

超敏捷动中成像高分辨率遥感卫星成像理论分析

程少园, 杨 沐, 姜宏佳, 高凌雁, 付强强

(北京空间机电研究所, 北京 100094)

摘要: 对超敏捷动中成像遥感卫星角速度快($6(^{\circ})/s$)、角加速度大($1.5(^{\circ})/s^2$)、成像参数随时空复杂多变等新问题, 开展了超敏捷动中成像特点分析与成像参数仿真分析工作。构建了动中成像复杂模型, 精确分析了动中成像合速度的变化规律。在此基础上, 结合信噪比、调制传递函数(MTF)等计算公式, 全面分析了不同成像条件下, 动中成像系统的行频、TDI 级数、姿态稳定度 MTF、同步误差 MTF、偏流修正误差 MTF 等随角速度的变化关系, 为超敏捷动中成像卫星, 尤其是卫星的成像电子学, 提供了重要的设计依据。

关键词: 动中成像; 超敏捷; 遥感卫星; 成像模型

中图分类号: V443+.5 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.1125002

Theoretical analysis of the super agile high resolution remote sensing satellite for maneuvering imaging

Cheng Shaoyuan, Yang Mu, Jiang Hongjia, Gao Lingyan, Fu Qiangqiang

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: In view of the new features of super agile remote sensing satellites, including large angular velocity of $6(^{\circ})/s$, large angular acceleration of $1.5(^{\circ})/s^2$, and the imaging parameters tending to change in different time and space, super agile maneuvering imaging characteristics were analyzed and imaging parameters were simulated. The variation of resultant velocity was precisely calculated based on the complicated model of maneuvering imaging. On this basis, together with the computational formula of SNR and MTF, the change of line rate, TDI stages, MTF of attitude stability, MTF of synchronization error, and MTF of drift error with the variation of the maneuvering angular velocity in different imaging conditions were comprehensively analyzed, which provides an important foundation for the design of super agile maneuvering imaging satellites, particularly for the imaging electronics of the satellites.

Key words: maneuvering imaging; super agile; remote sensing satellite; imaging model

收稿日期: 2019-09-11; 修订日期: 2019-10-21

基金项目: 国家重点研发计划地球观测与导航重点专项(2016YFB0500802)

作者简介: 程少园(1982-), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事光学传感器总体设计、仿真分析等方面的研究。Email: csycf@163.com

0 引言

随着用户需求不断提高,遥感卫星的空间分辨率、时间分辨率等指标要求不断提高。目前国内外许多遥感卫星已经实现了亚米级空间分辨率。而遥感卫星实现高时间分辨率的主要途径包括扩大幅宽、多卫星组网、敏捷成像等。高分辨率遥感卫星的光学载荷具有口径大、焦距长等特点,难以实现较大的幅宽。国内外的高分辨遥感卫星的幅宽一般小于 15 km。此外,高分辨遥感卫星造价很高,难以实现大规模组网。因此,高分辨遥感卫星实现高时间分辨率的有效途径是提高敏捷成像性能。

目前,国外先进高分辨率遥感卫星,如 WorldView 系列卫星,均采用敏捷成像体制,不仅可以实现大角度侧摆/俯仰成像,提高时间分辨率;而且可以实现多条带拼接成像、多点目标成像、立体测绘等多种成像模式,大大提高了成像灵活性和观测效能,具有良好的应用前景^[1]。

近年来,国内也成功研制一些敏捷遥感卫星,比如高景一号系列遥感卫星、吉林一号遥感卫星等。这些遥感卫星不仅实现了亚米级空间分辨率,而且通过敏捷机动实现多种成像模式,显著提升了我国光学遥感水平^[2]。

然而,目前现有的遥感卫星包括一般的敏捷遥感卫星,只能平行于飞行轨迹被动推扫成像,不能灵活快速主动推扫成像,因此成像模式仍较少,成像效率仍较低^[3-4]。超敏捷动中成像遥感卫星,凭借出色的机动性能、极高的姿态稳定度、自主化成像电子学,可以在快速机动、变速机动等复杂条件下实现主动推扫成像,可以沿任意轨迹进行主动推扫成像,可以实现更多的成像模式、更高的观测效率,尤其是可以实现 S 形灵巧曲线成像、类视频成像等新型成像模式,具有重要的应用前景。

一些文献对传统敏捷相机的特点和成像参数进行了分析,然而上述分析工作适用于被动推扫成像,却无法精确分析主动推扫成像参数动态变化特性和对成像电子学的要求。

文中将分析动中成像的特点,合速度的计算方法,重点分析动中成像参数的动态变化规律和要求。

1 超敏捷动中成像任务特点分析

超敏捷动中成像遥感卫星,作为科技部重点研发专项支持的新一代高性能遥感卫星,不仅要实现高空间分辨率、高成像质量,还要具有动中成像能力,以实现更多的成像模式、更高的观测效率,满足各行业对高分辨率、高效率、高价值对地观测迫切需求。超敏捷动中成像遥感卫星技术指标如表 1 所示。

表 1 动中成像遥感卫星指标

Tab.1 Parameters of maneuvering imaging remote sensing satellite

Parameters	Parameter requirement
Angular resolution/ μrad	0.5
Maneuverability	25 ($^\circ$)/10s
Max angular velocity	6 ($^\circ$)/s
Max angular acceleration	1.5 ($^\circ$)/s ²
Maneuvering attitude stability	5×10^{-4} ($^\circ$)/s(3 σ)

传统遥感卫星的合速度是由卫星飞行引入的速度、地球自转引入的速度组成。而超敏捷动中成像遥感卫星的合速度是由卫星飞行引入的速度、地球自转引入的速度、卫星角速度引入的速度组成,如图 1 所示,且卫星角速度的大小和方向是复杂多变的^[3]。

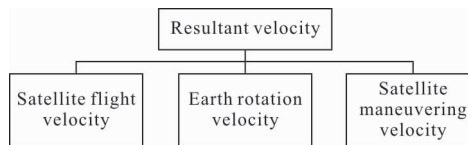


图 1 动中成像遥感卫星合速度

Fig.1 Resultant velocity of maneuvering imaging remote sensing satellite

超敏捷动中成像遥感卫星最具代表性的成像模式是 S 形灵巧曲线成像,可以满足海岸线、边境线等不规则目标的快速灵活成像要求,如图 2 所示。

为了便于更好地理解超敏捷动中成像遥感卫星与传统遥感卫星的区别,文中采用比喻的方法,把遥

感卫星线阵方向各像元比喻成一排士兵。

这排士兵如果沿着直线、匀速向前行进,则各位士兵的步调保持一致,且始终不变,在这种情况下,容易保证队形整齐划一。传统遥感卫星(被动推扫成像,见图 3(a))类似这种情况。

这排士兵如果沿着曲线、变速向前行进,则各位士兵的步调将不再一致,且不断变化,在这种情况下,要保证队形整齐划一,难度将大幅增加。超敏捷动中成像(主动推扫成像,见图 3(b))类似这种情况。

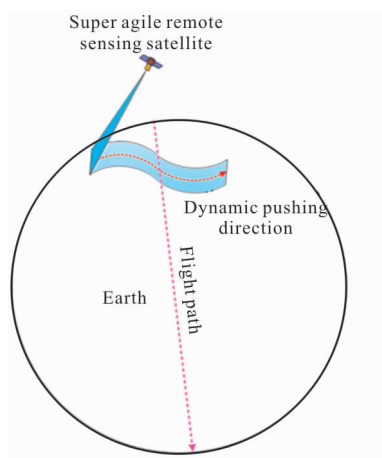


图 2 动中成像遥感卫星成像示意图

Fig.2 Sketch of maneuvering imaging remote sensing satellite

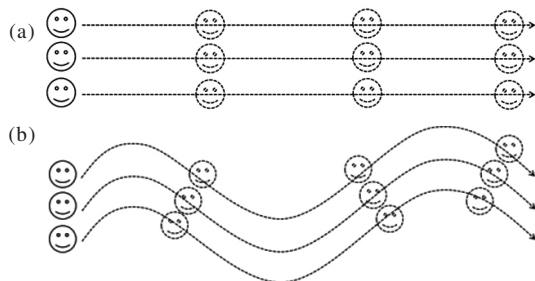


图 3 被动推扫成像(a)与主动推扫(b)成像对比

Fig.3 Comparison of passive (a) and active (b) pushbroom imaging

超敏捷动中成像遥感卫星,克服传统遥感卫星只能平行轨迹方向被动推扫成像的不足,可以实现任意方向、任意轨迹的动中成像,可实现更多的成像模式,比如沿轨反向推扫长条带成像、沿轨正反双向推扫多条带拼接成像、穿轨正反双向推扫多条带拼接成像、穿轨正反双向推扫多次成像、任意方向推扫成像、连续灵巧曲线成像等。超敏捷动中成像系统可

以满足海岸线、江河沿线、边境线等复杂形状目标的灵活快速成像要求。

然而,超敏捷动中成像遥感卫星角速度快、角加速度大,成像参数复杂多变。此外,超敏捷遥感卫星空间分辨率高,行频高,TDI 级数多,对成像参数的精度要求很高,进一步增加了动中成像的难度。传统的成像模型无法精确计算动中成像参数、无法对动中成像进行定量化分析,无法为成像系统的方案优化设计提供依据。因此,需要针对超敏捷动中成像特点,开展动中成像理论分析,为超敏捷动中成像系统的优化设计奠定理论基础。

2 动中成像合速度计算分析

超敏捷动中成像遥感卫星的合速度(探测器地面投影相对地面的速度)由卫星飞行引入的速度、地球自转引入的速度、卫星角速度引入的速度三部分组成。而且合速度会随俯仰角、侧摆角、角速度等参数变化而变化^[5-6]。

卫星飞行引入的速度 V_s 为:

$$V_s = R \times \sqrt{\frac{GM}{(H+R)^3}} \times \cos\left(\arcsin\left(\frac{H+R}{R} \times \sin\theta_y\right) - \theta_y\right) \quad (1)$$

式中: R 为地球半径; GM 为地心引力常数; H 为轨道高度; θ_y 为侧摆角。

地球自转引入的速度 V_e 为:

$$V_e = \omega_e \cdot R \cdot \cos(\theta_{\text{latitude}}) \quad (2)$$

式中: ω_e 为地球自转角速度; R 为地球半径; θ_{latitude} 为探测器地面投影点对应纬度。

卫星角速度引入的地面速度 V_m :

$$V_m = \frac{\omega_m \cdot GSD_x}{IFOV} \quad (3)$$

合速度 V_r 为:

$$\vec{V}_r = \vec{V}_s + \vec{V}_e + \vec{V}_m \quad (4)$$

式中: V_r 为合速度; V_s 为卫星飞行引入的速度; V_e 为地球自转引入的速度; V_m 为卫星角速度引入的速度。三者方向可能存在一定夹角,因此用矢量形式表示。

动中成像合速度复杂多变,当星下点向前主动推扫时,合速度最高。图 4 给出了星下点合速度随角速度的变化关系。

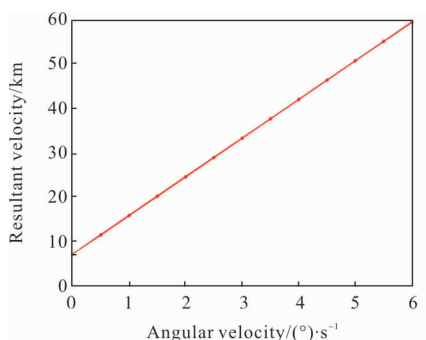


图 4 合速度随角速度的变化关系

Fig.4 Curve of resultant velocity versus angular velocity

3 动中成像参数仿真分析

3.1 最高行频随角速度的变化关系

超敏捷动中成像探测器行频取决于地面合速度与像元分辨率。动中成像过程中,探测器的行频复杂多变,根据分析,在赤道附近星下点正向主动推扫成像时,地球自转速度最大,像元分辨率最高(GSD 最小),在相同角速度下对应探测器行频最高^[5]。因此,在该成像条件下分析动中成像对探测器的最高行频要求。根据分析,星下点被动推扫(角速度为 0 (°)/s),最高行频要求为 28.2 kHz;星下点 2 (°)/s 正向主动推扫,最高行频要求为 98 kHz;星下点 6 (°)/s 正向主动推扫,最高行频要求为 238 kHz,如图 5 所示。可见,快速主动推扫,对 TDI 探测器的行频,提出了很高的要求。

$$LR = \frac{V_r}{GSD_x} \quad (5)$$

式中:LR 为探测器行频; V_r 为合速度(探测器地面投影相对地面的速度); GSD_x 为垂直探测器线阵方向的地面像元分辨率^[1]。

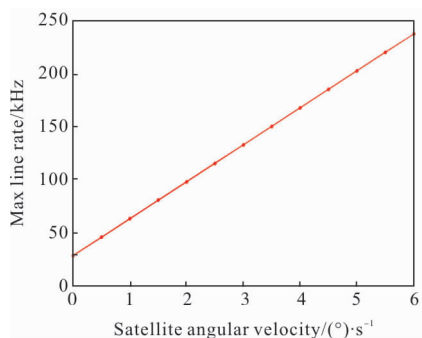


图 5 最高行频随角速度的变化关系

Fig.5 Curve of max line rate versus angular velocity

3.2 TDI 级数随角速度的变化关系

为了保证超敏捷动中成像图像质量,需要满足一定的信噪比要求,而动中成像相机的信噪比不仅跟相机自身参数有关,如 F 数、遮拦比、透过率、成像谱段、探测器灵敏度、像元尺寸、探测器及电路噪声水平等,还跟太阳高度角、地物反射率、大气透过率、合速度(行频)、TDI 级数等有密切关系^[7]。

为了便于分析,设定典型成像条件:星下点成像、地物反射率 0.3、太阳高度角 30°。分析表明,信噪比要求越高、角速度越大,对 TDI 级数要求越高。当信噪比为 25 dB 时,被动推扫(角速度为 0 (°)/s),需要探测器级数为 8 级;角速度 2 (°)/s 正向主动推扫,需要探测器级数为 27 级;角速度 6 (°)/s 正向主动推扫,需要探测器级数为 65 级。当信噪比为 40 dB 时,被动推扫(角速度为 0 (°)/s),需要探测器级数为 66 级;角速度 2 (°)/s 正向主动推扫,需要探测器级数为 229 级;角速度 6 (°)/s 正向主动推扫,需要探测器级数为 554 级;当信噪比为 45 dB 时,被动推扫(角速度为 0 (°)/s),需要探测器级数为 164 级;角速度 2 (°)/s 正向主动推扫,需要探测器级数为 570 级;角速度 6 (°)/s 正向主动推扫,需要探测器级数为 1 382 级,如图 6 所示。可见,快速主动推扫,对相机探测器的 TDI 级数,提出了很高的要求。

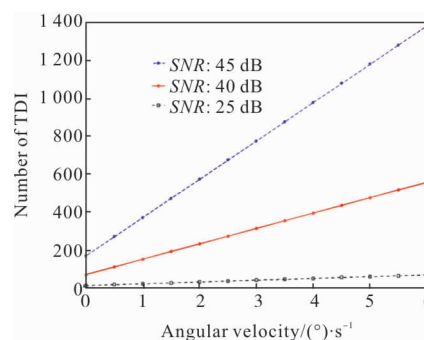


图 6 TDI 级数随角速度的变化关系

Fig.6 Curve of the number of TDI versus angular velocity

$$m = \frac{4S_e \times h \times c \times F_{\#}^2}{\pi \times A_p \times \tau \times (1 - \varepsilon) \times \lambda \times QE \times t_{int} \times L} \quad (6)$$

式中: S_e 为对应于某一成像条件、某一信噪比的探测器信号电子数(需要结合各噪声电子数、信号电子数等公式通过解方程求得,推导过程从略); h 为普朗克常数; c 为光速; $F_{\#}$ 为光学系统 F 数; A_p 为像元感光

面积; τ 为光学系统透过率; ϵ 为光学系统面遮拦比; λ 为中心波长; QE 为探测器量子效率; t_{int} 为探测器单级积分时间; L 为入瞳辐亮度。

3.3 姿态稳定度 MTF 随角速度的变化关系

要保证超敏捷动中成像质量, 不仅需要满信噪比要求, 而且需要满足在轨调制传递函数(MTF)的要求。动中成像相机 MTF 跟传统相机的差异主要在于姿态稳定度、偏流修正误差、同步误差等动态特性方面。姿态稳定度、偏流修正误差、同步误差会引起像移模糊, 导致系统在轨 MTF 下降。由于总积分时间很短, 毫秒级, 因此可以将上述像移看成线性像移。

$$MTF = \text{sinc}(N \times d) = \frac{\sin(\pi \times N \times d)}{\pi \times N \times d} \quad (7)$$

式中: N 为奈奎斯特频率; d 为总的积分时间内姿态稳定度、偏流修正误差、同步误差等引入的像移量。

设定典型成像条件: 星下点成像、地物反射率 0.3、太阳高度角 30° 。分析表明, 若成像条件和信噪比确定, 姿态稳定度 MTF 随角速度变化很小。因为角速度加快, 虽然 TDI 级数会增加, 但单级积分时间变短, 总的积分时间相差无几, 姿态稳定度引入的图像模糊量也相差无几, 因此 MTF 随角速度变化很小, 如图 7 所示。

当信噪比为 40 dB 时, 姿态稳定度 1×10^{-3} ($^\circ$)/s 对应 $MTF=0.9973$; 姿态稳定度 1×10^{-4} ($^\circ$)/s 对应 $MTF=0.99997$ 。

当信噪比为 45 dB 时, 姿态稳定度 1×10^{-3} ($^\circ$)/s 对应 $MTF=0.9832$; 姿态稳定度 1×10^{-4} ($^\circ$)/s 对应 $MTF=0.9998$ 。

可见, 当姿态稳定度达到较高水平后, 姿态稳定度已不是影响动中成像 MTF 的主要因素。

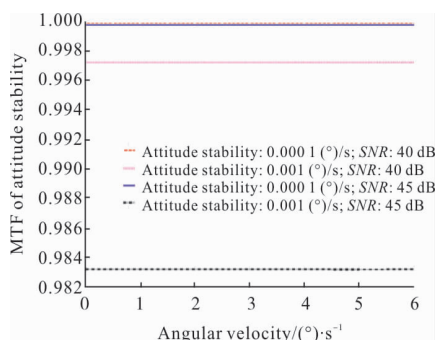


图 7 姿态稳定度 MTF 随角速度的变化关系

Fig.7 Curve of the MTF of attitude stability versus angular velocity

3.4 同步误差 MTF 随角速度的变化关系

设定典型成像条件: 星下点成像、地物反射率 0.3、太阳高度角 30° , 同步误差分别为 0.001、0.0005、0.0002。分析表明, 当同步误差 MTF 随同步误差增大而降低时, 同步误差 MTF 随 TDI 级数增加而降低。根据 3.2 节, 不同信噪比要求、不同角速度对应不同的 TDI 级数要求。根据同步误差 MTF 随角速度的变化曲线, 可以确定不同信噪比要求、不同角速度下的同步误差 MTF 以及同步精度要求, 如图 8 所示。可见, 随着角速度增加、信噪比要求提高, 对探测器的 TDI 级数要求相应提高, 对同步精度要求也相应提高, 如图 8 所示。

当被动推扫(角速度为 0 ($^\circ$)/s), 信噪比为 40 dB 时, 同步精度 0.001 对应 $MTF=0.9982$, 同步精度 0.0005 对应 $MTF=0.9996$, 同步精度 0.0002 对应 $MTF=0.9999$ 。

当角速度 2 ($^\circ$)/s 主动推扫, 信噪比为 40 dB 时, 同步精度 0.001 对应 $MTF=0.9786$, 同步精度 0.0005 对应 $MTF=0.9946$, 同步精度 0.0002 对应 $MTF=0.9991$ 。

当角速度 6 ($^\circ$)/s 主动推扫, 信噪比为 40 dB 时, 同步精度 0.001 对应 $MTF=0.8785$, 同步精度 0.0005 对应 $MTF=0.9687$, 同步精度 0.0002 对应 $MTF=0.9950$ 。

可见, 同步误差是影响动中成像 MTF 的主要因素之一。

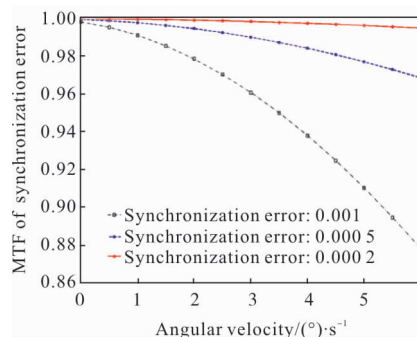


图 8 同步误差 MTF 随角速度的变化关系

Fig.8 Curve of the MTF of synchronization error versus angular velocity

3.5 偏流误差 MTF 随角速度的变化关系

设定典型成像条件: 星下点成像、地物反射率

0.3、太阳高度角 30°，偏流误差分别为 0.01°、0.02°、0.03°。分析表明，偏流误差 MTF 随角速度增加而降低，偏流误差 MTF 随偏流误差增大而降低，如图 9 所示。

当被动推扫（角速度为 0 (°)/s），信噪比 40 dB 时，0.01°偏流误差对应 $MTF=0.999\ 9$ ；0.02°偏流误差对应 $MTF=0.999\ 8$ ；0.03°偏流误差对应 $MTF=0.999\ 5$ 。

当角速度 2 (°)/s 正向主动推扫，信噪比 40 dB 时，0.01°偏流误差对应 $MTF=0.999\ 3$ ；0.02°偏流误差对应 $MTF=0.997\ 4$ ；0.03°偏流误差对应 $MTF=0.994\ 1$ 。

当角速度 6 (°)/s 正主动推扫，信噪比 40 dB 时，0.01°偏流误差对应 $MTF=0.996\ 2$ ；0.02°偏流误差对应 $MTF=0.984\ 7$ ；0.03°偏流误差对应 $MTF=0.965\ 7$ 。

可见，偏流误差是影响动中成像 MTF 的主要因素之一。

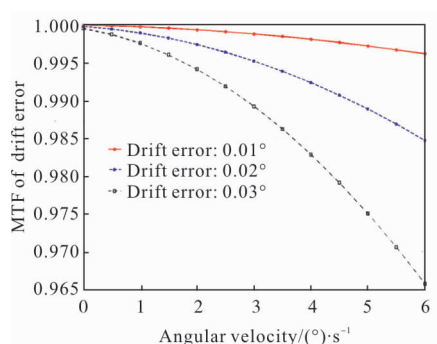


图 9 偏流误差 MTF 随角速度的变化关系

Fig.9 Curve of the MTF of drift error versus angular velocity

4 动中成像在轨动态 MTF 分析

影响动中成像系统在轨动态 MTF 的因素很多，包括镜头、探测器、电路、离焦、杂光、姿态稳定度、颤振、偏流误差、同步误差、推扫像移、大气等因素^[7-11]。

$$\begin{aligned}
 MTF_x &= MTF_{optical} \times MTF_{detector} \times MTF_{circuit} \times MTF_{defocus} \times \\
 & MTF_{stray-light} \times MTF_{jutter} \times MTF_{attitude-stability} \times \\
 & MTF_{synchronization-error} \times MTF_{drift-error} \times \\
 & MTF_{push-broom} \times MTF_{atmosphere} \\
 MTF_y &= MTF_{optical} \times MTF_{detector} \times MTF_{circuit} \times MTF_{defocus} \times \\
 & MTF_{stray-light} \times MTF_{jutter} \times MTF_{attitude-stability} \times \\
 & MTF_{synchronization-error} \times MTF_{drift-error} \times MTF_{atmosphere}
 \end{aligned}$$

超敏捷动中成像卫星采用“超精-超稳-超敏捷”平台，姿态稳定度和颤振对像质的影响较小。动中成像系统与传统成像系统的主要区别在于快速机动条件下，同步误差、偏流误差等影响复杂，对成像质量影响较大。根据仿真分析，结合工程经验，各影响因素对应的 MTF 如表 2 所示。

根据各影响因素对应的 MTF，可以求出沿轨方向的动态 MTF_x 为 0.078 6，垂轨方向的动态 MTF_y 为 0.123 5，两个方向的平均动态 $MTF_{average}$ 为 0.101 1，如表 3 所示。

表 2 影响动态 MTF 的因素

Tab.2 Influence factors of dynamic MTF

Influence factor	MTF	Remarks
Optic	0.279	Including alignment error and environmental influence
Detector	0.6	
Circuit	0.98	
Defocus	0.99	
Stray light	0.98	Stray light ratio:2%
Jutter	0.99	Jutter amplitude: ≤ 0.1 pixel
Attitude stability	0.999 9	Maneuvering attitude stability: 5×10^{-4} (°)/s(3 σ)
Synchronization	0.995	Synchronization: 0.000 2
Drift error	0.984 7	Drift error: 0.02°
Push broom	0.636 6	Image shift: 1 pixel
Atmospheric	0.8	Standard atmospheric

表 3 动中成像遥感卫星动态 MTF

Tab.3 Dynamic MTF of maneuvering imaging remote sensing satellite

Influence factor	MTF	Remarks
MTF_x	0.078 6	Along track
MTF_y	0.123 5	Cross track
$MTF_{average}$	0.101 1	Average

5 结论

超敏捷动中成像遥感卫星，具有机动角速度快、角加速度大、成像参数随时空复杂多变等特点。基于动中成像复杂模型，全面分析了空间分辨率、合成速度、行频、TDI 级数、姿态稳定度 MTF、同步误差

MTF、偏流角 MTF 等参数随角速度的变化关系,为动中成像遥感卫星的优化设计提供重要设计依据。分析表明,超敏捷动中成像卫星需要具有高行频、高 TDI 级数、高偏流修正精度、高同步精度等要求。当信噪比 40 dB、角速度 6 (°)/s 正向主动推扫时,要求最高行频要求为 238 kHz,需要探测器级数为 554 级,要求同步精度优于 0.000 2,要求偏流修正精度优于 0.02°。上述参数的精确计算与匹配,对于保证动中成像质量,具有重要意义。

参考文献:

- [1] Cheng Shaoyuan, Wang Xiaoyong, Wang Jinqiang, et al. Key geometric parameters analysis of agile imaging space camera [C]//The 3rd China High Resolution Earth Observation Conference, 2014. (in Chinese)
- [2] Xu Wei, Jin Guang, Wang Jiaqi. Optical imaging technology of JL -1 lightweight high resolution multispectral remote sensing satellite [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2017, 25 (8): 1969-1978. (in Chinese)
- [3] Liu Feng, Li Lin. Evaluation of information acquisition capability of optical remote sensing satellites[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2017, 25(9): 2454-2460. (in Chinese)
- [4] Liu Feng, Li Lin, Meng Xin. Research on construction model of the capacity index system for remote sensing satellite system [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2017, 38(6): 40-45. (in Chinese)
- [5] Zhu Jianbing, Wang Luyuan, Zhao Wei, et al. Analysis on key techniques of onboard autonomous mission management system of optical agile satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(4): 54-59. (in Chinese)
- [6] Cheng Shaoyuan, Zhang Li, Gao Weijun, et al. Geometric parameters analysis of large FOV space camera when rolling [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(6): 1872-1877. (in Chinese)
- [7] Ruan Ningjuan, Zhuang Xuxia, Li Tuotuo, et al. End to end simulation and analysis of space optical remote Sensing system [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2013, 34(6): 36-43. (in Chinese)
- [8] Jing Quan. Research on computation model of bias angle for agile satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(4): 16-20. (in Chinese)
- [9] Wang Yueming, Wang Jianyu. Imaging motion model and compensation methods of spaceborne opto-mechanical scanner [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(4): 952-956. (in Chinese)
- [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)
- [11] Liu Yanli, Cao Dongjing. Analysis method on effect of jitter on high resolution agile satellite imaging [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2014, 35(2): 46-53. (in Chinese)