

基于响应时间约束的敏捷轨道设计方法

张雅声¹ 冯飞²

(1. 中国人民解放军装备学院航天装备系 北京 101416; 2. 中国人民解放军装备学院研究生院 北京 101416)

摘要:结合快响卫星在实际任务中的应用背景,研究了响应时间约束中的敏捷轨道设计方法。首先,根据快速响应卫星的发射点和目标点的位置关系,结合快速响应时间约束,得出了响应时间与轨道高度的不等式关系;其次,针对常见的圆形轨道,根据球面三角形公式,构建了敏捷轨道轨道周期、轨道倾角、升交点赤经的解析设计方法;最后,结合 STK 软件的典型任务仿真,分别设计了当圈响应与第 3 圈响应的两类敏捷轨道,使卫星分别在入轨 10 min 与 200 min 时星下点通过目标区域,验证了方法的可行性、易操作性和实用性。

关键词:快速响应;轨道设计;敏捷轨道

中图分类号: V412.41 TN02 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.2020

Orbit design method of operationally responsive atellite basing on the time constraints

Zhang Yasheng¹ Feng Fei²

(1. Department of Space Equipment, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Department of Graduate Management, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: Basing on the background of operationally responsive satellites in practical missions, the orbital design method is researched in this paper. First, combing with the relation of launch point and objective point position, the inequality relation between the orbital altitude and the operationally responsive time is established, involving the constraints of the operationally responsive time. Then, according to the spherical triangle theory, the equations of orbital inclination and RAAN are established. Furthermore, aiming at an assumed object region, two different types of operationally responsive orbit with different responsive times are simulated in STK. Also, the feasibility has been verified.

Keywords: operationally responsive; orbit design; operationally responsive orbit

1 引言

为了在可能的局部冲突中确保空间信息优势,快速获取区域战术情报的需求也变得越发迫切。美国著名的“空间快速响应”(ORS)计划^[1-3]就是形成这种快速战术情报支援能力的新型太空系统的代表。2002年美国空军航天司令部(AFSPC)和美国航空航天局(NASA)就开展了有关快速响应太空系统构建的相关研究,并于2007年正式成立了ORS办公室。在先后发射了多颗试验型快速响应卫星——TacSat的基础上,2011年6月28日,成功发射第一颗作战型快速响应卫星——ORS-1,并为美军提供了大量关于伊拉克和阿富汗地区的战场图像。作为目前该系列卫星的最新一代,ORS-5计划于2017年发射。王景泉^[4]、吴勤^[5]对ORS计划做了详细介绍。

在轨道设计方面,一般意义上的对地观测卫星多采用太阳同步轨道,能够保证长期在轨的光学成像效果,此方面的研究成果较多。但快速响应卫星以响应时间为重要指标^[6-7],要求在入轨1~3圈内即可下传成像数据,且在轨工作时间一般较短,国内针对此方面轨道设计的文献较少。综上所述,快速响应卫星的工作轨道与任务区域、任务响应时间密切相关^[8-10]。根据快速响应卫星的发射点和目标点的位置条件,结合快速响应时间约束,提出了一种快速响应轨道(下文统称为敏捷轨道)的解析设计方法,具有一定的工程应用价值。

2 敏捷轨道需求分析

快速响应卫星(简称快响卫星)是一种以应急发射为背景的低成本小卫星,该卫星能够在几天甚至是几个小时

内发射入轨,并形成对地观测能力。因此,快速响应时间是快响卫星的一个重要性能指标。将快响卫星从发射点起飞到首次通过目标探测区域上空的时间间隔定义为响应时间。

假设可以忽略发射段的飞行时间,那么,快响卫星的敏捷轨道设计就是要设计一条能够在指定的时间约束范围内,星下点轨迹能够同时通过发射点和目标点(或目标区域中心点)的轨道。

考虑到发射入轨当圈就进入工作状态困难较大,因此,提出在入轨的第 $N > 1$ 圈进入工作状态为敏捷轨道的设计要求。注意: $N=1$ 时表示发射点和目标点位于同一圈的星下点轨迹上,如图 1 所示。



图 1 敏捷轨道示意图

3 敏捷轨道设计

3.1 问题描述

假设入轨点经纬度为 λ_{FS}, ϕ_{FS} ; 目标点经纬度为 λ_{MB}, ϕ_{MB} , 要求快响卫星入轨后第 N 圈能够提供服务,且敏捷轨道为高度 H 的圆轨道,可知响应时间需满足如下不等式:

$$\Delta t < N \times T + t_{RM} \quad (1)$$

式中: T 为快响卫星的轨道周期, t_{RM} 为星下点轨迹由入轨点移动至与目标区域相邻的同纬度地区或目标区域的时间,可计算得:

$$t_{RM} = T \cdot \arccos(\sin \phi_{FS} \sin \phi_{MB} + \dots \cos \phi_{FS} \cos \phi_{MB} \cos(\lambda_{MB} - \lambda_{FS}))/2\pi \quad (2)$$

因此,需要设计的敏捷轨道参数为轨道倾角 i 和升交点赤经 RAAN(或升交点经度)。

3.2 轨道模型

以地心为地球球心,以敏捷轨道的地心距为半径构建一个地心天球^[11],如图 2 所示。图中, A_1 点为发射点,地面坐标为 $(\lambda_{FS}, \phi_{FS})$, B_1 点为目标点,地面坐标为 $(\lambda_{MB}, \phi_{MB})$, C_2 点为敏捷轨道的降交点, D 为敏捷轨道的升交点,连接点 A_1, B_1, C_1 的大圆弧为敏捷轨道。

如果要求快响卫星入轨后第 N 圈通过目标点,则 B_1 点的坐标为 $(\lambda'_{MB}, \phi_{MB})$, 其中:

$$\lambda'_{MB} = \lambda_{MB} + (N - 1) \times T \times \omega_e \quad (3)$$

式中: ω_e 为地球自转角速度, T 为敏捷轨道周期,设 R_e 为地球半径,则有:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(H + R_e)^3}{\mu}} \quad (4)$$

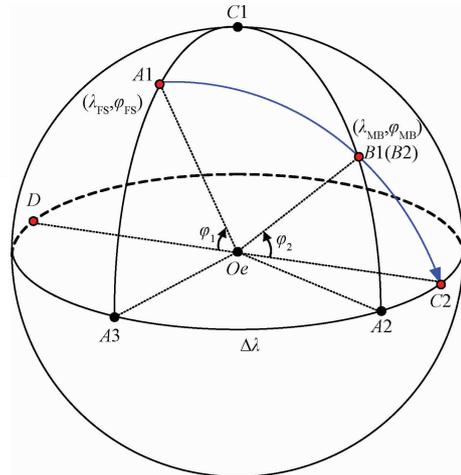


图 2 敏捷轨道的天球投影

在如图 2 所示的球面三角形 $A_1B_1C_1$ 中,利用相邻 4 元素公式,可以求得:

$$\text{tg}B_1 = \frac{\sin C_1}{\frac{\sin a_1}{\text{tg}b_1} - \cos a_1 \cdot \cos C_1} =$$

$$\frac{\sin \Delta \lambda}{\frac{\sin(90^\circ - \phi_{MB})}{\text{tg}(90^\circ - \phi_{FS})} - \cos(90^\circ - \phi_{MB}) \cdot \cos \Delta \lambda} \quad (5)$$

注:在球面三角形中各角用大写顶点字符表示,对应边用小写字母表示。

同样,在图 2 所示的球面三角形 $A_2B_2C_2$ 中,利用直角球面三角形公式,可以求得:

$$\cos C_2 = \sin(90^\circ - c_2) \cdot \sin B_2 = \cos \phi_{MB} \cdot \sin B_1 \quad (6)$$

$$\text{tg}b_2 = \text{sinc}2 \cdot \text{tg}B_2 = \sin \phi_{MB} \cdot \text{tg}B_2 \quad (7)$$

$$\sin a_2 = \frac{\text{sinc}2}{\sin C_2} = \frac{\sin \phi_{MB}}{\sin C_2} \quad (8)$$

则快响卫星的轨道倾角和升交点经度分别为:

$$\begin{cases} i = C_2 \\ \Omega_{ID} = \lambda'_{MB} + b_2 - 180^\circ + \frac{180^\circ - b_2}{360^\circ} \times T \times \omega_e \end{cases} \quad (9)$$

4 典型任务仿真

4.1 当圈响应的敏捷轨道设计

设发射点经度为 86° 、纬度为 41° ,目标点经度为 127° 、纬度为 28° ,要求入轨第 1 圈即可提供服务,且卫星轨道高度为 300 km,则求解出的快响卫星的轨道参数为:

$$\begin{cases} i = 41.6598^\circ \\ \Omega_{ID} = 352.1901^\circ \end{cases}$$

利用卫星工具箱软件(STK)^[12],设定仿真时间为 2015 年 10 月 1 日 04:00:00,快响卫星的轨道倾角为 41.6598° ,升交点经度为 352.1901° ,入轨时间为 2015 年 10 月 1 日 04:24:42,通过目标点上空的时间为 2015 年 10 月 1 日 04:34:03,即从覆盖的角度看,快响卫星入轨后 10 min 即可进行目标探测。

图3所示为当圈提供服务的快响卫星的星下点轨迹。可见,星下点轨迹的第一圈既通过发射点又通过目标点。



图3 当圈提供服务的敏捷轨道

4.2 第3圈响应的敏捷轨道设计

设发射点经度为 86° 、纬度为 41° ,目标点经度为 127° 、纬度为 28° ,要求入轨第3圈以后即可提供服务,卫星轨道高度为300 km,则求解出的卫星轨道参数为:

$$\begin{cases} i = 44.7435^\circ \\ \Omega_{JD} = 33.3904^\circ \end{cases}$$

仿真时间为2015年10月1日04:00:00,快响卫星的轨道倾角为 44.7435° ,升交点经度为 33.3904° ,入轨时间为2015年10月1日04:16:30,通过目标点上空的时间为2015年10月1日07:35:33,即从覆盖的角度看,快响卫星入轨后200 min即可进行目标探测。

图4所示为快响卫星相邻3圈的星下点轨迹。可见,星下点轨迹的第1圈通过发射点,第3圈通过目标点。

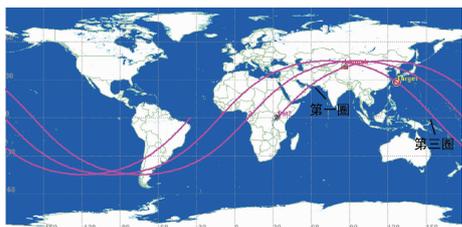


图4 第3圈提供服务的敏捷轨道

5 结论

针对快速响应卫星在战术情报快速响应方面的优势,根据快响卫星发射点和目标点的位置条件,结合快速响应时间约束,提出了一种敏捷轨道的解析设计方法。分别设计了当圈响应与第3圈响应的两类敏捷轨道,并进行了仿真验证。提出的敏捷轨道设计方法不仅设计过程简单易

行,而且充分考虑了任务响应时间要求和目标的活动区域约束,具有较好的实用性和应用前景。

参考文献

- [1] 司耀锋,吴林等. 美军作战快速响应太空计划发展综述[J]. 国际太空,2012(1):33-41.
- [2] 张睿,李智,熊伟. 作战快速响应太空-1 卫星入轨[J]. 国际太空,2011(7):8-10.
- [3] 张睿,李智. 美国作战快速响应太空计划中的卫星发展近况[J]. 国际太空,2010(1):24-26.
- [4] 王景泉. 美国加速“作战快速响应太空”计划——开拓战术卫星发展的新方向[J]. 国际太空,2007(2):8-14.
- [5] 吴勤. 美军“太空快速响应作战”能力建设驶入快车道[J]. 现代军事,2008(8):38-42.
- [6] 曾俊康,李新洪,刘世轩. 基于应急任务的快速进入近地轨道设计及应用[J]. 上海航天,2015,32(3):12-15.
- [7] 孙洋,徐慨,张静,等. 对地观测小卫星的轨道设计及目标覆盖仿真[J]. 四川兵工学报,2013,34(7):145-148.
- [8] 邹江南,张灿. 美军作战快速响应空间计划推动下的卫星发展概况[J]. 卫星与网络,2010(12):42-43.
- [9] 陈兵. 美军快速响应空间计划的发展[J]. 太空探索,2015(6):28-31.
- [10] 曾德林. 快速响应小卫星星座设计及覆盖性能仿真分析[J]. 计算机仿真,2014,31(6):73-77.
- [11] 于小红,张雅声,李智. 发射导弹与轨道基础[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- [12] 张雅声,樊鹏山,刘海洋. 掌握与精通卫星工具箱 STK[M]. 北京:国防工业出版社,2011.

作者简介

张雅声,1974年出生,军事装备学博士,教授,博士生导师,研究方向为卫星星座设计与应用、空间安全等。

E-mail:lizhizys@263.net,lizhizys@163.com

冯飞,1990年出生,博士研究生,研究方向为航天任务分析与设计。

E-mail:hit_ff90s@foxmail.com