

基于 ADC 模型的 GEO 光学遥感卫星工作效能评估*

李 畅 赖 鹏 李 懋 贺景瑞
(中国人民解放军 63795 部队 北京 100089)

摘 要 GEO 轨道光学遥感卫星是光学遥感卫星星座的重要组成部分,其运行于地球同步静止轨道,具有大探测范围、高分辨率、高稳定性等技术特点。论文通过建立太阳光影响模型,结合 ADC 效能评估模型及卫星系统特点,对 GEO 遥感卫星工作效能进行建模分析。综合考虑系统可用性、可靠性及关键技术评价指标,通过仿真计算后得出该型卫星工作效能特点规律,并提出降低卫星本体故障率、加快卫星在轨故障诊断和提升探测器抗阳光能力建议,为后续该类型卫星建设提供指导和借鉴。

关键词 ADC 模型;GEO;工作效能;遥感卫星;阳光规避

中图分类号 O141.4 **DOI:**10.3969/j.issn.1672-9730.2021.10.039

Efficiency Evaluation of GEO Optical Remote Sensing Satellite Based on ADC Model

LI Chang LAI Peng LI Mao HE Jingrui
(No. 63795 Troops of PLA, Beijing 100089)

Abstract GEO orbit optical remote sensing satellite is an important part of optical remote sensing satellite constellation. It operates in geostationary orbit and has the technical characteristics of large detection range, high resolution and high stability. In this paper, through the establishment of solar impact model, combined with ADC efficiency evaluation model and the characteristics of satellite system, the operational efficiency of GEO remote sensing satellite is modeled and analyzed. Considering the system availability, reliability and key technology evaluation indexes, the working efficiency characteristics of this type of satellite are obtained through simulation calculation, and suggestions are put forward to reduce the failure rate of the satellite body, speed up the fault diagnosis of the satellite in orbit and improve the anti sunlight ability of the detector, so as to provide guidance and reference for the subsequent construction of this type of satellite.

Key Words ADC model, GEO, work efficiency, remote sensing satellite, sunshine avoidance

Class Number O141.4

1 引言

地球静止轨道(GEO)光学遥感卫星是未来光学对地观测卫星技术发展的一个重要领域^[1],2015年发射入轨的高分四号(GF-4)是我国第一颗地球同步轨道遥感卫星,凭借高分辨率、大视场、多谱段等优势,在各应用领域具有广阔应用前景和重大意义。针对体系复杂、结构庞大、效能评估困难等特点,国内外对其工作效能评估开展了深入研究。覃鹏程等应用体系贡献度,对探测任务需求展开设计

仿真^[2];梁桂林等采用DoDFA体系结构分析了遥感卫星地面系统特性,并依据ADC模型对其进行建模评估^[3];彭耿构建面向任务的评价体系,对遥感卫星信息支援能力进行了评估研究^[4]。

通过上述研究进展可以发现,由于光学遥感卫星系统结构复杂、应用领域众多,研究者多以特定场景下的任务需求为牵引进行能力评估,而很少有面向卫星本体的工作效能评估方法。本文综合GEO光学遥感卫星轨道特征尤其是太阳光照射这一影响条件,结合ADC效能评估模型,建立以卫星

* 收稿日期:2021年4月13日,修回日期:2021年5月24日

作者简介:李畅,男,助理工程师,研究方向:数据处理与仿真。赖鹏,男,助理工程师,研究方向:红外图像处理。李懋,男,助理工程师,研究方向:轨道设计。贺景瑞,男,硕士研究生,助理工程师,研究方向:数据分析与实现。

本体为核心的系统效能评估方法,对后续该类型遥感卫星系统设计提供借鉴和参考。

2 工作效能评估体系

GEO 遥感卫星工作效能主要从以下几个方面进行评价。

1) 卫星本体结构

卫星本体由卫星平台和有效载荷组成,其工作稳定性、故障修复能力是重要评价指标。由于卫星所处太空,无法通过人工对故障进行现场修复,故在设计之初即充分考虑各分系统及零部件工作稳定性、低故障性和主备份设计。与其他通用类型武器装备相似,主要考虑卫星平均无故障工作时长和故障修复时间两方面因素。

2) 轨道环境

GEO 轨道距地球表面约 35786km,当卫星运行在该轨道上时由于地球无法全程规避太阳光,故在星下点当地午夜前后将出现阳光入侵现象^[1]。此情况下如不加以防护,将会对探测器敏感度造成永久性损伤,影响遥感卫星相机工作寿命和性能指标。针对这一问题,Dennis Gallagher 等通过安装遮光罩对太阳光进行规避^[5],彭洲等设计改进了滚动轴机动规避算法^[6]。然而上述方法均不能实现不影响卫星系统可用度,故轨道环境是限制 GEO 遥感卫星工作效能的重要因素。

3) 关键性能指标

关于遥感卫星工作效能评价研究,刘锋等基于信息完备性、准确性、时效性等因素,构建了系统能力基本框架和层次化指标体系^[7];谢剑锋等根据系统特点,建立了基于证据推理的遥感卫星探测效能评估模型^[8];王玉菊采用模糊层次分析法,确定了卫星探测舰船的评价指标^[9]。通过追踪 GEO 遥感卫星关键技术发展,我们选定分辨率、探测器效能、定位精度和定标精度四个关键技术指标,对卫星工作效能进行综合评价。

综合上述影响因素,构建 GEO 遥感卫星工作效能评价体系如图 1 所示。

3 太阳光影响模型

太阳、地球、卫星模型示意如图 2 所示,其中 O_E 为地心, O_E-X 指向卫星星下点, O_E-Z 指向地球北极, O_E-Y 与 O_E-X 、 O_E-Z 轴成右手螺旋。 α 为卫星与星下点 0 时夹角, β 为太阳直射点纬度角, θ 为太阳光入射角度。

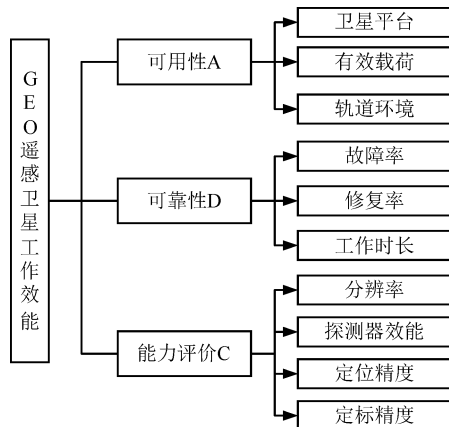


图1 GEO 光学遥感卫星工作效能评价体系

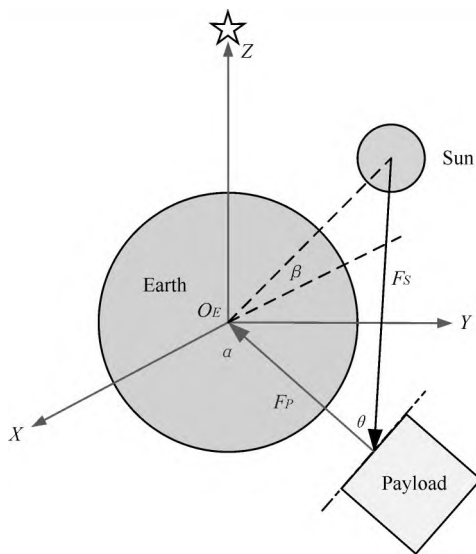


图2 太阳光入射角示意图

不难得到 β 计算公式为

$$\beta = \begin{cases} -\arcsin \left(\sin 23^{\circ}26' \cos \frac{n\pi}{176} \right), & n \in [1, 80) \\ \arcsin \left(\sin 23^{\circ}26' \sin \frac{n\pi}{186} \right), & n \in [80, 266) \\ -\arcsin \left(\sin 23^{\circ}26' \sin \frac{n\pi}{180} \right), & n \in [266, 356) \\ -\arcsin \left(\sin 23^{\circ}26' \cos \frac{n\pi}{176} \right), & n \in [356, 365] \end{cases} \quad (1)$$

计算得到太阳直射点纬度年变化值,如图 3 所示。

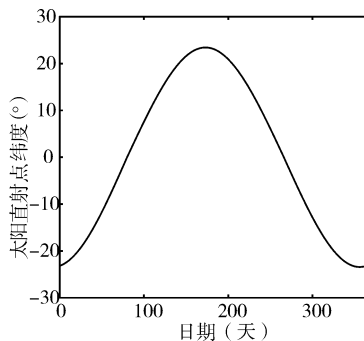


图3 太阳直射点纬度年变化

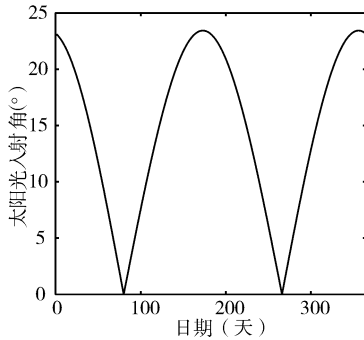


图4 太阳光入射角年变化(00:00)

根据太阳、地球、卫星相对位置关系,可得到太阳光向量 F_s 及载荷平面法向量 F_p 计算公式为

$$\begin{cases} F_s = (\cos \beta, 0, \sin \beta) \\ F_p = (\cos \alpha, \sin \alpha, 0) \end{cases} \quad (2)$$

定义卫星全年规避期概率 p_g 为太阳光入射角 θ 小于 θ_0 的时长与卫星工作一年总时长的比值。

$$p_g = \frac{\sum_{t=0}^{T_0} \left\{ \arccos \left(\frac{F_s \cdot F_p}{|F_s| \times |F_p|} \right) \leq \theta_0 \right\}}{T_0} \quad (3)$$

通过计算,得到太阳光入射角全年变化值,其中午夜0时全年太阳入射角变化情况如图4所示。

4 工作效能评价模型

ADC模型由美国武器系统效能咨询委员会WSEIAC提出,是一种基于可用性、可信性和系统能力的工作效能解析评估方法。此方法将可用性(Availability)、可靠性(Dependability)和能力(Capacity)等要素综合成表示系统效能的单一效能度量(E)^[10],如式(4)所示。

$$E = A \cdot D \cdot C \quad (4)$$

式中, A 代表可用性矩阵,表示任务开始时系统或武器装备处于可用状态的概率; D 表示可靠性矩阵,表示任务过程中系统状态发生转换的概率,也可以反映系统保持状态的能力; C 表示系统能力矩阵,通过对系统发挥工作效能因素的考量反映系统完成任务的能力,是系统工作效能的核心。

4.1 可用性矩阵 A 建立

把卫星系统执行任务开始时所处不同工作状态的概率用 A 表示,由评价体系可知 A 由卫星平台、有效载荷和轨道环境共同确定。将“平台+载荷”作为卫星本体结构可用性因子,太阳规避影响作为轨道环境可用性因子,得可用性矩阵 A 分类如表1所示。

表1 可用性矩阵各因子释义

情形	平台+载荷	是否规避
a_1	可用	否
a_2	可用	是
a_3	不可用	否
a_4	不可用	是

其中卫星平台和有效载荷分为正常工作状态和故障状态,设其平均无故障工作时长和平均故障修复时间分别为 $MTBF_p$ 、 $MTTR_p$ 和 $MTBF_l$ 、 $MTTR_l$,可得卫星平台可用率 μ_p 和有效载荷可用率 μ_l ,如式(5)。

$$\begin{cases} \mu_p = \frac{MTBF_p}{MTBF_p + MTTR_p} \\ \mu_l = \frac{MTBF_l}{MTBF_l + MTTR_l} \end{cases} \quad (5)$$

由式(2)、表1和式(5),推导可用性矩阵 A 各因子计算如式(6):

$$\begin{cases} a_1 = \mu_1 \mu_2 (1 - p_g) \\ a_2 = \mu_1 \mu_2 p_g \\ a_3 = (1 - \mu_1 \mu_2) (1 - p_g) \\ a_4 = (1 - \mu_1 \mu_2) p_g \end{cases} \quad (6)$$

综上得系统可用性矩阵 A 计算表达式为

$$A = [a_1, a_2, a_3, a_4] = [\mu_1 \mu_2 (1 - p_g), \mu_1 \mu_2 p_g, (1 - \mu_1 \mu_2) (1 - p_g), (1 - \mu_1 \mu_2) p_g] \quad (7)$$

4.2 可靠性矩阵 D 建立

根据可用性矩阵可知,卫星在执行任务时可能处于四种系统状态,则可靠性矩阵 D 为 4×4 矩阵,如式(8)所示。其中 d_{11} 表示卫星执行任务时处于 a_1 状态、任务结束时仍处于 a_1 状态; d_{12} 表示卫星执行任务时处于 a_1 状态、任务结束时处于 a_2 状态;其余子项以此类推。

$$D = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} & d_{14} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} & d_{24} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} & d_{34} \\ d_{41} & d_{42} & d_{43} & d_{44} \end{bmatrix} \quad (8)$$

假定平台和载荷故障服从指数分布,结合卫星全年规避概率得 $m = e^{-u_1 t} e^{-u_2 t}$, $n = 1 - e^{-u_1 t} e^{-u_2 t}$, $j = (1 - p_g)^2$, $k = p_g(1 - p_g)$ 。

其中 m 表示任务结束时卫星本体处于可用状态的概率, n 表示任务结束时卫星本体处于故障状态的概率; j 表示任务结束时卫星处于非规避期的概率, k 表示任务结束时卫星处于规避期的概率。综合可得可靠性矩阵 D 表达式为

$$D = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} & d_{14} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} & d_{24} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} & d_{34} \\ d_{41} & d_{42} & d_{43} & d_{44} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$= \begin{bmatrix} mj & m(1-j) & (1-m)j & (1-m)(1-j) \\ mk & m(1-k) & (1-m)k & (1-m)(1-k) \\ nj & n(1-j) & (1-n)j & (1-n)(1-j) \\ nk & n(1-k) & (1-n)k & (1-n)(1-k) \end{bmatrix}$$

4.3 能力评价矩阵C建立

设分辨率、探测器、定标精度和定位精度四个评价因子分别为 s_1 、 s_2 、 s_3 和 s_4 , 各评价因子权重重视任务执行实际情况确定, 设定为 w_1 、 w_2 、 w_3 和 w_4 。则能力评价矩阵C可表达为

$$C = \begin{bmatrix} w_{11}s_1 + w_{12}s_2 + w_{13}s_3 + w_{14}s_4 \\ w_{21}s_1 + w_{22}s_2 + w_{23}s_3 + w_{24}s_4 \\ w_{31}s_1 + w_{32}s_2 + w_{33}s_3 + w_{34}s_4 \\ w_{41}s_1 + w_{42}s_2 + w_{43}s_3 + w_{44}s_4 \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中 w_{11} 表示在 a_1 状态下 s_1 评价因子权重, w_{12} 表示在 a_1 状态下 s_2 评价因子权重, 其他子项以此类推。根据可用性矩阵A各状态实际情况, 设定 a_1 状态下系统工作效能为1, a_2 状态下 $w_{21}=1$ 、 $w_{22}=0.2$ 、 $w_{23}=0.5$ 、 $w_{12}=0.5$, a_3 状态下 $w_{31}=0.5$ 、 $w_{32}=0.5$ 、 $w_{33}=0.5$ 、 $w_{34}=0$, a_4 状态下系统工作效能为0。则能力评价矩阵C可表示为

$$C = [1, s_1 + 0.2s_2 + 0.5s_3 + 0.5s_4, 0.5s_1 + 0.5s_2 + 0.5s_3, 0]^T \quad (11)$$

5 仿真分析

设定平台平均故障修复时间 $MTTR_p=1h$, 有效载荷平均故障修复时间 $MTTR_l=2h$, 能力评价矩阵C中分辨率因子 $s_1=0.3$ 、探测器效能因子 $s_2=0.25$ 、定标精度因子 $s_3=0.15$ 、定位精度因子 $s_4=0.35$ 。以卫星系统工作时长 t 为变量, 分别对平台、载荷平均无故障工作时长1000、2000、3000、4000和5000小时下的工作效能情况进行仿真, 结果如图5、6所示。

从仿真结果可以发现, 当平均无故障工作时长一定时, GEO遥感卫星的工作效能随工作时长增加而降低, 且工作初期衰减速度较快; 当系统平均无故障工作时长降低时, 系统工作效能衰减速度明显加快。

6 结语

结合上述仿真结果, 对提升GEO遥感卫星工作效能提出以下建议。

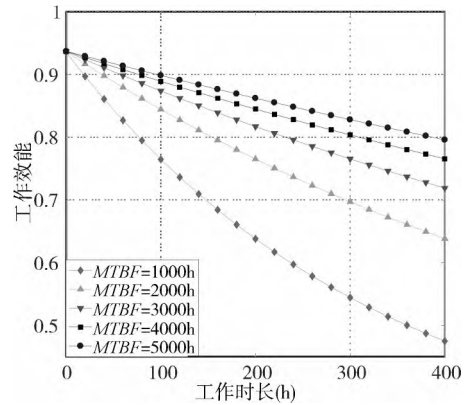


图5 工作效能仿真结果

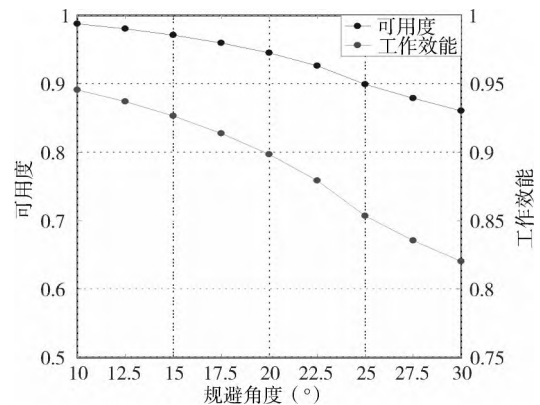


图6 规避角度变化仿真结果

1) 降低卫星本体故障率

卫星本体平均无故障工作时长是影响卫星工作效能的重要因素, 良好的结构设计、优质的零部件品控和充分的主备份设计能够有效提升卫星本体无故障工作时长。对于内部系统, 降低卫星本体故障率必须充分考虑各分系统制造、组装、测试等环节, 足质足量完成系统老练测试, 加大冗余和主备份设计。既充分考虑老技术成熟性, 又着重加强新技术应用验证稳定性和可靠性把控。对于外部环境, 应加强地球静止轨道太空环境研究, 针对宇宙射线、高能带电粒子、太阳光压、极端温度变化等恶劣条件, 提出有效的防护措施与应对策略, 增强卫星在其生命周期内的抗风险能力, 以提高系统稳定性、可靠性乃至工作效能。

2) 加快卫星在轨故障诊断

在轨故障诊断技术是保证卫星正常运行的重要支撑, 随着航天器日益大型化、复杂化、集成化趋势, 故障诊断技术也随之快速发展。其难点在于卫星遥测数据数据量庞大且难以与实际故障相对应, 需要长期经验积累和故障模型匹配。国内研究方面, 尹洪依据海量遥测数据驱动提出了基于Map Reduce的DTW并行算法^[11], 卞德坤综合信号处理和智能技术提出基于信号处理的卫星故障诊断方

法^[12]。

相较于故障诊断技术,故障修复方法较为单一,多以重启故障单机、切换备份等方式为主。可以说故障诊断与定位是解决卫星故障的先导,同时也占据整个修复周期的大部分时间。故加快卫星在轨故障定位是缩短故障修复时间、提升卫星工作效能的重要方式。卫星在轨故障自主诊断技术是未来研究发展重点^[13],其突破性进展将对卫星发挥性能产生重大影响。

3)提升探测器抗阳光能力

针对太阳光入侵问题,目前主流采用方法为安装遮光罩或通过机构调整更改探测器与阳光直射角度。但前者主要对杂散光进行抑制,并不能完全遮挡太阳光;后者不仅受限于机构稳定度,同时也增加了系统复杂程度。因此,提升探测器本身抗阳光能力对有效提升系统工作效能具有重要意义。

结合太阳光影响模型,仿真计算得到规避角度设置对卫星可用率及工作效能影响示意(如图6所示)。可以看出,太阳光直射时规避角度越小,卫星规避时间越短、可用时间越长,同时卫星工作效能也会更高。故积极开发新型探测器材料、提升探测器抗阳光直射能力是规避太阳光直射的有效途径。

参考文献

- [1] 刘云鹤,刘凤晶,于龙江. GEO 光学遥感卫星阳光入侵规避方法[J]. 航天器工程,2014,23(06):24-29.
- [2] 覃鹏程,郝胜勇,秦国政. 基于遥感卫星应用体系贡献度评估方法研究[J]. 电子设计工程,2019,27(02):

70-73,79.

- [3] 梁桂林,周晓纪,王亚琼. 基于 ADC 模型的遥感卫星地面系统效能评估[J]. 指挥控制与仿真,2018,40(05):62-68.
- [4] 彭耿. 面向任务的遥感卫星信息支援能力评估指标体系构建[J]. 指挥控制与仿真,2019,41(02):15-19.
- [5] Dennis G, Jim B, Joe D, et al. Overview of the optical design and performance of the high resolution science imaging experiment (HiRISE) [P]. SPIE Optics + Photonics, 2005.
- [6] 彭洲,李振松,乔国栋,等. 地球静止轨道遥感卫星相机太阳规避设计[J]. 中国空间科学技术,2015,35(02):57-62,76.
- [7] 刘锋,李琳,孟新. 遥感卫星系统能力指标体系构建模式研究[J]. 航天返回与遥感,2017,38(06):40-45.
- [8] 谢剑锋,王鹏,何川东,等. 基于证据推理的卫星遥感探测效能评估[J]. 四川兵工学报,2015,36(02):98-101.
- [9] 王玉菊,岳丽军. 基于模糊层次分析法的卫星探测效能评估算法[J]. 系统仿真学报,2012,24(08):1665-1668,1673.
- [10] 刘大成,蚩建峰,刘宗福. 一种改进 ADC 模型的反辐射无人机作战效能评估方法研究[J]. 舰船电子工程,2020,40(08):130-133.
- [11] 尹洪. 基于数据驱动的卫星故障诊断关键技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2015.
- [12] 卞德坤(Deking). 基于信号处理的卫星故障诊断方法研究[D]. 沈阳:沈阳理工大学,2016.
- [13] 邹永明. 卫星故障诊断技术方法综述[J]. 科学技术创新,2019(29):49-50.

(上接第 173 页)

- 研究[J]. 光学与光电技术,2013,11(1):15-17.
- [2] 钟晓春,李源慧. 激光在海水中的衰减特性[J]. 电子科技大学学报,2010,39(4):574-577.
- [3] 韩宏伟,张晓辉. 水下激光距离选通成像系统的模型与极限探测性能研究[J]. 中国激光,2011,38(1):213-217.
- [4] 熊思,李磊民. 基于小波变换和 K-means 的非结构化道路检测[J]. 计算机工程,2014,40(2):158-160.
- [5] 石宝松,张伟,王羚薇. 一种用于 PCB 组装的元器件定位系统[J]. 电子与封装,2020,20(8):17-20.
- [6] 张理想,詹小四. 基于信息熵的指纹图像二值化算法[J]. 计算机系统应用,2010,19(6):148-152.
- [7] 胡正平,刘敏华. 基于形状选择性滤波和自适应背景抑制的乳腺钙化图像增强算法[J]. 中国图象图形学

报,2011,16(2):174-178.

- [8] 华卫群,周家万,尤春. 集成电路掩模分辨率增强技术[J]. 电子与封装,2020,20(11):110402.
- [9] 方建军,杜明芳. 基于小波分析和概率 Hough 变换的书脊视觉识别[J]. 计算机工程与科学,2014,36(1):126-131.
- [10] 李铁鲲,杨树文. 基于多峰直方图的遥感图像阈值自动选取算法[J]. 兰州交通大学学报,2013,32(6):199-204.
- [11] 刘艳莉,桂志国. 多尺度 top-hat 变换提取细节的对比度增强算法[J]. 计算机工程与设计,2014,35(4):1332-1336.
- [12] 郑权,刘循. 基于学习的霍夫变换线段组物体检测算法[J]. 计算机技术与发展,2014,24(1):36-30.