

陈磊 韩蕾 白显宗 周伯昭 著

空间目标轨道力学与 误差分析

Orbital Dynamics and Error Analysis of
Space Object



国防工业出版社
National Defense Industry Press

空间目标轨道力学与 误差分析

Orbital Dynamics and Error Analysis of Space Object

陈磊 韩蕾 白显宗 周伯昭 著

国防工业出版社

· 北京 ·

图书在版编目(CIP)数据

空间目标轨道力学与误差分析 / 陈磊等著. —北京:
国防工业出版社, 2010. 11

ISBN 978-7-118-07010-1

I. ①空... II. ①陈... III. ①航天器—轨道力学—误差分析 IV. ①V412.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2010)第 187620 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 印张 14 字数 238 千字

2010 年 11 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—4000 册 定价 49.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010)68428422

发行邮购: (010)68414474

发行传真: (010)68411535

发行业务: (010)68472764

前 言

轨道力学经过多年的发展,已形成完整有效的理论体系,被广泛应用于航天器的轨道设计、轨道控制和轨道确定等方面。在这些应用中,轨道计算被认为是一个确定性问题,即给定初始历元的轨道根数,通过解析公式或数值积分就可以获得未来某一时刻的轨道根数。

在实际工程中,各种测量手段所获取的测量数据是存在误差的。带误差的测量数据经过定轨算法处理后,所获得的轨道根数必然存在误差。这些误差将导致轨道外推的结果是一个沿均值轨道散布的误差管道。只有当误差小到一定程度,或在工程上认为可忽略的时候,定轨算法获得的轨道根数所外推的轨道才被近似认为是航天器的真实轨道。

随着空间目标的增多,大量非合作目标,如失效的卫星、火箭箭体及空间碎片等的出现,使得空间目标相互碰撞的概率不断增加。早期的航天器碰撞预警主要基于区域判定方法。此方法只进行轨道外推,不计算误差管道,利用区域范围来解决误差影响问题。区域判定法是一种平均方法,它的区域划定根据的是空间目标预报的平均误差,在多数情况下过于保守,它有可能在并不需要的时候造成航天器不必要的机动,浪费宝贵的机动能力。为了提高决策精度并降低机动频率,应当采用基于碰撞概率的防撞规避机动方法。这种概率方法的基础就是轨道误差外推和碰撞概率计算。

空间目标碰撞预警与规避机动已成为航天领域的研究重点,其重要性将随着人类航天任务的增多而不断增加。解决此类问题,需要从误差的角度,对空间目标在轨运行的轨道力学、定轨方法、误差特性及应用等方面进行研究。在空间监视的基础上,航天器对于可跟踪观测空间目标进行碰撞预警与机动规避主要涉及两类理论问题:一是与空间目标轨道理论相关,包括轨道确定、轨道预报、接近分析、机动规避等;二是与误差及概率问题相关,对轨道确定、轨道预报中不可避免的不确定性及其引起的概率问题进行分析,利用概率对碰撞风险和机动规避进行评估。

本书总结了作者近十年的工作,对上述问题进行了初步阐述,希望为想在此领域深入研究的技术人员提供帮助。全书共分为九章。第一章概要介绍空间碎

片的在轨分布、危害、防护和减缓,并介绍航天器碰撞预警和机动规避涉及的主要问题;第二章介绍与空间目标轨道紧密相关的时间和坐标系统的基本定义,并给出各系统之间的转换关系;第三章在高精度轨道预报的基础上采用协方差分析描述函数法对初始状态误差进行推衍,研究误差传播情况;第四章研究基于协方差分析描述函数法的轨道改进算法,对稀疏点测量数据定轨进行了分析;第五章以两行轨道根数为代表分析轨道预报的解析模型,并对根数拟合和预报误差进行讨论;第六章分析空间目标的相对运动,介绍空间目标相对距离的特性,讨论了 Hill 方程在轨道预报误差分析中的应用;第七章介绍空间目标碰撞预警中的接近分析方法,给出了基于摄动分析的机动规避算法;第八章研究了碰撞概率的计算方法;第九章利用碰撞概率显式表达式对碰撞概率的影响因素进行了分析。

感谢已故的任萱教授,他在轨道力学与工程实践之间所做的探索,一直是作者学习的榜样。

作者在研究过程中,得到了北京跟踪与通信技术研究所王东亚研究员、黄建余高级工程师、张国军高级工程师、马超伟工程师的大力帮助,在此表示衷心的感谢。

本书可供从事航天动力学、航天测控和空间碎片研究的专业人员和工程设计人员参考,也可作为高等院校飞行器设计及相关专业研究生的辅助教材。

由于作者的学识和水平有限,书中难免有错误和不妥之处,读者有何批评指正意见,请与作者联系(clwhl@263.net),作者将不胜感谢。

作者
2010年3月于长沙

目 录

第一章 绪论	1
1.1 空间碎片影响分析	2
1.1.1 空间碎片的危害	2
1.1.2 空间碎片防护措施	3
1.1.3 空间碎片的减缓	5
1.2 航天器碰撞预警与机动规避	6
1.2.1 空间目标轨道理论与应用	7
1.2.2 基于碰撞概率的预警方法	9
参考文献	11
第二章 时间系统和坐标系统	12
2.1 时空基本概念	12
2.2 时间系统	14
2.2.1 时间系统的定义	14
2.2.2 时间系统之间的转换关系	17
2.3 坐标系统	20
2.3.1 坐标系的定义和变换	20
2.3.2 坐标系的发展趋势	25
参考文献	29
第三章 轨道预报与误差传播	30
3.1 高精度轨道预报模型	30
3.1.1 地球引力加速度	31
3.1.2 第三体引力摄动	32
3.1.3 大气阻尼摄动	32

3.1.4	太阳辐射压力摄动	35
3.1.5	潮汐摄动	35
3.1.6	相对论效应	36
3.2	协方差分析描述函数法	36
3.2.1	线性系统协方差分析	37
3.2.2	非线性系统协方差分析	38
3.3	基于协方差描述函数法的误差传播	39
3.3.1	基于正态分布的描述函数	40
3.3.2	协方差描述函数的轨道应用	43
3.4	基于轨道根数的初始误差传播	51
3.4.1	二体问题的初始误差传播	51
3.4.2	地球扁率对初始误差传播的影响	52
3.4.3	大气阻尼对初始误差传播的影响	54
3.4.4	状态矢量方差传播	56
	参考文献	61
第四章	数据预处理与轨道改进	62
4.1	空间监视的观测数据获取	62
4.2	雷达单点观测数据预处理	65
4.2.1	3σ 法则	65
4.2.2	观测数据筛选	70
4.3	轨道确定的一般方法	79
4.3.1	初轨确定	79
4.3.2	精密轨道确定	80
4.4	基于 CADET 的递推轨道改进	82
	参考文献	86
第五章	两行轨道根数的分析与应用	87
5.1	轨道解析模型简介	87
5.2	两行轨道根数和 SGP4/SDP4 模型	90
5.2.1	美国空间监视解析模型发展历程	90
5.2.2	SGP4/SDP4 轨道模型	91

5.2.3	两行轨道根数	92
5.3	两行轨道根数的拟合与误差	93
5.3.1	两行轨道根数的拟合	93
5.3.2	两行轨道根数的误差分析	98
	参考文献	105
第六章	空间目标的相对运动	107
6.1	空间目标相对运动的一般形式	107
6.1.1	惯性坐标系中的相对运动方程	107
6.1.2	参考目标轨道坐标系中的相对运动方程	108
6.2	空间目标相对距离分析	108
6.2.1	二体运动的相对距离分析	109
6.2.2	相对运动的摄动分析	116
6.2.3	远距离相对运动的非开普勒特性	118
6.3	Hill 方程及其在误差分析中的应用	119
6.3.1	Hill 方程	119
6.3.2	基于 Hill 方程的误差协方差传播	125
6.3.3	利用 Hill 方程分析初值误差	128
	参考文献	134
第七章	碰撞预警与机动规避	135
7.1	空间目标碰撞预警的解析方法	135
7.1.1	碰撞预警方法综述	135
7.1.2	碰撞预警解析方法	136
7.2	基于轨道长期项的碰撞检测算法	143
7.2.1	SGP4/SDP4 模型长期项精度分析	144
7.2.2	碰撞检测解析算法	147
7.3	基于交点修正的机动策略	151
7.3.1	轨道根数变化对碰撞的影响	151
7.3.2	推力施加的策略分析	154
	参考文献	158

第八章 碰撞概率计算	160
8.1 碰撞概率问题分析.....	160
8.1.1 相遇坐标系的定义	160
8.1.2 位置误差的投影	162
8.2 概率积分的计算方法.....	166
8.2.1 一重积分方法	166
8.2.2 压缩空间和无穷级数的快速算法	171
8.3 最大碰撞概率的讨论.....	181
参考文献	183
第九章 碰撞概率影响因素	184
9.1 碰撞概率的显式表达式.....	184
9.1.1 显式表达式推导	185
9.1.2 交会几何条件的计算	191
9.1.3 算例分析	193
9.2 影响因素分析.....	195
9.2.1 主要影响因素	195
9.2.2 影响规律	199
参考文献	200
附录 A 地球非球形引力摄动加速度	201
附录 B TLE 轨道根数格式说明	204

Contents

Chapter 1	Introduction	1
1.1	Effect Analysis of Space Debris	2
1.1.1	Hazards of Space Debris to Spacecraft	2
1.1.2	Safeguards against Space Debris	3
1.1.3	Space Debris Mitigation	5
1.2	Spacecraft Collision Avoidance	6
1.2.1	Orbital Theory and Application	7
1.2.2	Collision Avoidance Based-on Collision Probability	9
	References	11
Chapter 2	Coordinates and Time Systems	12
2.1	Fundamental Space-Time Conception	12
2.2	Time Systems	14
2.2.1	Definition of Time Systems	14
2.2.2	Time Conversion	17
2.3	Coordinate Systems	20
2.3.1	Definition and Conversion of Coordinate Systems	20
2.3.2	Development of Coordinate Systems	25
	References	29
Chapter 3	Orbit Prediction and Error Propagation	30
3.1	High Precision Orbit Propagation Model	30
3.1.1	Gravity Field of Earth	31
3.1.2	Third-Body Perturbation	32

3.1.3	Atmospheric Drag Perturbation	32
3.1.4	Solar-Radiation Pressure Perturbation	35
3.1.5	Earth Tide Perturbation	35
3.1.6	Relativistic Effects	36
3.2	Covariance Analysis Describing Function Technique	36
3.2.1	Covariance Analysis of Linear System	37
3.2.2	Covariance Analysis of Nonlinear System	38
3.3	Error Propagation Based on CADET	39
3.3.1	Describing Function based on Gaussian Distribution	40
3.3.2	Orbital Application Based on CADET	43
3.4	Error Propagation Based on Orbital Elements	51
3.4.1	Error Propagation of Two-Body Problem	51
3.4.2	Earth Oblateness Effect on Error Propagation	52
3.4.3	Atmospheric Drag Effect on Error Propagation	54
3.4.4	Covariance Propagation of State Vector	56
References		61
Chapter 4	Observations Preprocess and Orbit Determination	62
4.1	Obtaining Data of Space Surveillance	62
4.2	Single Point Observations Preprocess of Radar	65
4.2.1	3σ Rule	65
4.2.2	Observations Filter	70
4.3	General Methods of Orbit Determination	79
4.3.1	Initial Orbit Determination	79
4.3.2	Differential Correction Solutions	80
4.4	Differential Correction Based on CADET	82
References		85
Chapter 5	Analysis and Application of Two-Line Elements	87
5.1	Analytical Orbit Models	87
5.2	TLE and SGP4/SDP4 Models	90

5.2.1	History of Space Surveillance Analytical Models in USA.	90
5.2.2	SGP4/SDP4 Models	91
5.2.3	Two-Line Elements	92
5.3	Generation and Error Analysis of TLE	93
5.3.1	TLE Generation	93
5.3.2	TLE Error Analysis	98
	References	105
Chapter 6	Relative Motion between Space Objects	107
6.1	General Form of Relative Motion	107
6.1.1	Relative Motion Equation in Inertial Coordinate	107
6.1.2	Relative Motion Equation in Orbital Coordinate	108
6.2	Relative Distance Analysis	108
6.2.1	Relative Distance Analysis Based on Two-Body Theory	109
6.2.2	Perturbation Analysis of Relative Motion	116
6.2.3	Non-Keplerian Characteristic of Remote Relative Motion	118
6.3	Hill's Equations and Application in Error Analysis	119
6.3.1	Hill's Equations	119
6.3.2	Covariance Propagation Based on Hill's Equations	125
6.3.3	TLE Initial Error Separation Based on Hill's Equations	128
	References	134
Chapter 7	Collision Detection and Avoidance Maneuver	135
7.1	Analytical Method to Determine Close Approach	135
7.1.1	General Method of Collision Detection	135
7.1.2	Analytical Method of Collision Detection	136
7.2	Analytical Method for Collision Detection Based on Secular Term	143

7.2.1	Precision Analysis of SGP4/SDP4 Secular Term	144
7.2.2	Analytical Method for Collision Detection	147
7.3	Maneuver Strategy Based on Intersection Correction	151
7.3.1	Orbital Element Influencing on Collision	151
7.3.2	Maneuver Strategy	154
References		158
Chapter 8	Collision Probability Estimation	160
8.1	Analysis of Collision Probability	160
8.1.1	Definition of Encounter Coordinate	160
8.1.2	Positional Error Projection	162
8.2	Probability Integration Method	166
8.2.1	One-dimension Integration	166
8.2.2	Space Compression and Infinite Series	171
8.3	Maximum Collision Probability	181
References		183
Chapter 9	Influencing Factor of Collision Probability	184
9.1	Explicit Expression of Collision Probability	184
9.1.1	Deducing Explicit Expression	185
9.1.2	Encounter Geometry Analysis	191
9.1.3	Demonstration of Explicit Expression	193
9.2	Influencing Factor Analysis	195
9.2.1	Main Influencing Factors	195
9.2.2	Influencing Principles	199
References		200
Appendix A	Nonspherical Acceleration of Geopotential	
	Perturbations	201
Appendix B	TLE Format Description	204

第一章 绪 论

空间目标是指离地球表面 100km 以外空间(又称外层空间)的所有人造天体,包括人造地球卫星、空间站、宇宙飞船、航天飞机以及由它们或它们的废弃物产生的空间碎片。除探月及星际探测外,人类的航天活动主要在地球同步轨道以内进行,因此目前的空间目标中 99% 以上在距地表 200km ~ 40000km 高度范围内。

空间碎片又称轨道碎片,在数量上占空间目标的绝大多数,主要是指宇宙空间中除正常工作的航天器外的所有人造物体,包括在轨运行的各种残骸和碎片,大到废弃的卫星、运载火箭末级,小到固体火箭发动机燃烧后的氧化铝小颗粒或从航天器上剥落下来的漆片。

随着人类航天活动的不断增加,空间目标的数量急剧上升,空间碎片环境有恶化的趋势。截至 2010 年 1 月,美国空间监视网(SSN)编目的可跟踪空间目标总数已超过 15000 个,其中空间碎片的数目占总数的 90% 以上,而且其数目还将继续增加^[1]。与此同时,还有数以十万计的无法跟踪编目的微小空间碎片在空间存在。

大量空间碎片在轨运行对航天器的安全构成了严重威胁。经英国空间跟踪网(STN)和美国航空航天局(NASA)证实,1996 年 7 月 24 日,欧洲空间局(ESA)的阿丽亚娜火箭箭体的一块碎片撞断了法国 CERISE 卫星(国际编号 1995-033B,SSN 编号 23606)的重力梯度稳定臂,致使该卫星失稳^[2,3]。2005 年 1 月 17 日,美国雷神火箭助推器(ThorBurner 2A,国际编号 1974-015B,SSN 编号 07219)与我国长征四号运载火箭(CZ-4)的第三级于 2000 年 3 月爆炸时产生的碎片(国际编号 1999-057CV,SSN 编号 26207)发生碰撞,碰撞点在南极上空 885km 高度^[4]。

2009 年 2 月 10 日发生了人类历史上首次在轨卫星相撞事件。美国低轨移动通信卫星铱星 33 号(国际编号 1997-051C,SSN 编号 24946)和俄罗斯失效通信卫星宇宙 2251 号(国际编号 1993-036A,SSN 编号 22675)在西伯利亚上空 790km 处发生碰撞。由于两颗卫星都是完整的卫星,碰撞产生了大量空间碎片并形成了两片碎片云^[5]。这些碎片将对其它正常运行的航天器构成严重威胁。

由于碰撞高度较高,这些碎片将长期在轨道上存在,对空间环境造成了永久性的破坏。

随着在轨航天器与各种空间碎片的数目不断增加,航天器彼此之间以及它们与空间碎片之间发生碰撞的可能性明显增加,对航天器和航天任务的影响日益严重。因此必须发展一套完整有效的理论方法和操作策略,以应对日益严重的碰撞威胁。本书从误差的角度,对空间目标在轨运行的轨道力学、定轨方法、误差特性及应用等方面进行了论述,以便为空间目标碰撞预警和机动规避的技术发展提供理论支撑。

1.1 空间碎片影响分析

1.1.1 空间碎片的危害

空间碎片主要分布在近地轨道和地球同步轨道上,图 1.1 是近地轨道和地球同步轨道上空间碎片分布的示意图。

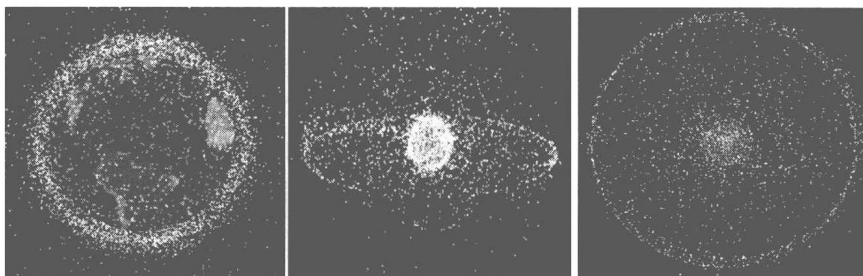


图 1.1 空间碎片环境示意图

近地轨道高度一般在 $100\text{km} \sim 2000\text{km}$ 范围内。这种轨道对地观测的视野有限,但能得到高分辨率的数据。近地轨道周期较短,一般为 $1.5\text{h} \sim 2\text{h}$,每天运行 12 圈以上,因而允许卫星在短期内对特定区域进行多次观测,主要用于遥感、测绘、气象、通信等。近地轨道是空间碎片的主要集中区域,地面的雷达和光学设备可以对近地轨道上直径大于 10cm 的碎片进行跟踪观测。

地球同步轨道是运行周期与地球自转周期相同的顺行轨道。这种轨道的视场广阔,主要用于通信、数据中继、预警、气象等。地球静止轨道是一种特殊的地球同步轨道,即轨道倾角为 0° 的圆轨道,该轨道上的卫星在赤道上空相对地球静止。为避免地球静止轨道卫星相互影响,两颗卫星之间必须间隔一定距离,因此定点位置有限。空间碎片在地球同步轨道上运行,大气阻力等非保守力摄动影响可忽略不计,因此碎片可长期停留在地球同步轨道区域而不衰减,就仿佛在

该区域加了一道环。随着越来越多的卫星被发射到地球静止轨道上,该区域碎片密度在不断增加。

空间碎片的存在严重威胁着在轨运行航天器的安全,它们和航天器的碰撞给航天器的正常运行带来极大的危害。同时空间碎片的不断产生对有限的轨道资源也构成了严重威胁,尤其是当某一轨道高度的空间碎片密度达到一个临界值时,碎片之间的链式碰撞将会造成轨道资源的永久破坏。空间碎片与航天器发生撞击,将会给航天系统带来多方面的危害。空间碎片对航天器的影响取决于碎片的尺寸、质量、速度和碰撞角度。各种不同尺寸空间碎片会对航天器产生多种类型的损害。在航天器的设计中,一般将空间碎片分为以下3类^[6,7]:

1) 小空间碎片

小空间碎片主要是可以通过在空间进行的直接探测,或观察航天器表面,或分析回收表面等方法来获得信息的碎片。其尺度一般在毫米级或更小,这类碎片的主要影响是破坏航天器的易损表面,使航天器表面产生凹陷和剥蚀,长期与卫星碰撞可以造成明显的积累影响,特别是在其光学表面出现化学污染、凹陷剥蚀或断裂,破坏太阳能电池阵的电路及热防护系统等。它们的质量较小,破坏力也较小,一般采取加强屏蔽的方法来防护,如利用防护材料、防护结构等措施。

2) 危险空间碎片

危险空间碎片是介于大、小空间碎片之间的空间碎片。该尺寸碎片会撞击航天器壳体,产生的冲击波在壳体背面卸载发生层裂形成二次碎片,破坏系统的计算机、通信设备和行波管等易损部件。厘米级的碎片会穿透任何厚度的航天器防护壳体,对高压气瓶、推进系统和其它相对坚固的结构造成破坏,对航天器造成灾难性的破坏。对于这种大小的碎片目前的防护措施已不管用,唯一有效的方法就是进行规避。然而该尺寸的碎片又处在观测跟踪能力范围以外,无法对其进行定轨,所以很难进行有效的机动规避,因此称之为“危险碎片”。

3) 大空间碎片

大空间碎片主要是指可以通过各种手段(地基雷达、光学测量,天基空间监视系统等)跟踪测量,确定其轨道并进行编目的碎片。这种大空间碎片通常是无法防护的,它的高速撞击会使航天器结构破坏和解体,同时产生大量的碰撞次生空间碎片。对这种碎片只能采取机动规避的方法来避免危险。目前的空间碎片碰撞预警和机动规避主要针对这种大小的空间碎片进行,这类碎片也是本书讨论的对象。

1.1.2 空间碎片防护措施

航天器在恶劣的空间碎片环境中运行,目前主要采取两种防护手段^[8]:屏

蔽防护和机动规避。屏蔽防护措施可以防护微小空间碎片的破坏;对于大空间碎片,屏蔽防护已无作用,由于可以进行跟踪定轨,故采用机动规避的方法是可行的。

1.1.2.1 屏蔽防护法

无论是载人航天器还是非载人航天器,采用屏蔽方式对微粒碎片进行防护都是非常有效的。对航天器采用屏蔽防护结构可以防护小于1cm的碎片。对于1cm~10cm的碎片,目前还不能使用在轨屏蔽技术来防护,只能通过航天系统的特殊设计性能来实现防护。例如,采用多余的分系统,将易碎结构和压力容器隔离,或者让电路和流体管路组件最大限度分离等。当前对大于10cm的碎片进行物理防护仍不可行。防护设计一般用金属、陶瓷和聚合物纤维的复合层防护结构(在设计上,首先粉碎来撞击的碎片,然后吸收粉碎物的能量)。缓冲防护层与被保护物的位置保持足够大的距离,以确保由于碎片撞击防护板产生的碎片云有大的散布空间,这样撞击力就扩散在被防护物的整个表面上。

载人航天器特别是空间站,通常都比非载人航天器大,所以必须要有更安全的标准。对载人航天器的防护,可以使用屏蔽防护和在轨修复的措施。目前的屏蔽防护设计方案提供对1cm以下碎片的防护。由于在某种情况下对1cm以下的碎片都不能完全防护,所以在屏蔽防护设计方案中无穿透概率则是主要的标准。国际空间站采用了200多种不同的空间碎片和微流星体防护层。在载人航天器上,可能要安装自动探测系统,以确定损坏的位置。一旦加压舱出现损坏的孔,将孔隔离开或将孔修补的反应时间就是头等重要的事情。修补孔所需要的时间取决于孔的大小,维修所需时间与所采用的措施也密切相关。进行舱外活动的航天员需要有防自然碎片和人造碎片的保护措施。现在的航天服有很多特性,对防护0.1mm以下的碎片具有可靠的质量保证。航天员将其航天器调整到合适的方向就可以防护大多数空间碎片或微流星体流。

对于非载人航天器,较低的无穿透概率是允许的。通过使用增强的多层绝缘材料和设计的改进,如将燃料管路、电缆和其它敏感件安装在航天器内,就可以满足防护1mm以下小型空间碎片和微流星体的防护标准。使用多电路和减少易碎结构质量的设计方案,太阳能电池阵就能够减小微小碎片碰撞损害的影响。

1.1.2.2 机动规避法

对于大空间碎片,屏蔽防护方法已无法提供保护,只能通过机动规避来避免碰撞。对于空间目标监视系统可以跟踪定轨的大空间碎片,航天器对其进行机动规避在技术上是可行的。另外,在发射航天器之前,可以通过计算建立安全发