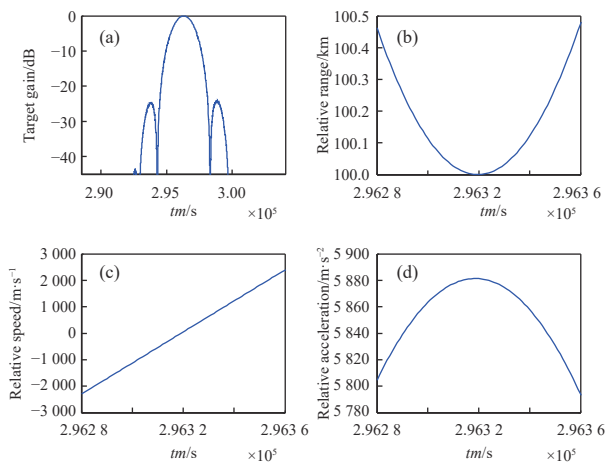


图 9 两卫星运行方向相反时的成像参数 (800 km/700 km)。(a) 卫星 2 的增益曲线;(b) 相对距离变化曲线;(c) 相对速度变化曲线;(d) 相对加速度变化曲线

Fig.9 Imaging parameters of two satellites in the opposite direction (800 km/700 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

3.2 中轨对低轨

利用 15 000 km 轨道上的卫星 1 对 700 km 轨道上的卫星 2 进行 SAL 成像。当两卫星运行方向相同时,卫星 2 的增益曲线如图 10(a) 所示,增益曲线的 3 dB 宽度为 111 个采样点,设置 PRF 为 1 Hz,说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 111 s。图 10(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线,由图可知,最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 14 300 km、最大为

14 312 km,最大加速度为 7.79 m/s^2 。

当两卫星运行方向相反时,卫星 2 的增益曲线如图 11(a) 所示,增益曲线的 3 dB 宽度为 13 个采样点,

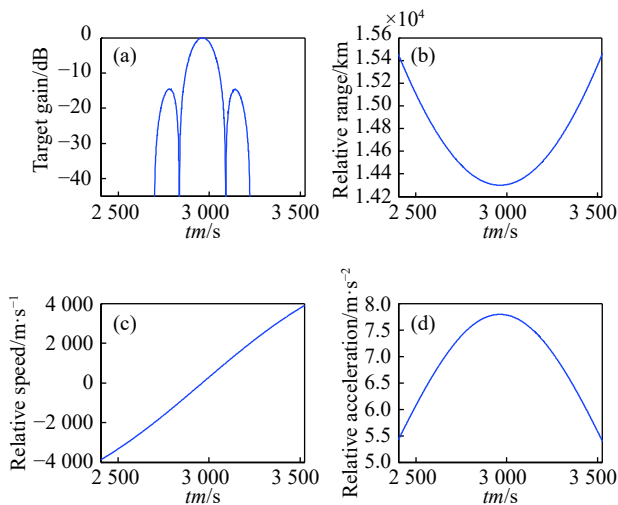


图 10 两卫星运行方向相同时的成像参数 (15000 km/700 km)。(a) 卫星 2 的增益曲线;(b) 相对距离变化曲线;(c) 相对速度变化曲线;(d) 相对加速度变化曲线

Fig.10 Imaging parameters of two satellites in the same direction (15000 km/700 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

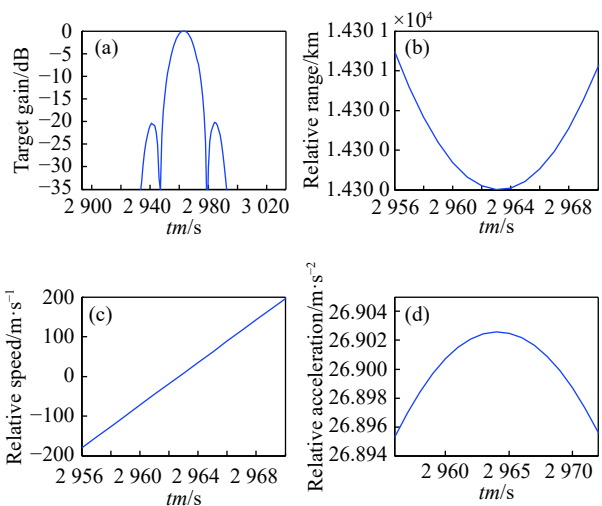


图 11 两卫星运行方向相反时的成像参数 (15000 km/700 km)。(a) 卫星 2 的增益曲线;(b) 相对距离变化曲线;(c) 相对速度变化曲线;(d) 相对加速度变化曲线

Fig.11 Imaging parameters of two satellites in the opposite direction (15000 km/700 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 13 s。图 11(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 14 300 km、最大为 14 301 km, 最大加速度为 26.90 m/s²。

3.3 高轨对低轨

利用 36 000 km 轨道上的卫星 1 对 700 km 轨道上的卫星 2 进行 SAL 成像。当两卫星运行方向相同时, 卫星 2 的增益曲线如图 12(a) 所示, 增益曲线的 3 dB 宽度为 106 个采样点, 设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 106 s。图 12(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 35 300 km、最大为 35 312 km, 最大加速度为 8.29 m/s²。

当两卫星运行方向相反时, 卫星 2 的增益曲线如图 13(a) 所示, 增益曲线的 3 dB 宽度为 49 个采样点, 设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 49 s。图 13(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最

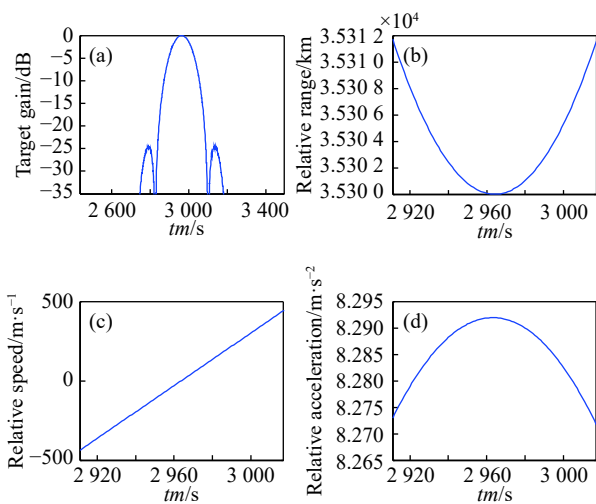


图 12 两卫星运行方向相同时的成像参数 (36 000 km/700 km)。

(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.12 Imaging parameters of two satellites in the same direction (36 000 km/700 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

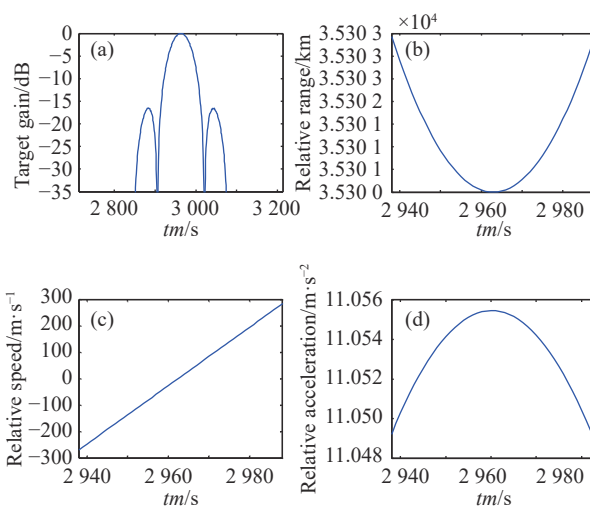


图 13 两卫星运行方向相反时的成像参数 (36 000 km/700 km)。

(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.13 Imaging parameters of two satellites in the opposite direction (36 000 km/700 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

小为 35 300 km、最大为 35 303 km, 最大加速度为 11.06 m/s²。

3.4 中轨对中轨

利用 20 000 km 轨道上的卫星 1 对 15 000 km 轨道上的卫星 2 进行 SAL 成像。当两卫星运行方向相同时, 卫星 2 的增益曲线如图 14(a) 所示, 增益曲线的 3 dB 宽度为 91 个采样点, 设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 91 s。图 14(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小 5 000 km、最大 5 000.4 km, 相对速度变化较小, 最大加速度为 0.35 m/s²。

当两卫星运行方向相反时, 卫星 2 的增益曲线如图 15(a) 所示, 增益曲线的 3 dB 宽度为 7 个采样点, 设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 7 s。图 15(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 5 000 km、最大为 5 000.2 km, 最大加速度为 23.31 m/s²。

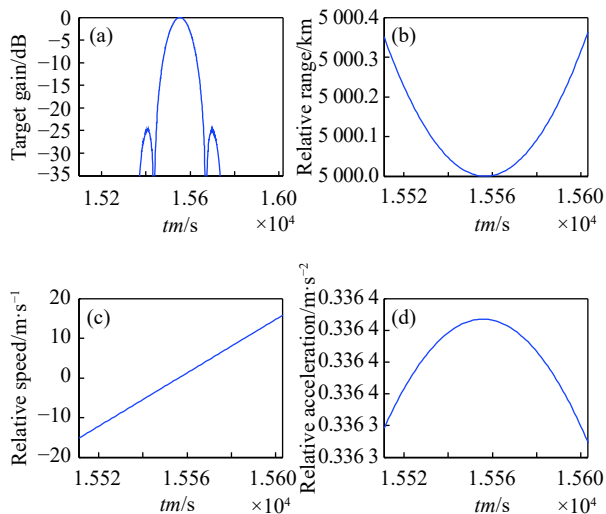


图 14 两卫星运行方向相同时的成像参数 (20000 km/15000 km)。

(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.14 Imaging parameters of two satellites in the same direction (20000 km/15000 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

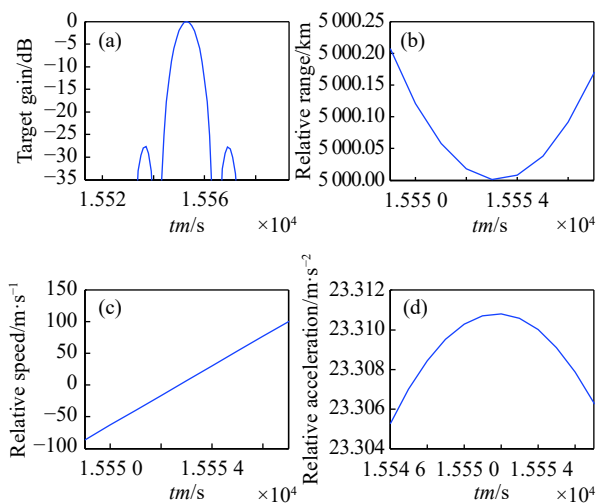


图 15 两卫星运行方向相反时的成像参数 (20000 km/15000 km)。

(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.15 Imaging parameters of two satellites in the opposite direction (20000 km/15000 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

3.5 高轨对轨

利用 36000 km 轨道上的卫星 1 对 15000 km 轨道上的卫星 2 进行 SAL 成像。当两卫星运行方向相同时, 卫星 2 的增益曲线如图 16(a) 所示, 增益曲线的 3 dB 宽度为 164 个采样点, 设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 164 s。图 16(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 2100 km、最大为 2100.2 km, 相对速度变化较小, 最大加速度为 0.72 m/s²。

当两卫星运行方向相反时, 卫星 2 的增益曲线如图 17(a) 所示, 增益曲线的 3 dB 宽度为 38 个采样点, 设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 38 s。图 17(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 21000 km、最大为 21001 km, 最大加速度为 4.12 m/s²。

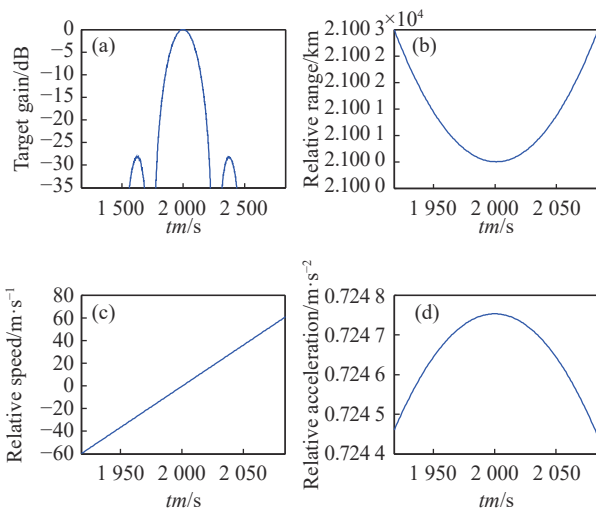


图 16 两卫星运行方向相同时的成像参数 (36000 km/15000 km)。

(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.16 Imaging parameters of two satellites in the same direction (36000 km/15000 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

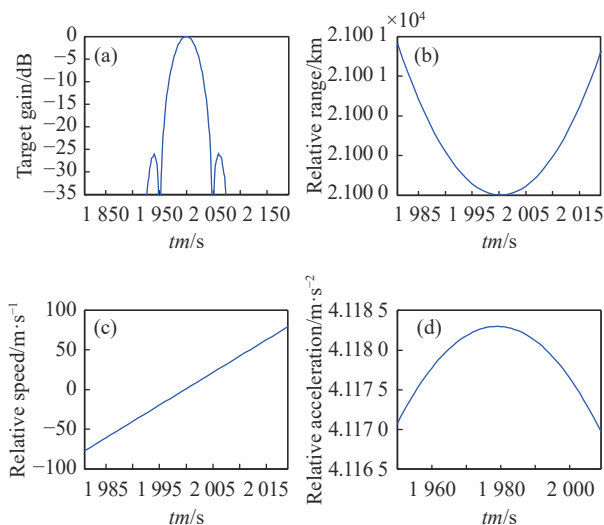


图 17 两卫星运行方向相反时的成像参数 (36000 km/15000 km)。

(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.17 Imaging parameters of two satellites in the opposite direction (36000 km/15000 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

3.6 高轨对高轨

利用 36000 km 轨道上的卫星 1 对 25000 km 轨道上的卫星 2 进行 SAL 成像。当两卫星运行方向相同时, 卫星 2 的增益曲线如图 18(a) 所示, 增益曲线的 3 dB 宽度为 181 个采样点, 设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 181 s。图 18(b)、(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离最小为 11000 km、最大为 11001 km, 相对速度变化较小, 最大加速度为 0.21 m/s²。

当两卫星运行方向相反时, 卫星 2 的增益曲线如图 19(a) 所示, 增益曲线的 3 dB 宽度为 21 个采样点, 设置 PRF 为 1 Hz, 说明卫星 1 对卫星 2 的最大相干积累时间为 21 s。图 19(b)(c) 和 (d) 分别为两卫星间的相对距离、相对速度和相对加速度变化曲线, 由图可知, 最大相干积累时间内两卫星间的相对距离变化较小为 0.37 km, 最大加速度为 6.64 m/s²。

为方便对比各模式下的成像参数, 假设卫星天线长度为 20 m, 下面对各应用方式下的 Δt (1064 nm 波长、5 cm 分辨率对应的相干积累时间)、最大相干积

累时间、最大相干积累时间内两卫星间相对运动的最大加速度和多普勒带宽进行列表对比。

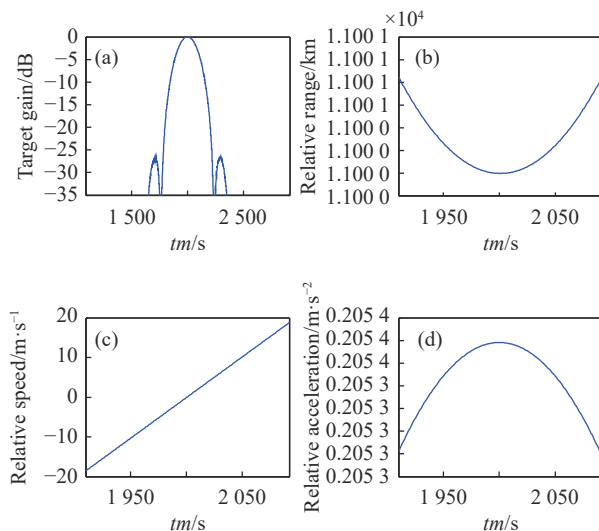


图 18 两卫星运行方向相同时的成像参数 (36000 km/25000 km)。

(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.18 Imaging parameters of two satellites in the same direction (36000 km/25000 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

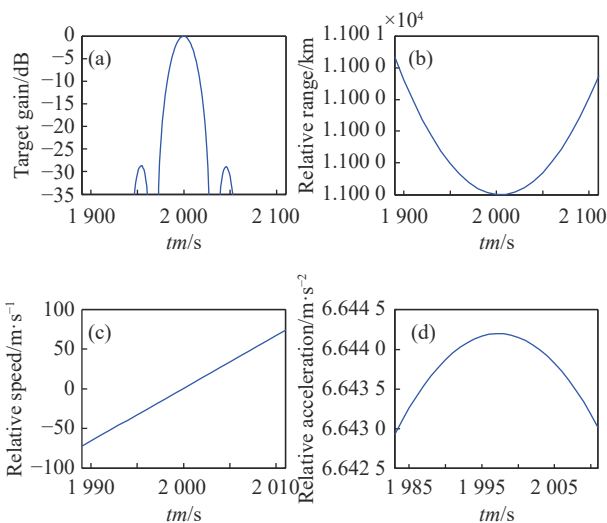


图 19 两卫星运行方向相反时的成像参数 (36000 km/25000 km)。

(a) 卫星 2 的增益曲线; (b) 相对距离变化曲线; (c) 相对速度变化曲线; (d) 相对加速度变化曲线

Fig.19 Imaging parameters of two satellites in the opposite direction (36000 km/25000 km). (a) Gain curve of satellite 2; (b) Relative distance change curve; (c) Relative speed change curve; (d) Relative acceleration change curve

对比下表可知,六种应用方式下的最大相干积累时间都是远大于 Δt 的,说明天基 SAL 成像是可行的。

从 PRF 选择的角度来说,PRF 越小越好。为避免方位模糊,PRF 的选择与 Δf_d 相关。根据公式 (10) 可知,两卫星轨道高度相差越小, Δf_d 的值越小,对 PRF 的要求也就越低。由表 1 可知,六种应用方式中, Δf_d 最小的是低轨对低轨且两卫星运行方向相同的成像方式,因为这种应用方式下的轨道高度差是所有应用方式中最小的。

从合成孔径时间 Δt 的角度来说, Δt 越小越好,因为较长的 Δt 会带来较多不可预测的误差,比如卫星姿态误差等。由表 1 可知,六种应用方式中, Δt 最小的是低轨对低轨且两卫星运行方向相反的成像方式,但是考虑到 PRF 的原因,认为最好的应用方式是低轨对

低轨且两卫星运行方向相同的成像方式。

根据表 1 可知,当两卫星的运行方向相同时,最大相干积累时间较两卫星运行方向相反时长,且此时两卫星间的加速度较小,因此,两卫星运行方向相同时,可等效为两卫星间做匀速直线运动,SAL 成像时,对目标姿态估计可能比较复杂。当两卫星运行方向相反时,SAL 成像所需的相干积累时间短,此时两卫星间的加速度较大,当由加速度引起的误差相位大于 $\pi/2$ 时,SAL 成像的过程中,需要增加运动补偿部分。

六种应用方式下方位向多普勒带宽 Δf_d 从几百 Hz 到几十 kHz,相差较大。为了避免方位向模糊,PRF 应大于 Δf_d ,考虑到单通道模式下很难实现几十 kHz 的 PRF,因此,对于大 PRF 的情况,可以采用单发多收或多发多收的方法实现。

表 1 六种星对星 SAL 成像应用方式下的成像参数对比

Tab.1 Comparison of imaging parameters in 6 SAL imaging applications

Imaging applications	Orbit altitude /km	Relative direction of two satellites	$\Delta t/s$	Maximum accumulation time/s	Maximum relative acceleration /m·s ⁻²	$\Delta f_d/kHz$
Low orbit satellite/ Low orbit satellite	800/700	Same direction	0.007	15	0.25	0.830
		Opposite direction	7.164e-5	0.07	5881	78.89
Medium orbit satellite/ Low orbit satellite	15 000/700	Same direction	0.025	111	7.79	32.27
		Opposite direction	0.017	13	26.90	47.46
High orbit satellite/ Low orbit satellite	36 000/700	Same direction	0.054	106	8.29	37.14
		Opposite direction	0.047	49	11.06	42.58
Medium orbit satellite/ Medium orbit satellite	20 000/15 000	Same direction	0.046	91	0.35	2.06
		Opposite direction	0.007	7	23.31	13.14
High orbit satellite/ Medium orbit satellite	36 000/15 000	Same direction	0.081	164	0.72	4.88
		Opposite direction	0.038	38	4.12	10.32
High orbit satellite/ High orbit satellite	36 000/25 000	Same direction	0.091	181	0.21	1.55
		Opposite direction	0.020	21	6.64	6.70

4 结 论

本文对天基 SAL 成像进行了理论分析和仿真实验验证。利用天基 SAL 成像模型,推导出了天基 SAL 成像时相干积累时间与两卫星运行方向、两卫星轨道高度、图像分辨率和发射激光波长的关系。根据轨道六根数和二体运动轨道外推法,建立了卫星轨道模型,并利用该轨道模型,仿真了低轨对低轨、中轨对低轨、高轨对低轨、中轨对中轨、高轨对中轨和高轨对

高轨的 SAL 应用方式。由于波束照射时间的影响,提出利用目标增益曲线的 3 dB 宽度,计算最大合成孔径时间的方法。最终,通过仿真分析不同应用方式下两卫星间的成像参数,验证了天基 SAL 成像的可行性,并为天基 SAL 成像算法的研究奠定了基础。

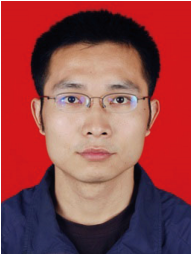
参考文献:

[1] Funk E, Reintjes J, Rickard L J, et al. Two -dimensional synthetic aperture imaging in the optical domain [J]. *Optics*

- Letters*, 2002, 27(22): 1983-1985.
- [2] Ricklin J, Schumm B, Dierking M, et al. Synthetic aperture lidar for tactical imaging[R]. US: DARPA Strategic Technology Office, 2007.
- [3] Xing Mengdao, Guo Liang, Tang Yu, et al. Design on the experiment optical system of synthetic aperture imaging lidar [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2009, 38(2): 290-294. (in Chinese)
邢孟道, 郭亮, 唐禹, 等. 室内实测数据的逆合成孔径激光雷达成像[J]. *红外与激光工程*, 2009, 38(2): 290-294.
- [4] Zhou Yu, Xu Nan, Luan Zhu, et al. 2D imaging experiment of a 2D target in a laboratory-scale synthetic aperture imaging lidar [J]. *Acta Optica Sinica*, 2009, 29(7): 2030-2032. (in Chinese)
周煜, 许楠, 栾竹, 等. 尺度缩小合成孔径激光雷达的二维成像实验[J]. *光学学报*, 2009, 29(7): 2030-2032.
- [5] Croch S, Barber Z W. Laboratory demonstration of interferometric and spotlight synthetic aperture lidar techniques [J]. *Optics Express*, 2012, 20(22): 24237-24246.
- [6] Turbide S, Marchese L, Bergeron A, et al. Synthetic aperture lidar based on a MOPAW laser[C]. Remote Sensing, 2016.
- [7] Krause B W, Buck J, Ryan C, et al. Synthetic aperture lidar flight demonstration[C]//Quantum Electronics and Laser Science Conference, 2011: PDPB7.
- [8] Li G Z, Wang N, Wang R, et al. Imaging method for airborne SAL data [J]. *Electronics Letters*, 2017, 53(5): 351-353.
- [9] Lu Zhiyong, Zhou Yu, Sun Jianfeng, et al. Airborne down-looking synthetic aperture imaging lidar field experiment and flight testing [J]. *Chinese Journal of Laser*, 2017, 44(1): 0110001. (in Chinese)
卢智勇, 周煜, 孙建锋, 等. 机载直视合成孔径激光成像雷达外场及飞行试验[J]. *中国激光*, 2017, 44(1): 0110001.
- [10] Li Daojing, Du Jianbo, Ma Meng, et al. Synthetic analysis of spaceborn synthetic aperture lidar [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(11): 113002. (in Chinese)
李道京, 杜剑波, 马萌, 等. 天基合成孔径激光雷达系统分析[J]. *红外与激光工程*, 2016, 45(11): 113002.
- [11] Ruan Hang, Wu Yanhong, Zhang Shuxian. Geostationary orbital object imaging based on spaceborne inverse synthetic aperture lidar [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(6): 1611-1616. (in Chinese)
阮航, 吴彦鸿, 张书仙, 等. 基于天基逆合成孔径激光雷达的静止轨道目标成像[J]. *红外与激光工程*, 2013, 42(6): 1611-1616.
- [12] Li Daojing, Zhu Yu, Hu Xuan, et al. Lasar application and sparse imaging analysis of diffractive optical system [J]. *Journal of Radars*, 2020, 9(1): 195-230. (in Chinese)
李道京, 朱宇, 胡焯, 等. 衍射光学系统的激光应用和稀疏成像分析[J]. *雷达学报*, 2020, 9(1): 195-230.
- [13] Li Jinming, Hu Yihua, Li Jinshan, et al. Orbit of spaceborne SAL for geostationary satellites imaging [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(3): 684-689. (in Chinese)
- [14] Li Danyang, Wu Jin, Wang Lei, et al. Elementary imaging theory in space_borne synthetic aperture lidar [J]. *Acta Optica Sinica*, 2019, 39(7): 0728002. (in Chinese)
李丹阳, 吴谨, 万磊, 等. 天基合成孔径激光雷达成像理论初步[J]. *光学学报*, 2019, 39(7): 0728002.
- [15] Li Fei, Zhang Hongyi, Xu Weiming, et al. Design and experiment of space borne synthetic aperture lidar for non-cooperative targets imaging system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(10): 1030001. (in Chinese)
李飞, 张鸿翼, 徐卫明, 等. 天基合成孔径激光雷达非合作目标成像系统设计与实验[J]. *红外与激光工程*, 2016, 45(10): 1030001.
- [16] Ding Lufei, Geng Fulu. Radar Principle[M]. Xi'an: Xidian University Press, 1995.
丁鹭飞, 耿富录. 雷达原理[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 1995.
- [17] Wei Zhongquan, Wu Yirong, Wang Changyao, et al. SAR Satellite[M]. Beijing: Science Press, 2001. (in Chinese)
魏钟铨, 吴一戎, 王长耀, 等. 合成孔径雷达卫星[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [18] Zhang Guangyi, Zhao Yujie, Wang Xiaomo, et al. Phase Array Radar Technology[M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2006. (in Chinese)



第一作者简介：尹红飞(1993-),女,博士生,2016年入学西安电子科技大学攻读硕士学位,2017年转为硕博连读生,研究方向为合成孔径激光雷达。在红外与激光工程和光学学报期刊上发表EI论文两篇,两次获得西安电子科技大学学业奖学金。Email: yinhongfei1212@163.com



导师简介：郭亮(1983-),男,教授,博士。陕西省科技创新团队联系人和核心成员,西安电子科技大学物理与光电工程学院院长助理,光电工程中心副主任。长期从事激光 SAR 成像、SAR/ISAR 成像、双基 SAR/ISAR 成像、高速平台运动补偿及 SAR 成像、智能探测和认知对抗、稀疏信号处理及实时信号处理等方面的研究工作。作为项目负责人主持包括高分重大专项子课题 2 项、重点研发计划子课题 1 项,十三五领域基金 1 项,国家自然科学基金 1 项,2018 年获陕西省科学技术奖一等奖 1 项(排名第三);负责包括某火控雷达系统、某基地 ISAR 评估系统、某基于 GPU 的 SAR/ISAR 实时成像处理等在内的横向项目十多项。同时,在包括 IEEE Trans.on GRS、IEEE Trans.on AES、Signal Processing、IEEE Sensor Journal、Science in China、《中国科学》和《电子学报》等在内的国内外期刊上发表论文 20 多篇。Email: lguo@mail.xidian.edu.cn



导师简介：曾晓东(1956-),男,教授,博士。1982年于吉林大学物理系获学士学位,1985年、1996年于西安电子科技大学分别获硕士和博士学位。1985年起在西安电子科技大学任教。1992—1993 德国 Erlangen 大学访问学者。2000年起聘为博士生导师及校聘学科带头人。中国光学学会光电子专业委员会委员,中国电子学会光电子专业委员会委员,陕西省光学学会理事,西安市激光红外学会副理事长。Email: xdzeng@xidian.edu.cn