

太空安全 物理学

参考书

David Wright, Laura Grego, and Lisbeth Gronlund

美国艺术科学学院

AMERICAN ACADEMY
OF ARTS & SCIENCES

RECONSIDERING THE RULES
OF SPACE PROJECT



© 2005 by David Wright, Laura Grego, and Lisbeth Gronlund
All Rights Reserved

ISBN#:0-87724-047-7

The views expressed in this volume are those held by each contributor and are not necessarily those of the Officers and Fellows of the American Academy of Arts and Sciences

目录

4	前言
6	第一章：介绍
10	第二章 相关决策内涵
17	第三章 技术内涵和综合结论
23	第四章 卫星轨道基础
35	第五章：轨道的类型—卫星选择轨道的原因
56	第六章 空间轨道机动
74	第七章空间机动与卫星质量
83	第八章将物体送入太空：火箭以及发射条件
97	第九章 天基系统
121	第十章 卫星系统组成
127	第十一章 卫星系统干扰综述
161	第十二章 卫星干扰的若干问题
179	作者简介

前言

在过去的十多年里，世界各国在许多领域越来越多地依赖和使用卫星，例如通讯服务、环境监测、卫星导航、天气预报、科学研究。而随着更多国家开始发展自己的卫星技术并且享用所带来的服务，这个有益的趋势必将会得到增强。

同时，卫星技术促使在太空中发展军事力量成为可能，这里所说的军事能力远超过冷战时的搜集预警情报的能力。因为太空能毫无声息地为全球范围内军事战略打击提供支持，美国一些人将太空视为必争之地。此快速打击能力是“9·11”后国家安全的核心战略，它不只是为了震慑和击退任何潜在侵略者，而且为了阻止敌对国家或恐怖组织获得威胁国家安全的能力。保护和加强美国的太空军事力量成为了军事规划中的重点，例如，最近一些官方文件就提出多种反卫星系统和太空武器的方案。

这些新的任务方案在美国盟国间引起了争议，而如果其他国家随之跟进的话必将引起竞争。美国公众至今还没有正式讨论过空间军事规划，但是有关政策、规划、预算的关键问题却出现了：什么样的军事任务最适合在太空中执行？有没有现有的替代各种太空武器更经济的方案？卫星对侵扰有多敏感？怎样更便捷地使之瘫痪？若是增强卫星的抗干扰能力又能采取什么措施？

要想回答这些问题需要很多物理和技术方面的知识，而这些知识除了从事科学研究和工程技术的人外，一般大众并不了解。本文让普通读者了解太空政策决策过程中所必须的知识。作者是物理学家 David Wright, Laura Grego 和 Lisbeth Gronlund，他们描述了卫星轨道力学原理，阐释为什么特定轨道适合特定任务，讨论了发射卫星入轨和在轨机动条件，还思考了空间部署特定军事任务会对空间环境带来什么影响，最后介绍卫星系统组成及其抵抗各种干扰和破坏的能力，以及对于提高卫星抗干扰能力的技术分析。

本文并没有尝试提供影响决策的建议。虽然作者在空间武器和反导系统领域的观点很知名，但是他们并没有在本文中阐明，目的是给出一个中立的参考意见。而那些决策人士，无论他们持有什么观点，都会发现这是一本值得参考的书。

本文是美国艺术科学学院关于“重新思考空间规则”项目的一部分。它从各个角度审视美国的太空政策，思考如何长远地平衡太空商业、军事和科学活动的国际准则。本项目中一系列

文章帮助公众讨论合法利用太空，进一步思考美国官方的空间计划和政策。接下来的研究将关注空间军事、科学、商业应用，中国和俄罗斯对美国空间计划的看法，以及更全面可行的空间防御系统。

2003 年 12 月，在由美国科学院及其下属国际安全研究会组织的培训中，本文作者介绍了部分论文内容。参加者有 Bruce Blair, Steve Fetter, Nancy Gallagher, Richard Garwin, Subrata Ghoshroy, Joan Johnson-Freese, Carl Kaysen, George Lewis, Martin Malin, Jonathan McDowell, Norman Neureiter, Pavel Podvig, Theodore Postol, John Rhinelander, John Steinbruner, Eugene Skolnikoff, Larry S. Walker, and Hui Zhang. 我们感谢他们在交流过程中的真知灼见。

我们还要感谢 Richard Garwin, George Lewis 和两位不知名人士提出的宝贵意见。我们和作者还要感谢 Steve Fetter, Richard Garwin, George Lewis, Pavel Podvig, Wang Ting 他们的意见。我们感谢作者所做的工作，感谢 the Union of Concerned Scientists 为作者提供时间和场所来进行研究工作。

美国艺术科学学院的空间规则项目由纽约卡内基集团提供资助支持。我们感谢卡内基集团的支持，还要感谢 Patricia Nicholas 的协助。

John Steinbruner

马里兰大学

Carl Kaysen

麻省理工学院

Martin Malin

美国艺术科学学院

第一章：介绍

自前苏联发射第一颗人造地球卫星以来的近五十年，成功发射卫星入轨的国家逐步增多。而那些配备由其它国家代为发射的卫星的国家，其数目增长得更快。目前，从便利的通信和天气预报到提供高精度导航信息，卫星服务于一个广泛的民用和军事领域，并且许多国家打算为了这些用途将投资于卫星的研制。

美国军方同样更加有兴趣发展那些既可以用来攻击其他国家卫星又可以保护美国的卫星不受攻击的基于太空的武器。虽然太空已经长期作为军事监测，通信和导航的空间，但是这些新的军事任务仍然与长期的标准有所区别。到目前为止，既没有被直接设计为部署在太空中的武器问世，也同样没有被设计成从地面或太空直接摧毁卫星的武器问世。

可以明显地从近些年发布的重新调整军事指挥和发展及配备反卫星武器和天基武器的计划文案中看出，美国的军方思想发生了转变。¹ 这些新的决策意味着完成四项主要任务：

保护美国的卫星，确保美国能够自由地在太空实施行动。

遏制敌对势力对太空的使用权。

能够使用天基拦截器拦截弹道导弹。

能够使用天基武器攻击地面或者空中的目标。

前两项任务反映了目前天基系统对于美国的军事重要性。这些措施显示出美国希望保护其天基系统，并且防止潜在的敌对势力具备相同的能力。第三项任务，许多导弹防御的支持者都对其很感兴趣，是优于其他武器而首先进行测试的天基武器。第四项任务，曾经非常吸引公众的注意和关心，但目前美国军方相对其他任务而言对其的兴趣较小。

美国对于那些新型武器的兴趣引发了新兴的国际争论。争论的关键话题包括是否配备天基武器和反卫星武器是不可避免的，这些武器有什么军事效用，配备

¹例如，委任评估美国国家安全报告，太空管理组织，2001年1月11日，<http://www.fas.org/spp/military/commission/report.htm>，2005年2月8日访问，以及美国空军司令部，“FY06以及后期型号的主要战略计划，” October 1, 2003, <http://www.peterson.af.mil/hqafspc/news/images/FY06%20Beyond%20Strategic%20Master%20Plan.pdf>，2005年2月8日访问。

这些武器对主权国家和更广的国际社会的安全有多大影响,配置和使用它们是否会干扰其他的军方或者民间对于太空的使用,什么样的太空使用标准和法律约束能够获得认同和实施。

解决这些问题需要考虑的范围非常广泛,包括政治,外交,军事和技术领域。本书只局限于讨论和分析技术和军事方面的问题,着眼于许多关键的问题:反卫星武器以及太空武器实际将具备何种能力?这些能力是否是不可取代的?它们与其他的选项进行比较会如何?它们将花费多少?其他国家有可能选择哪些方案来对抗它们?在已经考虑关于太空武器以及反卫星武器的所有决策分析下,答案取决于技术现状。除非争论的问题是基于一关于基本太空操作技术现实的正确理解,否则讨论和决策指示将是不相关的,或者更糟糕的可能是不现实的。

在评估被提议的军用系统时,区别由财务花费,技术和物理学引起的约束非常重要。在太空中运行的花费通常高于在地面和空中运行的费用。当着重考虑研制和配置费用时,系统是否能够具备被认为是重要的独特能力就可能不是决定性的要素。现有技术是系统对于某一国家目前可行性的一个重要限制,但这些限制会随时间改变,不会再成为基本局限。例如天基激光器,曾经所能够产生的能量级别要远低于可以使用的武器所需要的能量,但是随着激光器的能量逐渐加大,现在已经不在是基本的限制。物理学,从另一方面来说,作为太空活动的基本约束并不会随着时间改变。举一个物理学产生的基本约束的事实为例,低轨道卫星不能保持对地球上某一个位置的静止,因此需要成倍增加卫星数目来确保总有卫星接近此位置。

本书所提供一些关于太空系统技术问题范围的信息,对于那些参与太空安全争论人的理解来说是重要的。² 本书讨论了关于花费和技术的问题,并且尝试着

² 其它讨论太空安全的相关技术问题的书籍和文章包括 Ashton B. Carter, “卫星和反卫星:可行性的限定” 国际安全 (1986年春天): 46-98; Richard L. Garwin, “太空技术:神话与誓言,” 1988, <http://www.fas.org/rlg/myths-of-space.htm>, accessed February 8, 2005; Michael J. Muolo et al., 太空手册, 第一卷: 战士的太空指南, (Maxwell Air Force Base, AL: Air University Press, December 1993), <http://www.au.af.mil/au/awc/awcgate/au-18/au180001.htm>, 2005年2月8日访问; Michael J. Muolo et al., 太空手册, 第二卷: 分析家指南 (Maxwell Air Force Base, AL: Air University Press, December 1993); 技术评估办公室, 反卫星武器, 对策,和武器控制(华盛顿: 政府出版办公室, 1985); Philip E. Nielsen, 动能直接武器效果, (国家防御大学, 1994), http://www.ndu.edu/ctnsp/directed_energy.htm, 2004年11月23日访问; James Oberg, 太空能量理论, 1999, <http://www.jamesoberg.com/spt.html>, 2005年2月8日访问; Bob Preston et al., 地球大战的太空武器 (Arlington, VA: RAND

恰当地与基本的物理学问题区别开来。本书为普通读者所著，但是在附录中也为专家提供了更多的技术细节。本书也致力于使读者熟悉关于卫星和其它太空活动的重要技术术语和概念。例如，物体在太空中高速运动时的表现，与物体在地面和空中运动的表现大不相同，并且远非人们日常生活中所经历的那样。因此，大多数人对于卫星的运行并不具备有直觉的认识，所以尝试着根据人们普通的生活经历中所学到的去想象就会导致错误和误解。另外，本书讲述了一些基本物理定律在卫星、天基武器和反卫星武器设计和运行方面的重要应用。解释了基本的物理原理，讨论了它们的含义。

本书也讲述了太空决策的相关技术问题，但是并不是讲述政治问题本身和做出政治建议。本书不易理解，对于一些未进行讨论的问题并不意味着这些问题不重要。

第二章和第三章讲述了本书的要点。第二章陈述了本书的发现，总结了太空政策的含义，并直接为读者指出了这些结论来源的章节。第三章总结了后面章节的技术要点。

第四章和第八章讨论了轨道动力学的基本概念和含义；第四章涵盖了卫星轨道的基础理论；第五章详细列出了轨道的类型和选择某种特定轨道的原因；第六章讨论了太空中进行机动的物理原理；第七章评估了卫星质量变轨所需要的能量；第八章讨论了将载荷发射到太空以及使卫星入轨的相关技术和物理原理。

第九章检查了几种特别的天基系统技术评估的含意，特别详细的讲述了天基星座对地攻击武器，天基导弹拦截器和军用空天飞机。

最后三章讲述了卫星运行的干扰。第十章对组成卫星系统的各种部件进行了分类和讨论，因为不同的干扰方法针对不同的部件。第十一章给出了对于许多可能干扰卫星系统的方法的总的看法。第十二章则讲述了关于干扰的三个特殊话题的更多细节：天基反卫星武器(ASAT)、一种在卫星的运行路径上安放碎片的简

Project Air Force, 2002) <http://www.rand.org/publications/MR/MR1209/>, 2005年2月8日访问;美国自然社会研究组织对于在推进阶段进行拦截的导弹防御系统研究报告, 2003年7月, http://www.aps.org/public_affairs/popa/reports/nmd03.html, 2005年2月8日访问; Air University Space Primer, 2003年8月, <http://space.au.af.mil/primer/>, 2005年2月8日访问; Federation of American Scientists' Panel on Weapons in Space, 保证美国太空安全, 2004年9月, <http://www.fas.org/main/content.jsp?formAction=297&contentId=311>, 2005年2月8日访问; Bruce M. DeBlois et al., “太空武器: Crossing the U.S. Rubicon,” 国际安全 (2004年秋): 1-34.

单的天基反卫星武器、以及降低卫星系统弱点的方

第二章 相关决策内涵

本书讨论物理学的规律如何用于太空运行，以及如何使这些操作用于太空打击。这些讨论涉及的实质性技术原理在第三章中进行总结。本章为各种系统的操作和用途列出基于其技术原理的决策内涵，包括天基武器，还有天基与地基的反卫星武器（ASATs）。

天基武器可设计为通过以下几种方法之一来摧毁目标：采用直接碰撞，¹ 采用爆炸弹头，或者激光。在本书中认为天基激光器只是摧毁除了卫星的部件。而对摧毁卫星上传感器本书则不做讨论，因为摧毁传感器的这些武器技术在可以预知的未来还达不到要求。

下面前五点关注任务的类型是否适合在太空进行。第六点到第九点则着重说明反卫星武器，为其他目标而设计的有反卫星能力的系统以及卫星的弱点。第十点关注所有的军用天基武器设施。每一点都说明了本书讨论各个问题的章节。

1. 基于太空的独特性适合于广泛的军用和民用范围。（第 5，6，7 章）

太空中具备在地面和空中所没有的几项特点。卫星上的传感器可以观察远大于安放在更接近地球处的传感器所能够观测地球表面的面积。能够同时对地球表面和空中进行大规模的观测，并同时在地面上广大的区域传播信息。

因为大气阻碍许多类型电磁波的传输，某些类型的天文观测只能在太空中进行。

此外，太空比其他地方更适合某些类型的传输行动。电磁信号（光波和无线电波）在太空中能够几乎瞬间完成远距离传输并且只消耗非常少的能量。因此在太空中更愿意承担传送和接收电磁信号的行动，而不是从地面运送大量载荷到太空中或者那些包括需要很大质量的推进剂的太空机动变轨这样的行动。

因此，独特地适合在太空中进行的活动包括：

¹通过直接打击摧毁目标的武器称为动能武器。高速运动的武器或者目标的动能所提供能量足以摧毁目标。

- 大规模的环境监测，例如大气流动，气候变化和森林砍伐
- 天气预报所需要的大规模天气监测
- 天文学
- 全球通讯，广播和数据传输
- 高精度的导航和定位
- 全球或者基于大范围的搜索
- 基于全球范围的导弹发射探测，以提供早期的攻击警报和关于国家导弹测试计划的信息

以上的某些任务，如后来所讨论的，如果紧急需要也可以选择在地面或者空中完成，显然范围最好只需要在某一地区上。

2. 在太空中并不适合那些采用动能和爆炸攻击地面目标的武器。这些任务在地面也能够或者能更好的完成，并且在太空中实现实时攻击能力花费的费用会更多。（第九章）

天基地面攻击武器能够提供全球化的攻击范围，不需要进行引导，提供实时攻击能力，并且能够缩短任何攻击警报时间。尽管如此，天基武器相比其它能够攻击地面目标范围宽广的武器却大大不如。特别是洲际弹道导弹反应也很迅速，并且也有着全球化的攻击范围，而且相对天基武器而言还不那么昂贵，有着更高的可靠性。

费用

配备一项天基系统将会比配备一项使用弹道导弹的系统多出数十倍费用。这是由于任何能够实时覆盖全球的卫星系统需要大量的卫星来保证一直至少有一颗卫星在合适的位置这个事实所导致的。具体的卫星数目取决于轨道的高度和武器的射程范围，但是为了对目标的实时攻击又需要数十颗卫星。例如，在第九章提到的能够在 30 分钟内攻击地球上任一点的星座，需要近一百颗卫星。如果反应时间放宽到 45 分钟，仍然大约需要 50 颗卫星。

作个比较，一枚导弹可以带着指定载荷进入地球低轨道就能将同样质量发射

到2万公里的范围 - 地球周长的一半。飞行时间差不多有45分钟。因此这枚可以将攻击范围覆盖全球的弹道导弹与有着50颗携带50颗差不多同样导弹在太空中发射的卫星星座有着相同的反应时间。

对于五个拥有核武器的国家，天基系统的成本则相对更高，因为他们已经拥有了洲际射程的弹道导弹，这些导弹可以实时攻击全球范围内的地面目标。

可靠性

不像地基武器，天基武器发射以后必须在没有日常和突发事件维护下保持运行。因此，天基武器的可靠性降低，相对地面发射的导弹而言缺乏可信度。如果处在恰当位置的天基武器攻击失败，星座的其他卫星就算能够再次攻击也不会达到相同的反应速度标准，因为它们需要时间移动到攻击位置。

3. 在太空中不适合采用动能拦截器防御弹道导弹。这样的系统不仅昂贵，它固有的弱点也容易受到攻击，从而轻易的使它的防御能力失效。（第九章）

天基武器能使得攻击范围覆盖全球也是在太空中配备防御弹道导弹拦截器的关键动机。美国正在对于被设计为在弹道导弹的推进阶段（火箭发动机仍然工作的时刻）对导弹进行拦截的各种类型导弹防御系统进行研究，弹道导弹的推进阶段仅仅只有几分钟。这一段可利用的短暂的时间意味着拦截器需要定位在靠近导弹发射点的位置。对于一些面积较大的国家来说不可能在空中或者地面有足够近的位置安放拦截器。与之相反，在地球低轨道的天基拦截器星座就能提供全球覆盖。因此，在原则上，一个天基推进阶段导弹防御系统就能够提供在地面或者空中系统所不具备的能力。

尽管如此，因为任务所必须的快速反应时间，系统固有的弱点将减弱攻击可能受到攻击。任何拥有发射弹道导弹能力的国家同样也能够开发出一种有效能力来摧毁处于地球低轨道的携带有短距离导弹的反卫星武器的卫星。一旦一个或者更多的天基拦截器被摧毁，整个防御星座就有了漏洞，攻击者就能够通过这个漏洞发射远距离导弹。如果使用拦截器拦截导弹来保护系统本身，那么同样需要移动星座的卫星，这样也会整个系统导致产生漏洞。²

²攻击者可以发射一枚不携带弹头的弹道导弹，而这枚导弹会迫使防御系统浪费一只拦截器，从

攻击者也可以选择压制防御力量。一个被设计为拦截指定区域发射的一枚弹道导弹的防御系统需要数百甚至上千个轨道拦截器，这取决于如何设计星座和拦截器。增加系统的防御能力到系统可以拦截同一地区同时发射的两枚导弹，则星座所需的拦截器数目会成倍增加。因为系统的成本随着拦截器的数目迅速增加，所以任何似乎可能的防御系统都设计成只能拦截一枚或者同时发射的两枚导弹。因此，就算防御系统处于完美工作状态，只要任何国家在同一个地区几乎同时发射多过一枚或者两枚导弹就会穿透防御系统。

4. 一个国家虽然可能可以使用天基武器增加其它国家进入太空的费用，但是不能使用这些武器阻止这些国家进入太空。（第九章）

乍看一眼，可能会以为第一个在太空中配置覆盖全球的天基导弹防御拦截器的国家可以通过像拦截远距离导弹一样拦截空间飞行器来控制太空。但是，就像第三点讨论的那样天基导弹防御系统的弱点使得它在阻止其他国家配备卫星上无能为力。

任何能够发射卫星的国家都有着攻击天基拦截器以使得整个星座产生漏洞的技术能力。虽然一个国家在发射卫星上天之前需要攻击防御系统会增加发射卫星上天的成本，但是并不能够阻止这个国家发射卫星的能力。

5. 地基和天基反卫星武器有着相关的缺点和优点，取决于采用攻击的方法。干扰和迷惑是地基反卫星武器仅有的实用方法，而且高能量的微波攻击只能在太空实现。动能攻击能够从地面或者太空发起；在这种情况下，天基反卫星武器拥有着高反应速度和同时攻击多目标的优点，但是相对地基反卫星系统可靠性较低，因为无法对它们的日常运行进行维护。（第 11，12 章）

地基或天基反卫星武器都能用来摧毁或者干扰卫星。但是，一些攻击方式只有在两者之一中使用才有可行性或实际性。对于那些既能在地面又能在太空中进行的攻击类型，攻击者的优先选择取决于很大范围的因素，包括攻击所需要的范围和时间，攻击是否需要隐藏，并且花费多大程度的成本也是一个因素（注意只有具

而产生漏洞。所以这种方法完全可以替代反卫星武器。

备航天能力的国家才有能力研制天基反卫星武器)。

一个追踪天基动能反卫星武器(为了追踪目标星被安放在和目标星相同的轨道上)几乎能够在下达攻击命令的瞬间执行攻击任务,如果攻击者能够与这个反卫星武器通信的话。但是这种情况对于设计成能够攻击其他轨道上的卫星的天基反卫星武器或者地面反卫星武器来说不是必然的。两种类型的反卫星武器都需要等待目标星进入攻击范围而花费数小时的时间。类似的,地基动能反卫星武器为了靠近一个地面静止轨道上的目标可能会花上几个小时。而且,攻击者可以通过成倍的配备追踪反卫星武器来同时摧毁或者干扰成倍数目的卫星。

另一方面,天基反卫星武器与基于地面的反卫星武器相比有着重大缺点。把反卫星武器发射到太空中要比安放在地面上费用昂贵许多。一旦进入太空,这些系统必须在没有维护条件下工作,于是可靠性就成了问题。

6. 卫星本质上易受攻击和干扰。尽管如此,相比组成系统的单个卫星,还是可以通过设计把整个卫星系统的弱点降低。此外,如果卫星系统被瓦解或者摧毁,空基和地基后备系统能够提供部分卫星系统所丧失的军事相关的,紧急需要的能力。(第 10, 11, 12 章)

因为在太空中无处可藏,卫星很容易受到干扰和直接攻击。然而,可以采取一些步骤来降低系统的弱点,包括增加卫星部件的硬度,采用反干扰技术,建立后备的地面站,研制快速替代卫星的能力和分配单颗卫星的任务给一组小卫星。商用通信卫星行业例行公事处理失效的卫星。在轨道上放置备用的卫星以便快速取代失效的卫星,并且改变通信路线以绕过失效卫星。

此外,对于许多军事任务,地基和空基部分在局部地区的后备作用要比全球范围内更好。美国不仅是最依赖天基系统的国家,而且也是最有能力可选择性的建立空基和地基后备系统的国家。

7. 配备防御的“保镖”卫星用来保护其他卫星不受反卫星武器的攻击并不能增强那些受攻击卫星的存活能力。这种方法并不能排除考虑卫星系统弱点的必要性,整个系统还是需要为了某些卫星能提供的必须的军事需求而建立备份系统。(第 11 章)

如上所讨论的，卫星对于许多类型的攻击来说都是脆弱的，并且天性在防御攻击上很困难。同样重要的是，并不能依赖保镖卫星来保护卫星免受坚决的敌对势力的直接攻击或者干扰，因为有限的实物测试表明保镖卫星只能起到薄弱的防护作用。

8. 没有国家能通过配备反卫星武器进行垄断。具有航天能力的国家都具备研制有效的反卫星武器的能力。许多其他国家也具备能力研制摧毁卫星或者破坏卫星效用的方法，虽然这些它们由于没有具备航天能力而可供选择的方法不多。

(第 11, 12 章)

任何具备航天能力的国家都有着建立有效的地基和天基反卫星武器的所需要技术能力。这些国家都有着将目标物放置在轨道上或者地球同步轨道的高度以追踪在太空中的目标的能力，以及研制自主制导拦截器的能力。他们都能够研制出武器系统可以攻击在地球同步轨道或者地球低轨道上的卫星。他们能配备的反卫星武器比其他国家的反卫星武器反应速度也相对较快。

其他国家同样有着反卫星能力。在地球低轨道上运行的卫星处于采用导弹攻击的地面反卫星武器的攻击范围之内，这些导弹的能力要大大小于配备卫星所需要的发射器。配备短距离和中距离导弹的国家能够攻击处于地球低轨道的卫星，因为这些卫星位于导弹射程大约一半的高度。尽管如此，这些国家却不具备研制自主制导拦截器的能力。对于一个破坏性的反卫星武器，这些国家就可能因此被局限在只能释放一些碎片云在卫星的轨道上——这是一个有效性不确定和发展性受限的办法。

同样许多国家也具备有通过其他方法对卫星进行干扰的能力。例如，地面上的发射机可以用于干扰或者堵塞卫星通信。但是像这样的干扰却不能阻止受到良好保护的卫星进行通信，不过干扰发射台还是可以迫使卫星使用反干扰技术从而大量降低它所能传输的信息量。另一方面，在战争中，这些起作用的干扰能够被定位从而收到攻击。

那些同时具备核武器和中远距离导弹的国家能够在地球低轨道引爆核武器。爆炸产生的 X 射线可以摧毁在地球低轨道上处于爆炸范围内没有防护的卫星，而且爆炸将持续辐射长达数月到来摧毁处于地球低轨道上没有防护的卫星。

但是高轨道的卫星不会受到直接影响,只是辐射的环境会使得卫星向地面站传输信息变得更加困难。

9. 几种不是设计为反卫星武器的系统,却内在的具备反卫星能力。(第9,11章)

设计在当远距离弹道导弹处于飞行在太空中的射程中段时进行拦截的导弹防御系统,也具备了针对地球低轨道卫星的反卫星武器的能力。处于这些轨道的卫星的飞行高度与防御系统所设计的对导弹进行拦截的高度相同。不同于进行攻击的导弹的情况,卫星的轨道和外观都可以预知,并且它接下来的轨迹是能够预测的。此外,高度受控的拦截弹道导弹的测试确保系统能够对卫星有效,因为在这些测试中提供给防御系统关于目标导弹的信息与能够预先获得的目标星的相关信息差不多。用来对付卫星的拦截器要比对付导弹弹头的拦截器更加容易,因为如果最初的攻击不成功的话攻击者可以成倍的增加射向卫星的拦截器的数量。

防卫卫星同样也先天具备反卫星能力。这些卫星需要携带足够的燃料以在太空中进行机动来拦截反卫星武器的攻击,同时这些燃料也可提供卫星以机动能力以作为动能反卫星武器。

10. 第一个配备天基武器不会带来重大或者持续的军事优势。(第5,9,11章)

在地面战争中,第一个占领和开发战略要地可能会带来巨大的好处。挖掘和准备防御工事可以使敌方很难取得此区域的控制权。太空中没有这些战略要地,在太空作为防守一方也不会像在地面上那样有着各种各样的优点。不能预测天基技术会使得一个国家能够阻止其他国家配备太空武器,或者阻止这些国家对其卫星的可靠的保护。

第三章 技术内涵和综合结论

本书讨论了一些关于太空使用的基本技术问题的原理。以下我们为本书的每一章对这些问题分析得出的一些综合结论做了总结。

卫星轨道基础（第四章）

- 卫星的速度不是任意的：它由卫星的轨道决定并且和卫星的高度密切相关。
- 一个卫星的轨道不是由它的质量决定的。所有在太空中一指定点速度相同（包括速率和方向）的物体有着相同的轨道。
- 靠近地球的卫星相对于高度较高的卫星速度较快，从地面观察，就是穿过天空越快。处于地球低轨道（在地球几百公里以上）的卫星相对于地球飞行的很快，在 1.5 到 2 个小时之内就可以绕地球飞行一圈。
- 在较高轨道飞行的卫星比较低轨道的卫星速度慢，它们的轨道长度也较长。因此，卫星沿轨道飞行一周的时间（轨道周期）随着高度增加。只有在 36000 公里高度卫星的轨道频率于地球自转频率相同，处于这个高度的卫星叫做地球同步卫星。
- 一旦入轨，卫星就不像飞机那样需要持续的能量保持飞行。卫星使用小型便携火箭发动机在太空进行机动。
- 卫星轨道通常处于一个通过地球中心的平面内。这个平面和赤道平面的夹角称为轨道倾角。

轨道的类型 - 卫星选择轨道的原因（第 5 章）

- 因为在卫星绕轨道飞行的下方地球也在自转，处于极轨道（通过地球南北两极的轨道）的卫星几乎能够直接经过地球上每一点。位于赤道平面轨道的卫星只能直接经过赤道。卫星可能处于这两种极端情况的倾角的轨道之间，在这些情况下卫星可能只直接经过地球上等于或者低于卫星轨道倾角的某一纬度的位置。
- 那些轨道在赤道平面内并且轨道周期为 24 小时相对于赤道某一点保持

固定的卫星被称为地球同步静止卫星。虽然地球同步静止轨道对于通信和广播卫星非常有用，但是对于那些有高分辨率成像或者地面攻击的任务却不合适，因为这个轨道需要一个很高的高度（36000 公里）。而且，因为地球同步静止卫星只是在赤道平面内飞行，它们很难与地球两极进行通信。

- 不在地球静止轨道内的卫星会相对地面发生移动，所以如果要持续保持覆盖地球上一个特定区域则需要一个卫星星座。
- 轨道高度较高的卫星一次能够观测地球表面的面积要大于轨道高度较低的卫星。
- 需要靠近地球来执行特殊任务的卫星，例如为了取得地面高分辨率的图像，卫星必须位于地球低轨道。与地球表面较为靠近意味着这些卫星容易受到来自地面的干扰攻击。

空间轨道机动（第六章）和空间轨道机动和卫星质量（第七章）

- 当需要改变卫星的速度或者其运动方向而进行机动时，需要巨大的能量。所用来改变卫星速度的推进剂的质量随着速度的改变量进行指数增长。在太空中携带大量推进剂非常困难且花费巨大，所以卫星在太空中进行多少的机动有所限制。
- 改变卫星的轨道平面的机动需要巨大的改变卫星的速度，因此需要大量的推进剂。相比之下，在不改变卫星的轨道平面的条件下，改变卫星的轨道形状或轨道高度的机动，通常需要的推进剂要少得多，特别是对于位于地球低轨道的卫星。
- 采用新技术的推进系统在消耗每单位质量燃料下所充分产生的速度改变量要大于采用普通化学推进剂的推进系统。所以进行指定机动时减少卫星所需要的燃料质量。虽然效率较高，但是这些在不久的将来可以使用的新推进技术不能很快的进行机动，这一点限制了这些技术的战术作用。

将物体送入太空：火箭及发射条件（第八章）

- 将目标物送入轨道要比简单的将它发射到一个高度所要求的条件苛刻得多。虽然近距离和中距离弹道导弹也能够到达卫星的高度，但是一旦到

了那里它们就不能提供卫星入轨所必须的高速。甚至远距离（10000 公里）弹道导弹也不能将足够的有效载荷送入轨道。

- 首要的法则是一枚在地球上能够将指定的有效载荷最远发射 R 的弹道导弹只能将同样的有效载荷垂直发射到地球上 $R/2$ 的高度。减少有效载荷的质量也只能使得发射高度增加 $R/2$ 。
- 现代火箭能够发射到地球低轨道的有效载荷的重量只占在发射时总重量的 2% 到 4%。把每吨有效载荷送入轨道大约需要 45 吨的推进剂。
- 发射工具所能够发射入轨的重量取决于发射场的位置和已经预定的轨道。因为地球表面的自转速度在赤道附近最大，所以从赤道附近的发射场发射能够让发射器利用这个额外的速度。
- 减少卫星的尺寸和质量能够减少发射费用，并且可能可以允许卫星采用那些比一次性发射工具更加便宜的其他发射工具，发射日程安排可能更加迅速。

关于太空的基本知识（第九章）

- 在太空活动有许多重要结果。首先，将卫星送入轨道花费巨大。其次，地球低轨道卫星会相对于地球表面移动，导致一个不可避免的矿工问题（例如，地球低轨道卫星的大部分时间都处在地球的另一面之上），而通常低轨道卫星的任务需要卫星对一块特别区域保持监测，于是需要成倍的卫星同时在轨。第三，维护，燃料补充，或者更新在轨卫星都很困难而且花费巨大，因此很少进行。结果，天基系统的可靠性随着时间逐渐降低。第四，对于卫星来说太空环境相对恶劣，有着高强度辐射，处于太阳和阴影下巨大的温差以及高速运动的太空碎片。
- 为了实现快速攻击反应能力和全球搜索能力的天基地面攻击武器不在工作区域的几率很高，因此需要很大数量的卫星来保证有一颗一直处于任务需要的位置。地基系统能够在相同的时间量程内提供这些能力，并且可靠性较高而费用只有数十分之一。
- 对处于推进阶段导弹进行攻击的天基导弹防御系统，被认为是一个能够覆盖从地球上任何地方发射的导弹的方法。因为针对推进阶段的导弹防

御系统的反应时间非常短暂，所以需要—个由数百或者数千颗天基拦截器组成的星座。而且，这些拦截器需要在攻击导弹时能够进行重大的机动，而这些机动所需的推进剂则迫使卫星质量增加。

- 因为需要相对迅速的反应时间，天基拦截器需要定位在低轨道，而容易受到近距离导弹的攻击。因为拦截器必须靠近导弹发射场才有时间接近导弹，所以摧毁几个拦截器就能使得整个星座产生漏洞，从而攻击者可以发射远距离导弹。
- 一些任务讨论使用军事空天飞机，例如在不同的轨道上释放数颗卫星，这需要在太空中有很大的机动能力因此需要大量的推进剂。对于其他的那些处于同一轨道平面的任务，用—艘飞行器逐颗发射卫星可能要比使飞行器在太空中机动变轨来发射数颗卫星要高效。
- 对于那些需要机动变轨和使用小卫星的任务，例如简易拦截器卫星，任务可能不可抑制的需要大量推进剂。

卫星系统的组成（第十章）

- —颗卫星由大量不同的组件构成，包括太阳能帆板，有效载荷和通信设备。整个系统同样包括地面站点来控制卫星和地面通信设备来与卫星联系。所有的这些元素都被作为对于影响卫星系统的目标。
- 卫星在型号上有着巨大差别，重量从几公斤到几吨。

卫星系统的攻击方法总结（第 11 章）

- 攻击的范围从暂时或者可以避免的影响到永久的使卫星失效或者毁坏。许多方法可以用来攻击卫星，包括对通信系统进行电子干扰，对图像传感器进行激光干扰，采用激光加热卫星本身，高能量微波干扰电子设备，采用其他物体撞击（动能杀伤）和核爆炸。
- 因为卫星能够被追踪，它们的轨道可以被预测，所以卫星天性容易受到攻击。尽管，卫星有容易受到反卫星武器的攻击的弱点，但并不能保证攻击的效果可以预见或者证实，从而可能限制了反卫星武器攻击的实用性。

- 对像商业通信卫星这样的未保护的系统，干扰卫星地面站（下行线）和卫星接收器（上行线）相对而言很容易。但是对于干扰像军事通信卫星这样的防干扰系统，就困难得多。敌方并不需要先进的技术就可以进行干扰攻击。
- 地基激光器能够使得那些有着高分辨率传感器的侦察卫星失常，使之无法观测地球数公里大小的范围。拥有足够的能量，地基和天基激光器就能使得卫星部分致盲，摧毁相关的小部分卫星传感器。
- 如果能有足够能量使得激光能够长时间持续有效地照射在卫星上，高能量激光器能够对卫星本体进行毁坏。这样可以使得卫星过热或者毁坏卫星结构。
- 高能量微波武器能够瓦解或者毁坏卫星的电气系统，如果有足够的能量侵入这些系统的话。这些攻击，与在地面相比，可以在太空中更好的进行。微波攻击能够尝试从卫星的天线（正面攻击）或者从其他路线例如从卫星外表的接缝（侧面攻击）进入卫星。但是两种类型的攻击的效果很难预测。
- 携带有近距离导弹的动能杀伤反卫星武器能够从地面发射导弹攻击地球低轨道卫星。地面或者低轨道反卫星武器能够被设计为经过几个小时的准备接近高度较高的目标。
- 几百公里高度上的核爆炸会产生强烈的电磁脉冲，从而很可能摧毁所有处于地球低轨道上的和处于爆炸视线范围内的未防护卫星。此外，爆炸所产生的持续辐射会逐渐毁坏那些在爆炸高度附近的未防护卫星。

攻击卫星的要点（第 12 章）

- 天基反卫星武器有可能会以下四种方法之一配备：与目标星同轨道并且位于目标星后一小段距离（一种追踪型反卫星武器）；附在目标之上（某些时候称为寄生型反卫星武器）；在同一轨道上但是离目标星较远，需要机动来接近目标星进行攻击；或者在相交的轨道上，与目标星保持距离直到交战的时刻。不同的攻击方法适用于不同的配备情况。
- 为了隐藏，天基反卫星武器必须躲避侦察以及在发射时，进行轨道机动

时和在轨时对反卫星武器进行的辨识。没有国家能够假设在配备天基反卫星武器保持隐蔽。同时，没有国家确信能够侦测和识别出他国配备反卫星武器。侦察隐藏武器可能会导致此武器攻击的目标国家进行公开抗议，并且使得这些国家对攻击的目标卫星准备战术选择，虽然并不能保证这些国家有能力防御反卫星武器。

- 可能被一些相关技术薄弱的攻击者采用的简易的反卫星武器进行攻击，这种简易的反卫星武器是盘踞在卫星必经之路上的由近距离或中距离导弹所产生的碎片云。这种攻击的有效性取决于攻击者对于目标星路径预测和对于导弹精度控制的能力。除非攻击者两者都能够做到，否则像这种反卫星武器的效果极其有限。
- 许多卫星上的系统都能够做到抵御那些用于破坏单颗卫星的干扰。因此卫星上这些系统都可以通过巧妙的设计，包括建立后备系统，研制同时配备两种可选择方法实现卫星至关重要的功能，从而抵抗攻击。

第四章 卫星轨道基础

对比物体在太空中的运动和大气中的运动

物体在空气中的运动与在太空中的运动在三个重要方面是不同的。第一，飞机飞行的速度与它的飞行路径和飞行高度无关：两架飞机能够以不同的速度在同一飞行路径上飞行。相比之下，卫星的轨道和速度之间有着紧密联系。例如，圆轨道，所有的处在同一高度的卫星速度必定相同，不同高度的卫星速度则必定不同。如以下详细所述，轨道高度和速度间的关系严格限制了物体在太空中的运动。¹

第二，飞机不仅利用空气来保持处于一定高度，而且利用空气来进行飞行。就像在水中的船利用桨和舵来推动水产生的反作用来运动一样，飞机通过机翼和方向舵推动空气产生的反作用来进行飞行以及改变方向。在太空的真空环境下，这些是不可能的。卫星必须使用小型的火箭发动机来进行机动。因为这些发动机需要推进剂，而这又与卫星的设计和卫星的能力有着重要关联。

第三，因为空气的阻力而逐渐使得飞机的速度降低，所以飞机发动机必须不断的工作来保持持续飞行。然而在太空真空环境下的卫星则不是这样。火箭推进器只需要把卫星送入轨道，一旦卫星开始在轨道中绕地球飞行，就不再需要火箭发动机持续的提供推力。²例如，月球是地球的天然卫星，它就不需要火箭推进器来保持绕地球的转动。

轨道基础

这部分主要讨论在一般条件下的卫星轨道物理学特性。总结了轨道力学的重要概念，这些定义了卫星轨道特性的概念有：轨道速度，轨道周期，轨道倾角。在第四章的附录中将会提到更多的数学细节。

一般来说，卫星轨道是椭圆形的。尽管如此，本章在讨论椭圆轨道之前首先讨论的还是一种比较特殊的情况：圆轨道。圆轨道描述简便、易于理解，而且有

¹ 飞机和卫星抵抗重力的方式有很大不同。飞机保持高度是通过机翼相对于空气的运动来产生升力；而我们将在后面讨论卫星的物理特性。

² 位于几百公里高度轨道上的卫星经受轻微的大气阻力，因此需要周期性的点燃火箭发动机来抵消阻力保持轨道。

着多种应用。

卫星轨道速度

对于处于圆轨道上的卫星来说，轨道速度与轨道高度密切相关。发射卫星的火箭的任务是将具有合适的速度和运动方向的卫星放置在太空中一个合适的位置，使之能够进入预定轨道。

要理解卫星是如何保持在轨道上有两种等价的方法，两者都解释了卫星的高度与速度之间的关系。

卫星的运动可以认为是用来产生离心力来抵抗地球吸引力。例如，想象甩着用绳子系着的物体的旋转。物体会产生于绳子相对向外的推力，这个向外的推力（离心力）会随着旋转速度的变快而增大。当速度恰当之时，卫星绕地球转动产生的离心力会等于重力，此时卫星就会保持在轨道上。

因为卫星离地球越远重力所引起的吸引力就越弱，需要用来平衡重力的离心力也随着远离地球而减小。所以卫星的轨道高度越高，轨道速度越低。

卫星会逐渐的朝着地球中心下降。尽管如此，因为卫星同样相对于地球表面平行移动，所以地球不断的吸引卫星而使其作曲线运动。位于圆轨道上的卫星的速度恰好等于旋转所需，并且又保持与地球相同的距离。所需的速度取决于卫星的高度，这是因为地球与卫星的几何关系，以及卫星绕地球的旋转取决于位于此高度上重力的大小。

当卫星飞行轨道为圆形时，图4.1和表4.1给出了各种高度所需要的轨道速度。在卫星处于地球低轨道（1000公里左右的高度）上时所需要的速度非常高，达到了7到8公里每秒。这个速度大约有大型喷气式飞机速度的30倍。³（相比而言，地球赤道表面自转的速度是0.46公里每秒。）

如果从地球发射的物体的速度达到11.2公里/秒或者更大，地球的重力就不足以使之在轨道上运行，从而逃离到外太空。因此这个速度称为逃逸速度。

³ 一架波音 747 飞机典型的巡航速度大约为 900 公里/小时，或者 0.25 公里/秒；“747 Technical Specifications,” <http://www.boeing.com/commercial/1/747family/technical.html>, accessed January 15, 2005.

图 4.1 位于不同高度的圆轨道上的卫星的轨道速度

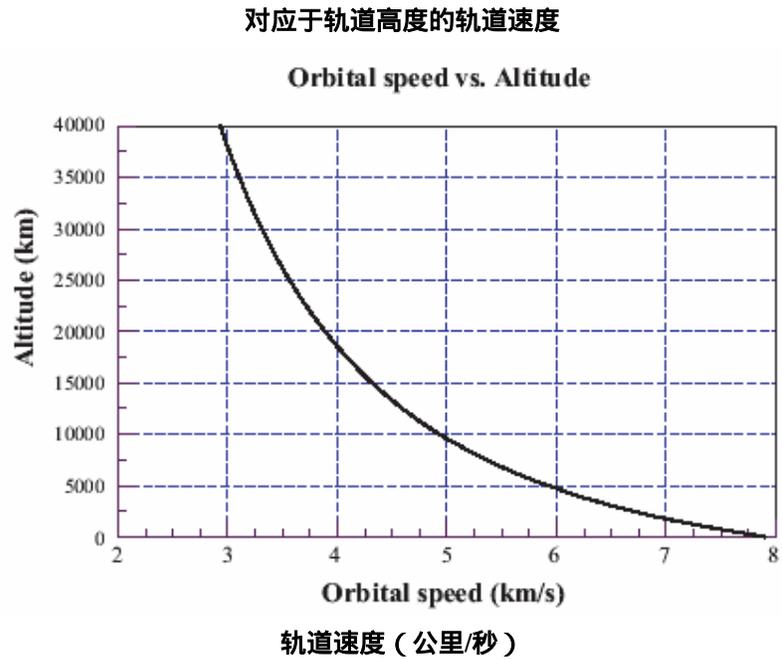


表 4.1 部分圆轨道卫星的轨道高度和轨道速度值

轨道高度 (公里)	轨道速度 (公里/秒)
200	7.8
500	7.6
1000	7.4
5000	5.9
10000	4.9
地球半同步 : 20 , 200	3.9
地球同步 : 35 , 800	3.1

值得注意的是卫星保持轨道所需要的速度并不取决于卫星的质量。这是了解太空相关问题的基础 : 在太空真空环境下一个物体的轨道与它的质量无关。这意味着质量很轻的碎片甚至是涂料碎片与一颗质量很重的卫星的运行轨道可以完全相同 , 一颗很重的卫星和一颗很轻的卫星 (一颗微型卫星) 具有同样的速度就

必然有着相同的轨道。⁴ 我们对于这个问题的直觉被混淆是对地球上事实的认知，空气阻力对于重量轻的物体的作用效果要强于较重的物体。

如上所提到的，一旦卫星被火箭加速到了轨道所需的速度，就不再需要不停的提供能量来保持它在轨道上运行。这是牛顿第一定律所得出的结论，物体在没如摩擦力和空气阻力等阻力作用时，静止的物体将保持静止，运动的物体仍然保持运动。因此，一旦火箭给定卫星一个运动，卫星就会在地球引力的作用下将直线运动弯曲成圆周运动。

这样就意味着卫星能够在轨道上长期运行，而且不需要携带大量的燃料来保持运行。这同样意味着卫星一旦入轨，其他物体，比如火箭、将卫星从火箭上释放到太空的机构上的部件，和其他碎片，也不能确定是否会停留在轨道上，除非它们的高度很低以至于空气阻力会让它们速度减慢从而落向地球。这就是基本的空间碎片问题：碎片一旦进入轨道就会停留在轨道上，并且随着时间的推移轨道上的碎片会增多。不致力于减少产生碎片，太空中的一些区域最终将充满碎片，以致于卫星要在那里运行而没有撞击危险是很难的。

卫星轨道周期

用来描述卫星的另一个重要参数就是卫星绕地球完整的飞行一周所需要的时间。这就是轨道的周期。因为随着轨道高度的增加会使得卫星速度减小并且每一周飞行的距离会增加，所以周期随着轨道高度的增加而增加。

表4.2和图4.2给出了不同圆轨道高度上的轨道周期。对于低高度轨道（高度为几百公里），周期大约为90分钟；对于较高的高度，周期会增加。

因为一天大约有1440分钟，图片显示位于36000公里高度上的卫星的周期是一天，与地球自转周期相同。这些轨道与地球相对位置保持不变。处于赤道上的地球同步轨道中的卫星有着一个特点，就是相对于地球总是停留在一点上。这些地球同步轨道有着重要应用，将在下一章进行讨论。

⁴ 这个事实的一个重要的推论是，对于设计在大气层外进行拦截的导弹防御系统，一个沉重的弹头和一个重力较轻的诱饵有着同样的轨迹，因此，不能通过观察它们的轨道进行区别。

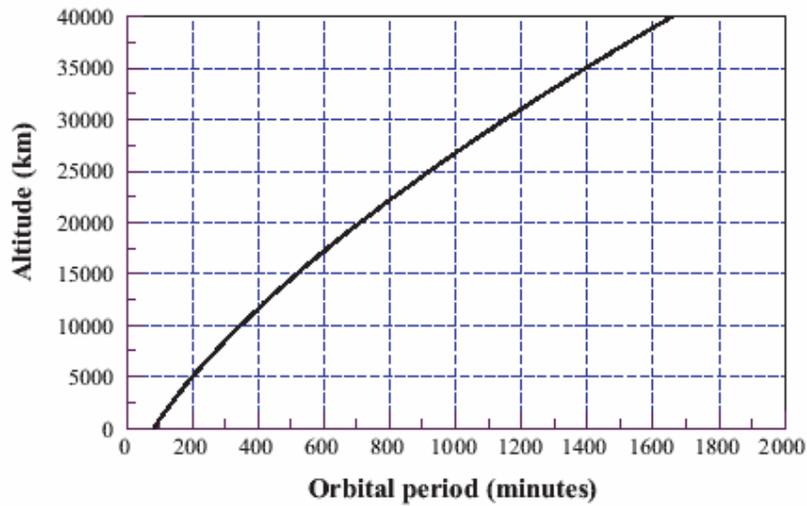
表4.2 部分卫星的轨道周期和轨道高度

轨道高度 (公里)	轨道周期 (分)
200	88.3
500	94.4
1,000	104.9
5,000	201.1
10,000	374.4
地球半同步 : 20,200	718.3 (12 小时)
地球同步 : 35,800	11436.2 (24 小时)

图4.2 轨道周期是圆轨道高度的函数

轨道周期 vs. 轨道高度

Orbital Period vs. Altitude



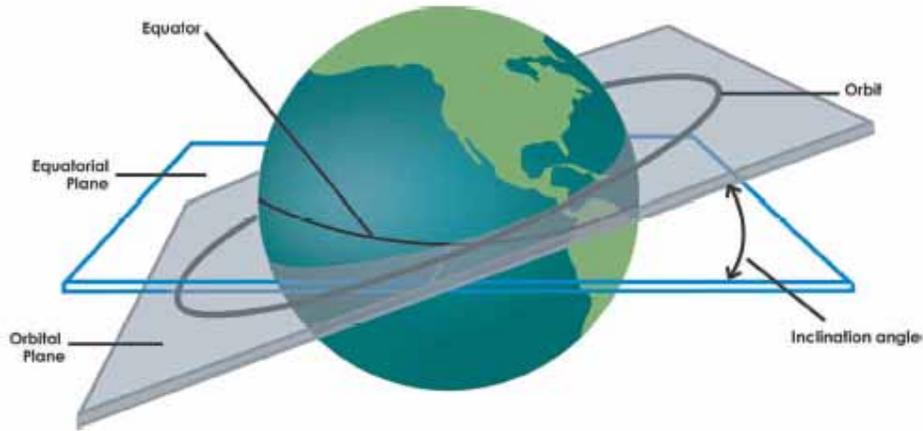
轨道周期 (分)

轨道平面倾角

卫星的轨道通常处于同一平面内，并且这个平面通过地球的中心。描述卫星轨道需要指定轨道平面的倾角。当轨道平面包含地球赤道时，这个轨道被称为赤道平面轨道。一般来说，轨道倾角就是轨道平面与地球赤道平面的夹角。（见图 4.3）

如果倾角是90度，那么轨道的平面将包含地球中轴线，而且轨道会经过地球两极。这样的轨道称为极轨道。

图4.3，轨道倾角。注意卫星的地面轨迹，也就是卫星星下点组成的线段，不可能出现在纬度为轨道倾角以上的位置。



轨道倾角决定了卫星经过地球的区域。位于卫星正下方的地球表面的轨迹叫做卫星的地面轨迹。图 4.3 显示轨道倾角接近于 0 的卫星只经过在地球赤道附近的一个狭窄的地带。因此，轨道倾角接近于 0 的卫星也许不能对地球两极附近的区域进行观测和通信。图 4.3 给出了一个轨道倾角为 θ 的卫星，不能直接通过地球上纬度大于 θ 的位置。（地球上某一点的纬度是此点与地心连线和赤道平面的夹角。）

一颗从位于纬度为 θ 的地点发射的卫星，它的轨道倾角必然大于或者等于 θ 。从纬度为 θ 的发射场发射的卫星，其轨道倾角不可能小于 θ 。因此，除非发射场位于赤道平面，否则就不能将卫星直接发射到赤道平面轨道。在入轨之后改变它的轨道倾角，就需要卫星进行机动，从而需要推进剂。⁵

椭圆轨道

一般来说，轨道不是圆形的而是椭圆形的。圆是一个所有的点与一个指定点就是圆心的距离相等的曲线。椭圆则是用两个焦点来代替圆心。组成椭圆的所有的点有着一项特性：任何点到两个焦点的距离之和都相等（因此圆只是一种两个焦点重合成一个点的特殊情况）。椭圆型的卫星轨道以地球为两个焦点之一（见图 4.4）。

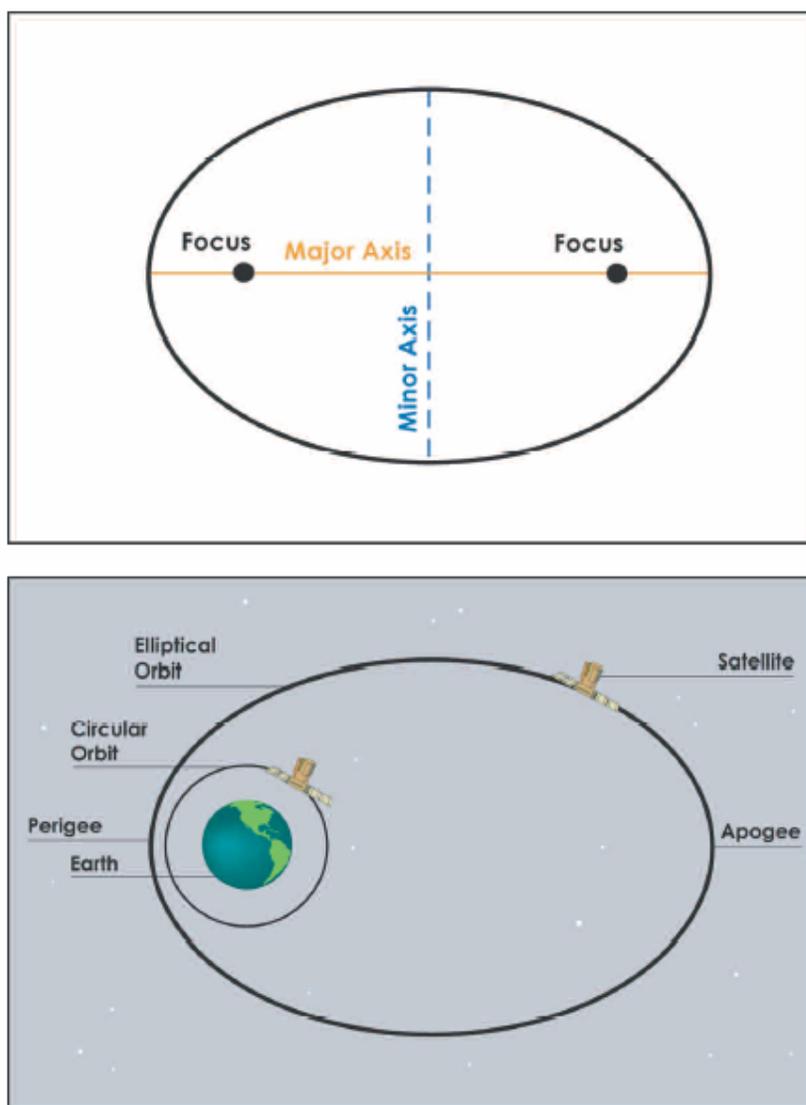
⁵ 如果从位于纬度为 α 的发射场发射的卫星以一个向东或者向西的速度入轨可以达到倾角为 α 轨道。如果卫星的速度是其他的方向，则卫星将经过大于发射场纬度的区域，并且轨道倾角大于 α 。

穿过椭圆最宽部分的直线称为主轴；它要经过两个焦点。穿过椭圆最窄部分的直线，垂直于主轴，称为短轴（见图 4.4）。

椭圆与圆的偏离量用偏心率来描述。偏心率在 0（圆的偏心率）和 1 之间变化（一个无限狭窄的椭圆的偏心率）。

在椭圆轨道上，卫星的高度和速度会根据轨道上不同的位置而变化。卫星在椭圆轨道上距离地球最近的点称为轨道的近地点，离地球最远的点则称为远地点。近地点和远地点位于主轴的两端。

图 4.4. 上图为一个椭圆，标出了主轴，短轴和两个焦点。下图显示了位于圆形轨道和椭圆轨道的卫星，地球位于圆轨道的圆心和椭圆轨道的两个焦点之一上。



位于椭圆轨道上的卫星离地球越近（近地点附近）则速度越快，离地球越远（远地点附近）则速度越慢。卫星在一个指定点的速度不仅取决于卫星的高度，还取决于轨道的形状（仔细来说，就是轨道主轴的长度）。如果卫星位于一个椭圆轨道之上，它的速度可能比处于同一高度而轨道为圆形的卫星的速度要大或者要小，这取决于椭圆的形状（见第四章附录和第六章）。

轨道的周期同样取决于主轴长度：周期随着主轴的增长而增大。椭圆轨道可以是地球同步轨道但不能随时保持与地球同步，因为卫星的轨道速度会随着时间变化。（更多关于椭圆轨道的细节，请见第四章附录。）

第四章附录：圆轨道和椭圆轨道

圆轨道

首先考虑一种简单的情况，卫星在高度为 h 的圆轨道上以速度 V 飞行，离心力等于作用在卫星上的重力：

$$\frac{mV^2}{(R_e + h)} = \frac{GmM_e}{(R_e + h)^2} \quad (4.1)$$

其中 m 是卫星的质量， G 是重力系数， M_e 是地球质量 ($GM_e = 3.99 \times 10^{14} \text{ m}^3 / \text{s}^2$)， R_e 是地球的平均半径 (6370 公里)。

因此可以从以下简单的公式中得出结论：卫星的速度与高度相关。⁶

$$V = \sqrt{\frac{GM_e}{h + R_e}} \quad (4.2)$$

令 r 等于卫星到地心的距离非常有用，因此

$$r \equiv R_e + h \quad (4.3)$$

用这个符号，公式 4.2 可以写成

$$V = \sqrt{\frac{GM_e}{r}} \quad (4.4)$$

请注意卫星的质量并没有出现在公式 4.2 或 4.4 中。

⁶ 此讨论假设地球为球形的，半径为 R_e ，重量为 M_e 。其几何关系将在第五章中进行阐述。

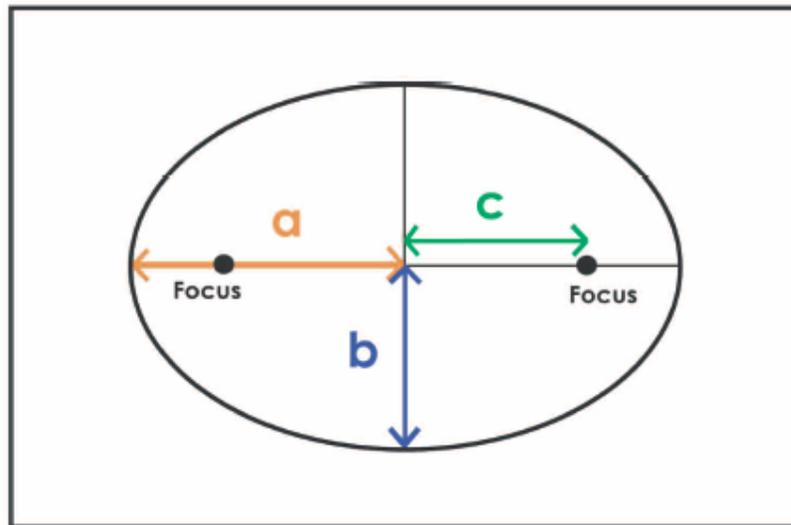
周期能够由卫星沿轨道飞行的距离除以速度来确定（在这种情况下，周长由半径 $h + R_e$ 计算可得），速度由公式4.2给出。圆轨道的周期 P_{circ} 为

$$P_{circ} = 2\pi \sqrt{\frac{(h + R_e)^3}{GM_e}} = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{GM_e}} \quad (4.5)$$

椭圆轨道

椭圆环绕称为焦点的两个点。椭圆轨道卫星以地球为两个焦点的其中一个。

图 4.5 本图给出主轴长为 $2a$ ，短轴长为 $2b$ ，焦距为 $2c$ 的椭圆



主轴包含两个焦点：它的长度通常标为 $2a$ 。短轴垂直于主轴且通过椭圆中心，长度标为 $2b$ 。两个焦点之间的距离为 $2c$ （见图 4.5）。这些数满足：

$$a^2 = b^2 + c^2 \quad (4.6)$$

近地点位于卫星离地球最近的点；近地点与地心的距离表示为 r_p 。类似的，远地点为卫星离地球最远的点，远地点与地心的距离表示为 r_a 。从几何角度，可

以清楚的得到

$$r_a + r_p = 2a \text{ 和 } r_a - r_p = 2c \quad (4.7)$$

因为 $a = (r_a + r_p)/2$, a 可以被认为轨道与地球中心的平均距离。

用来定义椭圆偏离圆的量称为偏心率 e , 偏心率的值在 0 (为圆的时候) 和 1 (为无限扁平的椭圆时) 之间变化。偏心率与焦距成正比, 如下给出

$$e = \frac{c}{a} = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} \quad (4.8)$$

或

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} \quad (4.9)$$

大多数卫星的轨道都大约是圆形的, 因此可以讨论卫星的“高度”。举个例子, 考虑一个在近地点高度 h_p 为 500 公里和远地点高度 h_a 为 800 公里的轨道。在这种情况下, $r_p (= h_p + R_e)$ 和 $r_a (= h_a + R_e)$ 的差别只有大约 4% , 而偏心率只有 0.02。

可以如下所示

$$r_a = a(1+e) \text{ 和 } r_p = a(1-e) \quad (4.10)$$

最后, 卫星的角度动力守恒 $r_a V_a = r_p V_p$, V_a 和 V_p 分别是卫星在近地点和远地点的速度。根据这个可以得到

$$\frac{r_a}{r_p} = \frac{V_p}{V_a} = \frac{1+e}{1-e} \quad (4.11)$$

卫星在椭圆轨道上某一点的速度取决于此点的高度 h ，表示如下：⁷

$$V = \sqrt{GM_e \left(\frac{2}{h + R_e} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{GM_e \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (4.12)$$

这个公式对于圆轨道将还原为公式 4.2，因为轨道的半径 $a = h + R_e$ 。

这个公式指出处于椭圆轨道上的卫星离地球越近(近地点附近)则速度越快，离地球越远(远地点附近)则速度越慢。开普勒于 17 世纪初指出，地球中心与卫星之间的连线在相等的时间内扫过的面积相同。这个特性是角动力守恒的直接结论。

椭圆轨道的周期是⁸

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM_e}} \quad (4.13)$$

而在圆轨道公式 4.5 中则是将半径 $r = (h + R_e)$ 代入了椭圆的半长轴 a 。

⁷ David Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 2nd ed. (El Segundo, CA: Microcosm Press, 2001), 27.

⁸ Vallado, 30.

第 5 章：轨道的类型 - 卫星选择轨道的原因

卫星特定轨道的选择主要是根据其任务要求，例如，收集高分辨率地面图像的遥感卫星应该在可行的距离范围内尽量靠近地面。因此，这种卫星就被定位在低地球轨道上。而商业广播或通信卫星有其它的任务要求，这种卫星应该能够在很大的地理面积上进行信号的发送和接收。而且这种卫星应该宁可选择被地固定在某一位置，这样地面站就不需要昂贵的卫星跟踪设备了。由于这些原因，大部分的通信卫星都被定位在地球静止轨道上。其他种类卫星的轨道也是根据其任务进行类似的选择。

卫星任务和其轨道之间紧密的因果关系产生了重要的后果。例如，尽管以固定领土面积或固定领空体积为概念传统疆域与空间不相关(虽然所有的永久卫星必须保持在轨)，但是少数特殊轨道是独一无二适合于特定的卫星任务，并因此具有很高的价值。所以，通过观察卫星所在的轨道情况来猜测未知卫星的任务是可能的。

这一章中我们首先讨论轨道的几种重要特性。其中包括一些由几何限定的特性：卫星相对于地球的运动、从地面不同位置得到的卫星对当地水平的仰角、卫星最大的覆盖面积、地面与卫星之间传输信号所花费的时间。其他轨道特性是诸如辐射和大气影响等当地环境的作用结果。然后我们会讨论最普通的轨道类型和这些轨道上的卫星。

几何约束

卫星相对地球表面的运动

除了卫星本身的轨道运动，地球还绕其自转轴转动，因此卫星相对于地球表面的运动是这两种运动综合决定的结果。因为地球的自转，除非卫星轨道被特别选定而使得卫星的周期恰是一天，否则当卫星在轨道上运行一周后，其在地面上的投影就不是原来的位置。在这种情况下，卫星的轨道周期与地球的自转周期相同，这样的轨道称为地球同步轨道。地球同步轨道可以是圆形或者椭圆形，并且可以具有任意的轨道倾角。如第 4 章(见图 4.2 和表 4.2)所示，高度为 36,000 千米的圆形轨道就是地球同步轨道。

位于赤道面(倾角为 0°)内的圆形地球同步轨道是其中的一个特例：称为地球静止轨道。这个轨道上的卫星相对于地球表面的位置是固定的，并且保持在赤道正上方的一固定点。对于地面上的观察者看来，卫星是静止不动的。要注意的一点就是只有在赤道轨道上的卫星保持于一固定点

才是可能的。因为只有一个地球静止轨道，这个轨道上的空间是十分有价值的。

现在来考虑处于高度为几百千米轨道上卫星的情况。如图4.2和表4.2所示，这样的卫星其轨道周期大约是90分钟。在这90分钟里，赤道上的地球表面会旋转约2,500千米(在其他纬度处，这个旋转距离都小于2,500千米)。因此，过了一个周期之后，卫星所掠过的点位于赤道上距离本周期开始时轨道对应的地面点以西2,500千米处的地方。

低轨道上的卫星由于其仅仅具有很短的周期时间，所以其高度位置是给定的。在地面上轨道正下方的人看来，卫星好像在10分钟里从天空一边的地平线升起，穿过天空从地平线的另一边消失。而且过了大约80分钟之后卫星会再次出现¹，但是并不经过头顶正上方(除非观察者是在两极之一)，这是因为地球在这段时间里自转的缘故。

当卫星在其轨道上运行时，卫星正下方的地表上对应的点描绘了一个轨迹，叫做星下点轨迹(地球静止轨道上卫星的星下点轨迹仅仅是赤道上的一个点)²。图5.1表示倾角为45°的一个轨道，阴影圆盘是轨道面在轨道内部的部分。如果地球不自转，轨道面与地球表面的相交线就是卫星的星下点轨迹。该图显示为什么当星下点轨迹绘制在平面地图上时看起来是上下穿过赤道的曲线，如图5.2中的上图所示。星下点轨迹曲线一半在赤道面上面，而另一半在下面。注意一点，星下点轨迹能够达到的最大纬度(南纬和北纬)等于轨道倾角。

因为地球的自转，星下点轨迹在下一周期中并不是在地球表面的相同位置，如图5.2中的下图虚线所示。除非卫星周期选定为特殊的值，卫星最终会飞过地球上最大和最小纬度之间的所有的点。

¹ 如果卫星在后续的轨道周期没有飞过头顶，那么除非它有足够的高度，否则它是看不见的。

² 地球同步轨道上但不是地球静止上的卫星，具有非零的倾角 Θ ，星下点轨迹将是中心点固定在赤道上的8字形图形。“8”字形的上下端位于南北纬 Θ 度处。

图5.1.阴影圆盘是位于倾斜的圆轨道平面轨道内部的部分。如果地球不自转，阴影圆盘与地球表面的相交线就是卫星的星下点轨迹。该图显示对于倾斜轨道，卫星的星下点轨迹是上下穿过赤道的。

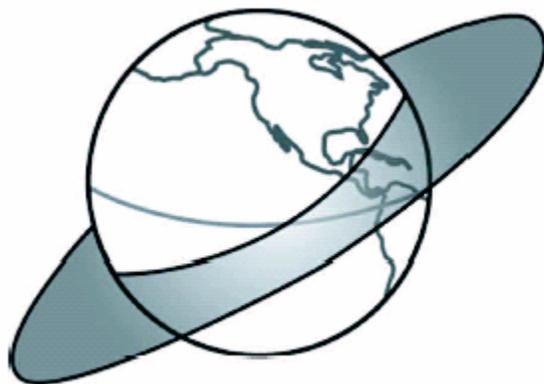
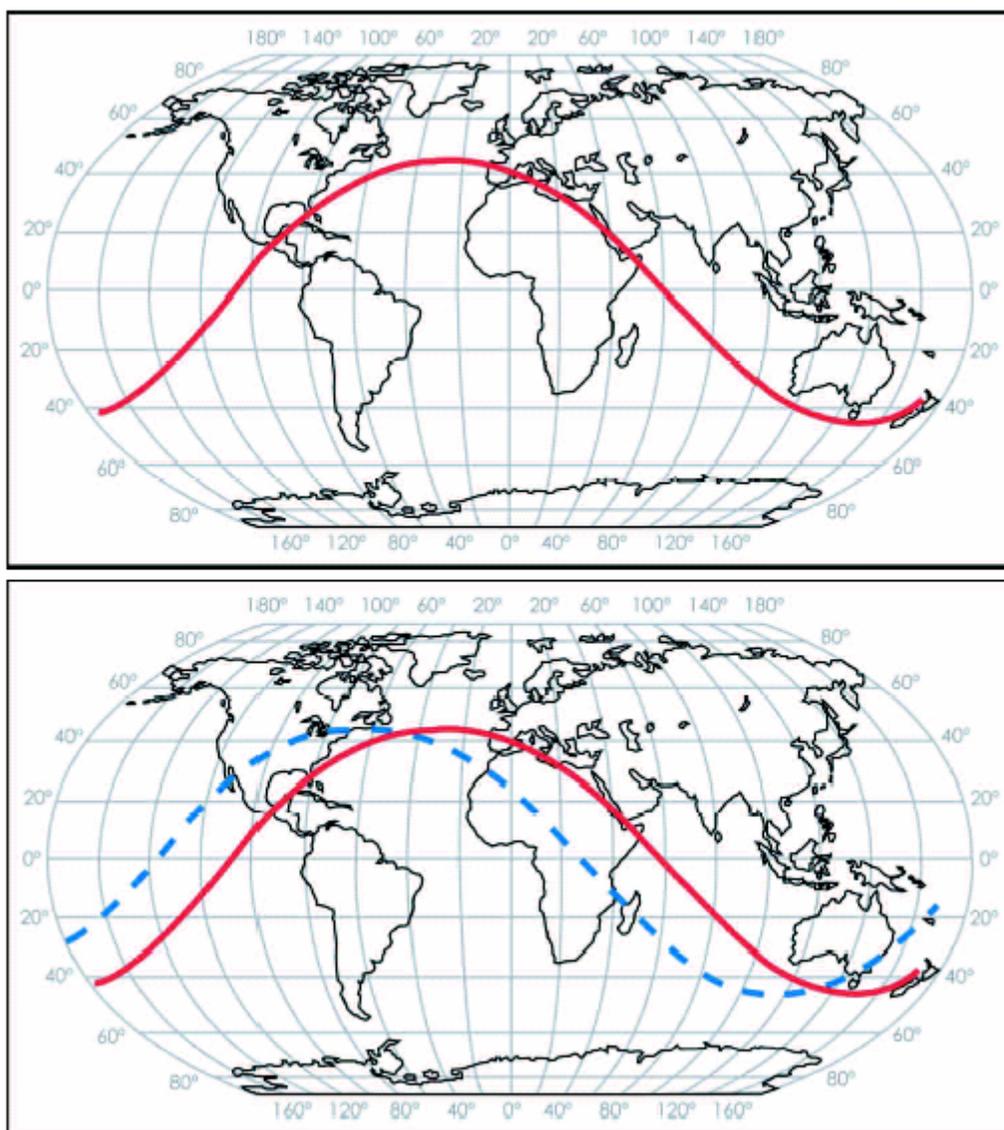


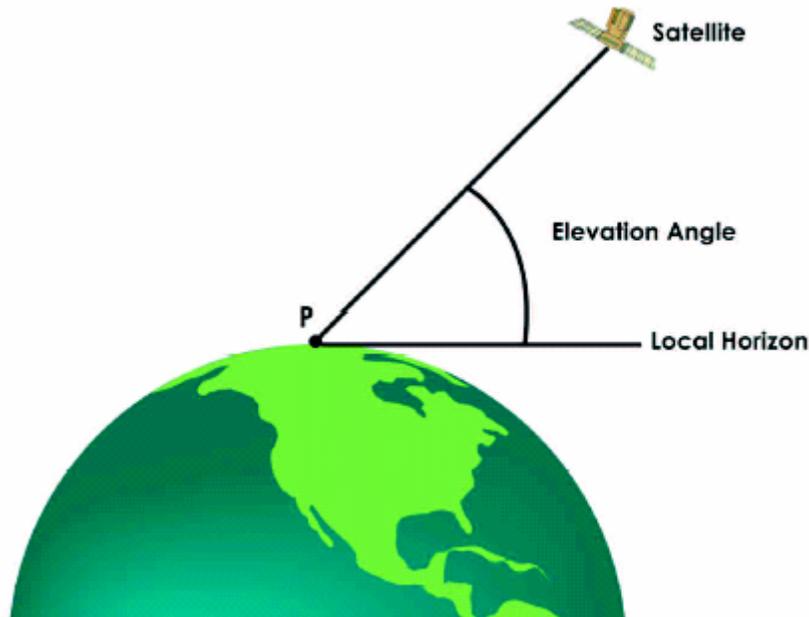
图5.2.上图显示了45°倾角的低地球轨道卫星在经过一个周期的星下点轨迹。卫星下次经过这个区域时的星下点轨迹在下图用虚线给出。由于卫星在一次绕轨飞行的周期期间地球在自转，因此星下点轨迹是不重叠的。



卫星的仰角

卫星的仰角是卫星与某一特定地面点连线和本地水平面之间的夹角(如图 5.3)。它是表示在给定时间里卫星多么直接的从头顶上飞过的测量，具有 90° 仰角的卫星表示卫星从头顶正上方经过。因为仰角的测量是和特定的地面位置有关的，所以不同地点的观察者得到的仰角值是不同的。由于卫星在轨道上的运动，所以其仰角随着时间改变。

图5.3 对于给定时间，在地球上点P的观测者来说，卫星的仰角是P点当地水平面和从观测者到卫星的连线之间的夹角。



特别地，给定时间的仰角取决于描述卫星和地面观察者相对位置的几个参数。这些参数包括观察者的纬度和经度、卫星的高度、轨道倾角 θ 和卫星在轨道上的位置(卫星的纬度和经度)。精确的关系在第5章的附录中给出。

一些例子可以带来直观的认识，就是关于观察者的纬度、卫星高度和轨道倾角是怎样影响卫星仰角的。假设观察者在赤道处(即在纬度为 0° 处)，卫星在圆形赤道轨道上(即在轨道倾角为 0° 的轨道上)，从赤道上的任一点观察，当卫星运行于其轨道上时会直接从观察者正上方经过，仰角会从 0° 增加到 90° ，然后再减小到 0° 。

上例中，只有在卫星轨道正下方的地面点才能够得到 90° 的仰角，因此对于不在赤道上的观察者，卫星永远不会出现在头顶的正上方。取而代之，其最大仰角取决于观察者的纬度、当卫星

与观察者具有相同经度时卫星轨道的高度、轨道远地点和近地点的高度(见第5章附录)。例如，如果观察者的纬度为 45° ，卫星在圆形赤道轨道上，高度为500千米，那么最大的仰角只有 17° 。最大的仰角随着卫星高度增加而增加：地球静止轨道上的卫星的高度为36,000千米，纬度 45° 上的观察者看到的最大仰角为 38° ，这发生在卫星和观察者具有相同的经度时。

因为地球自转，卫星规则地扫过纬度等于和小于卫星轨道倾角的地球表面部分。在地球高纬度地区，卫星可能会被观察到，但是不会是在头顶正上方，也就是其最大仰角小于 90° 。而倾角为 45° 的卫星在地面南北纬 45° 范围内所有点都会出现 90° 的最大仰角。拥有极地轨道的卫星可在全球所有点的正上方飞过。

两类卫星可以在每次重复其轨道周期时会从相同地面区域的正上方扫过：任意高度的赤道轨道上的卫星和地球同步轨道上的卫星。在地球上的其它点，这些卫星不会直接出现在头顶正上方。

给定地面位置的卫星仰角对卫星怎样使用具有很强的影响，并因此能够暗示其用途。例如，地面站从低仰角卫星接受信号有时是很困难的，这有两个原因。首先，当卫星信号穿过稠密的空气走过了比从高仰角卫星传送时更远的距离，会使得信号强度更加减弱。其次，地平面上的物体 - 诸如很高的建筑物或山脉 - 可能会在地面站和卫星之间的路线上，因此阻碍了信号的传输。在建筑密集的城市，高楼能阻碍低仰角卫星和地面站之间信号的传递，在最坏的情况下可影响到的仰角甚至高达 70° ，所以城市中的许多接收器和转发器都被安装在了建筑物的顶端。然而，在一些应用中，接收器需要是可移动的并且在地面上的，例如地面交通工具使用的Navstar全球定位系统(GPS)。GPS卫星运行的轨道倾角为 55° ，可能不能给城市所有潜在的用户提供足够的服务。例如，日本位于纬度 30° 到 45° 之间，因此GPS卫星不会从其正上方经过，而且其城市地区高楼林立，乡村地区又多山脉，这都会阻碍GPS卫星信号的传输。日本正在研制远地点在亚洲上空的具有高椭圆轨道的三星系统(Quazi-Zenith卫星系统(QZSS))，将与美国GPS系统一起工作，更好的为日本民众服务。

相对于美国，地球静止通信卫星对于俄罗斯有用性更小：赤道轨道卫星不能给极地或纬度很高的地区提供很好的覆盖，而且许多重要的俄罗斯军事设施都位于北极地区。取而代之，俄罗斯使用具有大倾角的卫星，这样的卫星的部分轨道能够从北纬地区很容易的看到。这些轨道是扁椭圆形并且其远地点接近北极，这种轨道上的卫星会在北极上空出现更长的时间，使得它们极其有用。这种轨道包括下面我们将要讨论的Molniya轨道。

覆盖区域

有多少地球表面面积能够从卫星上看到取决于卫星的高度 h 。虽然卫星高度决定了卫星能够覆盖的最大面积，但是实际覆盖区域的面积会由于卫星携带的传感器而受到限制，不能同时看到所有的覆盖面积。

覆盖区域的外缘是圆形的，其半径仅仅取决于卫星的高度。这两个参数之间的关系在第5章附录中给出，并在图5.4中说明。然而，地面站一般只有在大于仰角的最小值时才能进行通信，而典型的仰角最小值是 5° 到 10° 。因此，地面站能够进行通信的有效区域是小于卫星能够覆盖的所有覆盖区域的。有效区域的半径是卫星高度 h 和最小仰角的函数，正如第5章附录中所讨论的。

图5.4.卫星对地球的覆盖区域的大小取决于其轨道高度。这里是对两个不同高度上卫星的覆盖区域的进行比较：较低的卫星比较高的卫星具有较小的覆盖面积。要注意一点，覆盖区域面积还可描述地球上可以见到卫星的面积。



表5.1列举了在几种高度上的卫星的最大覆盖面积的半径和当最小仰角是 10° 时有效覆盖面积的半径。注意到低轨卫星的有效覆盖面积大约是最大覆盖面积的一半，而高轨卫星的有效覆盖面积相对于最大覆盖面积却没有减少那么多。还要注意，与低轨卫星相比，地球同步轨道上的卫星能够看到地球上更大的区域。

表 5.1 本表给出了卫星从几个不同高度上能看到的最大覆盖区域的半径(沿着地球表面测量的), 以及地球表面覆盖面积所占的百分比。本表还给出了地面站能够和卫星进行通信的最小仰角是 10°时的有效覆盖区域面积。

卫星高度(千米)	最大覆盖区域		有效覆盖区域 (最小仰角为10度)	
	半径(千米)	占地表面积百分比	半径(千米)	占地表面积百分比
500	2440	3.6	1560	1.5
1,000	3360	6.8	2440	3.6
20,000(半地球同步轨道)	8450	38	7360	30
36,000(地球同步轨道)	9040	42	7950	34

显然, 轨道越高, 就能从越大的地面面积上看到卫星并与其通信。然而, 其他因素也影响卫星高度的选择。

电磁辐射强度 - 包括可见光、红外线和无线电波 - 的减小与发送者和接受者之间距离的平方成正比。这种随着高度的增加信号强度的减弱使得低轨道看来是更好的。另一方面, 对于地面给定的覆盖区域面积, 低轨卫星必须要在比高轨卫星更宽的角度上传播信号(图5.4)。为了实现这种宽角度传播, 卫星天线必须在任意单方向上牺牲信号强度(或增益), 这就部分地抵消了距离上的优势。因此, 对于给定的卫星任务, 折中的选取往往在带有宽幅天线的低轨卫星和带有高定向性天线的高轨卫星之间进行。

卫星的覆盖区域面积及其相对于地球的运动, 对于怎样使用卫星具有重要的价值。例如, 拍摄高分辨率地面照片的卫星最好放置在低轨道上。在这个情况下, 卫星只花费它很少部分的时间来观察地球上的特殊位置。因此, 特定区域的定常低轨监视需要多个卫星在轨, 当一颗卫星进入这个位置时, 另一颗恰好离开这个区域。

为了使得所有时间都有一颗卫星在正确位置而组成的星座(即多于一颗卫星的系统), 其所需的卫星总数称为缺席率, 它决定于每个卫星的覆盖区域面积。其他的参数都相等时, 在更高的轨道上放置卫星将减小缺席率。然而, 在较高轨道上使用卫星对于某些应用是不可能, 比如高分辨率监视或弹道导弹防御系统, 弹道导弹防御系统需要天基拦截机来拦截相对靠近的来袭导弹。

传输时间

地面站和卫星之间信号的往返传输时间是传输距离除以光速(300,000 千米/秒)。精确的传输距离取决于卫星的仰角及其在轨道上的位置, 而其大略的数值是卫星轨道高度 h 的两倍。以秒来计算

的往返传输时间大约是 $(2h)/300,000$ ，其中 h 的单位是千米。

地球同步轨道卫星的高度是 36,000 千米，往返传输时间大约是 0.25 秒。因为时间延迟，在其覆盖区域内的两三个地面站之间使用这样的卫星进行数据转播时，需要电话传送时使用的回声控制，和特殊的数据传输协议。比较而言，轨道高度 500 千米的卫星的往返传输时间仅为 0.003 秒，消除了回声控制和特殊处理的需要。

当地环境的影响

干扰

如果卫星靠的太近，而邻近的卫星又使用相同的传输频率，那么地面接受站就会发现传输信号之间相互干扰。因为地球静止轨道是有限的资源，所以在这个轨道上的卫星被放置的彼此很靠近，这样它们的传输频率必须很细心的规划，使得彼此传输信号之间不会相互干扰。国际电信联合会 (ITU) 负责静止轨道卫星位置和频率的分配。这些卫星在轨道上彼此的相对位置是保持固定不变的，这使得分配起来容易一些。当这种安排不被遵守或者轨道变得太拥挤，干扰问题就会出现。

³ 不同轨道上的卫星的彼此相对位置不是固定不变的，如果它们在相同的频率上进行通信，那么就会造成更难以解决的干扰问题。⁴ 近来，ITU 制定了规范，允许低轨道卫星使用与地球静止轨道相同的频率，但是前提是对可能传播的能量的数量设置了更高的限制。⁵

辐射环境

空间环境是很恶劣的。⁶ 卫星不能得到大气对于来自太阳和更广阔宇宙的辐射和粒子的侵袭的保

³ 1996 年，联合国报告在亚洲地区的地球静止轨道出现严重拥挤的情况，“由于印度尼西亚声称捍卫其轨道位置，由印尼雅加达的 PT Pasifik Satellite Nusantara (PSN) 引起了通信卫星的严重拥挤干扰。这将世界的注意力都集中在轨道拥挤的更糟糕现状上来，并引起了这样的事实，就是在 1997 年前具有 187 个会员国的 ITU 的世界无线电通信联合会 (WRC) 在日内瓦的成立。” (United Nations, Highlights in Space: Progress in Space Science, Technology, Applications, International Cooperation and Space Law, 1997 [Vienna: United Nations, 1998], 51)

⁴ 运行于 Ku 频段的 Skybridge 低地球轨道系统卫星 (www.skybridgesatellite.com, accessed January 15, 2005) 与地球静止轨道上的很多卫星频率相同。为了避免干扰，Skybridge 系统在接近赤道面时会关掉异频雷达收发器，因为这里就是地球静止轨道卫星所在的位置。Skybridge 系统需要多于一颗的卫星使得在任何时候都能避免干扰的服务，这就增加了系统的复杂性和费用。详见 Kristi Coale, “Small Satellites Push for Elbow Room,” Wired News, October 14, 1997, http://www.wired.com/news/technology/0,1282,7657,00.html?tw=wn_story_mailer, accessed January 15, 2005.

⁵ ITU 在 2000 年的世界无线电通信大会上修改了通信规则，隶属于该规则的文件可以从 ITU 网站获得，网址为 <http://www.itu.int>, accessed January 15, 2005.

⁶ 参见 “The Earth’s Trapped Radiation Belts,” NASA Space Vehicle Design Criteria (Environment), NASA SP-8116, (Springfield, Virginia: March 1975), 可以从一下网址获得：the National Technical Information Service; NASA JPL Radiation Effects Group, “Space Radiation Effects on Microelectronics,” http://parts.jpl.nasa.gov/docs/Radcrs_Final.pdf, accessed January 15, 2005.

护。这种辐射环境和它的变化有时作为空间气候来提及。

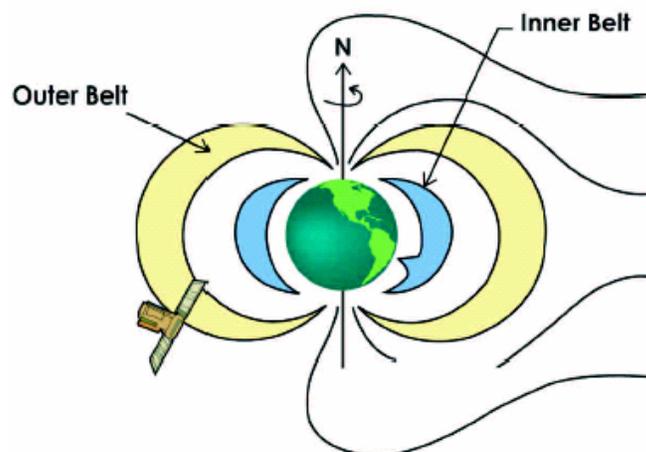
太阳紫外线和X射线通常不会穿透卫星表面。只有当太阳爆发时X射线才有足够的能量来穿透几毫米厚的铝板，但是通常这种辐射发生的频率和持续时间不足以损坏内部的电子元件。然而X射线会损害和剥蚀太阳能帆板，而许多卫星都依靠太阳能帆板来产生能量。

带电粒子(带正电的质子和带负电的电子)是我们格外关心的。这些粒子会具有很高的能量并且损害和老化电子元件。这些粒子被地球磁场捕获，并在地球赤道周围组成了两个环形(类似面包圈形状)的区域，被称为范艾伦辐射带(见图5.5)。

内环的高度是从500千米延伸到5,500千米，其粒子密度最大的地方位于大约3,000千米高的中部位置。⁷ 粒子密度在赤道和低纬度地区最高，并随着纬度的增加而减小。到南北纬50°到60°时，粒子带的密度已经非常小了。内环带主要是由高能质子组成，能够穿透航天器。长期暴露在其中会损坏仪器并对航天员造成危险。(这个区域也包含高能电子，但是与质子相比其密度要低得多。)所有的载人和无人宇宙飞船都在这个高密度区域的外面。

外环的高度大约从12,000千米延伸到22,000千米，其粒子密度最大的地方也是在中部，大约位于15,000到20,000千米的高度上。外环带主要是由高能电子组成。电子在空间上和时间上的分布分别比质子有更多的变化。然而，象质子流一样，电子流也是在赤道附近密度最高，而在南北纬60°左右就可以忽略了。

图5.5. 本图给出了范艾伦辐射带的描述。⁸内辐射带的主要的组成是质子，在高度3000千米的区域密度最大；外辐射带的主要组成是电子，在高度17000千米的区域密度最大。太阳风(其主要组成是低能量的质子和电子)会使环带朝向太阳一面的环形变形，使环形趋于平坦，这样就会在背向太阳的一面产生一个尾巴，如图右侧的实线所示。



⁷ 在接近极点的位置内环带的高度就会较低，如图 5.5 所示，而且这点的粒子密度也是很低的。

⁸来自美国 NASA JPL 的辐射效应机构：“Space Radiation Effects on Microelectronics,” presentation, 2002, http://parts.jpl.nasa.gov/docs/Radcrs_Final.pdf, accessed January 15, 2005.

在内环带和外环带之间的区域，看作是缝隙的地方，其高能电子流的密度很低。这个区域大约从6,000千米延伸到12,000千米，但是在太阳活跃期间内环带和外环带有时会出现重叠，而使得这个区域消失。

因为辐射带的特性很明显，所以在卫星设计时可以被解决。但是辐射防护会增加质量和费用。几厘米厚的铝板足够阻止大部分的电子。然而，当进入铝板的电子减速时，电子会产生X射线。因此，卫星在很恶劣的辐射环境下就需要很重的铅的防辐射装置来阻止X射线的进入。另外，超乎寻常的事件会显著的改变辐射环境，并使没有设计承受更高能力的卫星处于危险之中。每年五次或十次的太阳耀斑爆发出高能质子和电子，偶尔会比预期的要强烈得多。

因此轨道的选择决定了卫星所需铅质防辐射装置的数量，这是基于是否会遇到以及会遇到范艾伦辐射带的什么部分。例如，在小于500到1,000千米的高度上带电粒子的密度很小，就需要很少的防辐射装置。这些高度是许多卫星和长期载人任务所运行的高度。另一方面，美国全球定位系统运行在20,000千米的高度上，而这里就是或接近高能电子流密度最高的地方。这也就证明防护高密度带电粒子的可行性。

人类的活动也可以改变辐射环境。1962年，美国在400千米的高度进行了名为海星的爆炸核试验。这产生了捕获电子分布的显著混乱。混乱最强烈的区域是赤道上空1,600到6,300千米的高度，但是这种影响至少延伸到了44,000千米。在1,600千米以下，混乱减弱的速度非常快，但是在这个高度上，辐射水平在数量级上仍然远高于试验数年后的正常水平。

大气的影晌

大气是没有外边界的。组成大气的空气被重力束缚在地球上，就像水在海洋里一样。正像海水水压随着深度的增加而增大一样，大气在地表的密度最大，而随着海拔的升高密度迅速下降，大约是按指数规律下降。在高度是10千米（珠穆朗玛峰的高度）的地方空气已经太稀薄而不能呼吸，大气密度大约只有海平面密度的三分之一。在100千米的高度，密度已经降到了小于海平面密度的百万分之一，到600千米时密度会减小到另一个百万分之一的程度。因为很多目的，可感觉到的大气末端视为100千米，这也作为外空间的开始而被接受。然而由于一些原因，大气的影晌必须认为可以到达高于100千米的高度。例如，在几百千米的高度上，大气对卫星的阻碍作用可以认为是非常小的，但是在很多的轨道上的累计效果却是不能忽略的。

大气对于低轨道卫星的影晌具有重要的结果。力平衡(离心力和地球引力)的一个结果就是保

持卫星在其轨道上，如果大气的阻碍作用开始使低轨道卫星的速度降低，卫星将不再运行的足够快而保持在原有的轨道上，它将会向着地球盘旋而下。大气对低轨卫星的阻力的增加限制了几百千米或更高的卫星轨道。低轨道卫星必须携带轨道保持所需的燃料，这样有时候就可以进行机动来补偿大气阻碍的影响并保持轨道。

进一步，因为大气密度在空间和时间上的变化，所以就有了能够预测低轨道卫星未来某点精确度的固有限制。这个因素对于卫星的长期监控是很重要的。

引力的复杂影响

第4章描述的圆形和椭圆形轨道仅考虑了作用在卫星上的两种力：地球引力和离心力。在这些情况下都假设地球引力是球对称的。然而，因为地球不是规则的球体，其重力场也不是完全对称的，这就以细小的但是很重要的方式影响轨道形状和方向 - 随着时间进行改变。比地球引力小得多的太阳引力的拉力也影响轨道。

不考虑重力不规则时，卫星轨道平面在空间的方向是保持不变的。然而，正是因为重力的不规则，轨道平面会产生进动，也就是其相对于地轴的旋转。进动的速率取决于轨道的离心率、高度和倾角。这些参数的恰当选择能够让卫星利用进动来帮助完成特定的任务。例如，通过选择一轨道以某一特殊速率进动，尽管地球在绕太阳运动，轨道平面就能够全年都与地球和太阳连线保持一个固定的夹角。处于这样轨道上的卫星 - 太阳同步轨道 - 在相同的当地时间和相同的与地球和太阳连线的夹角下观察地球上每个地方，下面会对这个轨道进行详细的阐述。

重力的不规则性还引起了椭圆轨道的主轴在其轨道平面上很慢的旋转。因此，相对于赤道倾斜的椭圆轨道，其远地点很慢的从一个半球(即北半球或南半球)上空运动到另一半球上空，然后再回到第一个半球上空。这个运动发生的速率取决于轨道倾角，对于倾角为 63.4° 的轨道，这个速率为零。因此，具有这个轨道倾角的轨道的远地点维持在同一个半球。事实上，虽然进动还引起远地点关于地轴的转动，但是其转动时，远地点仍然在相同的纬度上空。

这些以及其他的轨道在下面会更详细的讨论。

常见的轨道

低地球轨道

低地球轨道(LEO)上的卫星运行在几百千米到 1,000 千米的轨道上。(几千千米高度上的卫星也被称为低地球轨道，但是很少的卫星在这部分空间中，这是因为那里有大量辐射。)LEO 卫星的轨

道周期大约是 90 分钟。如上面注意到的，这个高度上的空间是最不受高辐射和带电粒子影响的。尽管太阳活跃性增强会引起地球大气外层的扩张，增加对这个区域较低部分在轨卫星的阻力作用，但是大气的阻力作用在高于几百千米的空间还是很小的。

由于LEO轨道卫星不能看到很大的地表面积，以及其相对于地球表面的运动，LEO看上去好像对诸如通信等任务是无用的。但是，包含足够LEO卫星的网络系统能够看到地球的所有区域，还能通过卫星间的转播信号来提供连续的世界范围内的覆盖。如果这个网络包括极地或接近极地的轨道，就能够提供极地和高纬度地区的覆盖，这是静止轨道卫星做不到的。因为卫星处于较低的轨道上，这些卫星的往返传输时间就相对很短(来去地面的时间为0.005秒)，消除了回声控制和其他特殊处理的需要。(围绕地球进行多颗卫星的长途转播时，传输信号所需的时间是由沿地球表面的距离而不是卫星的高度所控制：绕地球传输半圈的距离 - 20,000千米 - 需要至少0.067秒)。⁹进一步，如果一些卫星处在倾角很大的轨道上，高纬度的观察者就能以大仰角看到卫星，这就能减少建筑物和其他物体对信号的干扰。这些特性都使得LEO轨道对于私人通信系统是很有用的。

将LEO轨道卫星用于这个目的的缺点就是这个网络需要很多颗卫星。由于前面提到的，任何观察者看到卫星经过头顶的时间只是大约90分钟轨道周期中的10分钟，所以要给沿着卫星星下点轨迹的单个地面覆盖带提供连续覆盖，就需要九颗卫星(对于高度是500千米的轨道，其覆盖带宽度大约是3,000千米，如表5.1所示)。对于更广的覆盖区域，需要更加可观的卫星数量。例如，广泛用于军事和商业目的的Iridium星座，拥有66颗卫星，这些卫星分布在六条高度为780千米的不同轨道上。这六条轨道位于不同的轨道平面上，每个的轨道倾角为86.4°。¹⁰

低地球轨道还被用于不需要实时通信的任务中。这样的任务只需要一颗或很少的卫星。例如，虽然数据不需要立即传给地面的使用者，但是可以储存并且在卫星经过地面站时再传送(这种安排称为“存储 - 加 - 传送”)。

对于不是时间紧迫的任务，LEO卫星相对于地球的运动意味着，极轨道上的单颗卫星能够覆盖全球。如果轨道周期恰当选择，那么连续轨道线上的地面覆盖面积就是彼此相连的，一颗极地轨道卫星就能在一天里看到地面上的任意点两次。

一些任务需要低轨道。地球观测和侦察卫星要拍摄高分辨率的地球照片，就必须靠近地球来得到这样的分辨率(见第11章附录B的讨论)。例如，美国的Keyhole卫星被放置在远地点和近地点

⁹ 需要每颗转播卫星都接受和转播信号的转播过程也会增加传输时间。

¹⁰ “Iridium Satellite Solutions,” <http://www.iridium.com>, accessed January 15, 2005.

分别为1,000千米和300千米的椭圆轨道上，该卫星是为了获得用于情报目的的光学照片。¹¹这些都被相似轨道上的新一代的成像卫星所取代。由于这些卫星有相对于地球的运动，所以它们就不能提供对某一特定区域的连续覆盖。

圆中间地球轨道

圆中间地球轨道(MEO)也叫作中间圆形轨道(ICO)上的卫星的高度在低地球轨道和地球同步轨道之间：大约1,500到36,000千米。

常见轨道的轨道高度大约为10,000千米，其轨道周期约为6小时。使用比低地球轨道卫星星座数量较少的卫星就能够获得连续的全球范围内的实时覆盖。例如，使用ICO通信卫星的星座由在2条高度为10,390千米的轨道上10颗卫星组成。两个轨道平面的倾角均为45°，绕地轴彼此相对旋转180°。¹²

正象在地球上看到的，处在中间地球轨道上的卫星相对运动较慢，因此与LEO相比，需要较少较简单的传递安排。从地面到这些卫星的往返传输时间比低地球轨道要长：ICO通信卫星是0.069秒，而Iridium系统是0.0052秒。较长的传输时间是长距离通讯问题中较次要的(信号沿着地球表面传播一半路程所需最短时间为0.067秒，比得上信号到ICO卫星的往返时间。)，使用较高轨道的卫星减少了信号必须进行卫星间转播来实现很大覆盖所需卫星的数量。但是，MEO轨道的卫星必须使用辐射防护设备(特别是来保护其计算机系统)来实现其长期可用。

一种特殊的中间地球轨道是半地球同步轨道，其周期为12小时，轨道高度大约为20,000千米。美国的Navstar全球定位系统(GPS)和俄罗斯的Glonass导航卫星都使用这种轨道。导航系统需要至少四颗卫星一直都同时在使用者的可视范围内，而通信卫星系统只需要一颗。因此，卫星导航系统需要比通信卫星更多的卫星配置在相同的高度上：GPS和Glonass都使用24颗卫星(当全部配置时)。GPS卫星分布在六个倾角为55°的轨道面上，Glonass设计使用三个倾角为65°的轨道面上。

Molniya 轨道

Molniya 轨道是高椭圆轨道，周期为12小时，轨道倾角为63.4°。在这个轨道倾角上，远地点会保持在北(或南)半球相同的纬度上空，而不会进动。苏联首先在Molniya卫星系统中使用这种类型的轨道，因此得名。它们有时是指高椭圆轨道(HEO)。

¹¹ Federation of American Scientists, "KH-11 Kennan/Crystal Satellites," September 9, 2000, <http://www.fas.org/spp/military/program/imint/kh-11.htm>, accessed January 15, 2005.

¹² "ICO Satellite Wireless Services," <http://www.ico.com>, accessed January 15, 2005, 和 "Lloyd's Satellite Constellations," <http://www.ee.surrey.ac.uk/Personal/L.Wood/constellations/ico.html>, accessed January 15, 2005.

对于远地点在北半球的高椭圆轨道卫星，其轨道周期的大部分时间都覆盖北半球的高纬度地区。如第4章讨论的，椭圆轨道的卫星的速度不是恒定的。卫星在接近近地点时速度很高，而接近远地点时速度很低 - 所以卫星在空中的大部分时间都是在北半球上空。

俄罗斯的Molniya卫星所在轨道的远地点高度大约40,000千米，近地点约为1,000千米(或者说偏心率为0.75)。在其12小时周期中的八个小时里，在远地点下都可以以大于70°的仰角可见。三个卫星的星座和主轴间相互夹角120°来确保对这一地区的连续覆盖。

这种轨道也被用于美国的情报收集卫星来监控俄罗斯，并被俄罗斯用作预警卫星来监视美国的导弹发射。

Tundra 轨道

象 Molniya 轨道一样，Tundra 轨道的倾角也是 63.4°，因此其远地点也保持在一个半球的上空。将其远地点置于北半球上空，这些卫星就被典型的用来提供高纬度地区的覆盖。然而，它们不是象 Molniya 轨道那样的椭圆，它们的周期是 24 小时而不是 12 小时。

Tundra轨道卫星在其24小时的周期中有12小时在远地点下是可见的。因此，仅使用两颗轨道相互旋转180°的卫星来获得对这个区域的覆盖是有可能的。俄罗斯的Tundra系统使用两颗卫星，其轨道远地点和近地点高度分别约为54,000千米和18,000千米。

地球静止轨道

地球同步轨道的周期与地球自转周期相同。最有用的地球同步轨道是地球静止轨道，它是在赤道面上的高度为 35,786 千米的圆轨道。因为地球静止轨道卫星对于所有地面上的观察者看来都是处在天空中的固定点，所以使用者不需要跟踪设备来发送或接受卫星信号。三颗这样的卫星能够提供除了极地区域外所有区域的覆盖。这种卫星的可视区域是很大的，但覆盖面积不是正好为地球表面的一半，而是约 43%。因此，地球静止轨道能够在广阔的地理面积上提供连续服务。由于该卫星可以在很广阔的地理面积内无需使用‘存储 - 加 - 传送’的方式来允许实时数据传递，所以对于电视和广播是很有用的。它还商业和军事通信提供必要的可行性，这些通信要支持差别很大、无预先决定位置的使用者的需求。

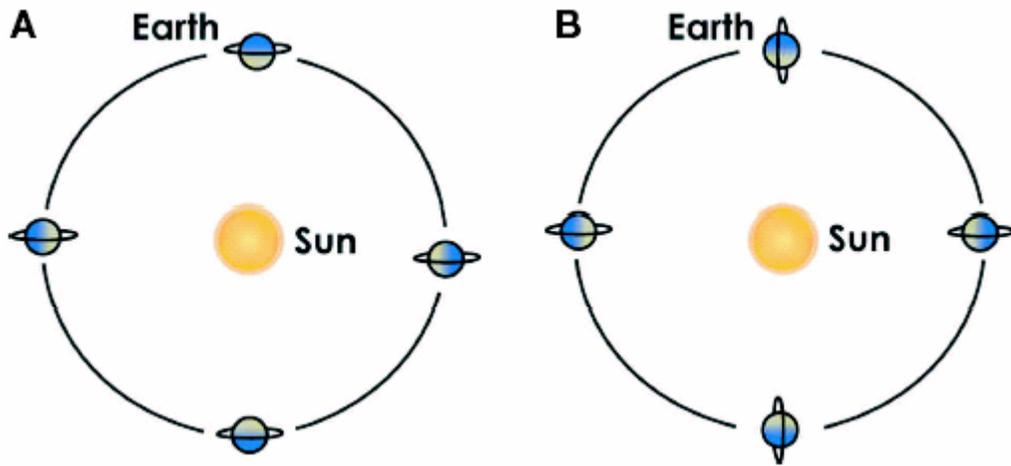
地球静止轨道卫星运行于范艾伦带浓密区的外边，但是它们会遭遇来自太阳的稀有爆发的高能量粒子，可能被破坏或侵蚀。

太阳同步轨道

太阳同步轨道卫星是在一天中大约相同的当地时间(尽管不必是每天)经过地球上给定的部分。也就是说,无论何时从卫星观察给定的地面位置,太阳总是在天空中的同一位置。这个轨道对于拍摄地球照片的任务是特别有用的,因为地球表面给定位置的物体投射的阴影总是从相同的角度投下。这简化了各天所拍摄照片的对比,便于发现变化。这些轨道上的卫星经常被放在高度较低的位置(具有短周期),这样它们就能每天至少一次提供对地球表面的覆盖。

太阳同步轨道卫星倾角的选择是根据轨道面绕地球的进动由于重力作用的不规则性,而在全年都与地球和太阳的连线保持固定的角度。能够产生这种效果的精确的轨道倾角取决于轨道高度和偏心率,典型的倾角是 $96-98^\circ$,使轨道有细微的倒退。图5.6举例说明无进动轨道相对于有进动的与太阳同步的轨道有怎样的区别。

图5.6.两图都给出了一年地球绕太阳轨道上的四个位置 和每种情况下同一卫星的轨道平面。图A给出了一种情况,这种情况下,卫星轨道没有进动而是保持在空间中固定的方位。因此,本地时间是午夜和正午时在本地正上方的卫星,四个月后将在这个地方观察这个地方。图B给出了一个太阳同步轨道,这个轨道平面选择的根据是让其以和地球绕太阳运动相同的速率进行进动,这样就使轨道平面全年都与地球和太阳连线保持恒定的角度。作为其结果,全年时间里这颗卫星都在相同的本地时间观察地球上的同一点。



太阳同步轨道中一种比较特殊的叫做‘黎明 - 到 - 黄昏’轨道,这种卫星轨道面与能够将被太阳照亮的半球和黑暗的半球分开的平面相一致。如果这个平面有细微的偏差,卫星就会有一半的时间全是在阳光的照射中而另一半时间全是阴影中,但是‘黎明 - 到 - 黄昏’轨道是允许卫星的太阳能帆板总是被太阳照射。例如,加拿大Radarsat地球观测卫星¹³使用了这样的‘黎明 - 到 -

¹³ Radarsat 的信息参见 Radarsat 国际网站 <http://www.radarsat2.info/>, accessed January 15, 2005.

黄昏’轨道来保持其太阳能帆板总是持续不变的朝向太阳，这样卫星就可以主要依靠太阳能而不是电池。

拉格朗日点

有5个特殊的轨道，轨道上卫星不是绕地球而是绕太阳运动，而且卫星在绕太阳运行时与地球保持固定的相对位置。这些固定的位置叫做拉格朗日点，有五个这样的点，每个点对应于五个轨道中的一个(见图5.7和5.8)。

与太阳的距离比地球到太阳的距离更近一些的绕太阳运行的卫星，具有比地球绕太阳运行更短的轨道周期。然而，这样的卫星被地球引力和太阳引力同时作用着。这种影响在距离地球很远的卫星上是可以忽略的，但是对于靠近地球的卫星就必须将其计算在内了。对于正好在地球和太阳之间的卫星，地球引力的方向和太阳引力的方向正好相反，就可以有效的抵消掉部分太阳引力作用。在第一个拉格朗日点(L_1)¹⁴，对卫星的净引力和太阳对地球的引力相同，这样就使卫星绕太阳运行的周期与地球的公转周期相同。这样的卫星就会在绕日飞行过程中始终与地球在一起。 L_1 点到地球的距离比月球到地球的距离大约多四倍。 L_1 点被特别用于研究太阳的科学任务，定位在那里的卫星能够给出太阳风增加的早期预警。

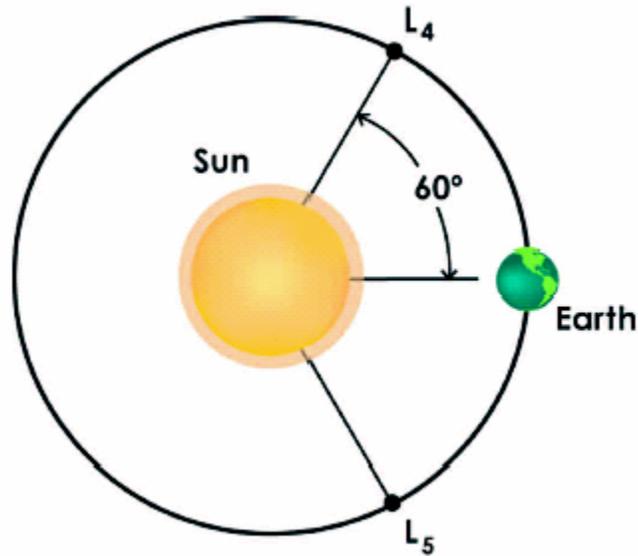
第二个拉格朗日点距离地球的距离与第一个拉格朗日点距离地球的距离相同，但是在地球的另一侧，背离太阳的方向。这种情况下，地球的拉力加上太阳的引力，增加了卫星在轨所需的速度。这种情况下，卫星会在其轨道上跟着地球，但是通常会滞后。这个位置的卫星也是用于科学任务，允许卫星最大限度的远离地球(使干扰最小化)，但是要保持固定的联系。NASA计划在 L_2 点或其附近布置下一代的太空望远镜，作为哈勃望远镜的接替者。

图5.7. 地日系统的 L_1 and L_2 拉格朗日点。



¹⁴ 地月系统中也有类似的拉格朗日点，这些点靠近月球并与之有着相对固定的位置关系。这里讨论的拉格朗日点是在地日系统中的。

图5.8. 地日系统的 L_4 and L_5 拉格朗日点。



处于太阳另一侧与地球背离的 L_3 点对于卫星不是很有用。 L_4 点和 L_5 点是沿着地球公转轨道但是分别超前和滞后于地球。它们与地球太阳连线偏离角度均为 60° 。

一些人建议 L_2 点会具有空间探索和太空军事的战略意义。¹⁵因为处于 L_2 点的飞行器是在一个固定的位置而且几乎不需要燃料来长时间的维持在那, L_2 点可以被用作将被一块块发射到太空中的其他飞行器的零部件进行组装的地方。这样的计划比在月球上组装大型结构更加灵活有效,比在地球上进行组装然后再发射更加可行。而且 L_2 点的物体由于太远而不易从地球上观察。

¹⁵ 例如可以参见 James Oberger, “ Will China’s Space Plan Skip the Moon? ” Space News, May 24, 2004

第5章的附录：仰角和卫星覆盖区域面积的详述

仰角

观察者观察卫星的仰角 ε 表示为¹⁶

$$\varepsilon = \arctan \left[\frac{\cos \Phi - R_e / (R_e + h)}{\sin \Phi} \right] \quad (5.1)$$

其中 R_e 是地球半径， h 是卫星的高度，而 Φ 定义为

$$\cos \Phi = \cos(\psi - \lambda) \cos l \cos \varphi + \sin l \sin \varphi \quad (5.2)$$

其中 l 和 ψ 分别为观察者的纬度和经度， φ 和 λ 分别为卫星的纬度和经度。

在赤道圆轨道上的卫星，其 $\varphi = 0$ 。观察者所能看到最大仰角 ε_{\max} 发生在观察者所在经度等于卫星所在经度的轨道点处（ $\psi = \lambda$ ），所以上述等式简化为

$$\cos \Phi = \cos l \quad (5.3)$$

因此，在纬度为 l 的观察者能看到的赤道圆轨道上卫星的最大仰角 ε 为

$$\varepsilon_{\max} = \arctan \left[\frac{\cos l - R_e / (R_e + h)}{\sin l} \right] \quad (5.4)$$

对于在纬度为 45° 的观察者，当 $h = 500$ 千米时 ε_{\max} 为 17° ，当 $h = 36,000$ 千米时 ε_{\max} 为 38° 。

又有直到仰角增至 70° 为止的高楼都会干扰卫星信号的接收。使用这个等式，对于静止轨道卫星（ $h = 36,000$ 千米），其相应的是纬度约为 18° 的观察者。

¹⁶ Gérard Maral and Michel Bousquet, Satellite Communications Systems, 4th ed. (West Sussex, England: Wiley, 2002), 44-45.

卫星覆盖区域面积

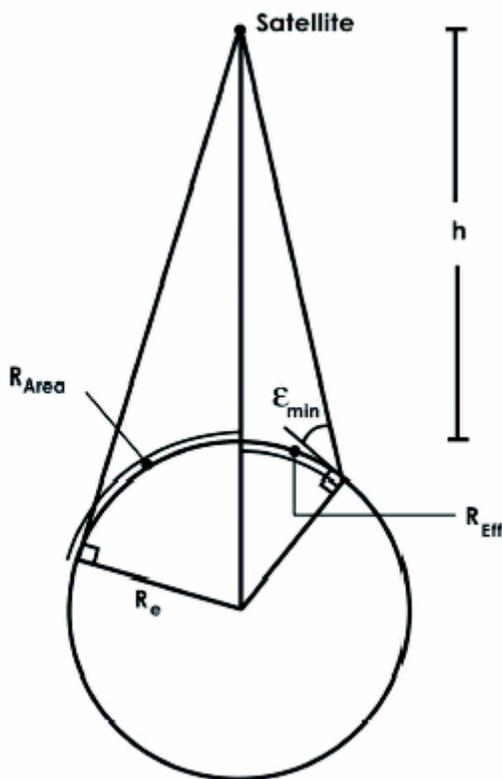
从图5.9，可以看到卫星覆盖的最大圆形区域(沿着地球表面测量)的半径 R_{area} ，也就是从高度为 h 的卫星上可以看到这个半径为

$$R_{area} = R_e \cos^{-1}\left(\frac{R_e}{R_e + h}\right) \quad (5.5)$$

其中 R_e 是地球的半径，角度是用弧度单位表示。这个区域代表的地球表面的部分 F 为

$$F = 0.5(1 - \cos(R_{area} / R_e)) = 0.5h / (R_e + h) \quad (5.6)$$

图5.9.本图所示几何关系用来计算高度为 h 的卫星的地面覆盖面积。



如果使用者能够进行卫星通信的最小仰角 ϵ_{min} 大于 0° ，那么通过使用正弦法则，从图5.9可以看到，有效观察区域(沿着地球表面测量)的半径 R_{eff} 为

$$R_{eff} = R_e \left(\frac{\pi}{2} - \varepsilon_{\min} - \sin^{-1} \left(\frac{R_e \cos \varepsilon_{\min}}{R_e + h} \right) \right) \quad (5.7)$$

其中角度用弧度表示。这个区域代表的地球表面的部分为

$$F = \frac{1}{2} \left[1 - \cos \left(\frac{R_{eff}}{R_e} \right) \right] = \frac{1}{2} \left[1 - \sqrt{1 - X^2} \sin \varepsilon_{\min} + X \cos \varepsilon_{\min} \right] \quad (5.8)$$

其中

$$X = \frac{R_e \cos \varepsilon_{\min}}{R_e + h} \quad (5.9)$$

第6章 空间轨道机动

要进行轨道机动，在轨卫星必须使用火箭发动机（推进器）来改变其速度的大小或方向。因为卫星的轨道速度非常大，所以机动所需的速度改变也要很大，这就要求推进器消耗大量的推进剂。

卫星所能进行机动次数的多少和速度取决于它所携带推进剂的数量和类型。因为推进剂会增加发射卫星入轨的总重量，所以卫星能够携带的推进剂数量是有限的。这些对空间轨道机动的限制对于卫星运行有着重大影响。

本章讨论不同类型的轨道机动和每种机动所需的卫星速度变化。第7章将进一步论述进行这些机动所需要的推进剂数量。

基本的卫星机动

当卫星进行机动时，轨道就要发生改变。因为卫星速度与其轨道相关，所以轨道机动是很复杂的。

有三种基本的机动可以用来改变轨道：(1)在轨道面内改变轨道形状或尺寸大小；(2)通过改变轨道倾角来改变轨道面；(3)在轨道倾角不变时，通过轨道面绕地轴旋转来改变轨道面。（前面讲过所有卫星轨道都在通过地心的平面上）。

下面我们会更加详细的讨论这些机动，而且还会讨论通过这些基本机动进行的一些常见的轨道机动。轨道面内的机动允许我们改变圆轨道卫星的高度、改变轨道形状、改变轨道周期、改变同轨道内两颗卫星的相对位置、使卫星离轨并返回地面。为了说明一些常见轨道机动所需的速度变化大小，表6.1列举了轨道机动和每种机动所需速度变化的特征值（更详细的说明可见第6章的附录）。¹

速度变量被典型地称为 ΔV ，因为“delta”通常用于科技讨论中描述一些量的变化。为了得到这些数字所代表意义的感性认识，想想1km/s大约是比较喷气客机快四倍的速度就会很有帮助了。另外，如第7章所说，利用传统的推进技术得到一个2 km/s的速度变化，需要卫星携带与自身重量相同的推进剂——也就是使卫星质量加倍。

改变卫星轨道平面的机动需要卫星速度有很大改变，特别是对于低轨道卫星而言（见表6.1）。这对于需要进行这样的机动的天基系统的可行性和实际的应用都有重要的影响。

¹ 一般的轨道机动都是这些基本轨道机动的组合。设计一个轨道高度和轨道面同时改变的机动相对于通过多次顺序机动，能够减少所需的速度变化。

表6.1. 本表给出了不同类型的空间轨道机动所需的卫星速度变化(ΔV)，其中 $\Delta\theta$ 是轨道倾角的变化。

轨道机动类型	所需的 ΔV (km/s)
在近地轨道内轨道高度的改变(从400到1,000 km)	0.3
保持地球同步轨道大于10年	0.5-1
从近地轨道离轨返回地球	0.5-2
地球同步轨道面倾角的改变	
改变倾角 $\Delta\theta=30^\circ$	2
改变倾角 $\Delta\theta=90^\circ$	4
从近地轨道到地球同步轨道的轨道高度的改变(从400到36,000 km)	4
在低地球轨道内倾角的改变	
改变倾角 $\Delta\theta=30^\circ$	4
改变倾角 $\Delta\theta=90^\circ$	11

这些数字在第6章附录中都有计算。(LEO=low earth orbit, GEO=geosynchronous orbit)

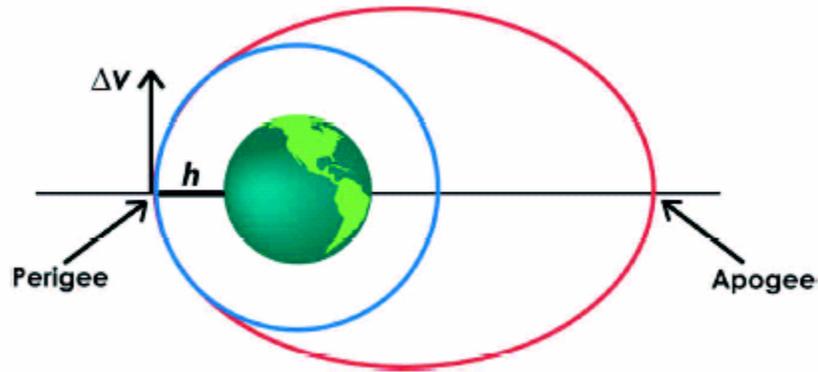
轨道平面内的轨道机动

只改变卫星轨道的形状或尺寸大小而不改变卫星轨道面的机动可以通过只改变速度的大小而不改变速度的方向来实现。这种轨道机动所需要的速度改变 ΔV 比改变速度方向的机动小得多。

轨道形状的改变

研究一个原来轨道高度为 h 的圆轨道卫星。如第4章讨论的物理原理，对应其高度卫星必须有一个特定的速度，这在图4.1和式4.2中均有给出。如果在轨道上某一点卫星速度突然增加 ΔV （没有改变速度方向），卫星不会在原有的相同轨道上更快的运行，而是原来的轨道在相同的轨道面内变成了椭圆轨道（见图6.1）。新轨道的近地点（卫星最接近地球的一点）位于速度突然增加的那一点处，而这一点的高度仍然保持为 h 。椭圆轨道的主轴总是通过地心，而新轨道的近地点和远地点分别位于主轴的两端。正如第6章附录中所讨论的那样，轨道远地点的高度大于 h 并且由 ΔV 的值来决定。

图6.1.轨道高度为 h 的圆轨道的速度在图示位置增加了 ΔV 。这个点变成了卫星新的椭圆轨道的近地点。



如果在卫星运动的反方向上施加推力，圆轨道卫星的速度在轨道上某点会减小，那么这个点就变成了椭圆轨道的远地点，并且该远地点的高度为 h ，近地点的高度将小于 h 。

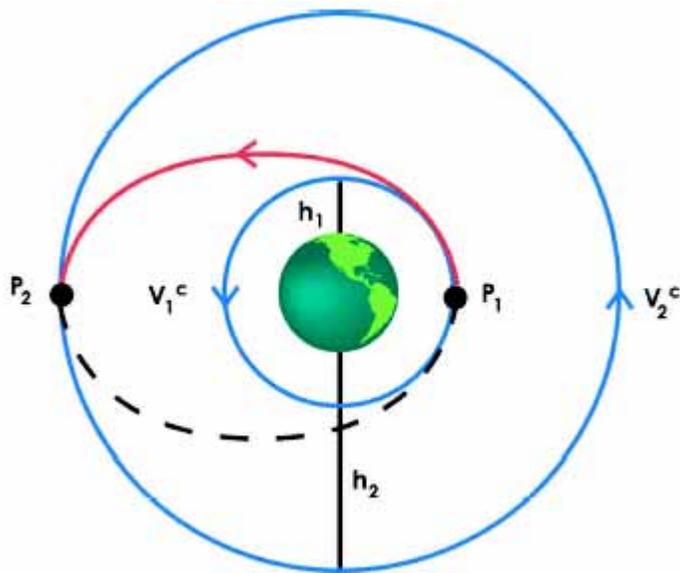
如第6章附录所示，相对较小的 ΔV 值也会使轨道远地点高度发生显著的变化。例如，轨道高度400千米的卫星，0.1 km/s的 ΔV 值会导致远地点高度产生350千米的变化，这样远地点的高度就变成了750千米。

更一般的情况是对于椭圆轨道，只改变其速度的大小而不改变其方向就会产生另一个椭圆轨道，它是同一轨道面内不同形状和方位的椭圆轨道。产生的轨道结果取决于 ΔV 值和速度变化所发生的位置。然而，在两种特殊情况下，椭圆轨道能被变为圆轨道，轨道高度可能有两个值。在远地点速度增加所需的一定数值会产生高度等于椭圆轨道远地点高度的圆轨道。在近地点速度减少所需的一定数值会产生高度等于椭圆轨道近地点高度的圆轨道。

改变圆轨道卫星的高度

上面讨论的改变轨道形状的方法，也可以用来将圆轨道的高度从 h_1 增加到 h_2 ，这个过程通过两步可以实现（见图6.2）。第一步是增加速度 ΔV_1 来产生远地点高度为 h_2 的椭圆轨道。如上所述，将速度增加 ΔV_1 的点是新轨道的近地点，其高度为 h_1 。这步完成之后，卫星远地点的速度将小于轨道是高度为 h_2 的圆轨道时的速度。第二步就是通过在远地点适当增加速度(ΔV_2)来把卫星的椭圆轨道变成高度为 h_2 的圆轨道。通过选择合适的 ΔV_1 来使椭圆轨道远地点的高度变为 h_2 ，并且使卫星的速度与较大的椭圆轨道相切（图6.2中的P2点），所需的 ΔV_2 只是改变速度大小而不改变其方向。

图 6.2.本图给出了在两个圆轨道变化之间的椭圆霍曼变轨，原有轨道的高度为 h_1 ，变轨后最终的轨道高度为 h_2 。 ΔV_1 施加在 P_1 点，而 ΔV_2 是施加在 P_2 点。卫星只在转换轨道上运行半个轨道周期，而不经虚线表示的那半个椭圆轨道周期。



上面描述的变轨所需的总的速度变化 ΔV 是每一步施加变速的和： $\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2$ 。这些速度变化大小在第6章附录中都有计算。

用来在两个圆轨道变化之间进行变轨的椭圆轨道与这两个圆轨道都相切，称为霍曼变轨轨道（见图6.2）。这种方法使燃料的使用更高效，因为这种情况下，在两个轨道之间机动时所需的 ΔV 最小。这种变轨所需的时间是椭圆转换轨道周期的一半。

变轨时间可以通过在第一步变轨过程中施加比上面描述的更大的速度变化 ΔV_1 来缩短。在这种情况下，卫星在到达大圆轨道时的速度将不再与大圆轨道相切，因此 ΔV_2 需要调整卫星速度大小并将其方向旋转变到大圆轨道的方向上。因为在这个情况下， ΔV_1 和 ΔV_2 都较大，所以很显然使用霍曼变轨需要的能量最小。

地球静止轨道卫星经常首先被送入近地轨道，然后使用霍曼变轨将其送入地球静止轨道。

第6章附录中的计算显示近地轨道卫星产生很显著的高度变化时所需要的 ΔV 很小。例如，从400千米的圆轨道变轨到1,000千米的圆轨道所需要的 ΔV 总量仅为0.32 km/s。另一方面，卫星从400千米的圆轨道变轨到36,000千米的地球同步轨道所需要的 ΔV 总量也仅为3.9km/s

显而易见，从一个圆轨道变轨到另一个圆轨道所需的 ΔV 与两个轨道的速度不同有关。因为圆轨道的速度随着高度变化相对较慢，所以除非高度的变化非常大，否则变轨时不需要很大的 ΔV 。这是因为卫星速度与轨道高度无关（卫星到地面的距离），而是与卫星到地心的距离有关。相对于高度的较大变化，比如说从500千米到1,000千米（变化了100%），相对于到地心距离只是很

小的变化，这个例子中是从6,870千米到7,370千米，只变化了7%，对应这样高度变化的轨道速度变化大小小于4%。

改变轨道周期

因为轨道周期取决于轨道高度和轨道形状，所以改变轨道形状和高度的机动也能用于改变轨道周期。这样的机动是有用的，例如，可以改变侦察卫星的重访时间，使其活动规律更不易进行预测。

第6章附录中给出了通过改变卫星速度来改变轨道周期的公式。比如，高度在400千米轨道上的卫星，其轨道速度为7.67 km/s，周期为92.2分钟。增加轨道速度0.1 km/s将会使轨道周期增加3.6分钟，而增加轨道速度0.3 km/s将会使轨道周期增加10.8分钟。如上述讨论，这些速度的变化会使轨道形状变成椭圆：产生的椭圆轨道的远地点高度分别为750千米和1,460千米，而近地点高度保持为400千米。

改变同一轨道中卫星间的相对位置

通过多次机动，改变卫星周期能够改变同一轨道中卫星的相对位置。例如，考虑在同一圆轨道中的两颗卫星。因为它们拥有相同的速度，所以在轨运行时它们之间的距离保持不变。要改变它们之间的距离，单纯依靠增加一颗卫星的速度是无效的，因为那会改变其轨道。

取而代之，我们可以将一颗卫星暂时的变轨到更高或更低的轨道来改变其周期，从而实现和另一颗卫星之间的相对运动，运行足够时间之后，将卫星变轨回到原来轨道中所需要的相对位置处。这个过程所需推进剂的数量取决于想要完成这个过程的时间：小的 ΔV 引起周期的很小变化，那么卫星就需要很长的时间到达所需的相对位置。

例如，研究在高度为400千米的圆形轨道上距离很近的两颗卫星。给其中一颗卫星0.1 km/s的 ΔV 值将其变轨至周期改变了3.6分钟的椭圆轨道上，需要大约13圈20小时该卫星才能相对于保持在原轨道位置的第二颗卫星运行半圈的轨道距离。将第一颗卫星变轨回到原来的圆轨道需要另一个大小为0.1 km/s的 ΔV ，这样总的 ΔV 是0.2 km/s。将 ΔV 的数量加倍可以大概的将变轨时间减半，因为其改变的卫星周期值是原来例子中的两倍(7.2分钟)。

这种变轨可以用于卫星之间的交会。还可以用于在同一轨道上多颗卫星的布置来增加卫星星座的地面覆盖率。这些卫星可以单次发射到轨道的同一地点，然后用这种机动沿着轨道旋转布置。

改变轨道面的机动

改变轨道面的机动需要改变卫星速度的方向。因为卫星的轨道速度是非常大的(视轨道类型不同,典型轨道速度可从 3km/s 到 8km/s,见表 4.1),通过增加一个与轨道速度方向垂直的很大的速度才能使得方向在数值上有显著改变。这样大的速度变化需要消耗大量的推进剂。

图6.3给出了一个高度500千米的轨道卫星的例子,其轨道速度为7.6 km/s。如图中所示,2 km/s的 ΔV 仅改变了轨道速度方向15度。

图6.3. 本图将 2 km/s的 ΔV 加到了一个在高度500千米轨道运行的卫星的速度7.6 km/s上。这么大的 ΔV 只引起了相对较小的改变,轨道平面的转角仅为15°。

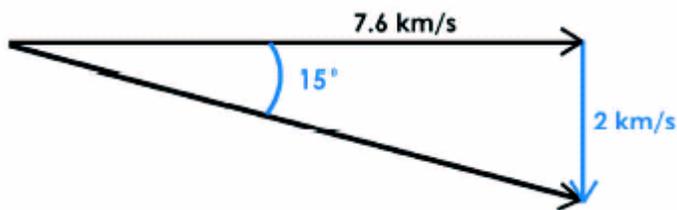


图6.3说明卫星的速度越大,就需要越大的 ΔV 值来使卫星速度方向旋转给定的角度。另外作为结果,在高度较低的圆轨道上改变卫星轨道平面比在高度较高的轨道上改变相同的变化需要更大的 ΔV ,因为卫星在较高的轨道上运行速度的较慢。

要考虑改变轨道倾角的机动和保持固定轨道倾角的轨道平面旋转这两种不同类型的轨道平面机动都是很容易的。因为以前曾经讲过,轨道平面是部分地由轨道倾角 θ 描述的,而 θ 是相对地球赤道面夹角的测量值(见图4.3)。

改变轨道倾角的机动

最简单的轨道平面机动从概念上来讲就是要使轨道平面的倾角改变 $\Delta\theta$ 。这种机动需要卫星速度旋转相同的角度 $\Delta\theta$ (见图6.4)²。

² 这可以认为是轨道面绕着轨道面和赤道面的交线旋转。

图6.4.本图给出了具有不同倾角的两个轨道。每个轨道卫星的速度用分别用箭头符号表示为 V_1 和 V_2 。若卫星从一个轨道变轨到另一个，卫星推进器必须提供足够大的 ΔV 来使速度从 V_1 转到 V_2 。

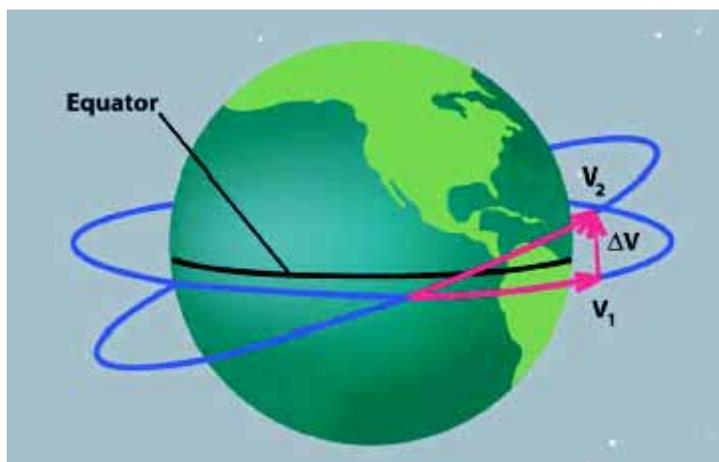


表6.2给出了高度500千米的卫星轨道倾角变化不同的 $\Delta\theta$ 所需的不同 ΔV 值，这些值可以通过在第6章附录中的公式6.13计算得出。

表6.2.表中给出了高度为500千米的卫星的轨道倾角 θ 变化 $\Delta\theta$ 时需要的 ΔV 值。

$\Delta\theta$ (度)	ΔV (km/s)
15	2.0
30	3.9
45	5.8
90	11

因为轨道速度随着高度的增加而减小，所以倾角的改变值 $\Delta\theta$ 给定时， ΔV 也是随轨道高度的增加而减小，但是减小的相对较慢。例如，轨道高度是1,000千米时，需要的 ΔV 值只比500千米轨道时减少3%（表6.2）。而另一方面可以看出，地球同步轨道高度(36,000 km)的卫星所需的 ΔV 约是500千米高度时 ΔV 值的40%。

由于这个原因，在可能的情况会对高度较高的轨道面进行旋转。例如，一颗卫星计划在地球同步轨道高度赤道轨道上使用，但是由于发射场位置限制，卫星被发射到了倾角非零的轨道。卫星就会在旋转到零度倾角的轨道面之前被放到地球同步轨道高度的倾角非零的轨道上。

因为给定 $\Delta\theta$ 所需的 ΔV 随着卫星速度的减小而减小，所以如果要对卫星轨道面进行角度较大的旋转，我们一般采用三个步骤来实现，已达到更加经济的效果。首先，给卫星一个 ΔV 来增加

其远地点的高度。因为在远地点卫星的速度很慢，所以在那个高度进行旋转，最后还需要施加一个 ΔV 将轨道远地点高度减小到原有的数值。如上文我们也讨论过的，改变轨道高度的机动需要相对较小的 ΔV 值，因此，这种三步的过程在一些情况下比单纯卫星轨道的旋转需要较少的总的 ΔV 。但是，这个过程要比倾角单独的改变花费更长的时间，因为卫星要花费时间进入更高的轨道然后还要回到原来轨道。

以处于高度为500千米的圆轨道上的卫星为例，在倾角改变 $\Delta\theta$ 小于 40° 时，旋转前改变高度所需的 ΔV 比在原有高度旋转需要的 ΔV 更多。然而对于更大角度的旋转，先改变高度需要较少的能量。例如，如果 $\Delta\theta$ 是 90° ，在10,000千米的高度执行旋转可将总共需要的 ΔV 减少到8.2 km/s，是在500千米轨道高度进行这个旋转所需的10.8 km/s的76%。这种情况下，到达较高轨道和回到原来轨道的转移时间约为3.5小时。如果在100,000千米的高度旋转可将需要的 ΔV 减少近40%到6.6 km/s，转移时间增加到37小时。在更高的高度上进行旋转，可以减少的 ΔV 值比较有限，但是却会较大的增加所需要的转移时间。

保持倾角不变时轨道平面的转动

另一种需要很大速度变化的机动是绕地轴旋转轨道面而保持倾角不变。³ 如果多颗卫星被单次发射放入轨道，然后变轨到不同的轨道面——所有轨道面的倾角相同——来增加星座的地面覆盖率，这样的机动就会是很有用的。例如一组三颗卫星，可以一次送入轨道，然后再通过机动放置在彼此旋转成 120° 的平面上。当计划在太空中部署卫星星座时，机动所需的能量是重要的考虑因素。

机动所需的 ΔV 取决于轨道面绕地轴旋转的角度 $\Delta\Omega$ ，轨道倾角 θ 和卫星执行变轨时的高度（和对应于此时的速度）。

表6.3给出了高度500千米的圆轨道上的卫星对应于几种转角 $\Delta\Omega$ 和两种轨道倾角 θ 时的 ΔV 值。实际应用中的转角可能会很大，导致了 ΔV 的数值非常大。如上所述，随轨道高度的增加所需的 ΔV 减小的非常慢，对于高度1,000千米的轨道的 ΔV 值比500千米高的轨道只减少约3%。

³可以被认为是将轨道面和赤道面的交线绕地轴旋转，而保持轨道倾角不变。

表6.3.给出了一个轨道面绕地轴旋转 $\Delta\Omega$ 所需的 ΔV ，倾角分别为45和90度。这些是假设卫星位于500千米高度的圆轨道时的值。

	$\theta = 45^\circ$	$\theta = 90^\circ$
$\Delta\Omega$ (度)	ΔV (km/s)	ΔV (km/s)
45	4.1	5.8
90	7.6	10.8
120	9.3	13.2

离轨返回机动

对于一些任务，在轨飞行器会使用其自身的推进器来加速使自身脱离轨道并返回地球。比如航天飞机必须执行这样的任务才能返回地球，相似地，有计划的用来打击地面目标的轨道武器需要携带燃料脱离轨道。这种机动所需的 ΔV 取决于返回所必须达到的速度。返回机动的动力学是很复杂的，因为卫星一旦进入足够低的高度，大气密度的增加就会影响其飞行轨迹。⁴

图6.5给出了离轨过程的三个 ΔV 值。这个例子假设相关的轨道高度是相对较高的3,000千米的圆轨道，以便更加清楚的画出卫星离轨返回的轨迹。在这个高度，卫星的轨道速度是6.5 km/s。这个例子中，在点P与卫星速度方向相反的方向上施加瞬间推力，使卫星速度减少 ΔV 。这个速度的减少引起卫星沿着近地点低于原轨道高度的椭圆轨道下落。如果近地点足够低，轨道就会与地球相交。

要使卫星在重力的作用下垂直降落到地球，就需要将其速度减少到零—— ΔV 为6.5 km/s。在这个情况下，卫星会用19分钟时间落到地面，会在图6.5所示的点O与地球相撞，也就是在速度改变发生点（点P）的正下方。⁵

⁴这些影响包括使飞行器减速的阻力，以及推动飞行器偏离轨迹的侧向升力。在高速情况下，两种影响都很重要。

⁵当然，由于地球的自转，发生 ΔV 时卫星正下方的对应点一般在卫星到达地面这段时间里会和卫星发生相对运动，这种运动的范围大小从极点的零到赤道处的500千米。

图6.5.本图给出了位于高度为3,000千米的原来轨道上的卫星，以及如果其速度在点P被减少 ΔV 后卫星下落所遵循的轨迹。施加 $\Delta V = 6.5 \text{ km/s}$ 使卫星速度为零，卫星就会用19分钟的时间 t 垂直落到地球。对于小一些的 ΔV ，返回时间 t 就会长一些。每种情况下，沿地球表面运行的距离 r 都是撞击点相对与点O给出的。

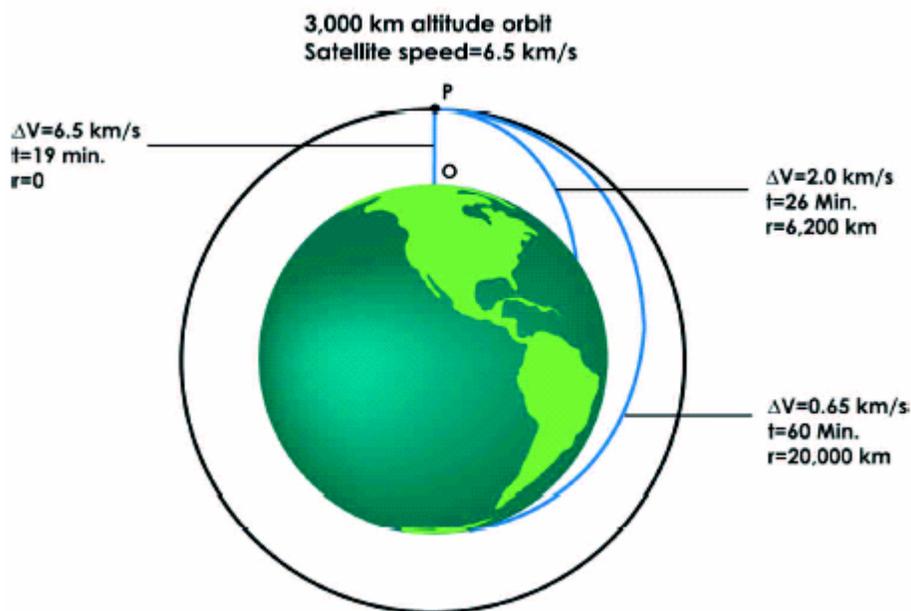


图6.5还给出了卫星的轨道速度减少了 2 km/s 时的再入轨迹。这种情况下，卫星要花费26分钟降落到地面，将会落在沿地球表面距离O点6,200千米的地点。如果卫星的轨道速度仅减少了 0.65 km/s ，那么卫星要花费60分钟时间来返回，会落在相距半个地球周长、沿地球表面距离O点大约20,000千米的地点。

如果 ΔV 远小于 0.65 km/s ，卫星就不会返回地球，但是会以较低的高度飞过地球而且会沿着椭圆轨道返回点P。然而，虽然经过地球大气时的阻力会比较小，它也会减小卫星的速度，因此当其返回到点P时其高度会稍微的低于3,000千米，并且会在后续轨道周期中螺旋下降直至撞地球。⁶

一种与空间安全更加相关的情况就是处在高度为500到1,000千米轨道上的卫星，因为这是导弹防御或对地攻击卫星的可能存在的高度。在这种情况下，计算离轨返回时间和所需的 ΔV 时，是假设给卫星的推进力是垂直向下朝向地球方向的。在这个方向上施加推力，其结果就是比图6.5所示的单独减小轨道速度的情况使用更少返回时间。

对于500千米高的圆轨道上的卫星（轨道速度为 7.6 km/s ）， 0.7 km/s 的 ΔV 值对应的离轨返回时间是大约15分钟，而 1 km/s 时的离轨返回时间是大约10分钟（参见第6章附录中的计算）。（卫

⁶ 物体还可以使用升力来帮助返回，因此轨迹不仅仅简单的由物体的速度决定。

星离轨返回的精确时间部分决定于其阻碍系数，某种程度上它是由其形状决定的。)

对于1,000千米高的圆轨道上的卫星（轨道速度为7.4 km/s），1.4 km/s的 ΔV 值对应的离轨返回时间是大约15分钟，而2 km/s时的离轨返回时间是9到10分钟。

更大的 ΔV 值能够使卫星更快的离轨返回。尽管卫星获得大的 ΔV 需要携带大量的推进剂，但是这样的卫星已经被考虑当作动能武器，用来有计划攻击地面目标，因为它们一定能够以很高的速度撞击地球表面。4 km/s的 ΔV 值从500千米高度离轨返回的时间为2到3分钟，从1,000千米是4到5分钟，从3,000千米是14到15分钟。6 km/s的 ΔV 从500千米高度离轨返回的时间为1.5到2分钟，从1,000千米是3到3.5分钟，从3,000千米是8.5到9.5分钟。第7章将讨论产生这些 ΔV 所需的推进剂的数量。

再入热

离轨返回的一个很重要的需要考虑的问题就是当大气使卫星减速时在卫星周围空气层中会积累的大量的热。（这种现象是因为卫星将前面空气大量的压缩，卫星的动能转换为空气的热能而发生的。）

如果要物体不至于在再入过程中烧毁，它必须携带防热装置来承受强热。随着卫星在大气中飞行速度以及大气密度的增加，热量增加的速率非常快。如果离轨返回过程进行得太快，就会使卫星在大气密度很高的低空处运动速度太快，而这就导致气动加热现象更加明显而产生大量热量。

当考虑从空间发射或利用弹道导弹发射的动能武器的可能性时，气动生热也是非常重要的问题。这种武器的杀伤力来源于其高速运动产生的动能能量而不是携带的炸药的爆炸负荷。为了使具有足够杀伤力，这种武器必须以很高的速度撞击地面。一个物体必须以3 km/s的速度撞击地面才能使其动能能量等于同等质量高爆炸性炸药爆炸所释放出的能量。⁷ 作用在以超过3 km/s的速度在密度接近地面的大气中飞行的物体上的热载荷是非常大的。为了便于进行比较，以美国一种现代再入核武器为例，它被设计以高速穿越大气来提高其精确度，到达地面时的速度可达2.5 km/s；而因为弹头承受气动加热能力限制，设计飞行速度更高的弹头就比较困难。如果用钨棒代替核弹头作为再入飞行器将更能承受热量，但是棒体尖端的强热会减弱其结构强度。因为以5 km/s的速度飞行的物体所受到的热量是以2.5 km/s速度飞行物体的八倍，所以以这个速度飞行的

⁷ 每克 TNT 可以释放出的能量大约为 1,000 卡路里，也就相当于 4.2×10^6 J/kg。速度为 3 km/s 而质量为一千克的动能为 $V^2/2 = 4.5 \times 10^6$ J/kg。

动能武器要承受美国现代核弹头设计承受热量的八倍。

大气不仅产生导致气动加热的阻力，还产生很大的侧向力——称为升力——可以改变物体的飞行轨迹。再入物体可以设计利用大气中高速运动产生的升力在与轨迹垂直的方向上产生机动。一些论述对地攻击武器的文献中声称这些武器应该能够在侧向上仅利用升力来飞行数千公里。

轨道保持

随着时间的流逝，大量的作用在卫星上的力会逐渐改变其轨道。其中包括由于地球不是完全的球对称引起的地球引力的细微的不对称、太阳和月球的引力阻碍、太阳光压和对于低轨道卫星才存在的大气阻力。

这样产生的结果就要求卫星必须周期性的进行机动来维持其规定的原有轨道。因此，卫星必须为进行轨道保持而携带足够的推进剂。过去卫星的寿命常常由于卫星上电子元件的使用寿命而受到限制，但是现在电子元件的质量已经得到较大提高，使得卫星寿命更多的是由其轨道保持所携带的推进剂数量所决定。⁸

轨道保持需要多少推进剂取决于很多因素。首先，对于全部或部分飞行轨道高度都很低（几百千米）的卫星，它必然要比高轨道卫星受到更大的大气阻力。当太阳很活跃使得地球大气层范围扩大时，会导致给定高度上大气阻力的增加，这时考虑大气阻力是尤其必要的。其次，一些卫星的轨道必须严格保持，这有可能是为了满足其任务需要，或者是因为有相关国际协议对其位置有了严格规定。例如，地球同步轨道上卫星的位置就被国际公约严格控制着，以防止卫星之间的相互干扰。第三，轨道保持所需的推进剂取决于推机器的类型和效率。直到现在，传统的化学推进剂仍用于轨道维持，但是也有其它能够减少推进剂需要量的选择。例如，可以长时间提供较小推力的离子推进器会在第7章讨论。

为了对在地球静止轨道上卫星的轨道保持需要进行多少轨道机动有个感性认识，现在来看国际通信卫星机构的通信卫星。每年它们都使用约为其最初质量（入轨时）的2到2.5%的推进剂来进行轨道保持。因此，对于寿命为十年的卫星，需要消耗占其最初质量的20%到25%的推进剂来用于轨道保持，这相当于十年里总的 ΔV 约为0.5–1.0 km/s（参见第6章的附录）。

⁸ Bruno Pattan, *Satellite Systems: Principles and Technologies* (New York: Van Nostrand Reinhold, 1993), 36.

第6章附录：轨道机动技术细节

轨道形状的改变

高度为 h 的圆轨道上的卫星的速度为 $V_h^c = \sqrt{GM_e / (h + R_e)}$ ，其中 G 是引力常数， M_e 是地球重量 ($GM_e = 3.991014 \text{ m}^3/\text{s}^2$)， R_e 是地球的平均半径 (6,370 km) (参见第 4 章附录)。如果卫星的速度在轨道上的某一点突然增加了 ΔV (不改变速度的方向)，轨道将变成椭圆形。新轨道的近地点保持高度为 h 。远地点的高度取决于 ΔV 的值。对于较小的 ΔV 值 (即 $\Delta V/V \ll 1$)，远地点高度 h 的粗略的给出为⁹

$$\Delta h \approx 4(h + R_e) \frac{\Delta V}{V} \quad (6.1)$$

这个公式可以使用 $r \equiv h + R_e$ 来重写为

$$\frac{\Delta r}{r} \approx 4 \frac{\Delta V}{V} \quad (6.2)$$

该式表示远地点处 r 的微小变化是近地点处速度微小变化的四倍。

相似地，如果圆轨道上卫星的速度在轨道上的某一点突然减少了 ΔV ，这点就变成了椭圆轨道的远地点，近地点高度小于原始轨道的高度，数值由式 6.1 和 6.2 给出。

式 6.1 给出了为什么改变高度的机动需要相对较小的 ΔV ：因为速度值是和被地球半径相乘，这就使相对较小的速度变化也会导致 h 的显著变化。这对于低地球轨道间的卫星机动是尤其正确的，因为感兴趣的高度范围——约 1,000 千米——与 R_e 相比是很小的。高度为 400 千米轨道的卫星，0.1 km/s 的 ΔV 会导致远地点高度 350 千米的变化。

如果原始轨道不是圆轨道而是偏心率为 e 的椭圆，在近地点和远地点分别施加了速度变化 ΔV_p 和 ΔV_a ，那么轨道远地点高度的变化 (Δh_a) 和近地点高度的变化 (Δh_p) 分别为¹⁰：

⁹ R. Bate, D. Mueller, and J. White, *Fundamentals of Astrodynamics* (New York: Dover, 1971), 163.

¹⁰ Bate et al., 163.

$$\Delta h_a \approx \frac{4a^2}{GM_e} V_p \Delta V_p = 4 \frac{h_a + R_e}{1-e} \frac{\Delta V_p}{V_p} \text{ 或 } \frac{\Delta r_a}{r_a} \approx \frac{4}{1-e} \frac{\Delta V_p}{V_p} \quad (6.3)$$

和

$$\Delta h_p \approx \frac{4a^2}{GM_e} V_a \Delta V_a = 4 \frac{h_p + R_e}{1+e} \frac{\Delta V_a}{V_a} \text{ 或 } \frac{\Delta r_p}{r_p} \approx \frac{4}{1+e} \frac{\Delta V_a}{V_a} \quad (6.4)$$

注意一点，这些公式仅在 $\Delta V/V \ll 1$ 时成立。对应更大的 ΔV 值，精确公式会在下面给出。

两个圆轨道之间的机动

这里我们通过两步进行霍曼变轨，计算轨道高度从 h_1 到 h_2 所需 ΔV 的最小值。转移轨道是近地点高度为 h_1 而远地点高度为 h_2 偏心率为 $e = (r_2 - r_1)/(r_2 + r_1)$ 的椭圆轨道，其中 $r_i = h_i + R_e$ 。

第一步是通过把卫星速度从其原来的圆轨道速度 $V_1^c = \sqrt{GM_e/r_1}$ 增加到 $V_1^c = \sqrt{GM_e/e}$ ，来实现从原来圆轨道到转移轨道的机动，其中 e 是转移轨道的偏心率。这里给出

$$\Delta V_p \equiv V_p - V_1^c = V_1^c (\sqrt{1+e} - 1) \quad (6.5)$$

卫星在转移轨道远地点位置的速度为 $V_a = V_2^c \sqrt{1-e}$ ，其中 $V_2^c = \sqrt{GM_e/r_2}$ 是高度为 h_2 的圆轨道上卫星的轨道速度。第二步是通过将远地点的速度增至 V_2^c 来使卫星轨道变成圆形。这里给出

$$\Delta V_a \equiv V_2^c - V_a = V_2^c (1 - \sqrt{1-e}) \quad (6.6)$$

轨道机动所需的总的 ΔV 是这两部分的和：

$$\Delta V_{tot} = \Delta V_p + \Delta V_a \quad (6.7)$$

对于相对很小的高度变化，因为 $e \ll 1$ ，所以上式变为

$$\Delta V_{tot} \approx e \frac{(V_1^c + V_2^c)}{2} \quad (6.8)$$

根据公式6.8所示，从400千米高的圆轨道变轨到1,000千米高的圆轨道，所需的 $\Delta V_{tot} = 0.32$ km/s（这种情况下转移轨道的偏心率 $e=0.041$ ）。将卫星从400千米高的圆轨道变轨到36,000千米高的地球同步轨道，需要使用的转移轨道的偏心率 $e=0.71$ ，因此不能使用公式6.8，而由公式6.7得出 $\Delta V_{tot}=3.9$ km/s。

另两种有用的近似表达是半径为 r 的圆轨道变轨为半主轴为 $r + \Delta r$ 的椭圆轨道后，卫星近地点和远地点的近似：

$$V_p \approx V^c \left(1 + \frac{1}{4} \frac{\Delta r}{r}\right) \text{ 和 } V_a \approx V^c \left(1 - \frac{3}{4} \frac{\Delta r}{r}\right) \quad (6.9)$$

其中 V_c 为卫星在最初圆轨道上的速度。¹¹

卫星周期的改变

对于主轴为 a 的椭圆轨道卫星，通过公式4.5可以计算出其周期

$$\frac{\partial P}{\partial a} = \frac{3 P}{2 a} \quad (6.10)$$

由公式4.4有其速度表达式

$$\frac{\partial a}{\partial V} = \frac{2a^2 V}{GM_e} \quad (6.11)$$

因为 $\Delta V/V \ll 1$ ，所以对于偏心率很小的情况，结合以上公式，周期变化 ΔP 粗略地给出为：

¹¹ Oliver Montenbruck and Eberhard Gill, Satellite Orbits (New York: Springer-Verlag, 2000),47.

$$\frac{\Delta P}{P} = 3 \frac{\Delta V}{V} \quad (6.12)$$

轨道倾角的变化

轨道倾角改变 $\Delta\theta$ 需要卫星总的速度矢量旋转 $\Delta\theta$ ，由矢量加法可以得到所需的 ΔV 为：

$$\Delta V = 2V \sin \frac{\Delta\theta}{2} \quad (6.13)$$

其中 V 是机动发生时卫星的轨道速度。

对于圆轨道，变轨所需的 ΔV 随着轨道高度的增加而减小，又因为轨道速度随着高度的增加而减小，这种情况下， ΔV 是与 $1/\sqrt{h+R_e} \equiv 1/\sqrt{r}$ 成正比的。

保持轨道倾角不变时旋转轨道平面

对于圆形轨道，倾角保持为 θ 的轨道面绕地轴旋转 $\Delta\Omega$ ，所需的 ΔV 为：

$$\Delta V = 2V \sin \theta \sin \frac{\Delta\Omega}{2} \quad (6.14)$$

其中 V 是进行机动时卫星的轨道速度。¹²伴随前面的机动，因为 V 随高度的增加而减小，机动所需的 ΔV 也会随轨道高度的增加而减少。

这个过程也就是我们所说的改变升交点赤经。

一般的轨道旋转

对于圆形轨道，既要改变轨道倾角 $\Delta\theta$ 又要使轨道面绕地轴旋转 $\Delta\Omega$ 的机动所需的 ΔV 为¹³：

¹² Vallado, 333. 使用三角恒等式，书中给出的公式可以转成这里的简化式。

¹³ Vallado, 335.

$$\Delta V = 2V \sqrt{\sin^2 \frac{\Delta\theta}{2} + \sin \theta_1 \sin \theta_2 \sin^2 \frac{\Delta\Omega}{2}} \quad (6.15)$$

其中V是进行机动时卫星的轨道速度， θ_1 和 θ_2 是轨道倾角的初始值和最终值，而 $\Delta\theta = \theta_1 - \theta_2$ 。注意当 $\Delta\Omega=0$ 和 $\Delta\theta=0$ 时这个公式可分别简化为公式6.13和6.14。跟先前的机动一样，所需的 ΔV 随着轨道高度的增加而减小。

离轨返回

假设地球是带有大气的圆球体，离轨返回的时间和轨迹可以使用整合了物体运动公式的程序来计算。我们假设卫星最初是在高度为h的圆轨道上。很大的速度变化矢量施加在轨道速度矢量上，这种改变可能指向速度矢量的反方向或者垂直于速度方向指向地球。我们假设没有升力而使用作用在物体上的阻力系数来重新计算。其中阻力系数是通过称为弹道系数的组合 $mg/(CdA)$ 被考虑进入计算过程的，其中m是物体的质量、g是物体高度处的重力加速度、Cd是阻力系数而A是垂直于物体运动方向的横截面积。

特殊地，我们通过一个从和现代战略核弹头的数值(150,000 Newtons/m² (N/m²),或3,000 lb/ft²)相当甚至于具有更高阻力物体的数值(15,000 N/m²,或300 lb/ft²)的10的因子来改变弹道系数。如举例所示，速度变化矢量指向速度垂直方向。结果在表6.4中给出。

表6.4.本表给出了当速度变化施加在卫星速度垂直方向上时，给定高度的圆轨道卫星离轨返回的时间。还给出了针对两种不同的弹道系数时的时间值，弹道系数是与物体的阻力系数成反比，较大的值是和现代战略核弹头相当的。

高度(千米)	ΔV (km/s)	离轨返回时间 (min)	
		弹道系数 150,000 N/m ² (3,000 lb/ft ²)	弹道系数 15,000 N/m ² (300 lb/ft ²)
500	0.7	14.6	15.2
	1	9.4	10.3
	2	4.4	5.5
	4	2.1	2.9
1,000	1.4	14.4	15.3
	2	9.1	10.2

	4	4.3	5.1
	6	2.8	3.4
3,000	4	14.0	15.1
	6	8.7	9.4

物体穿越大气层时的发热率与 ρv^3 成正比，其中 ρ 是大气密度。¹⁴因为大气密度大约随着高度的减小而呈现指数级增加，所以这个表达式显示出随着速度增加和高度的减小，发热率迅速增加。

轨道保持

从国际通信卫星机构的通信卫星得到的数据显示，地球同步轨道卫星使用传统推进器来保持轨道所需的 ΔV 的大概大小。¹⁵国际通信卫星 V 的入轨质量为 1,005 千克，其中 175 千克为推进剂（有效的推进时间为 290 到 300 秒），其计划使用年限为 7 年。推进剂质量是最初总质量的 17.4%，假设所有的推进剂都用于轨道保持，那么相当于每年有总质量的 2.5%用于轨道保持。国际通信卫星 VII 的入轨质量为 2,100 千克，其中 650 千克为推进剂（有效的推进时间为 235 秒），其计划使用年限为 17 年，推进剂质量是最初总质量的 31%，那么相当于每年有总质量的 1.8%用于轨道保持。这就说明，卫星每年大约使用其入轨质量的 2 到 2.5%来进行轨道保持。对于超过寿命为 10 年的卫星，其入轨质量的 20 到 25%是用于轨道保持的推进剂。使用火箭方程（参见第 7 章），这些质量所对应的 10 年里总的 ΔV 大约为 0.5–1.0 km/s。

¹⁴ 对于更详细的超音速下的气动加热的讨论，参见 John Anderson, *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics* (New York: McGraw-Hill, 1989), 291.

¹⁵ Robert A. Nelson, "Rocket Science: Technology Trends in Propulsion," *Via Satellite*, June 1999, http://www.atcourses.com/rocket_tutorial.htm, accessed January 20, 2005.

第七章空间机动与卫星质量

为了实现卫星在空间中的各种机动(见表 6.1),必须给它一个速度变量 DV 。在上一章中,我们已经对于决定这个变量 DV 大小的轨道动力学原理进行了讨论。而在这一章中,我们将具体探讨卫星为了迅速改变速度所需要的速度变量 DV 和获得这个速度变量所需要消耗的推进剂的质量之间的关系。我们知道,较之质量较小的物体,将一个质量较大的物体送入轨道在技术上来说要困难得多。而且,将卫星送入轨道所要花费的费用也将会随卫星的总重量相应成比例增加。这样的一些因素就必然导致卫星只能携带有限的推进剂,而有限的推进剂数量对卫星在太空中的机动能力具有很大的限制。

对于一个确定的空间任务来说,空间机动和推进剂质量之间的关系是一个极为重要,必须加以重视的问题。正在预研阶段的美国军用空间飞机就是一个很好的例子。在最先的概念设计中,这种飞行器在发射入轨之后能够在轨进行一系列的机动,以满足各种不同空间任务的需要。这项研究计划也包括在轨安置一系列的卫星或对地攻击武器,并且在某一个指定的空间集合地点对它们进行检查、维修和补充燃料。然而,能够携带的推进剂的质量有限这一事实大大限制了飞行器实际所能进行的机动。这对于研究计划的顺利开展是一个非常关键的问题。

同样的,不论是用于进攻或防卫目的的侦察卫星,它们所能进行的空间机动也大大受到了所携带推进剂质量的限制。这一内容将在第九章中详细讨论。

通过第六章的讨论我们知道,飞行器为了进行一次空间机动,所需要的速度变量 ΔV 由相关的物理定理决定。而为了获得这个 ΔV ,所需要的推进剂的质量大小则是由推进器技术决定的,它取决于推进器燃烧推进剂获得速度变量的效率。¹ 鉴于下面将会提到的原因²,本文中大部分关于推进剂的计算都是基于使用常规推进器,并燃烧化学推进剂的假设而进行的。另外,关于其它推进器技术的应用和缺陷在本文中也进行了一些讨论。

¹ 推进器效率常用比推力衡量。但也可以用它喷出粒子的出口速度 V_e 度量,在本书中就采用的是后面这种方式。

² 我们取常规推进器的 $V_e = 3km/s$ 。

卫星质量

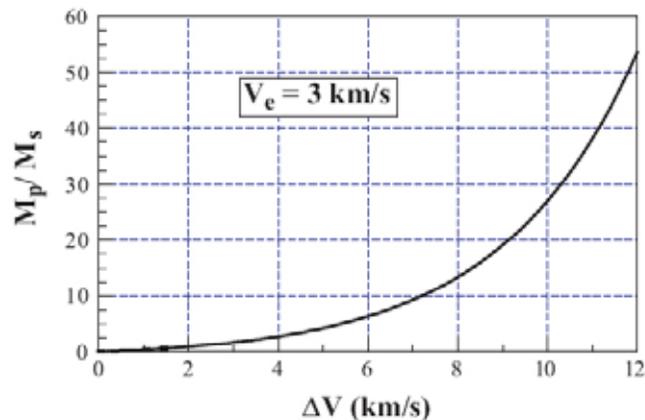
速度变量 ΔV ,获得 ΔV 所需要消耗的推进剂质量 M_p ,卫星质量(不包括 M_p)³ M_s 之间的关系由人们所说的“火箭公式”决定(这个公式将在本章的附录中详细讨论)。

如表 7.1 所示,给出了基于常规推进技术下,计算出的 ΔV 和相应的 M_p/M_s 值之间的关系。(计算所使用的公式见本章附录)从表中可以看到,如果需要大小为 2km/s 的 ΔV 来实现空间机动,那么所需要消耗的推进剂质量 M_p 是卫星自重的 0.9 倍,也就是说,因为携带推进剂,需要送入轨道的卫星总质量几乎增加了一倍。换言之,如果一颗重 1 吨(不包括它所携带的推进剂)的卫星要进行 ΔV 为 2km/s 的空间机动,需要携带 0.9 吨的推进剂。

从图 7.1 和表 7.1 中均可看出,随着 ΔV 的增大,需要额外携带的推进剂的质量增加得很快。如果要进行 ΔV 为 5km/s 或更大的空间机动,一颗自重为 1 吨的卫星需要携带质量为 4.3 吨的推进剂。如果 ΔV 增大到 10km/s 左右,同样的卫星需要消耗的推进剂质量将会达到 27 吨。

图 7.1 本图给出了假设使用常规推进器 ($V_e = 3\text{km/s}$) 情况下,推进剂质量和卫星自重

M_p/M_s 与速度变化 ΔV 的关系曲线。 M_s 仅为卫星自重,不包括推进剂质量 M_p 。



³ 质量 M_s 有时包括用于轨道保持和空间机动的推进剂质量,但是在本书中并不包括这部分推进剂质量。

表 7.1 本表给出了假设使用常规推进器 ($V_e = 3\text{km/s}$) 情况下, 给定速度变化 ΔV 所对应的推进剂质量和卫星自重比值 M_p/M_s 。

ΔV (km/s)	M_p/M_s
1	0.4
2	0.9
3	1.7
4	2.8
5	4.3
8	13.4
10	27.0
12	53.6

从上面的分析可以得出, 进行一次 ΔV 数值确定的特定空间机动所需要消耗的推进剂质量和进行机动时的卫星质量密切相关。这样, 如果一颗卫星为了进行多次空间机动而携带了大量的推进剂, 那么最初几次的机动将会消耗更多的推进剂, 因为在最初几次机动中卫星还携带有多余推进剂, 总质量相对更大, 改变它的速度必然会更困难, 需要更大的速度变化量 ΔV 。

表 7.2 给出了在使用常规推进技术假设下, 对应于第六章中提到的各种空间机动类型, 所需要消耗的推进剂质量和卫星自重的比值大小。这些结果也是用第七章附录中的火箭公式计算得出的。

表 7.2 本表假设使用常规推进技术 ($V_e = 3\text{km/s}$), 给出了对应于表 6.1 中各种空间机动类型所消耗的推进剂质量和卫星自重比值 M_p/M_s , M_s 仅为卫星自重, 不包括推进剂质量 M_p 。

卫星机动类型	速度变量 ΔV (km/s)	M_p/M_s
近地轨道内的高度变化 (从400到1000km)	0.3	0.1
地球同步轨道内轨道保持 (10年)	0.5-1	0.2-0.4
从近地轨道变轨返回	0.5-2	0.2-1
地球同步轨道内改变倾角大小		
$\Delta\theta = 30^\circ$	2	1
$\Delta\theta = 90^\circ$	4	3
近地轨道到地球同步轨道 (从400到36000km)	4	3
近地轨道内改变倾角大小		
$\Delta\theta = 30^\circ$	4	3
$\Delta\theta = 90^\circ$	11	38

新的推进技术的潜在冲击

获得速度变量 ΔV 需要消耗的推进剂质量完全取决于所采用的推进技术。所有火箭推进器的基本原理都是一样的，都需要使用某种能源将工质加速到很高的速度，然后将它朝特定的方向排出，以推动卫星向相反的方向运动。由这个过程产生推力的大小取决于工质排出的速度（出口速度）和每秒推进器能排出的工质质量（出口流量）。

前面表格中给出的质量比的数据就是在使用常规推进技术，燃烧化学推进剂的假设下得出的。这样的技术是现今最普遍常用的，而且将会继续使用相当长的时间。

使用效率更高的推进剂的新的推进技术近年来也得到了很大发展，这样的新的推进技术包括电弧加热推进器、离子推进器等。但是，这些新的推进器能产生的推力较之常规推进器还是要小得多。虽然较之常规推进器，这些推进系统能在消耗较少推进剂的前提下获得同样的 ΔV ，但是这是以推进器更长的工作时间为代价的。以离子推进器为例，虽然它的出口速度能够比常规化学推进器高出 10 到 20 倍，但是它的出口流量要比常规推进器小数千倍。这样一来，离子推进器能产生的实际推力就比常规推进器小了数千倍，如果要获得同样大小的 ΔV ，它们的工作时间也势必会比常规推进器延长数千倍。（见下文）

这样的推进设备可以用于那些对实时性要求不是很高的空间应用，比如说轨道保持等；但是对于诸如弹道导弹防御等对反应时间要求较高的军事空间应用，这样的低推力推进装置就不是很合适了。在可以预见的未来，常规的化学推进装置仍将继续在这样的领域占据主要地位。

作为一项长期发展规划，NASA 也在考虑将核动力推进器用于空间飞行器。由于它们能提供的推力较大，所以很可能 NASA 将会把它们应用到深空探测而不是近地的空间任务。

以下我们将详细探讨一下常规推进器和一些新的推进技术的细节。⁴

⁴ Alec D. Gallimore, “The Past and Future of Rocker Engine Technologies”, <http://www.fathom.com/course/21701743/index.html> (资料获得于 2005.1.20)

常规推进器

对常规推进器而言，它获取能源的方式是化学反应，反应产生的热量将推进剂加热到很高的温度，再通过喷管将这些高热气体排出以产生推力。常规的化学推进器的出口速度并不是很高，大概在 $3\sim 4\text{km/s}$ 左右，但是它的出口流量很大，因此能产生很大的推力。一般说来，应用在卫星上的常规推进器能产生几百甚至几千牛顿的推力^{5,6}。

电弧加热推进器

这种推进技术较之常规推进器大大提高了效率，能将出口速度提高到 5km/s 。它在推进剂工质燃烧之前使用电弧对其进行预先加热，从而提高了整个燃烧过程的热效率。但是同离子推进器一样，它能产生的推力很小，甚至不到 1 牛顿。1993 年，这种推进器在卫星上得到了首次应用，用来进行卫星的轨道保持。如果用于轨道保持，同出口速度是 3km/s 的常规推进器相比较，出口速度为 5km/s 的电弧加热推进器能减少 40% 的推进剂消耗。⁷

离子推进器

现在研制的准备用来取代常规推进器的推进装置是离子推进设备。这种推进器的研制工作正在进行当中，其中大部分的工作致力于产生带电离子的原理研究，以及如何利用电场将这些离子加速。采用离子推进方法能够获得相当高的出口速度——到现在已经获得了比常规推进装置高 10 到 20 倍的出口速度。但是，这种推进器的出口流量仍然只能达到常规推进器的几千分之一，所以能产生的推力也只能是在小于 1 牛顿的量级上。1997 年，在一颗商用卫星上首次使用了这种推进装置。⁸

离子推进器的另一个应用实例是用于波音 702 通讯卫星上的氙离子推进系统

⁵

⁶ 见 EADS Space Transportation 网站 <http://cs.space.eads.net/sp/>。联盟号飞船上使用的 Fregat 上面级火箭就是这种用于卫星上的推进器，它产生的推力能达到 19.4kN 。Starsem, "Soyuz User's Manual", 2001.4, http://www.starsem.com/services/images/soyuz_users_manual_190401.pdf (资料获得于 2005.1.20)

⁷ Nelson.

⁸ Nelson.

(XIPS), 这套系统用于卫星的轨道保持和高度调整。⁹ 它的出口速度是 35km/s , 是常规推进器的 10 倍, 但是它的出口流量仅仅是 $5\times 10^{-6}\text{kg/s}$, 提供的推力仅为 0.165N 。

据报道每颗波音卫星有一组四个这样的推进器, 它们每天运行 30 分钟, 以对卫星进行轨道保持。它们每年要消耗 5kg 推进剂, 在卫星整个 10 到 15 年的寿命周期内总共要消耗 50 到 75kg 推进剂。¹⁰ 如果是采用 $V_e = 3\text{km/s}$ 的常规推进设备来实现这样的轨道保持任务, 消耗的推进剂将是这个数值的 10 到 15 倍。不过, 离子推进器对电量的消耗很大, XIPS 系统所要消耗的电功率是 4.5kW 。波音 702 卫星的太阳能电池阵所能提供总电能是 10 到 15kW , 离子推进系统所需的电能全部都要由这部分电能提供。

另一种 NASA 正在研制的高能电推进发动机(HiPEP)也是一种离子推进器。¹¹这种推进装置消耗的电功率将达到 50kW , NASA 计划将它用于远离太阳运行的行星际飞行器, 现在这种 HiPEP 推进装置的研究属于 Prometheus 计划中的核电推进研究(NEP)。

HiPEP 发动机具有相当高的出口速度, 但是同其它的离子推进器一样, 它的总推力也很小。在 2003 年 11 月进行的一次试验中, HiPEP 发动机在消耗电功率为 12kW 的情况下, 达到了 60 到 80km/s 的出口速度。¹² 在 2004 年 2 月进行的另外一次试验中, 它的消耗功率达到了 34kW , 出口速度达到了 95km/s , 产生的推力为 0.6N 。¹³

为了比较不同推进器在进行同样的空间机动时所需花费时间的差异, 让我们假设一个要求速度变量 ΔV 等于 1km/s 的空间机动。对于常规推进器(推力为

⁹ 关于波音卫星 XIPS 推进系统的技术资料可以在波音的网站上获得 <http://www.boeing.com/defense-space/space/bss/factsheets/xips/xips.html>, <http://www.boeing.com/ids/edd/ep.html>(资料获得 2005.1.20)

¹⁰ "Boeing 702 Fleet" <http://www.boeing.com/defense-space/space/bss/factsheets/702/702fleet.html>(资料获得于 2005.1.20)

¹¹ NASA Glenn Research Center, "High Power Electric Propulsion Program (HiPEP)", <http://www.grc.nasa.gov/WWW/ion/present/hipep.htm> (资料获得于 2005.1.20)

¹² NASA, "NASA Successfully Tests Ion Engine", Press Release 03-377, November 20, 2003, http://www.nasa.gov/home/hqnews/2003/nov/HQ_03377_ion_engine.html (资料获得于 2005.1.20)

¹³ Alan Newhouse, "Project Prometheus: Program Overview", 幻灯片, 2004 年 4 月 29 日, <http://www.spacecongress.org/2004/Other/Newhouse.pdf> (资料获得于 2005.1.20)

1000N, 出口速度为 3km/s) 而言, 需要发动机运行 4 分钟时间来完成这次空间机动。而现有的 XIPS 系统需要 2 周时间, 正在研制的 HiPEP 发动机则需要 4 天。(详细情况见第七章附录)¹⁴

核能推进

在 Prometheus 计划中, NASA 正致力于将核能推进应用于多项空间任务, 并且也在考虑在更多的空间任务中使用这项技术。¹⁵ 这些研究的最主要目标就是在那些远离太阳运行的行星际飞行器上能够用电能取代太阳能作为主要能源。其中一项计划就是研制出使用放射性同位素作为核反应原料的发电机, 来为飞行器提供相对来说较低功率的电源(大概在几百瓦左右)。这种发电机采用的原料是钷-238。而且在以前 NASA 的其它飞行器中, 这种发电机已经得到了应用。NASA 计划的下一步是研制出一种使用铀为原料的核反应装置, 用它来向电推进系统和航天器的其它系统提供所有所需的电能。在现在的研究阶段中, 要求这样的核反应装置至少要能提供 100kW 的电能。¹⁶

另一项计划中的研究项目是核动力热能推进。它使用核反应产生的热能来加热推进剂, 从而获得较大的推力。

¹⁴ 这个例子假设卫星自重(不包括推进剂) 为 200kg。

¹⁵ Prometheus 计划, <http://spacescience.nasa.gov/missions/prometheus.htm> (资料获得于 2004.3.1)

¹⁶ Ben Iannotta, “ Jupiter Moon Probe Goes Nuclear ”, Aerospace America, March 2004, <http://www.aiaa.org/aerospace/Article.cfm?issuetocid=474&ArchiveIssueID=50> (资料获得于 2005.1.20) and Newhouse, “ Project Prometheus”

第七章附录火箭公式

轨道动力学中最基本也是最重要的公式之一就是火箭公式，它能在给定推进速度和卫星质量的条件下，计算出消耗的推进剂质量和给定速度变量 ΔV 之间的关系。公式的原理是动量守恒定理（见下文中的推导过程）。公式可以根据需要不同，写作多种不同的形式：

$$\Delta V = V_e \ln \left(\frac{M_i}{M_f} \right) \quad (7.1)$$

$$\frac{M_i}{M_f} = e^{\Delta V/V_e} \quad (7.2)$$

式中 M_i 和 M_f 分别为卫星在推进器工作前后的初始和最终质量， V_e 是火箭发动机的出口速度，也就是推进器排出工质的平均速度。在推进器进行空间机动的过程中，推进器消耗了质量为 $M_p = M_i - M_f$ 的推进剂，卫星最终质量包括了卫星自重和没有消耗完的推进剂质量。由式 7.2 可得，产生给定 ΔV 以实现空间机动所需要的推进剂质量 M_p 可以由卫星的初始质量 M_i 表示，具体形式为

$$M_p = M_i (1 - e^{-\Delta V/V_e}) \quad (7.3)$$

如果要用卫星最终质量 M_f 表示，那么则是

$$M_p = M_f (e^{\Delta V/V_e} - 1) \quad (7.4)$$

出口速度常用比冲 I_{sp} 表示：

$$V_e = g_0 I_{sp} \quad (7.5)$$

其中 g_0 是地球表面重力加速度，为 $9.81m/s^2$ 。火箭发动机推力 T 则由下式表出

$$T = V_e \frac{dM}{dt} \quad (7.6)$$

其中 dM/dt 是推进剂出口流量。

由式 7.6 可以看出，如果推进器的出口流量很小的话，即使出口速度 V_e 很大，推力也会相对较小。这也正是文中讨论的离子推进器推力较小的原因。

火箭公式的推导

火箭公式遵循的是简单的动量守恒定理。如果一个质量为 M 的物体以速度 V_e 排出一个质量为 dM 的粒子，那么这个物体将会获得一个与粒子速度相反方向的速度 dV 。根据动量守恒定理，则应该有

$$MdV = -V_e dM \quad (7.7)$$

如果这个物体不断的排出粒子，那么它的质量将会不断减少，速度也会逐渐增大。求解出 dV 并对它进行积分，有

$$\int_{V_i}^{V_f} dV = V_f - V_i \equiv \Delta V = -V_e \int_{M_i}^{M_f} \frac{dM}{M} = -V_e (\ln M_f - \ln M_i) \quad (7.8)$$

或者写成以下形式

$$\Delta V = V_e \ln\left(\frac{M_i}{M_f}\right) \quad (7.9)$$

式中 V_i 和 V_f 分别为初始和最终速度； M_i 和 M_f 为初始和最终质量。

完成空间机动所需要的时间

由以上火箭公式可以得出，获得给定的 ΔV 与推进器出口速度有关。如果采用更先进的技术，提高常规推进器的出口速度 V_e ，也就能够减少所消耗的推进剂的质量。然而，如果推进器产生的推力过小，那么完成空间机动所需要的时间也势必会延长。

完成空间机动所需要的时间可以用获得给定的速度变量 ΔV 所需要消耗的推进剂质量 M_p 除以推进器排出工质的出口流量得到。由式 7.4 和式 7.6 可以得到如下时间表达式

$$\Delta t = \frac{M_p}{dM/dt} = \frac{M_f (e^{\Delta V/V_e} - 1)}{T/V_e} \quad (7.10)$$

牛顿是力的单位，量纲为 kgm/s^2 。

第八章将物体送入太空：火箭以及发射条件

要将一个物体送入太空，火箭必须要满足两个要求：将这个物体送入一个合适的高度；在这个高度上能够给这个物体一个合适的速度。对于一颗短程导弹来说，它虽然能够将一定的有效载荷送到几百公里的高度，不过最终还是落回地面，如果真的要将一个物体送入太空，即使仅仅是近地轨道，也需要推力更大的火箭。

1

制造能够将卫星送入太空的大推力火箭是一项技术难度很大的工程，现在在世界范围内也只有数量很有限的几个国家具备这样的实力。

使用导弹将有效载荷送入高空：“1/2 原则”

有一条经验原则非常有用，它是这么说的：如果一颗弹道导弹在一定有效载荷的前提下最大射程为 R ，那么这颗导弹的推力能够使同样的有效载荷达到的最大高度就是 $R/2$ 。这个关系在平面地球假设，而且导弹的射程在几千公里之内的前提下是相当准确的（因为这个距离相对于地球的半径来说较小，地球在这个情况下可以近似看成平面）。在洲际导弹的情况下，虽然可能会不够精确，但是这个关系也近似存在。（见第八章附录 B）

如果改变了导弹有效载荷的大小，那么它的最大射程和最大高度将会随之改变，但是这两个数值的关系仍然会遵循上面说到的“1/2 原则”。举例来说，一颗 Scud 导弹，有效载荷为 1 吨，它的最大射程是 300km，它就能将同样 1 吨的有效载荷竖直发射到 150km 的高度。如果减少有效载荷的重量，那么它将能达到更高的高度。如果有效载荷的重量减少一半，为 500kg，那么这时候 Scud 导弹的最大射程将能达到 440km，竖直发射的最大高度也能增加到 220km。如果更进一步减少有效载荷重量到 250kg，这时的最大射程和最大高度分别能达到 560km 和 280km。

¹ 这一点可以从下面例子看出来：一个物体在高度为 300km 处所具有的势能大小还不到它在同样高度圆形轨道上所具有的动能大小的 3%。（详见第八章附录 B 中关于物体在轨道上势能和动能大小的讨论）

将物体送入轨道

在第四章中我们已经说到过，近地轨道的卫星速度大概在 7 到 8km/s 。那么用来将卫星送入轨道的火箭也必须要能达到这个速度才能满足要求。

下面我们将最大射程不同的导弹以及它们所能达到的最大速度来进行一个比较。²对于短程导弹而言，比如苏联在 20 世纪 60 年代研制的 Scud 导弹，它的最大射程是 300km ，能达到的最大速度是 1.4km/s 。对于一颗射程大概在 1000km 的导弹来说，它能达到的最大速度应该在 3km/s 左右。而对于一颗洲际弹道导弹，比如美国和俄罗斯的战略核导弹，它的射程大概能达到地球周长的四分之一（ $10000\sim 12000\text{km}$ ），速度甚至可以超过 7km/s 。

可以看到，洲际导弹和发射卫星需要的火箭在速度上是大致相当的。实际上它们只是同一种技术的不同应用，这也就解释了为什么往往一个国家总是能同时拥有发射洲际导弹和卫星的能力。

但是值得注意的是，洲际导弹实际上也不能将它的有效载荷真正送入轨道。一颗射程为 10000km 的导弹，如果竖直向上飞行的话，那么它的燃料也将在几百公里处就完全耗光了。它所能达到的最大 7km/s 的速度比起将卫星送入圆轨道所需要的速度来说仍然太低，大概只有需要的速度的 10% 左右。如果真要达到需要的速度，那么就必须要将它的有效载荷减少至少三分之一。³ 这一点在比较天基武器和导弹武器时尤为重要。（详见第九章）

由此可见，将一个物体送入轨道在技术是非常困难的，花销也非常巨大。就一般经验而言，现在的火箭真正能够送入轨道的有效载荷质量仅仅能达到火箭总体质量的区区百分之几而已。卫星的质量大小决定了需要使用的火箭的大小，这样一来，尽可能的降低卫星质量就自然成为人们非常重视的一点了。

² 弹道导弹的战斗部在它飞行过程中并不会爆炸。导弹仅仅是将战斗部加速，并在导弹飞行末期释放，所以在飞行弹道的大部分过程中，战斗部都是在空中自由下落（这种自由下落的运动轨迹就称之为弹道，这也是弹道导弹得名的原因）。战斗部能达到的射程取决于导弹的火箭助推器在释放弹头一刹那的速度大小，这跟棒球能飞行多远取决于它脱离你手时的速度非常相似。火箭助推器在火箭燃料消耗完的时候达到它的最大速度。

³ 这一点是通过和马里兰大学的 Steve Fetter 交流了解到的。（2004 年 6 月）Fetter 计算了不同导弹能够送入近地轨道（ $200\sim 500\text{km}$ ）的有效载荷质量，并将这些数值和它们能够发射到 10000km 射程的有效载荷质量进行了比较。

表 8.1 给出了一些运载火箭的相关数据，其中包括了它们的起飞质量以及它们在三种不同轨道发射要求下的运载能力。三种轨道分别是：近地圆轨道，轨道高度在几百公里左右；地球同步转移轨道，是一条近地点几百公里，远地点 36000km 的椭圆轨道；太阳同步轨道，轨道高度为 1000km，轨道倾角将近 90 度。从表格中可以看出，现代火箭的起飞质量在 200 到 700 吨之间，它们能将质量为起飞质量 2.5%~4% 的有效载荷送入近地轨道。由表格数据还可以看到，对于同一种运载火箭来说，它的地球同步转移轨道的运载能力（有效载荷质量）大概是近地轨道运载能力的一半，而和太阳同步轨道运载能力大致相当。

表 8.1 本表给出了多种运载火箭对于不同轨道的运载能力(卫星重量)⁴ M_{LEO} 、 M_{GTO} 和 M_{SSO} 分别是相对于近地轨道（LEO），地球同步转移轨道（GTO）和太阳同步轨道（SSO）的卫星质量（1 吨等于 1000kg）。在表格第二栏中括号内的数字表示轨道高度 h 和轨道倾角，表格第三栏中括号内数字表示的是椭圆轨道近地点高度和轨道倾角。所有情况下地球同步转移轨道的远地点都是 36000km。第五栏中给出了火箭的起飞质量 M_{LO} 。表格的最后三栏给出了对应于三种不同轨道，卫星质量和火箭起飞质量的比值。

火箭型号	M_{LEO} (吨) (轨道高度,)	M_{GTO} (吨) (近地点高度,)	M_{SSO} (吨)	M_{LO} (吨)	$\frac{M_{LEO}}{M_{LO}}$	$\frac{M_{GTO}}{M_{LO}}$	$\frac{M_{SSO}}{M_{LO}}$
Ariane 4	10.2 (200km, 5.2°)				2.6%		
(AR44L) (欧洲)	8.2 (200km, 90°)	4.8 (185km, 7°)	6.5	470	1.7%	1.0%	1.4%
Ariane 5 (欧洲)	18 (550km, 28.5°)	6.8 (580km, 7°)	12	737	2.4%	0.92%	1.6%
AtlasIIA (美国)	7.3 (185km, 28.5°)				3.9%		
	6.2 (185km, 90°)	3.1 (167km, 27°)		188	3.3%	1.6%	
AtlasV550 (美国)	20 (185km, 28.5°)				3.7%		
	17 (185km, 90°)	8.2 (167km, 27°)		540	3.1%	1.5%	
Delta III	8.3 (185km,)				2.8%		

⁴ S.J. Isakowitz, J.P. Hopkins, Jr, and J.B. Hopkins, International Reference Guide to Space Launch Systems, 3rd ed. (Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999).

		28.7 °)						
(美国)	6.8 (200km, 90 °)	8.3 (200km, 28.7 °)	6.1	302	2.2%	1.3%	2.0%	
GSLV (印度)	5 (200km, 45 °)	2.5 (185km, 18 °)	2.2	402	1.2%	0.62%	0.55%	
H-2 (日本)	10.6 (200km, 30.4 °)	3.9 (250km, 28.5 °)	4.2	260	3.9%	1.5%	1.6%	
H-2 A2024 (日本)	11.7 (300km, 30.4 °)	5.0 (250km, 28.5 °)	5.3	289	4.1%	1.7%	1.8%	
LM-3B (中国)	11.2 (200km, 28.5 °)	5.1 (180km, 28.5 °)	6.0	426	2.6%	1.2%	1.4%	
Proton K (俄罗斯)	19.8 (186km, 51.6 °)	4.9 (4200km, 23.4 °)	3.6	692	2.9%	0.71%	0.52%	
PSLV (印度)	3.7 (200km, 49.5 °)	0.8 (185km, 18 °)	1.3	294	1.3%	0.3%	0.4%	

影响火箭运载能力的因素

影响火箭运载能力的因素很多，现在将它们列举如下：

- **有效载荷的质量**. 由火箭公式可以得出，相对于质量较轻的有效载荷，同样质量的推进剂在用于推动质量更大的有效载荷时，所能达到的最大速度和最大高度都会降低。而且，如果有效载荷越重，它的重力在火箭飞行过程中对火箭的反向减速作用就越明显。由此我们很容易可以得出如下结论：对于同样的火箭和同样质量的推进剂，有效载荷的质量越大，火箭所能达到的轨道高度就越低。
- **火箭发射场的位置和火箭发射的方向**. 由于地球自转的原因，火箭在地面未发射之前就具有了一个和地球自转速度相同的向东的速度。⁵ 如果火箭的发射方向是向东，那么它就可以利用这个本来就有的速度使自身迅速加速。而地球表面速度最快的地方在赤道线上（速度是

⁵ 火箭发射时可以利用的因为地球自转产生的速度可以通过以下公式计算：

$V = 0.456 \cos \theta \cos \alpha$ ，其中 θ 是火箭发射地点的纬度， α 是火箭发射方向和正东方向的夹角。

0.456km/s) ,因此在一个靠近赤道线的低纬度地区发射火箭将会有利于火箭的加速 ,从而提高火箭的运载能力。此外 ,如果发射的是地球同步轨道卫星 ,在赤道发射将会使得卫星一开始就具有正确的轨道倾角 ,直接进入正确的轨道平面。相反 ,如果是在高纬度地区发射这样的地球同步卫星 ,那就要求有卫星携带额外的推进剂供自身实施空间机动 ,改变轨道平面以使最终轨道面与赤道面重合。

让我们用数据进行一些具体的比较 :一颗火箭如果是在法国的 Kourou 发射基地 (该基地纬度是 5.23 度) 发射 ,它的地球同步转移轨道运载能力就比在哈萨克斯坦的 Baikonur 发射基地 (纬度是 46 度) 发射要高出 20%。⁶ 如果移到纬度更高的地方 ,比如说 70 度 ,那它的地球同步转移轨道运载能力比起在 Kourou 时更是减少了一半。

如果火箭发射时的飞行方向不是向东 ,那么它就不能借用因为地球自转而产生的速度 ,这样一来它的运载能力也会相应降低。如果要发射极轨道卫星 ,那么火箭发射方向将会是正北或者正南 ,这样的发射方向就是火箭不能利用地球自转速度加速 ,这时火箭的运载能力将会下降。还有一种情况 ,那就是火箭发射方向受到了地球人口分布的限制——火箭的飞行轨迹不能越过人口稠密地区 ,这个时候火箭为了达到最终预定目标轨道 ,不得不采取一条可能会更加耗费燃料的飞行轨迹并进行空间机动 ,这样火箭的运载能力也就会降低了。比如印度和以色列就面临这样的问题 ,在表 8.1 中最后三栏里面相对较低的重量比所对应的火箭 GSLV 和 PSLV 都是印度的 ,这较小的数据不仅反映了印度的火箭技术相对落后 ,也反映了印度在发射火箭时受到了地理因素的限制 ,由于它所处的位置 ,使得它在发射火箭时不能充分利用地球自转产生的速度。⁷

另一个说明火箭发射和地理位置因素有关的例子是 1998 年 8 月北朝鲜发射的卫星。在发射卫星时它设计火箭飞行轨迹将向东经过日本上

⁶ 和 Kourou 发射基地相比 ,在 Baikonur 发射基地地球自转速度减少了 0.14km/s ;如果是卫星一进入地球同步就实施空间机动将轨道倾角从 46 度减少到 0 度的话 ,那么需要的速度变量 的大小是 2.4km/s。

⁷ Isakowitz et al., 310.

空，正是由于这个原因，它的这次发射活动被视为了对日本有军事威胁，但实际上，选择这样的飞行轨道可能仅仅是想最大可能的利用地球自转速度以增加运载能力。

- **轨道要素** 轨道的高度、形状、倾角等要素对火箭运载能力都有很大影响。如果我们将 V_h 定义为将卫星发射到高度为 h 的圆轨道所需要的速度，那如果要将同样的卫星送入偏心率为 e ，近地点高度为 h 的椭圆轨道，需要的速度就是 $\sqrt{1+e}V_h$ ，很显然这个速度是要比前者高的。

前面我们已经提到过，如果要将卫星送入轨道倾角比较大的轨道，那么火箭在发射时就需要朝特定的方向，这样就不能充分利用地球自转速度。这一点可以通过比较表 8.1 中的数据得出，同样是近地轨道，如果倾角不同，那么运载能力也大不相同。表格中对四种火箭给出了这样的对比数据：Ariane4，Atlas IIA，Atlas V 550 和 Delta III。较之极轨道，每种火箭在倾角较小的轨道情况下，运载能力基本上都能提高 20%左右。

另外，从第四章内容我们可以知道，在发射卫星时，火箭发射时能直接达到的轨道倾角不能小于火箭发射场所在的纬度，那么如果我们需要在一个中纬度地区需要发射一颗轨道倾角接近于 0 的卫星，这时就必须通过空间机动来对卫星进行变轨。这样的空间机动就需要卫星携带多余的燃料，这也会降低火箭的运载能力。

发射地球同步卫星

发射地球同步卫星需要两个步骤。首先将卫星送入一个停泊轨道，一般这样的停泊轨道高度较低，只有 200 到 300km。第二步是通过空间机动变轨，将卫星从较低的近地轨道送入椭圆形的 Hohmann 转移轨道，或者也可以叫做地球同步转移轨道(GTO)(见图 6.2)这条转移轨道的近地点高度就等于先前的近地轨道高度，而远地点高度就是地球同步轨道的高度。将卫星从近地停泊轨道转移到同步转移轨道需要的速度变量 ΔV 是 $2.4km/s$ ，而将椭圆转移轨道变成圆形的地球同步轨道(GEO)还需要 $1.5km/s$ 的速度变量。由此看来，发射一颗地球同步卫星总共需要的速度变化是 $3.9km/s$ 。

地球同步轨道卫星，它的轨道平面必然是和赤道面重合的，也就是轨道倾角为 0 度。如果发射过程中需要改变轨道倾角，那么这样的机动变轨应该要在卫星一达到同步高度的时候就进行，因为这样可以减少需要的推进剂的量，这一点在第六章和第七章里面已经讨论过了。

要将卫星送入地球同步轨道上的某一个确定的位置，对发射过程的时间要求是相当严格的。如果是要直接将卫星送到地球同步轨道上的某一点，那么就必须先对发射过程进行精确的时间计划，要不然就只能在后期通过空间机动来将卫星调整到预先设计位置。如果采用了先将卫星发射到停泊轨道的方式，那么对实施机动进入地球同步转移轨道的时间进行选择和对发射时间进行选择的工作就能够分开进行了。

空中发射

在前面我们已经说过，所选用的运载火箭的大小是和所运送的卫星的质量大小相关的，如果发射的有效载荷质量较轻，那么就可以采用比较小的运载工具，一些比较小的运载工具甚至可以搭载在飞机上事先被送到空中一定高度。随着卫星小型化技术的发展，有效载荷的质量变得越来越轻；当然，有效载荷质量较小也可能是因为卫星系统本来就比较简单，可能就仅仅是一颗问询卫星，或者是很小的“杀手卫星”、“太空地雷”。卫星质量的减轻使空中发射的火箭技术也大大发展了。

使用空中发射的方式有很多好处：这种发射不要有一套专用的发射场地和配套设施，所以它需要的费用就比较低廉；而且它能快速发射。另外由于运载工具可以机动，发射者就可以自由选择发射的地点和发射的纬度，从而避开一些发射的限制，比如它就可以选择在海洋上空发射。这样一来，发射的效率就大大提高了。可以直接将卫星发射到一个预定的轨道，不用像以前那样，因为受到各种发射限制，而必须先将卫星发射到空中某一个轨道而后再进行空间机动变轨。⁸

⁸ 一些比较小的运载火箭也有这样的优势。据报道，SpaceX 公司的 Falcon 1 运载火箭在发射时就可以只需要很少的配套设备，这样就可以在位于赤道线上的马绍尔群岛的 Omelek 岛上发射这种火箭。见 Craig Covault, “The SpaceX Falcon Will Challenge Orbital Sciences and Boeing”, Aviation Week and Space Technology, March 28, 2004, <http://www.spacequest.com/Articles/>

因为搭载运载器的飞机没有脱离大气层，具有和地球自转速度一样的初速度，所以这样在空中发射的飞行器，只要它的发射飞行方向是向东的，就仍然可以和在地面发射的飞行器一样，利用地球自转产生的速度进行加速。

另外由于火箭是在空中释放，它实际具有和飞机一样的速度，这样一来对于火箭自身性能的要求就或多或少的降低了。下面就将介绍一些空中发射的火箭，它们相对于在地面发射来说，能够将同样火箭的运载能力提高 50%以上。

飞马座是现在正在使用的一种空中发射的运载火箭。如果是发射军用有效载荷，那么就用 B52 飞机搭载，如果是民用发射，就采用 L1011 搭载。飞马座 XL 自重 23 吨，它能将 450kg 的有效载荷送入倾角 28 度，高度 200km 的轨道；对于高度是 200km 的极轨道(轨道倾角为 90 度)，它的运载能力是 330kg；而高度是 800km 的太阳同步轨道，它的运载能力是 190kg。这种火箭共有三级，飞机释放它的高度大概在 12km，释放时的速度大约是 0.25km/s。⁹ 飞马座在 1990 年进行了首次发射，到 2003 年 8 月为止，共进行了 35 次发射。¹⁰

其它的能够在空中进行发射的火箭系统也正在研制当中，比如美国空军研究中心就正在研制一种微小卫星发射飞行器 (MSLV)，这种飞行器甚至能在 F-15E 战斗机上进行发射。这项研究项目希望能研制出一种三级的火箭，能够将 100kg 的有效载荷送入高度为 225km 的轨道，发射时飞机有 60 度的爬升角，飞行高度在 11.6km，飞行速度 0.5km/s。研究的最终目标是研制一种自重 5 吨的火箭，能够在 48 小时之内将 200kg 的有效载荷送入 280km 高的轨道。不过这种飞行器现在还没有进入真正的制造阶段。¹¹

另外美国国防部也在研究一套名叫“快速响应廉价小型运载飞行器”(RASCAL)的系统。这个计划中就包括了一种用来在很高的高度释放一次性使用推进器的飞机。这种飞机能在 24 小时反应时间内将 8 吨重的火箭释放，释放高度是 60km，释放时的飞行速度是 0.37km/s。这种飞机上将要搭载的火箭还没有进入设计阶段，但是预计这样的火箭能够将 200kg 的有效载荷送入高度为

[The%20SpaceX%20Falcon%20Will%20Challenge%20Orbital%20Sciences%20.doc](#) (资料获得于 2005.1.21).

⁹ Isakowitz et al., 268–279.

¹⁰ Orbital Sciences Corporation, “Pegasus Mission History”, http://www.orbital.com/SpaceLaunch/Pegasus/pegasus_history.htm (资料获得于 2005.1.21)

¹¹ William Scott, “Fighters as Spacelift”, Aviation Week and Space Technology, April 7, 2003, 72.

300km 的倾角较小的轨道 ;或是将 100kg 的有效载荷送入高度 800km 的太阳同步轨道。预计在 2006 年能够进行这种飞行器的首次发射。¹²

发射费用

在一般情况下,发射的总体费用是和卫星的质量密切相关的,所以发射的费用一般是用每公斤卫星的质量所需要的发射费用来进行衡量。虽然这样的衡量标准也不是非常准确,但是它却是一种很方便的估计发射费用的方法,能够很容易的比较各种不同运载火箭的费用差别。一般来说,发射一颗卫星到近地轨道的费用是每公斤 20000 美元(每磅 10000 美元)¹³,而这个数字是针对于使用诸如表 8.1 中列出的大型运载火箭而言进行估算的。

毋庸置疑,发展火箭技术的一个关键目标就是要降低发射费用。然而,对于火箭发射费用到底和哪些因素有关,以及降低费用的最好方法到底是什么,还存在比较激烈的争论。¹⁴发展火箭技术的另一个关键目标就是要减少火箭发射所需要的准备时间。美国军方非常关注的一点就是是否能够“快速响应”,他们希望火箭发射一颗卫星需要的准备时间能够从几个星期或几个月减少到几天甚至几个小时。¹⁵

降低发射费用的一种方式就是发展可重复使用的运载工具,但是这恐怕在近期实现起来还比较困难,而且实际上这种重复使用的运载工具究竟能在多大程度上降低发射费用也没有很清楚的结论。

另一种可以降低发射费用的方式就是直接降低现有火箭的制造和发射费用。SpaceX 公司预计到 2006 年,它们公司制造的大小和 Atlas IIA 相当的 Falcon V 火箭将能够只花费两千万美元将 10 吨的有效载荷送入近地轨道(每公斤仅花费

¹² Robert Wall, “Hot Rod to Space”, Aviation Week and Space Technology, September 22, 2003,48.

¹³ 见美国物理学会 (APS) 在美国物理学会研讨会上关于国家导弹防御系统 (NMD) 中燃烧段拦截系统的报告 127 页 (报告时间 2003 年 6 月) http://www.aps.org/public_affairs/popa/reports/nmd03.html (资料获得于 2005.1.5)

¹⁴ 这种争论在很多地方都可以看到,比如 Peter Taylor, “Why Are Launch Costs So High?” September 2004, <http://www.ghg.net/redflame/launch.htm> (资料获得于 2005.1.21)

¹⁵ William Scott, “Rapid Response,” Aviation Week and Space Technology, April 7, 2003, 66.

2200 美元) 或是将 5 吨的有效载荷送入地球同步转移轨道(每公斤 4400 美元)¹⁶ 但是这样低廉的发射成本是否真的能够实现 , 仍然需要验证。

卫星小型化技术的发展同样也促进了发射费用的降低。小型化使有限大小的卫星能够实现更多的功能 , 或是同样的功能可以由更小的卫星来实现。而更小的卫星让使用更小的火箭成为可能 , 很多研究者认为这样小型的火箭正是降低发射费用的关键。¹⁷ 比如正在研制的 SpaceX 公司的 Falcon I 火箭的自重就只有 30 吨 , 这比表 8.1 中列出的所有火箭都要小得多。这种火箭的目标是能够只花费 6 百万美元将 600 到 700kg 的有效载荷送入近地轨道(相当于每公斤 10000 美元) , 而且这种小型火箭在反应时间上也能够有所提高 , 能够在 24 小时内就做好发射准备。¹⁸ 和它类似 , 另外一种 Microcosm Sprite 火箭也计划要只花费 180 万美元将 300kg 的卫星送入近地轨道 (每公斤仅花费 6000 美元) 。¹⁹ 而 RASCAL 系统计划设计一种发射装置 , 花费 750000 美元将 75kg 的有效载荷送入轨道 (每公斤 10000 美元) 。²⁰

Minotaur 火箭和空中发射的飞马座火箭现在都主要被用来发射较小的有效载荷 , 但是它们费用都还比较高 , 发射每公斤有效载荷需要花费 40000 到 50000 美元 , 比 Falcon I 和 Microcosm Sprite 计划中的都高出了不少。²¹

另外 , 如果一颗卫星足够的小 , 那么它可以在发射别的卫星的时候搭载在一起发射 , 这样也可以大大减少发射费用。

¹⁶ Covault.

¹⁷ 17.Matt Bille and Robyn Kane, “ Practical Microsat Launch Systems: economics and Technology ”, Paper SSC03III3, AIAA/USU Conference on Small Satellites, August 2003, http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_03/kane_mls/kane_mls.pdf (资料获得于 2005.1.21)

¹⁸ SpaceX, <http://www.spacex.com> , (资料获得于 2005.1.21) ; Covault; Michael Dornheim, “ Quick, Cheap Launch, ” Aviation Week and Space Technology, April 7, 2003, 70.

¹⁹ Dornheim.

²⁰ Leonard David, “ Military Space: Securing the High Ground, ” Space.com, April 2, 2003, http://www.space.com/business/technology/higher_ground_030402.html (资料获得于 2005.1.21)

²¹ Minotaur 火箭将 400kg 有效载荷送入近地轨道的费用是一千九百万美元 (据 Bille 和 Kane) , 人马座火箭将 500kg 有效载荷送入近地轨道需要两千两百万到两千六百万美元 (据 Dornheim)

第八章附录 A 卫星的势能和动能

卫星的势能可以用来作为衡量将卫星提升到轨道高度所需消耗的能量标准,而动能体现了将卫星加速到轨道速度所需能量的大小。

对于运行在高度为 h 的一条圆轨道上,质量为 m 的物体所具有的动能是

$$KE = \frac{1}{2}mV^2 = \frac{GM_e m}{2r} \quad (8.1)$$

式中 $r = h + R_e$, 轨道速度 V 由式 4.2 得到。

计算物体势能有两种方式。第一种将地球表面看作零势面,这种方式对于衡量卫星在进入轨道过程中动能和势能各自的增加情况比较方便。

采用这种计算方式,质量为 m 的物体在高度 h 处具有的势能为

$$PE = GM_e m \left(\frac{1}{R_e} - \frac{1}{R_e + h} \right) = GM_e m \frac{h}{R_e r} \quad (8.2)$$

这样我们可以得到势能和动能的比值为 $2h/R_e$, 即有当轨道高度小于 $h = R_e/2 = 3185\text{km}$ 的情况下,物体具有的动能将大于它具有的势能。

质量为 m 的物体在高度为 h 的圆形轨道上的总能量就可以表示为

$$PE + KE = \frac{GM_e m}{2R_e} \left(\frac{2\frac{h}{R_e} + 1}{\frac{h}{R_e} + 1} \right) = \frac{1}{2}mV_{\text{escape}}^2 \left(\frac{1 + \frac{h}{r}}{2} \right) \quad (8.3)$$

式中 V_{escape} 是逃逸速度。最后的表达式表明,如果一个物体它的速度等于逃逸速度的话,那么它的总能量就由动能决定。

如果将势能零势面设成离地面无穷远处(比如在地球引力场之外某处),那

么这时候势能表示为

$$PE = -\frac{GM_e m}{r} = -2KE \quad (8.4)$$

对所有的 r 均成立。这是 Virial 定理的一个特例。

第八章附录 B “1/2 原则”

“1/2 原则”就是说对于一颗弹道导弹，如果它能将一定有效载荷发射到最大射程 R 的地方，那么如果将这颗导弹竖直向上发射，它能将同样的有效载荷送到大概 $R/2$ 的高度。

如果假设导弹是在平面的地球发射，那么刚才说到的“1/2 原则”是非常准确成立的。所以一般这个原则都用在短程导弹上，因为这些导弹的射程相对地球半径较小，可以不考虑地球曲率影响而应用平面地球假设。

在平面地球近似中，重力加速度也不随着高度的变化而变化。假设一颗自重 m 的导弹以初速 V 竖直发射，它能达到的最大高度 h 可以通过动能和势能转化守恒计算得到：

$$\frac{1}{2}mV^2 = mgh \Rightarrow h = \frac{V^2}{2g} \quad (8.5)$$

它到达这个最高点（远地点）所要花费的时间为

$$h = \frac{1}{2}gt_{apogee}^2 \Rightarrow t_{apogee} = \frac{V}{g} \quad (8.6)$$

为了使导弹在平面地球假设下达到最大射程，导弹发射时都有一个 45 度的仰角。如果导弹初始速度是 V ，那么这个速度在竖直和水平方向上的分量（ V_v 和 V_h ）就都等于 $V/\sqrt{2}$ 。这颗导弹的最大射程就等于它的水平速度分量乘以导弹爬升到远地点再掉落到地面所消耗的总时间：

$$range = 2t_{apogee}V_h = 2\left(\frac{V_v}{g}\right)V_h = \frac{V^2}{g} \quad (8.7)$$

正好是刚才计算出来的所能达到的最大高度的两倍。

如果考虑地球是球形的，那么重力加速度就会随着高度的变化而变化。此时计算导弹竖直向上发射所能达到的最大高度，物体在最大高度 h 处所具有的势能仍然等于它在地面发射时所具有的动能。假设发射时导弹速度为 V ，那么有

$$GM_e m \left(\frac{1}{R_e} - \frac{1}{R_e + h} \right) = \frac{1}{2} m V^2 \quad (8.8)$$

通过上式解出 h ，得到

$$h = R_e \left(\frac{(V/V_0)^2}{2 - (V/V_0)^2} \right) \quad (8.9)$$

其中

$$V_0 = \sqrt{\frac{GM_e}{R_e}} = 7.91 \text{ km/s} \quad (8.10)$$

这是半径为 R_e 的圆轨道的轨道运行速度。

由公式可得，如果 $V = \sqrt{2}V_0 = 11.2 \text{ km/s}$ 时，最大高度 $h = \infty$ 。这时就能脱离地球引力场，此时的速度就是地球逃逸速度。从公式还可以看出，在 $V = V_0$ 的情况下，此时的 $h = R_e = 6370 \text{ km}$ 。

当 $V=3 \text{ km/s}$ 时，这相当于射程在 1000 km 左右的弹道导弹，从公式可以计算出 $h = 0.078R_e = 495 \text{ km}$ ；而当 $V=7.2 \text{ km/s}$ 时，这对应于射程为 10000 km 的弹道导弹，公式给出的 $h = 0.71R_e = 4525 \text{ km}$ 。这些结果表明，对于短程导弹来说，“1/2 原则”是比较准确的；对于较大射程的导弹而言，这个原则也近似成立。

第九章 天基系统

由于卫星已经具有了覆盖地球任意一个角落的能力，所以军事发展规划者们认为应该在现有基础上扩展卫星在军事领域上的应用，卫星应该能够具有打击地面目标、拦截弹道导弹、保护美国的卫星、监控甚至打击敌国的卫星的能力。

然而，真正决定卫星是否具有某种能力的关键在于技术因素。从前面给出的例子中可以看出，完成一项任务对卫星系统的实时性有多高的要求，要求它有多少反应时间；采用空间技术完成一项任务需要花费多少资金；还有哪些其它可以选择的替代方法来完成这些任务。

本章讨论了一些与技术相关的内容，这些技术在前面的章节里面也有涉及，它们包括：天基对地攻击武器、天基导弹推进段拦截、可以用于执行多种使命的军用空天飞机。另外在第十二章中我们还将讨论天基反卫星武器（ASAT），并将它们和地基反卫星武器进行比较。

我们曾经提到过天基激光（SBL）系统，这个系统也可以用于弹道导弹防御，对卫星以及空中、地面目标进行攻击。¹ 它最大的优势在于几乎可以实施实时打击，因为激光光束是以光的速度在空间运行，光束几乎可以在发射的同时到达目标，所以实施打击所需要的时间也就由发射激光所需要的时间决定。另外，由于激光的这种实时打击特性，我们可以将激光发射器安放在较高的轨道上（假定我们具有充足的能源和精确控制激光方向的能力），这样就能够减少覆盖全球所需要的卫星数目，避免使用低轨道卫星。然而，真正能够用于这种实战的天基激光系统技术还不完善，在可以预见的将来可能也不会发展得很快²，所以，本书中不会对它进行详细探讨。

天基动能对地攻击武器

¹ 在两本书中都可以看到关于天基激光系统的论述：Bob Preston, Dana Johnson, Sean Edwards, Michael Miller, and Calvin Shipbaugh, *Space Weapons, Earth Wars* (Santa Monica, CA: RAND, 2002), 24-35 和 Bruce DeBlois, Richard Garwin, R. Scott Kemp, and Jeremy Marwell, “Space Weapons: Crossing the U.S. Rubicon,” *International Security* 29 (2004): 1-34.

² 由于国会大幅削减了用于天基激光系统项目的预算，导弹防御局放弃了这项计划，但是计划中的一些研究内容仍在进行。见 Laura Colarusso “Space-Based Laser Program Office Dismantled, Tech Demo on Hold,” *Inside Missile Defense* 8 (November 13, 2002): 7.

在太空轨道放置对地攻击武器使得一个国家对地球上任意一点实施打击成为可能。太空卫星星座中的每一颗卫星都可以携带各种常规武器³，也可以携带高爆和动能武器，它们能以很高的速度进入目标并利用速度带来的巨大能量对目标进行毁伤。

支持发展这种武器系统的人主要关心它是否具有较快的反应时间，这要求携带这种武器的卫星在低轨道运行，而预期的系统反应时间决定了在太空需要布置的卫星武器的数目。下面所说的系统能在做出打击决定之后的 30 到 45 分钟之内将太空武器机动到地球上的任一点，这个时间和远程弹道导弹实施同样打击所需要的时间是大致相当的。

本章还比较了从太空发射和借助弹道导弹发射常规对地攻击武器这两种不同方法所需要的成本。对于这两种方式来说，都同样存在一些很关键的技术问题，诸如武器在大气层中的高速运行，精确制导以及克服因为高速带来的高温等。过去远程弹道导弹只用来携带一些非常规武器，比如核弹头和生物武器，而现在它们也用来完成一些由天基武器来实施的任务。⁴

从下文中将要给出的一些比较简单的模型可以看出在给定的反应时间要求下，到底需要多少卫星来完成一项打击任务，也可以以这些模型为基础将这种天基系统和弹道导弹武器相比较。至于更精确的计算，则要考虑卫星数量和发射高度、卫星质量之间的关系才能给出。

卫星星座的规模

我们所说的天基对地攻击武器的反应时间，是指从做出实施打击的决定开始到武器真正打击到目标的时间，它由两部分组成：一部分是卫星用来实施空间机动到达释放武器的打击位置所花费的时间，另一部分是武器从空间由卫星释放开始飞行直至到达打击目标的时间。

一个卫星星座系统的卫星数目由三个方面的因素决定：希望达到的反应时间，星座对地球表面的覆盖率和卫星的侧向机动距离（指卫星为打击地面目标在

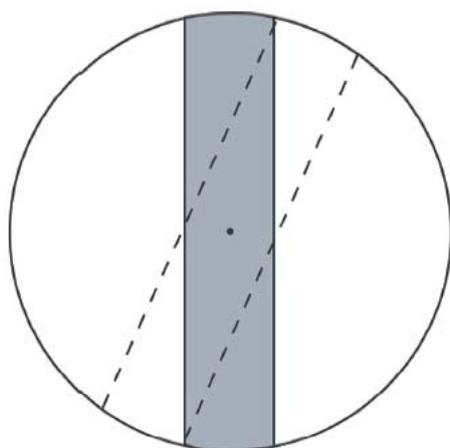
³ 多国参与的签署于 1967 年的外空条约规定禁止在太空中部署大规模杀伤性武器。

(<http://www.oosa.unvienna.org/SpaceLaw/outersptxt.htm> 资料获得于 2005 年 2 月 2 日)

⁴ 在真正考虑实施这些行动时，必须慎重的考虑各种政治因素。本书中对这些政治因素并没有提及。

和它的星下点轨迹相切方向上所能实施机动的距离)。假设有一颗具有足够的实施降低轨道机动所需要的推进剂、高度为 500km 的极轨道卫星，它 90 分钟就能够绕地球飞行一圈，在它绕地球飞行一圈的过程中由于地球的自转影响，第二次飞越赤道的星下点要比第一次飞越的星下点向西偏移 2600km。简单起见，我们初始假设卫星具有向任意一边机动 1300km 的侧向机动能力⁵，那么它所能覆盖的地面目标就在一个以它星下点为中心，宽度为 2600km 的带状区域内。这样，在赤道面上就形成了一组这样相邻的带状区域（见图 9.1），而 12 小时内所形成的这些带状区域就将覆盖整个地球表面（卫星的每一圈都会飞越赤道两次，一次向北极飞行，一次向南极飞行）。所有的带状区域将在地球的极地地区重叠，使得极地地区得到更多的卫星覆盖。这样一颗轨道高度 500km 的极轨道卫星在一天之内就可以对地球上一点实施两次打击。

图 9.1 图中表示了从地球北极点方向向下观察，一颗轨道高度 500km 的极轨道卫星在两次连续的轨道飞行周期内，星下点轨迹对地面覆盖的情况。（一个由白色表示，另一个由阴影表示）可以注意到，两个带状区域在圆形的边缘（即赤道位置）连接了起来。



如果对系统反应时间的要求仅仅是在决定做出 12 小时内对目标实施打击，那么这个系统仅仅使用一颗在轨卫星就能达到目标。⁶ 如果要缩短系统的反应时间，一个办法就是在别的轨道平面上再增加卫星数量。比如在刚才提到的那颗卫

⁵ 侧向机动可以通过两种方式实现，一种是在和卫星星下点轨迹相切方向上给它施加一个速度变量 ΔV ，或者是在卫星再入时借用受到的空气动力。

⁶ 平均来说，这个系统应该可以在六小时之内发起攻击，但是实际上它并不能保证在 12 小时内做出反应。

星的基础上再增加一颗极轨道卫星，轨道平面由第一颗卫星的轨道转过 90 度得到，这就能将反应时间缩短一半，仅需要 6 小时。

在别的轨道平面内进一步增加卫星数量能更大的缩短反应时间。从上面例子可以看出，8 条那样的带状覆盖区域就能完全覆盖地球赤道，所以如果我们在太空中平均对称布置 8 颗这样的侧向机动能力在 1300km 的卫星，就能满足在一个轨道周期内，仅在 90 分钟内就可对地面任意目标实施打击。

对卫星的侧向机动能力假设为 1300km 大大简化了我们的计算，但是这个假设需要卫星在进行这样的机动时具有很高的速度以满足我们所要求的变轨时间。⁷ 通常情况下一颗卫星的侧向机动能力仅仅是几百公里。下面我们将讨论一种卫星侧向机动能力仅仅是 650km 的情况，这时为了满足 90 分钟反应时间的要求，我们就不得不将卫星轨道的数量加倍，达到 16 个对称的卫星轨道。

一旦卫星进入了打击位置，它就会向地面发射武器。由第 6 章中所给出的内容可知，如果从 500km 轨道上向地面发射物体，使其在 10 到 15 分钟内到达地面目标，需要的速度变量 ΔV 是 0.7 到 1.0km/s 左右。所以上面所述的由 16 个轨道、每个轨道上分布一颗卫星组成的卫星星座就能在 100 到 110 分钟之内对地球表面的任意一个目标进行打击。

如果在每个轨道平面上也增加卫星数量，还可以进一步缩短实施打击需要的时间。如果在上述 16 个轨道平面上均平均分布 6 颗卫星，那么卫星到达打击位置所需要的时间就可以从 90 分钟缩短到 15 分钟，再加上武器飞行所需要的 10 到 15 分钟时间，这时候总的实施打击时间就仅仅是 25 到 30 分钟。

这样的—个卫星星座，可以在 30 分钟时间内对地面任意—点进行打击。由总共 96 颗卫星组成（16 个轨道平面，每个轨道面上分布 6 颗卫星），那么—个星座系统的缺席率就是 96。如果系统要求同时能够有两颗卫星处于合适位置以

⁷ 一旦卫星降低轨道到达—个足够低的高度，它就可以利用空气动力进行转向并且侧向机动。但是在这里考虑的情况下，从 80km 的高度降低轨道到达地面需要的时间大概是 200 秒，在这段时间里面需要的侧向机动速度是 $1300\text{km}/200\text{s}=6.5\text{km/s}$ ，这个速度超过了卫星在 80km 高度以下的再入速度。而且，如果转向的速度过快会使得产生的空气动力过大，卫星可能会因为这太大的力而发生损坏。当然，在比较高的高度上卫星也可以用推进剂产生动力来获得侧向速度和用于降低轨道高度的垂直速度变量 ΔV 。如果侧向速度变量 ΔV 大小是 1km/s，那么在 600 到 900 秒的再入时间内，卫星可以侧向机动的距离是 600 到 900km，但是如果—要达到这样的速度，卫星必须额外携带 40% 的推进剂。

满足打击地面的一个或者两个目标，那么星座的数量还要加倍，达到 192 颗卫星。

如果星座在每个轨道平面上只有 3 颗卫星，那么总数将减少到 48，但是这时的反应时间将延长到 45 分钟。

从上面可以看出，对系统反应时间的要求越高，系统的规模越庞大；要求同时在一个打击位置的卫星数量越多，系统的规模也将随之增大。前面已经讨论过，如果卫星的侧向机动距离较大，那么可以减少需要的卫星的数量，反之，如果卫星侧向机动的能力较弱，那么星座需要的卫星数量就会增加。

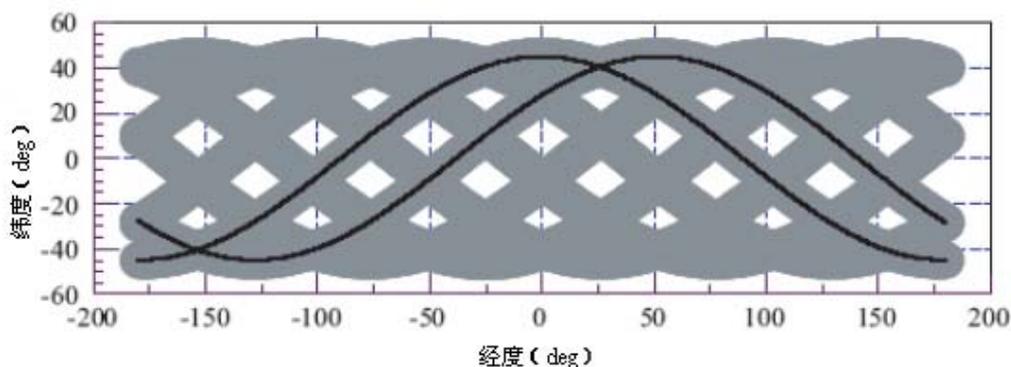
至此我们所讨论的卫星星座还仅仅局限在使用极轨道卫星的情况，这样的轨道形式能满足对赤道进行全部覆盖，但是在中高纬度地区，覆盖的区域发生了重叠。换句话说，一个在一天内能够两次覆盖赤道的卫星星座能在同样的时间内覆盖极地地区很多次。

如果实施打击者并不希望打击范围覆盖极地地区，那么就应该采用轨道倾角小于 90 度的轨道，并同时减少轨道平面的数量。前面说过，飞行轨道倾角为 θ 的卫星不可能覆盖纬度大于 θ 的地区（见图 5.1），所以轨道倾角必须大致与可能的重要打击目标的纬度相当。另外，如果实施打击者允许在赤道上的覆盖区域有一些空隙，在反应时间较长的情况下，星座对于中纬度地区的覆盖效果是最好的。

如果卫星的侧向机动距离是 650km，星座共有 7 个轨道面，每条轨道的倾角是 45 度，那么这样的星座可以覆盖地球表面南北纬 50 度之间的区域⁸，而在 30 度到 50 度之间的区域（南北纬的情况是一样的，见图 9.2）达到最好的覆盖效果。这些地区包括了中东、北朝鲜、欧洲的大部分、美国和中国，还包括了非洲和南美的一部分，但是基本上排除了俄罗斯。

⁸ 从第四章内容可以知道，卫星星下点轨迹可以到达的最大纬度范围确实只有 45 度，然而由于卫星有侧向机动能力，所以它可以覆盖纬度更高的一部分地区。

图 9.2 中给出了 7 个对称分布的倾角为 45 度的轨道对地面的覆盖情况（灰色区域），假设卫星在降低轨道高度的时候能够侧向机动 650km。图中的两条黑线表示处在两个相邻轨道平面的卫星的星下点轨迹。这个星座系统能够完全覆盖纬度在 30 度到 50 度之间（同时包括南北纬）的区域，部分覆盖纬度在 30 度以下的区域，但是对于纬度高于 55 度的区域就完全无法覆盖了。由于地球自转的原因，卫星也可以飞越图上标出的覆盖区域之间空隙的地区，但是要对这些地方的目标进行打击的话就需要花费更长的时间。



一个卫星总数为 42 的卫星星座，有 7 条上述对称分布轨道，每个轨道平面上分布 6 颗卫星，每颗卫星对纬度在 30 到 50 度之间的覆盖区域中的目标能在 25 到 30 分钟之内进行打击。这个星座对纬度 55 度以上的区域不能覆盖，对纬度 30 度以下的区域实施打击需要更长的时间。在这样的反应时间要求下，如果还要同时对一个区域中的多个目标（比如 n 个）实施打击，那么这个卫星星座的数目要增加到 $42 \times n$ 个。

如果反应时间的限制放宽到 45 分钟，那么对于同样的 7 个对称轨道平面，每个轨道面上需要分布的卫星数目会减少到 3 颗，用总共 21 颗卫星就能实现覆盖同样大小的区域。

对于上面讨论的所有卫星星座，武器降低轨道高度所需飞行速度变量 ΔV 都是 0.7 到 1.0km/s。但是如果卫星能够给武器提供更大的速度变量 ΔV ，使它更快的降低轨道高度，那么我们就可以采用较小的星座系统，在更高的轨道上布置相对较少的卫星以满足同样的反应时间要求。⁹ 随着速度变量 ΔV 的增大，动能武器到达地面的速度也会更大，杀伤能力也会变得更强。然而，第 6 章中也提到过，随着再入地球物体速度的增加，大气阻力和气动加热的热量增加得很快，这就大大限制了我们真正可以采用的 ΔV 的大小。不仅如此，如第 7 章中所说，要增大卫星所能提供的速度变量 ΔV ，或是增大卫星的侧向机动距离，都会大大增加卫

⁹ 通过 2004 年 4 月和北京航空航天大学的汪珽谈话交流了解得知。

星的质量。

和采用弹道导弹发射方式的比较

下面我们将就发射的要求和条件，对上述天基对地攻击武器和能达到同样打击效果的弹道导弹系统进行比较。

一颗能够将一定质量的有效载荷送入近地轨道的三级火箭，也具有将同样质量载荷发射到 20000km 之外的能力——这个距离相当于地球周长的一半。¹⁰ 飞行的时间大概是 45 分钟。和上面所说的有 16 个轨道平面、每个平面上分布 3 颗卫星、总数达到 48 颗卫星的星座系统相比，这一颗弹道导弹的打击范围就能够在同样的反应时间之内覆盖全球。

对天基系统而言，送入太空的质量中的一部分是用来加速武器使之降低轨道的燃料。从前面的计算可以看出，在高度为 500km 运行的卫星，如果从星上发射武器要求 10 到 15 分钟之内到达地面的话，需要的速度变量 ΔV 是 0.7 到 1.0km/s。卫星如果要使武器达到这个速度变量值，则必须额外携带重量为其自重 25~40% 的推进剂。¹¹ 这样一来，武器的自重实际上就只有发射载荷总重量的 60~75%。如果想要增大武器降低轨道的速度即速度变量 ΔV 的大小以减少降低轨道需要的时间、增大侧向机动距离，就只能增加推进剂质量。假如我们希望速度变量 ΔV 能达到 5km/s，此时整个发射有效载荷中只有 20% 是武器质量，而 80% 的质量都是用来加速武器使之降低轨道的推进剂。

这个结果可以直接用来比较反应时间同样为 45 分钟的天际和地基系统的发射条件要求。一颗地基的弹道导弹，如果能将质量为 m 的有效载荷送入轨道的话，那么它同样具有在 45 分钟的反应时间内将质量为 m 的武器（战斗部）发射到地球任意一点的能力。而对一个由 48 颗卫星组成的星座来说，虽然它也能在 45 分钟之内将质量为 m 的武器投放到地面任意一个地方，但是这个星座系统的在轨质量将要达到 60m 到 67m（48 颗卫星，每颗卫星上都有质量为 m 的武器，还另外携带了用于加速武器进行机动的 0.25m 到 0.4m 的推进剂）。将这些有效载荷送入太空将需要同样地基的发射系统发射共 60 到 67 次。而对上面提到过的由

¹⁰ 如果有意的释放一些燃料，这些导弹也可以用来打击距离较近的目标。

¹¹ 这项计算假设采用的是常规推进技术，出口速度是 3km/s。

21 颗卫星组成的星座系统来说，覆盖区域不包括纬度在 50 度以上的地区，而它要在 45 分钟时间内将重量为 m 的武器投放到地面目标所需要的在轨质量也达到了 $26m$ 到 $29m$ 。

实际上，系统实际在轨质量比刚才的计算结果还要更大一些，因为近地轨道卫星还需要额外的推进剂来进行轨道保持。把卫星发射到高轨道虽然能使它受到的大气阻力减少，不需要太多用于保持轨道的推进剂，但是随之带来的又是需要更多的推进剂来保证系统能有足够大的机动速度以满足反应时间的要求。另外，卫星还有一些额外的系统使之质量大大增加，比如说推进剂箱，太阳能帆板，通讯系统等，而这些系统是导弹发射武器所完全不需要的。

从这项仅仅关于发射条件要求的比较就可以看出，如果要系统具有在 45 分钟内打击地面目标的能力，采用天基的手段要比采用地基的手段花费更高的成本，也许前者会是后者的数十倍。¹²

下面我们考虑一下反应时间是 30 分钟的情况。如果想将打击一个目标的范围扩大到全球，那么需要在相距较远的不同地方装备两颗导弹射程为 10000km 的弹道导弹，这时的飞行时间可以减少到 30 分钟（实际上，真正需要装备的导弹是三到四颗，因为装备导弹的地点会受到地理限制）。再看看同样反应时间为 30 分钟的天基系统所需要的发射能力。首先要考虑我们发射到太空的有效载荷质量中有一部分是用来进行降低轨道机动的推进剂，另外我们还必须考虑到如果导弹能将一定质量的有效载荷打到 10000km 的距离，那它将物体送入轨道的能力仅仅是这个质量的三分之二¹³，这意味着同样是重量为 m 的有效载荷，将它送入轨道需要的推力是将它打到 10000km 外所需推力的 1.5 倍。

将以上因素都考虑在内，对上文提到过的由 96 颗卫星组成的系统（有 16 个轨道平面，每条轨道上分布 6 颗卫星，全球覆盖的反应时间是 30 分钟）来说，需要在轨质量 $125m$ （96 颗卫星加上其携带的推进剂质量）才能满足 30 分钟覆盖全球的要求。如果使用的发射系统是有效载荷为 m 、射程为 10000km 的导弹，

¹² 不仅如此，天基系统还会带来一些额外的花费，比如需要制造用于将武器送回到地球的卫星。

¹³ 射程为 10000km 的导弹在几百公里的高度就会将它的推进剂消耗完，此时它的速度大概是 7km/s。这个速度还是太小，仅仅是将卫星送到这个高度所需速度的 10%。如果想要达到需要的速度，必须将有效载荷的质量减少大概三分之一。（通过 2004 年 6 月和马里兰大学的 Steve Fetter 谈话交流得知，他计算了一颗导弹能够送入高度为 200 到 500km 高度的近地轨道的有效载荷的质量，同时也计算了同样的导弹能够打到 10000km 距离之外的载荷的质量，将两者进行了比较）。

那么大概需要进行 190 (125×1.5) 次发射才能将所有的在轨质量送入太空。对于一个覆盖区域是南北纬 50 度之间的总数为 42 颗卫星的星座系统来说, 在轨质量大概是 55m, 也需要大概 85 (55×1.5) 次发射来进行星座的配置。我们知道, 两颗导弹就能完全满足上面两种情况的覆盖范围和反应时间, 对 42 颗卫星的系统来说, 它需要的发射能力是地基系统的 $85/2=42$ 倍, 而 96 颗卫星的星座系统则需要高达 $192/2=95$ 倍的发射能力。¹⁴ 上文还提到过, 这种对于天基系统发射条件要求的估计还是比较保守的。此外, 天基系统的配置还可能会带来一些更多额外的花销。

以上的讨论对于一个国家究竟是要发展远程弹道导弹系统还是天基武器系统来说是很有参考价值的。现在世界上有五个国家正式宣布拥有了核打击力量, 他们也都已经具有了从水下和地面发射远程弹道导弹的能力。对他们来说, 发展携带对地攻击动能武器的弹道导弹并不需要更多额外的经费投资了。

天基导弹推进段拦截系统

导弹推进段拦截系统必须能够在导弹处在推进段、也就是它的火箭推进器还在燃烧的时候就将其摧毁。对一颗远程导弹来说, 它的推进段时间只有 3 到 4 分钟, 这就要求拦截系统要有很短的反应时间。¹⁵

美国正在设计发展多个地基导弹推进段拦截系统, 既可装备在陆地上也可装备在舰船上。这些系统的拦截器都有一个毁伤机构能够利用敏感设备侦测到正在工作的火箭推进器的尾焰, 以此为导引以撞击的方式将导弹摧毁。这些拦截器必须布置在距离被拦截导弹比较近的地方, 这样才可能在最初导弹还处于推进段时将其摧毁。正在发展的另一种拦截系统是空基激光武器, 这种武器系统也必须布置在距离目标数百公里之内才能有效拦截目标。

天基导弹推进段拦截系统由分布在近地轨道的天基拦截器 (SBI) 组成。这些卫星一直在太空中运行, 直到发现目标导弹。在发现导弹发射之后, 离发射地点最近的一颗卫星将会用星上动力系统加速以离开轨道进行空间机动飞向导弹。对导弹的拦截必须在 80 到 100km 的高空中进行, 因为如果太低的话, 大气密度过大, 对卫星会有很大的气动加热作用而使其不能正常运行。所以这样的拦截并

¹⁴ 当然, 如果地基导弹的射程不能达到目标, 那自然不会进行发射; 而为了使星座真正能够发挥效用, 其中的卫星必须一次都发射到太空中。

¹⁵ 近程导弹的发动机工作时间相对也较短一些。

不适用于近程导弹，因为它们飞行的高度并不适于拦截卫星工作。

支持发展天基拦截系统的人们强调，这样的系统能够防御从地球上任何地点发射的导弹。事实上，地基或者空基拦截系统的布置地点确实会受到地理和政治因素的限制，所以真正要想在推进段对导弹进行拦截，天基拦截器确实是一种唯一的方法。因此，不像对地攻击武器那样，这种导弹拦截武器是采用地基还是天基就没法进行直接比较，因为它们的拦截条件根本就不一样。

SBI 的弱点

天基导弹拦截系统最大的一个技术障碍就是它极容易受到攻击破坏。天基导弹拦截器的位置很容易被确定，也很容易被地面发射的武器攻击。因为天基导弹拦截器的轨道高度比较低，只有 300 到 500km，它们很容易被诸如射程在 600 到 1000km 的近程导弹这样的反卫星武器攻击。而这些导弹射程较小，在推进段也无法用天基拦截系统进行拦截。如果发展的天基拦截武器无法很好解决近程导弹的拦截问题，它们在轨运行时是很容易遭到攻击的。为了能够对导弹进行有效拦截，在侦测到有导弹发射之后很短时间内导弹拦截器就必须做出反应进行机动，而往往在这样短的时间内还无法辨别发射的导弹到底是无法拦截的近程导弹还是可以拦截的远程导弹，这样使得拦截器的机动可能成为一种误操作。拦截器在机动离开原来轨道之后是不能再返回的，这样的误操作实际上也会对整个拦截星座系统造成无法挽回的破坏，作用甚至和反卫星武器的效果一样。

近程导弹的造价比远程导弹的造价要便宜得多，所以一个国家可以发射很多的近程反卫星武器来破坏整个导弹拦截系统，也就是在整个拦截卫星构成的星座上打开一个缺口。这个缺口可能在 90 分钟之后再次在这个发起攻击的国家上空经过，这时这个发起进攻的国家就可以通过缺口发射远程导弹了，甚至这个国家可以在这个缺口将要经过的地方布置远程导弹在更短的时间内进行发射。

其它一些由卫星组成的空间星座系统，在单个卫星损坏时还不至于全面失效，但是对于天基导弹拦截系统来说却不同，因为拦截过程中只有距离导弹发射地最近的一颗拦截器才能拦截导弹，而如果摧毁了整个拦截系统中的几颗卫星，在系统上打开一个缺口，那导弹就可以在这个缺口飞过时进行发射了。

虽然现在还没有任何国家部署反卫星武器，但是那些具有发射远程导弹技术和能力的国家其实具备技术实力发展反卫星武器来对抗天基拦截器。任何一个

具有发射远程导弹能力的国家一旦拥有了反卫星武器，都将在未来的对抗中占有很大优势。

其实攻击天基拦截器并不是最经济有效的破坏天基拦截系统的方法，因为即使天基拦截器没有遭到破坏，整个天基拦截系统的拦截效果也是有限的。我们下面将要提到天基拦截系统的缺席率（为了保证在某地发射导弹时该地附近至少有一颗拦截器，整个拦截系统需要很多颗卫星，卫星的数目就是这个缺席率），为了对在同一地可能同时发射的 n 颗导弹进行拦截，整个卫星星座在轨运行的卫星数目将是上述缺席率的 n 倍。为了避免太多的拦截器在太空中运行，许多天基导弹拦截系统在初始设计时只考虑同时拦截较少的导弹（ n 通常只是 1 或者 2），如果发起进攻者同时发射了多于这个 n 值的导弹，那么这个拦截系统就不能对所有导弹进行有效拦截，自然就被攻破了。

虽然地基导弹拦截系统也会被同时发射的多颗导弹攻破，但是天基拦截系统有更大的缺席率，这导致了它如果想要增加能够同时拦截的导弹的数量，将会付出高昂的代价，这是和地基拦截系统无法相比的。

卫星星座的规模和发射条件要求

天基导弹拦截系统的部署需要发射很多的天基拦截器，所以即使部署一个拦截效果不是很好的系统都会带来很大的开销。前文说过，一个反应时间 30 分钟，全球覆盖的对地攻击系统需要部署将近 100 颗卫星；而我们下面将具体分析，部署一个反应时间在几分钟之内的导弹防御系统则需要高达数百颗卫星。

和前面分析对地攻击系统类似，我们先要搞清楚所部署的天基导弹防御系统需要覆盖地球的哪一部分区域。如果真的要实现全球覆盖，我们必须采用一些极轨道卫星。如果星座系统中的卫星都是倾角为 45 度的话，那么这个系统将无法覆盖纬度在 45 度以上的地区。这样的系统几乎可以涵盖整个中东、美国和中国，但是无法覆盖俄罗斯和北欧。

在布什第一任任期内提出的“智能卵石”系统，是“反局部进攻全球保护”系统（GPALS）的一个组成部分，这个系统中有大概 1000 颗在轨的空间拦截器，能够对同一地点发射的一到两颗导弹进行有效拦截。

2003 年 6 月，美国物理学会（APS）发表的一份技术分析报告指出，一个

导弹推进段拦截系统所需要的拦截器的数量和这个也差不多。¹⁶ 在这个研究小组考虑的星座系统中，拦截卫星运行的轨道是 300km，覆盖的区域是纬度 30 到 45 度之间（这个区域包括了北朝鲜和中东地区），至少能满足在这个区域内发射的导弹附近有一颗拦截卫星，某些情况下可以拦截两颗。但是这个系统没有覆盖纬度在 45 度以上的地区和赤道附近的某些地区。据他们分析得出，如果拦截的是固体燃料导弹（推进段大概有 170 秒），那么需要部署 1600 颗拦截卫星，如果拦截的是液体燃料导弹（推进段持续 240 秒），也需要在轨部署大约 700 颗拦截卫星。

如果要加大拦截系统的覆盖范围，将会大大增加需要的卫星数目，要达到全球覆盖的话，则卫星的数量要增加一倍之多。¹⁷ 另外，如果要求拦截系统能够同时拦截两颗导弹，或是同时由两颗拦截卫星对一颗导弹进行拦截的话，拦截系统的规模也同样要扩大一倍。

这份美国物理学会的报告中同样也指出，由于在拦截过程中存在相当多的不确定性，所以为了保证拦截器的有效性，必须保证它有足够大的速度变量 ΔV 以具有足够的机动能力。这个速度变量 ΔV 由两部分组成，一部分对卫星加速使之能够离开轨道向导弹飞行，另一部分提供足够的动能使之能够对导弹造成毁伤。研究表明，为了使拦截卫星及时地离开轨道飞近导弹，它必须有一个能够提供大小为 4km/s 的速度变量 ΔV 的推进器。如果希望减小这个速度要求，那么必须将拦截卫星部署的更加密集，这样势必也会增大整个卫星星座的规模。而且，由于导弹也是一个飞行活动目标，会做一些欺骗性的机动飞行，所以为了准确命中目标，拦截卫星的毁伤机构还需要额外的一个速度变量 ΔV ，这个值的大小是

¹⁶ 出自美国物理学会 2003 年 6 月的一份为国家导弹防御系统所作的就导弹推进段拦截系统的研究报告。http://www.aps.org/public_affairs/popa/reports/nmd03.html (资料获得于 2005 年 1 月 5 日)

¹⁷ 如果只考虑覆盖较小的地面区域，整个系统需要的空间拦截器的数量将会大大减少。最近的一项研究中所考虑的覆盖面积只有一条 400km 宽的带状区域，仅仅包含了一个很有限的导弹可能的发射地点 (G. Canavan, “Estimates of Performance and Cost for Boost Phase Intercept,” September 24, 2004, www.marshall.org/pdf/materials/262.pdf 资料获得于 2004 年 12 月 20 日 I. Oelrich and S. Fetter, “Not So Fast,” February 1, 2005, www.fas.org/resource/01312005123203.pdf (资料获得于 2005 年 2 月 15 日)。因为北朝鲜的面积较小，所以这种覆盖面积较小的系统也可以适用，同时北朝鲜的面积和所处的位置比较适合使用海上发射的导弹推进段拦截系统，所以在这种情况下天基系统和地基系统可以互相替代。

2.5km/s。¹⁸

我们在第七章中已经证明，速度变量 ΔV 的值过大，会使需要的推进剂质量增加。上述研究报告的结论是，就算在短期内技术发展得足够成熟，为了提供速度变量 ΔV 所需要的推进剂质量会使毁伤机构增重大概 60kg，使整个拦截卫星的质量达到 800kg。¹⁹

由于天基拦截器需要在近轨道飞行，所以它还需要携带更多的推进剂以用来进行轨道保持。此外，为了防止天基拦截器在太空中遭到辐射和空间碎片的损坏，通常会设计一个保护罩在平时飞行时覆盖在拦截器外面，用来保护它的完整。还有随之而来必须安装的通讯设备和太阳能帆板等等系统。这些系统在拦截器变轨飞向导弹时都会被抛掉留在轨道上成为废弃物。根据研究分析，所有这些额外的系统会大大增加拦截器的质量，可能使之达到一吨以上。

由这些分析可知，对于一个可以拦截固体燃料导弹的总共有 1600 颗天基拦截器的星座系统，它的在轨质量会达到将近 2000 吨。²⁰ 假设每公斤的发射成本是 20000 美元（见第八章），那么部署这样一个拦截系统的总成本就将达到 400 亿美元。如果只考虑拦截液体燃料导弹，星座的规模可以减少到 700 颗左右，但即使如此，这种星座的在轨质量也会有 850 吨，部署需要的花费也达到了 170 亿美元。就是这样的系统也只能拦截从同一地点同时发射的一颗到两颗导弹。将 1000 吨的有效载荷送入太空大概需要 100 枚 Delta 或者 Atlas II/III 火箭的运载能力，或者相当于 50 多枚 Atlas V 型火箭的运载能力。近几年中，总共发射了大约 7 枚 Delta 火箭和 5 枚 Atlas 火箭（包括 II、III、V 型）²¹，照这种发射频率要部署刚才所说的拦截系统是远远不够的，必须要大大提高发射能力才能满足发射需要。

不仅如此，如果我们假设每颗卫星的寿命周期是 10 年，那么为了维护一个

¹⁸ 见美国物理学会报告 110 页。

¹⁹ 见美国物理学会报告 111 页。报告中使用的模型的毁伤机构（不包括推进剂）质量是 60kg，而为了能对导弹进行拦截，它携带的推进剂质量将近 80kg。推进器和相应推进剂也使总质量增加。

²⁰ 对于拦截固体燃料导弹的情况，美国物理学会得出的结果是 2000 吨（见报告的 114 和 126 页）。

²¹ 见“History of the Delta Launch Vehicle,” <http://kevinforstyth.net/delta/>（资料获得于 2005 年 1 月 5 日），也可见“Atlas Launch Information,” http://home.cfl.rri.com/atlas/info_atlas.html（资料获得于 2005 年 1 月 5 日）。

有 1000 颗卫星的星座系统，每年必须进行 100 次发射以补充新的卫星到星座中。同样假设每公斤有效载荷的发射成本是 20000 美元，那么这样的维护又会带来每年大约 20 亿美元的花费。

如果能够减少天基拦截器的数量和每个拦截器的质量，那么刚才给出的那一组数据将会相应减小。至于拦截器质量能够减少到什么程度，关于这个问题还存在争议，因为这取决于考虑的时间周期的长短（时间较长可能技术发展越成熟）。上述美国物理学会的报告所依据的模型是基于今后十年技术可能的发展状况，其中考虑到因为技术发展可能使天基拦截器的质量能够减轻大概 60%。²² 虽然到现在还没看到公开发表的具体研究结果，但也开展了一些对更轻的拦截器模型的分析研究。²³

如果真的能够降低天基拦截器的自身重量，那么即使在不增加携带的推进剂的前提下也使增加速度变量 ΔV 成为可能。随着速度变量的增大，我们也可以将卫星的轨道高度提高，减少卫星星座中拦截卫星的数量。2004 年 6 月美国国会财政经费预算办公室（CBO）提出一项报告，报告中提出了一个更快，更轻的天基拦截系统。速度变量 ΔV 是 6km/s 而不是物理学会报告中的 4km/s，充满推进剂的毁伤机构的重量是 30kg 而不是学会报告中的 136kg，拦截器保护罩的质量也从物理学会报告中所采用的 440kg 减少到 90kg。预算办公室的报告中说，如果部署这样的一套拦截系统，需要的在轨拦截器数量会大大减少。和物理学会报告中的数字相比，如果拦截固体燃料导弹，这个数目是物理学会报告中数目的三分之一；如果是拦截液体燃料导弹，这个数字更是减少到了它的九分之二。随着拦截器数量的减少，在轨质量的数值也大大减少，分别是物理学会报告中数字的七分之一（拦截固体燃料导弹）和十分之一（拦截液体燃料导弹）。²⁴

²² 美国物理学会报告 125~126 页。

²³ 比如在 2004 年 6 月国会财政预算办公室的一份关于导弹推进段拦截的报告中，就考虑使用一种由 Lawrence Livermore 国家实验室在 2003 年 11 月提出来的毁伤机构模型。（CBO, *Alternatives for Boost-Phase Missile Defense* [July 2004], 24）。模型中没有加注推进剂的毁伤机构质量为 11kg（Canavan,6），包括推进剂的质量为 30kg。空间拦截器的自重为 422kg（不包括保护罩），能以大小为 6km/s 的速度变量变轨加速离开轨道（CBO, xvii）。国会报告中称建立这种模型“需要在小型化技术上有一个飞跃”（CBO,43）。

²⁴ 见国会报告 30, 35 页。在国会报告中被称作第四种的空间拦截器模型比物理学会报告中的模型有更大的平均加速度，所以需要的拦截器数量比物理学会报告中给出的数量也要小。

天基拦截器的反卫星能力

虽然用于拦截导弹的大型卫星星座系统在近年内还不能建立起来,但是小一些的验证性原型系统还是可以部署的。建立这些较小的系统还是很有用的,因为它们也具有对卫星进行攻击的能力,而且这种攻击会更突然更难以防范,攻击的范围包括了地球同步和半同步轨道。

如果携带了能够侦测在轨卫星踪迹的传感器,那么用来拦截导弹的天基拦截器就完全有足够的机动能力来对太空中的卫星进行攻击。由于拦截器用来进行机动的速度变量 ΔV 数值较大,所以它有足够的能力进行较大的变轨机动到达一个与它原来轨道相差很大的新轨道(包括地球同步轨道)来实施对卫星的攻击。

天基拦截器在轨道上飞行的速度是 8km/s ,再加上它用来进行机动以拦截推进段导弹的大小为 4km/s 速度变量 ΔV ,可以达到 12km/s 的速度。

从以上计算可以得出,有了这样高的速度,拦截器完全可以在一个半小时的时间内从原来的轨道到达地球同步轨道,而且在同步轨道上具有 7km/s 的速度。这时,地面观测站可以准确的探测到目标卫星的位置,为攻击卫星释放毁伤机构指引方向,如果距离足够近的话,拦截器上的传感器自己就可以对目标卫星进行探测定位。

设计用于拦截导弹的毁伤机构是否同样可以用来攻击卫星取决于它的一些设计细节,比如它自身携带的传感器特性,还有它的设计运行时间(拦截推进段导弹仅仅需要运行几分钟,但是拦截地球同步轨道的卫星可能就需要一个小时的时间)。但是有一点可以确定,这些因素都是在设计初始可以考虑进去的,我们完全可以使它达到这样的一些特性来满足对高轨道卫星进行攻击的需要。用来在导弹推进段探测导弹尾焰的传感器可能确实不能用来探测卫星踪迹,但是我们可以在拦截器上再装上一些质量很轻的传感器来确保拦截器能完成卫星拦截的任务。由于地球同步卫星在运行周期内的大部分甚至所有时间都暴露在阳光照射之下,它们可能会反射阳光,也可能会具有比较高的表面温度,可以利用这两个特点来对它进行定位。²⁵

²⁵ 关于太空中物体温度的讨论,可以见 Andrew Sessler et al., Countermeasures, Union of Concerned Scientists and MIT Security Studies Program, April 2000 的附录 A。 http://www.ucsusa.org/global_security/missile_defense/page.cfm?pageID=581 (资料获得于 2005 年 1 月 5 日)

军用空天飞机

这里我们要专门对在研的军用空天飞机（SMP）进行一些讨论。这种空天飞机是一种由可以在轨道上自由机动的飞行器和将该飞行器送入轨道的推进器组成的混合体，这两部分的技术特性相差还是比较明显的。

之所以要考虑发展这种军用空天飞机，主要是想用它来完成以下任务：能够迅速地进行覆盖全球的精确打击²⁶；携带传感器，在敌人并不察觉的情况下对敌进行侦测；在太空部署卫星以增大或组建卫星星座；进行反卫星攻击；在轨检测维护卫星等。而且这种空天飞机很可能是不载人的。如果仅仅是完成上述任务的话，那么对于空天飞机推进装置的设计就不存在太大困难了，甚至可以参考、借用现有的成熟设计。

军用空天飞机的另一项主要任务就是用来进行低轨道的卫星发射，要求它们具有能够在决定做出后的 5 到 12 个小时之内就将物体放入近地轨道的空间发射能力。为了达到这个目标，必须要有更先进的发射技术。人们更多地考虑在这种空天飞机上使用单机入轨并且可重复使用的推进技术，这也使空天飞机的推进设备成为现今新的推进技术研究的主要内容和方向。

这一节里我们将主要关注空天飞机的在轨飞行部分，这一部分通常称之为空间机动飞行器（SMV），可以看作是一架较小的不载人的航天飞机（见图 9.3）。它上面有一个货舱，用来安置各种类型的有效载荷，也可以携带一定量的推进剂，用于太空中在轨机动。为了降低成本，这种飞行器被设计成可重复使用，就必须再携带一部分多余的推进剂使之能够再入地球，并且像飞机一样在地面着陆。空间机动飞行器可以用现有的发射装置发射到太空中，实际上它和我们上面提到的新的推进技术可以分开考虑。

这种空间机动飞行器比通常的航天飞机要小得多，所以其质量也相对较小，比起航天飞机 94 吨的质量来说，就算加上推进剂质量，也仅有 5 到 8 吨重；另外，它搭载有效载荷的能力相对较低，只有 1 到 2 吨，而航天飞机的搭载能力大概有 20 吨。我们前面已经说过，这种飞行器是不载人的。虽然研究者觉得可以

²⁶ 例如，一种设想就是基于“从美国大陆指向全球”的“100 分钟或者更短的预警发射时间”（ONE Team, “The Military Space Plane: Providing Transformational And Responsive Global Precision Striking Power,” January 2002,

利用一些现在正在进行飞行试验的 FY2006（就是 X-37 轨道飞行器）²⁷的技术来推进空间机动飞行器的研究，但是真正可以投入使用的空间机动飞行器何时才能研究成功还是未知数。

我们所说的“空天飞机”基本可以理解为：这种飞行器能够像飞机在天空中飞行一样在太空中自由机动。但是这种描述也不是非常准确，从第四章到第六章的内容可以看出，轨道动力学的原理给空间飞行器的机动施加了许多非常严格的限制。

图 9.3 展示了试验用 X-40a 空间机动飞行器模型，长 6.7m。



（图片来源：http://boeingmedia.com/images/one.cfm?image_id=866 于 2005 年 2 月 7 日™© Boeing，已被授权）

我们希望这种空间机动飞行器确实具有自由机动能力，这样就能够完成上述任务。为了一次释放处于不同轨道的多颗卫星，飞行器应该先飞到第一条设定轨道，释放第一颗卫星，再机动飞行到下一条轨道，释放另一颗卫星，如此操作直到将所有的卫星都部署完毕。使用这种可以自由机动的飞行器，或者叫“太空货车”来进行多颗卫星的发射，较之常规发射卫星的方式，可以减少发射的次数。实际上，一种不能重复使用的“太空货车”已经投入使用了。使传感探测设备在太空中进行机动也对搭载传感器的飞行器提出了能够在不同轨道间飞行机动的

²⁷ X-37 Fact Sheet, <http://www1.msfc.nasa.gov/NEWSROOM/background/facts/x37.html> 资料获得于 2004 年 12 月 20 日 B. Iannotta and B. Berger, “NASA Brings Back Plans to Fly X-37 Demonstrator in Orbit for 270 Days, Space News, November 17, 2003, http://www.space.com/spaceneews/archive03/x37arch_120103.html （资料获得于 2005 年 2 月 4 日）

要求。同样，如果是需要将飞行器与卫星进行对接以进行检测，维护，干涉等工作，也需要空间机动飞行器先飞到第一颗卫星所在的轨道，然后再机动到达第二颗卫星的轨道。

由于空间机动飞行器所能携带的推进剂质量有限，因此它真正能够进行的空间机动次数大大受到限制。一般情况下，飞行器能提供的速度变量 ΔV 在3~4km/s。²⁸在第六章中我们讨论过，如果在轨道平面内进行机动，需要的速度变量 ΔV 可能不到1km/s（假设空间机动飞行器在近地轨道运行），但是如果需要进行改变轨道平面的空间机动，需要的速度变量 ΔV 就要大得多了。

为了说明这一点，我们假设空间机动飞行器的速度变量 ΔV 是3km/s，这个速度的一部分要用来使飞行器降低轨道重返地球以重复使用，剩下用来进行空间机动的速度变量 ΔV 大约只有2.5km/s。这样的速度变量只允许飞行器在500km高度的轨道上进行一次范围小于20度的轨道平面机动。就算携带了更多的推进剂，将速度变量 ΔV 提高到6km/s，飞行器也只能进行约40度范围的轨道机动。

所以，空间机动飞行器虽然可以完成在同一轨道部署多颗卫星的能力，但是要让它在不同的轨道平面上释放多颗卫星，或是与处在不同轨道上的多颗卫星对接就比较困难了。在第九章附录中我们会更详细的讨论后面两种情况。

从第七章和第八章的内容还可以知道，如果依靠增大空间机动飞行器的速度变量 ΔV 以增强它的空间机动能力，那势必会增大它的自身重量，提高发射成本。²⁹和发射这种比较重的飞行器相比，使用常规的多级火箭一次一颗的分别发射多颗卫星，对总的发射能力的要求反而要低一些。

如果使用这种空间机动飞行器一次在三条不同轨道上部署三颗300kg重的卫星，由第九章附录中的讨论可知，就算在空间机动飞行器的机动能力仅仅刚好

²⁸ Aaron R. Shirk, “The Feasibility of the Military Space Plane for Rapid Response Surveillance and Reconnaissance Satellite Constellation Deployment,” April 17, 1998, <http://www.stormingmedia.us/00/0026/A002653.html>（资料获得于2004年12月15日），书中讨论了多种空间机动飞行器模型。在Orbital Sciences, “Re-Energizing America’s Space Program,” November 21, 2002, <http://www.spacecoretech.org/coretech2002/Papers/RLVs/pdfs/Orbital%20Presentation.pdf> 和 Air Force Research Laboratory, “Space Maneuver Vehicle,” September 2002,

²⁹ 有人认为如果空间机动飞行器携带一个推进剂储存箱就能携带更多的燃料，将速度变量提高到6km/s以增加它的机动能力。然而由火箭公式可以计算得出，这样做所需推进剂质量会使整个飞行器的重量翻一倍。燃料的质量大大超过飞行器自身的重量，所以通过增加推进剂来提高速度变量到6km/s也是不实际的。

能够完成任务的情况下，一次飞行也需要发射质量总共7吨的有效载荷。如果每颗卫星单独发射的话，总共发射到太空中的有效载荷质量不到1吨。单独发射的方法要便宜得多，因为每颗卫星的重量也不是很大，可以用较小的运载火箭甚至可用空中发射的火箭进行发射。

同样，由于机动能力的限制，空间机动飞行器的其它功能也受到了限制。比如说它可以用一个相对较小的速度变量 ΔV （见第六章）在同一个轨道平面内进行机动，将搭载的传感探测器改变位置，以使传感器能对某个目标进行重复探测。但是如果要进行更大程度的机动，改变传感器所在的轨道，就不那么容易了。

与此类似，空间机动飞行器可以与位于同一个轨道内的多颗卫星对接，但如果想要和处在倾角不同的多个轨道上的卫星对接，就存在较大困难。和单纯用来进行卫星监测维护的小型卫星相比，空间机动飞行器的质量要大得多，也就需要更多的推进剂来支持它进行空间机动，所以采用空间机动飞行器来进行卫星的监测维护实际上是不大合适的。

以上的分析证明了一些和轨道机动相关的物理原理对空间系统确实有很大的限制，这些限制是我们在考虑使用空天飞机来完成太空任务时必须加以考虑的。

还有一点值得我们注意，就是虽然空间机动飞行器有很强的机动性能，但是目前最先进的火箭所具有的特性大致和它相当：现代火箭的最上面一级也可以有一定的机动能力。比如说俄罗斯用来发射联盟号飞船所使用的 Fregat 最后一级就能进行多次点火，能够运送重达7.4吨的有效载荷，还可以给1吨重的有效载荷提供高于4km/s的速度变量 ΔV 。³⁰ 这样看来，空间机动飞行器最大的优势就只剩下可以重复使用这一点了。

³⁰ Starsem Corp., Soyuz User's Manual, April 2001, 26-27, http://www.starsem.com/services/images/soyuz_users_manual_190401.pdf（资料获得于2004年12月20日）

第九章附录军用空天飞机和多级火箭的比较

本附录中将讨论两项上文提到过的由军用空天飞机完成的空间任务：在轨释放多颗卫星和多颗卫星在太空中交会对接，以实施对卫星的检测，维护和攻击。

释 放 多 颗 卫 星

为了减少发射的次数，可以采用能够在轨机动的飞行器或者“太空货车”在不同的轨道上部署多颗卫星。³¹ 正如上文所述，可以在同一轨道平面上释放多颗卫星的“太空货车”已经投入使用了，但是如果需要发射的卫星是处在不同的轨道平面上，这样的飞行器就不再适用。现代近地轨道卫星星座的应用，诸如天基导弹拦截系统，天基对地攻击武器，通讯网络等都要求星座中的卫星处在不同的轨道平面上，而部署这种卫星星座需要考虑的一个很重要的问题就是推进剂问题。

例如，采用空间机动飞行器（SMV）发射三颗重量均为 m_s 的卫星到三条不同的轨道平面上，假设飞行器自重 M_{SMV} 为3吨（不包括搭载重量和推进剂重量），它必须携带重量将近1/3吨的推进剂 $m_p^{deorbit}$ 以使自身能在施放卫星之后降低轨道返回地球（每产生大小为0.3km/s的速度变量 ΔV 需要消耗315kg推进剂）。³²

假设飞行器被送入了合适的轨道，正好可以释放第一颗卫星，然后实施空间机动，转入第二颗卫星的轨道，这样的机动所需速度变量 ΔV_1 ，消耗的推进剂质量为 $m_p^{(1)}$ 。这时，飞行器上的推进器需要推动的质量包括飞行器自身质量，用于返回的推进剂质量，还有飞行器货舱中的两颗卫星的质量，以及用于进行第二次机动到达第三颗卫星轨道的推进剂质量 $m_p^{(2)}$ 。用作第一次机动的推进剂质量

³¹ 在单独一颗导弹上也可以采用与“太空货车”类似的机构来携带多个核弹头对多个目标同时进行打击。这种机构自身也携带推进剂，可以机动到多个弹道上的不同地点释放“集束独立制导再入飞行器”（MIRV）。这些不同弹道在地球上空是相交的。这种机构的机动性其实取决于导弹的多个弹头分散飞行所能覆盖的区域大小。美国此类机构所能够达到的速度变量 ΔV 约为1km/s（START I条约限制了总的速度变量 ΔV 大小只能在1km/s或者以下）

³² 这里的计算都基于采用常规推进技术、 V_e 为 3km/s 的假设

$m_p^{(1)}$ 可以通过公式7.4计算得出：

$$m_p^{(1)} = \left(e^{\Delta V_1/V_e} - 1 \right) \left(M_{SMV} + m_p^{deorbit} + 2m_s + m_p^{(2)} \right) \quad (9.1)$$

式中 V_e 为发动机的出口速度。同样，我们有

$$m_p^{(2)} = \left(e^{\Delta V_2/V_e} - 1 \right) \left(M_{SMV} + m_p^{deorbit} + m_s \right) \quad (9.2)$$

由以上式子我们可以计算出需要发射的总质量，它由 ΔV_1 、 ΔV_2 以及 m_s 三个确定值决定。

这里我们假设卫星的质量 m_s 为300kg，而 $\Delta V_1 = \Delta V_2 \equiv \Delta V$ 。得到的发射总质量如表9.1所示。

表9.1列出了如果发射三颗重量均为300kg的卫星到不同的轨道，每次均需要速度变量 ΔV 来在不同轨道间进行机动，所需要送入太空的有效载荷的总质量。

ΔV (公里/秒)	总发射质量(吨)
0.5	5.7
1.0	7.8
1.5	11
2.0	15
2.5	20

要知道我们假设三颗卫星的总质量没有超过1吨，而空间机动飞行器和它携带的用于返回地球的推进剂的质量就超过了4吨，还有用于在轨道间进行机动的推进剂质量，更是使总质量增加了1.5到16吨。DeltaIII的运载能力大概在8吨左右（见表8.1），20吨的质量就已经超过了Ariane5的运载能力，是Atlas V 运载能力的极限。很显然，要发射能够在太空中部署多颗卫星的飞行器，对发射能力提出了很高的要求。如果一次发射多颗卫星，要求飞行器有很强的空中机动的能力，还是采用火箭一颗一颗地发射代价更小。

先不考虑表9.1中的数字，回顾一下第六章内容和表6.1中的数值，在同一个轨道平面内机动所要求的速度变量 ΔV 就要小得多。大小为0.3km/s的速度变量

ΔV 就可以在同一个轨道平面内将空间机动飞行器从400km提升到1000km高度，这样它就可以在同一个轨道平面上部署轨道高度不同的卫星。或者通过改变轨道高度，飞行器再次回到原来轨道时可以释放另外一颗卫星，这样就在同一条轨道上部署了两颗位置不同的卫星（见第六章）。如果速度变量 ΔV 大小是 0.1~0.2km/s，那么机动飞行器可以在距离第一颗卫星大约一半轨道长度的地方释放第二颗卫星，用时24小时左右。

然而，如果需要改变轨道平面，所消耗的推进剂质量就大得多。比如速度变量 ΔV 为1.0km/s，只能将高度为500km的轨道改变7.5度，如果速度变量 ΔV 增大到2km/s，能改变的角度也有15度，这个数值对真正的轨道改变要求来说还是太小。

如果空间机动飞行器要给卫星补充燃料，假设输送给每颗卫星足够的燃料，也可以采用同样的分析方法。表9.1中的数值可以看作是飞行器携带了300kg推进剂，需要在轨向三颗卫星运送燃料。

检测卫星

检测卫星是指在太空中接近别的卫星，通过拍照和纪录数据对其它卫星进行检测的卫星，它们对于维护卫星和太空取证非常有用。让检测卫星和一颗卫星交会，然后再和第二颗卫星接近意味着它在两颗卫星之间进行了机动。通常情况下，都要求检测卫星改变自己的轨道平面，改变轨道的形状和大小，还需要根据目标卫星的位置改变自己在轨道上的位置。

毋庸置疑，如果真要设计这样一颗机动能力足够强、能够在不同的轨道平面上监测其它卫星的检测卫星，将会导致其重量的显著增加。

增加的推进剂质量是否真的会成为问题还要取决于检测卫星自身的重量（即不包括推进剂）。如果卫星自己足够小，那么卫星自身加上携带的推进剂质量也不会很大。比如，如果仅仅携带传感器进行机动的微卫星的质量也就在几十公斤左右。即使因为携带推进剂使得卫星总重量增加数倍，用一颗较小的运载火箭还是可以完成发射。

如果检测卫星的活动范围仅限于同一轨道内或者轨道附近，携带的推进剂

就可以少得多了。比如用来监控地球同步轨道卫星的检测卫星，因为地球同步轨道卫星都是分布在赤道面附近。同样，如果是用来监测位于同一个轨道平面上的卫星星座，或者虽然有多个轨道平面，但是每个平面上有多颗卫星的星座系统（这样的系统可能是近地天基导弹拦截系统，天基对地攻击武器，通讯系统等），检测卫星也不用携带太多用于机动的燃料。但是必须记住，就算轨道倾角一样，卫星也可能因为它们绕地轴的方向不同而处在不同的轨道平面上，如果要监测这样的一组卫星，在计算需要的推进剂质量时就必须考虑清楚了。

下面再看看检测卫星如果要进行轨道平面的改变，需要携带推进剂质量的变化。假设有一颗检测卫星，携带了足够在轨道内进行机动的推进剂，总重量为 m_s 。如果要它能够两颗轨道倾角相差30度的卫星之间进行机动并对卫星进行检测的话，那么用于机动所需的推进剂质量将会是 $3m_s$ （假设采用的是常规推进器）。发射这样的一颗检测卫星和用两颗火箭分别向两个轨道发射不同的检测卫星相比，需要送入太空中的有效载荷的质量增加了一倍。

由上面的分析可以看出，随着轨道改变的加大，需要的推进剂质量显著增加。如果是和轨道倾角相差90度的两颗卫星交会的话，那么需要的推进剂质量将会达到 $39m_s$ （如果检测卫星自重10kg的话，那么总的发射质量将会达到400kg）。和发射两颗不同的卫星相比，这次需要送入太空的有效载荷的质量高达20倍。

虽然前文指出，如果检测卫星自身重量不是很大，加上推进剂之后的总质量也不一定会很大。然而如果要求具有随时发射的能力，比如说空中发射的能力，在需要的时候直接向合适的轨道发射一颗检测卫星，比长期在轨保持一颗有较强机动能力的检测卫星要有效得多。

当然，如第七章中所述，如果采用的是离子推进器而不是常规推进装置，也可以减少所需的推进剂质量，但机动需要的时间就变长了，对于那些对时间要求不是很高的空间任务来说这倒是一个可以接受的选择。

第10章 卫星系统组成

卫星本身的一些特性令卫星较地面系统更易遭受攻击。卫星在轨高速运行（参见第四章），即使撞到微小物体也会被损坏；卫星几乎不可能隐蔽起来，因为卫星要大面积地观察地面，而反过来地面上大部分地区也能看到卫星（参见图 5.4）；并且卫星一旦入轨，它的运动就可以预测，若是进行大幅度地变轨，则需要付出很大的代价（参见第六章），即使为了躲避反卫星攻击而做微小机动，也需要花费很大的力气，况且敌方可对卫星进行多点攻击；卫星很难得到保护，由于发射质量越大花费越高，增加保护外罩和其他防御措施就要增加成本；一些卫星（如通信卫星）设计目标就是覆盖全球用户，它们也最容易受到干扰或损坏；更关键的是至今卫星一旦出现故障就没法修复。

卫星系统有很多组成部分，有些部分容易成为攻击目标。卫星系统包括卫星本身，控制卫星的地面站，以及卫星和地面站间的链路。本节介绍卫星系统的组成及其功能，哪些部分易受攻击。我们将重点放在那些易受攻击的系统上，况且要成功地干扰卫星，并不需要攻击卫星本身。

不同的卫星尺寸差别很大。例如，商用通信卫星很庞大。1999年首次发射的波音702通信卫星，长7米，太阳帆板展开后达48米。波音702的平均发射重量近3吨（包括轨道维持的燃料质量）¹。

卫星也可以很小。萨瑞卫星技术公司制造的“纳米”卫星SNAP，仅有0.33米长，总质量为6到12kg，其中有效载荷质量是4kg，2000年6月入轨，具有机动，成像，正确地保持姿态，并与地面通信的功能。²

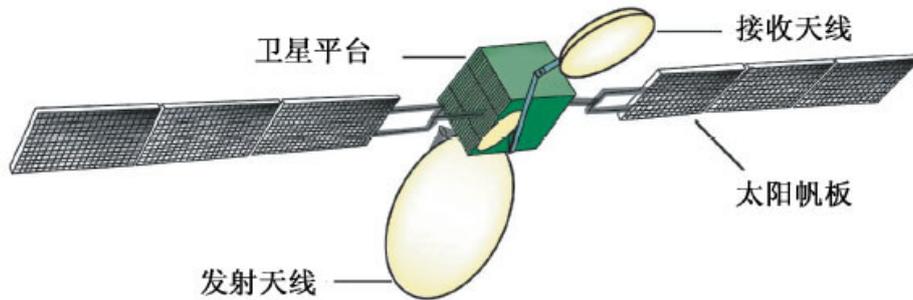
卫星的组成

所有的卫星都由一些基本的系统组成，下面简要地介绍这些子系统，见图 10.1。

¹ 波音，“What Is a Satellite? ”，http://www.boeing.com/defense-space/space/bss/what_is_a_satellite.pdf，2004年12月15日访问

² 关于SNAP的资料，参见<http://zenit.sstl.co.uk/index.php?loc=47>，2005年2月3日访问

图 10.1 卫星图示，包括卫星平台、接收天线、发射天线、太阳帆板



结构系统 卫星结构是金属或复合材料的框架，其他组件装配在上面。因为要承受发射时的载荷，一般说来卫星结构是个弹性体。卫星表面有反射涂层减少太阳热量吸收，此涂层也能防御激光攻击。

热控系统 热控系统控制卫星主动组件温度使其正常工作。卫星主动组件产生大量的热，例如计算机和接收天线。到达卫星表面的太阳光产生热，而卫星表面也能最大程度地反射光线以减少热量吸收³。因为没有大气，卫星不像地面上的物体一样能通过传导和对流来散热，它必须将热量辐射出去。大多数情况下，热控系统是被动的，只有一套设计很好的热传导通路（热管）和散热器来将热量辐射出去。但是某些组件，例如红外遥感设备，需要低温冷却；如果缺少冷却剂则会大幅度降低系统性能。

卫星很难应对激光束带来大量的热量。如果卫星上的热量过多，内部电子元件会失效或者结构本身性能下降。

电源系统 电能通常由太阳电池阵（太阳帆板）产生，并在充电电池中存储为卫星在地影区域内提供电源支持⁴。随着电池技术的进步，人们研制出具有高能量密度（单位质量内存储的能量）和高可靠性的新型电池。

太阳电池装在卫星表面或是装在平直的帆板上。在卫星表面安装太阳电池使得卫星构型更紧凑（如果空间和质量受限或是需要隐蔽，这就很值得考虑），

³ 没有被反射的太阳光就会被吸收。如果卫星为了伪装降低反射率（涂成黑色），那么它的热载荷就会很高。

⁴ 对于地球同步卫星，一年有 90 天发生星蚀，最长的时间为 70 分钟。（Bruno Pattan, Satellite Systems: Principles and Technologies [New York: Van Nostrand Reinhold,1993], 26-29).

但是因为任何时候只有部分太阳能电池都能被照到，所以产生的电能没有总指向太阳的帆板电池的多。⁵

和卫星其他部分相比，太阳帆板面积很大，因此它们要承受大量碎片颗粒的撞击。太阳帆板很脆弱，容易被损坏，但是部分损坏还无大碍⁶，因为卫星还可以依靠其他帆板工作，只是功率降低了。但是如果太阳帆板没有展开或是折掉了，卫星没有其他电源会很快地停止工作。若是电源分配系统出了故障也会让卫星全部失效。⁷

还有其他类型的电源。据报道苏联在高功率的任务（例如在轨雷达系统）中使用过核动力电源，而美国曾发射过一个核反应推进卫星。⁸目前美国正在考虑研发以铀为原料的核反应堆，目的是能在太空中产生更高的功率。⁹如今卫星上还未使用化学能电源，尽管新型卫星设计中会使用燃料电池，它将两种化学物质（如氢和氧）混合在一起产生电能。深空探测器距离太阳太远而不能使用太阳帆板，目前它利用放射性物质（RTGs¹⁰）散发出的热能产生电能。过去RTGs

⁵ 太阳帆板适当地指向太阳可以产生大约 130W/m² 或 50 W/kg 的功率。因为太阳能电池装在卫星表面一般不能很好地指向太阳，通常产生 30 到 50 W/m² 或 8 到 12 W/kg 的功率(Gérard Maral and Michel Bousquet, *Satellite Communications Systems*, Fourth Edition [West Sussex, England: Wiley, 2002], 598).

⁶ Telstar 14/Estrela do Sul 通信卫星有一块太阳帆板没有完全展开。Loral Space & Communications 称卫星能产生足够的功率供卫星基本运行，41 个 Ku 波段转发器中的 17 个还可以使用。（“Loral To Initiate Limited Service On Telstar 14/Estrela Do Sul In March,” Loral press release, January 21, 2004, http://www.loralskynet.com/news_012104.asp, accessed December 15, 2004). 1996 年 3 月 26 日，加拿大的 Anik-E1 卫星的一个太阳帆板断路导致功率不足，为了安全卫星停止工作。随后卫星重新工作，还能传送部分电视节目。(Martyn Williams, “Galaxy IV Failure Highlights Reliance on Satellites,” *Government Computer News*, May 20, 1998).

⁷ 2003 年 9 月，Loral Space & Communications 宣称 Telstar 4 卫星因为主电源总线断路而完全失效(“Loral Skynet Declares Telstar 4 A Total Loss,” Loral press release, September 22, 2003, <http://www.loral.com/inthenews/030922.html>, December 17, 2004).

⁸ Regina Hagen, “Nuclear Powered Space Missions—Past and Future,” taken from Martin B.Kalinowski, ed., “Energy Supply for Deep Space Mission,” IANUS 5/1998 Working Paper, <http://www.globenet.free-online.co.uk/ianus/npsmf.htm>, December 15, 2004.

⁹ 目前希望反应堆能产生 100kW 的电能。(Ben Iannotta, “Jupiter Moon Probe Goes Nuclear,” *Aerospace America*, March 2004, <http://www.aiaa.org/aerospace/Article.cfm?issuetocid=474&ArchiveIssueID=50>, December 15, 2004).

¹⁰ 放射性热电电源（RTGs）使用 plutonium-238 放射性衰减的热来发电，它的功率有数百瓦。(Department of Energy Office of Space and Defense Power Systems, “Radioisotope Power Systems,” <http://www.ne.doe.gov/space/space-desc.html>, accessed December 15, 2004).

曾用在绕地球飞行的卫星上，但是通常情况下绕地轨道上不使用这种电源。

计算机控制系统。星载计算机监测卫星子系统的状态，控制他们工作和处理数据。重要的卫星配有由计算机控制的先进抗干扰硬件。如果别人控制了卫星的计算机，那么卫星就会失效。计算机系统对于电磁环境很敏感，在太阳风暴期间或是受到高强度的电磁辐射攻击时，就会关机或是重启。

通信系统。通信建立卫星和地面站或其他卫星间的链路。系统通常由接收器，转发器和单个或多个天线组成。

卫星和地面间的无线链路是卫星系统中最重要，最薄弱的环节。所有的卫星都需要上行和下行链路来进行“遥测，跟踪和指令”（TT&C）。¹¹ TT&C系统非常重要，控制卫星并评估卫星其他系统的健康状况。卫星上及地面的接收器会受到大量侵入信号攻击（称为电子干扰），或是被虚假信号迷惑（称为电子欺骗）。尽管干扰TT&C信道会带来很大损失，但是通过加密和解密可以保护好这些信道。通常通信系统中最薄弱的环节就是和任务相关的通信，后面将会讨论。

TT&C系统只占卫星总带宽的一小部分。¹²干扰需要在TT&C通信信道发送和接收的区域内才能攻击，例如用户和卫星通信的区域。增强天线的指向性，限制干扰攻击可能发生的区域范围，能保护信道不受攻击。但是对于很大地理范围服务用户的卫星，这个方案不可行。况且在一定频率下提高定向性需要一个更大的天线。

姿态控制系统。本系统控制卫星姿态，并指向正确方向，它包括陀螺、加速度计和可视导航系统。通信需要精确控制天线指向合适的方向，采集数据也需要精确控制敏感器指向合适的方向。如果姿态控制系统发生故障，则卫星很可能失效。¹³

推进子系统。卫星的推进系统包括卫星发射后将卫星定位与指定轨道的发动机，用于轨道维持和姿态控制的小推力发动机，和用于其他机动的大推力发动机。

¹¹ 遥测是卫星将它的各系统工作状况的信息发给地面站。跟踪是了解卫星的具体位置，例如信号在卫星和地面间的传输时间能精确地确定距卫星的距离。指令是指发送给卫星的信号，告诉卫星做什么。

¹² 带宽是卫星使用频率的带宽——最高和最低频率的差。频带的传输数据总量与带宽成正比。

¹³ 1997年10月，由于Insat-2D卫星姿态失去控制开始自旋，导致印度的Bombay国家证券交易市场停止交易了四天。电源失效是故障原因，它带来20亿美元的损失。

如果推进系统因为损坏或是缺少推进剂发生故障，那么卫星仍然可以工作。但是若轨道上卫星非常密集，如地球同步轨道，卫星必须精确地保持自己的位置，否则它将会和周围的卫星相撞。低轨卫星需要定时维持轨道防止轨道衰减。

*任务载荷。*卫星工作除了需要基本的子系统，还要携带任务载荷来执行确定任务。任务载荷包括：

- **无线电接收器、发射器、转发器：**卫星需要通信设备，而这些设备也可用来做其他工作。卫星上的无线电天线采集、中继或发射无线信号，如电话或电视信号。用于收集和发射信号的天线，可能是一个抛物面圆盘（与卫星电视天线相似），或是一个喇叭天线（圆锥形或钟形结构），或是一个很小的金属结构（与平板电视天线相似）。如果一个系统能自动接收不同频率的信号、放大并传回地球，我们称之为转发器。

卫星雷达系统也由发射器和接收器组成来发射和接收无线电波。接收器用于军事情报信号，如军事通信窃听，侦测敌军雷达频率，收集敌方弹道导弹试验的数据。发射器用于发射无线信号，如全球定位系统的导航信号。卫星可针对地面上一个指定的接收器发射信号，也可大范围传送信号。

- **遥感系统：**遥感卫星任务是获取地表、大气、深空物体的详尽图像，或是采集地球和大气各种类型的数据。遥感卫星因此要装有这样的设备，如光学相机、红外传感器、摄谱仪、CCD设备。对于民用任务，载荷历经多年发展通常复杂而独特。
- **武器系统：**武器系统用于攻击其他卫星、地面或空中目标。例如，卫星装有激光系统和激光所用的燃料和镜片组，或是一个爆炸攻击物，它就能毁坏其他卫星。

卫星地面站

卫星由地面站监测控制。地面测控站实时监控卫星状态，发送各种指令，并接收卫星发回的数据。地面站靠天线和卫星通信，除了地球同步轨道卫星能总和地面保持联系外，其他卫星相对于地面是一直运动着的，因此需要多个地面站测控卫星。

卫星也有其他类型的地面站。例如，通信卫星在用户间传送数据（语音通信，信用卡认证，视频广播等等），因此每一个用户都有接收天线，实际上也是一个地面站。卫星也可同时和众多地面站通信。例如波音702通信卫星带有100多个转发器。¹⁴ 军事通信卫星的地面站，大到一个固定的指挥部，小到一个战场上的移动终端。

地面站通常容易遭受攻击。地面站瘫痪则会立即产生严重的后果，但是如果有冗余措施如备份控制中心，则会减少损失。控制中心的计算机易受到攻击和干扰，尤其是连上互联网的计算机。因此重要计算机要有安全防护，军事指挥中心的计算机不能上网。

链路

链路的定义是与卫星通信的路径（通常它也指通信本身）：

- 上行链路将地面信号上传给卫星。
- 下行链路将卫星的信号发回地面。
- 星间链路在卫星间传递信号。
- 遥测、跟踪、指令（TT&C）链路是上行和下行链路的一部分，它控制卫星工作并监测其状态。

因为无线电信号到达接收天线的强度通常很弱，所以不强的干扰信号就能干扰上行和下行链路。阻碍无线电波穿过的物体也能对链路产生影响，例如卫星和地面站间被导电材料隔断。这些物体若是放置在接收器和发射器附近，则会达到最好的干扰效果。

¹⁴ Boeing 702 Fleet,” <http://www.boeing.com/defense-space/space/bss/factsheets/702/702fleet.html>, December 15, 2004.

第十一章 卫星系统干扰综述

本章将概要介绍干扰军用和民用卫星系统的各种手段。军用卫星可能是最明显的攻击目标，但是某些对军事和政治行动有着重要支持功能的民用卫星，比如通讯卫星、遥感卫星和那些能造成经济危机或者政治影响的卫星¹也可能成为攻击目标。军用和民用卫星对不同的攻击手段有着不同的防护能力，所以有关它们防护的评估可能就大不相同。

反卫星系统（ASAT）有很多不同的形式和目标攻击范围。比如，对目标卫星造成可恢复的暂时干扰，或是不可恢复的永久破坏。卫星、地面站或者它们之间的通讯链接都有可能成为攻击目标。此系统要么是公开形式，要么是隐藏威胁的隐蔽形式。

ASAT 系统可以是地基的或者是天基的，可以是相对简单的或者和国家技术相匹配的复杂系统，可以是只适合攻击近地轨道卫星的系统，也可能是攻击静止轨道卫星的系统。

不同的攻击方式有着不同的成功概率。有些情况下攻击效果可能比较明显，有些可能很难达到攻击效果，有些攻击方式比其他方式更易于防御。

本章介绍了各种攻击方式，并且按照攻击效果的持续性组织起来，这种安排很好地体现了技术进步从易到难的过程。

暂时性地破坏卫星任务的方式通常称为抑制，而对卫星功能永久性的破坏称为毁坏。然而，这种定义也并没能很好的清楚区分，因为在技术上是属于抑制还是破坏取决于攻击的细节。比如有些抑制技术利用激光光束照射传感器或者利用高能量微波干扰电子设备，如果功率稍高就会变为破坏技术。下面我们同时讨论这些系统的可恢复性和损伤状况。

¹ 2001年美国对阿富汗的战争中，估计有60%的军事卫星的通信是通过商业卫星实现的(Futron Corporation, U.S. Government Market Opportunity for Commercial Satellite Operators: For Today or Here to Stay? April 29, 2003, 4, <http://www.futron.com/pdf/governmentwhitepaper.pdf>)。2002年，美国政府担心战争中高分辨率商业卫星图像的威胁，采取了管制策略，在战争的头一个月买下了 Ikonos 卫星的专营权(John J. Lumpkin, "US Loses Edge on Spy Satellites," Associated Press, April 9, 2002)。伊朗和中国的国有卫星广播受到政治对手的干扰。(Safa Haeri, "Cuba Blows the Whistle on Iranian Jamming," Asia Times, August 22, 2003; "China to Launch 'anti jamming' Sinosat-2 satellite in 2005," Xinhua News Agency, March 4, 2004.)

针对卫星系统可恢复的暂时性攻击方式看起来没有破坏性的攻击有挑衅性，可是这种攻击方式在某些情况下却不容易被否决。这种方式不会产生破坏空间环境的碎片，所以更受美国和其他国家的军事决策者欢迎。此外，在自己的区域暂时性的干扰卫星任务还可以被认为是正当防卫，这是永久性的破坏方式所没有的优点。

需要注意的是，破坏单个卫星并不一定能影响这个卫星所在卫星星座的任务。在设计有冗余、备份和替代选择的卫星系统中，单个组件的失效并不一定导致整个系统的崩溃²，这一点在下一章还会进一步讨论。

接下来将讨论对卫星系统的主动干扰方式，但是某些卫星任务也可以为被动手段所干扰，例如：隐藏、伪装或者移动重要目标都可以削弱遥感卫星对其有关信息的侦察能力。同样的，为被攻击目标增加防护措施也能减弱那些攻击地面目标和其他卫星的卫星系统的攻击能力³。

电子干涉：干扰和欺骗

就如第十章所言，卫星以不同的目的同地面站和接收机通信。信号从地面到卫星的传输称为上行链路，而从卫星到地面的传输成为下行链路。干扰是指以相同的频率和更高的功率压制卫星发出或者接收的信号。干扰信号可以简单的只是能压制真实信号的噪声。所谓欺骗，就是模拟真实信号的特征让接收机将假信号误认为真实信号⁴。

有效的干扰和欺骗攻击必须要在干扰的接收机的发送/接收范围（广播信号能够发送和接收的区域）内，而且必须能够把自身的干扰信号导向目标接收机。

攻击星是通过阻止地面站（或者地基的接收机比如电视、收音机或者 GPS 接收机）接收来自卫星的有用信号来干扰下行链路的。如果是欺骗手段，接收机接收到

² Bruce M.DeBlois 等的著作“Space Weapons: Crossing the U.S Rubicon”中有所提及，第 29 次国际安全(2004 年秋)：I-34。

³ 有关抑制和防护的部分，见 DeBlois 等人的文章。

⁴ 要成功对接收机进行欺骗，在接收机附近的干扰信号的功率必须接近真实信号，如果功率更大的话，原信号是被干扰了，而不是被欺骗了，如果功率小的话，接收机将忽略欺骗信号而接收真实信号。T.A.Spencer and R.A.Walker, "A Case Study of GPS Susceptibility to Multipath and Spoofing Interference," 2003, www.eese.bee.qut.edu.au/QUAV/Unrestricted/Postgraduate/GPS%20Interference/Conference%20Papers/AIAC_03.pdf, 2005 年 1 月 16 日访问

的是可用的但是虚假的信号。有些接收机能接收天空任何位置卫星的信号，这样就不需要跟踪卫星或者定位于某一特定的方向，因此接收机能更加简单和廉价。在此类接收机的发送/接收区域内布置干扰机和欺骗机比诸如布置在山上或者飞机上要相对容易得多。

干扰机和欺骗机的作用区域部分是由于干扰机的功率和卫星信号的强度决定的。地基干扰机和欺骗机最大的优点是和卫星相比他们离接收机的距离更近，所以由于距离原因造成的信号的衰减并不大，而且需要的功率要比卫星小得多。因为干扰机或者欺骗机并不需要离接收机很近，所以攻击方并不需要攻击目标高精度的位置信息。

简易干扰机的成本和价格并不高。有报道称，商业市场上的 GPS 干扰机可以干扰 150 到 200 公里内的目标，而且根据网上的说明书制造一个家用 GPS 干扰机的成本也不高⁵。相对来说欺骗设备在技术上要复杂的多，因为它们必须能在细节上模拟真实的卫星信号。而且能模拟 GPS 信号的 GPS 模拟器现在也能买到（我们将在第十二章讨论对 GPS 接收机的干扰和欺骗）。

对下行链路的干扰和欺骗的防御也有好几种方法，任何反干扰技术都能让攻击方对于攻击效果的评估更加困难。

在某些情况下，增加卫星发送信号的功率是有可能的。下行链路信号能够编码，因此接收机能够通过对比接收信号和用户已知的信号模型来区分真实信号和干扰信号。可是，这样也增加了卫星系统和接收系统的复杂性和造价。

地面的接收机也能设计成只接收发射机方向的信号并且拒收其他任何方向信号。然而，此类反干扰方式会增加接收机的造价和重量，特别是手持式的接收机（比如 GPS 接收机），可能最终造成接收机使用困难⁶。

⁵ 据“A New Scientist”文章指出，空军制造了一台针对超高频卫星的干扰机，只包括一个网络链接和价值 7500 美元的材料。相同技术针对 GPS 卫星频率的干扰也应该相当简单。(Paul Marks, "Wanna Jam It?" New Scientist, 2000 年 8 月 22 日)

⁶ 2003 年，很多在伊拉克的士兵都持有自己的商用全球定位系统接收机，而不是军方指定的产品，因为商用接收机更轻，耗电更小，或者是由于它们不是军方指定的产品的缘故。
(<http://www.coldsteelinfantry.com/iraai%20freedom%202.htm>,这是美军第 42 师第 113 机械化步兵联队第 2 大队的士兵及其家属制作的网站。Joshua Davis, "If We Run Out of Batteries, The War Is Screwed,"Wired, 2003 年 6 月, http://www.wired.com/wired/archive/11.06/battlefield_pr.html, 2005 年 1 月 17 日访问)

另一种反干扰方式是在很窄的频段上集中卫星功率发射信号，而接收机滤掉其他频段的信号。如果干扰机不知道目标系统的频率就必须使用很宽的频段以确保能覆盖目标卫星实际使用的频段，这样需要的功率可能就很大。这是在反干扰系统中运用复杂信号处理的简单技术。系统可能以某种固定模式在不同的频段上切换只能服务合法用户，使干扰机很难最快地探知目标卫星所用频率而实施干扰。然而，如果卫星系统只用很窄的频段来发送信息的话，干扰或者受到干扰的威胁就能很明显的减少信息传送和接收的速率，即使传送过程不会一直中断。

原则上，下行链路干扰机应该布置在低轨道以干扰高轨道卫星发送的信号，因为低轨道干扰机距离地面接收机比同步轨道或准同步轨道卫星近 50 到 100 倍，它能够产生足够强的信号作用于接收机，然而又由于低轨道干扰机相对于地球的运行速度比较大，这种策略是不实际的，因为为保证干扰机能覆盖地面的接收机，必须部署大量的轨道干扰机。如果接收机使用定向天线的话，需要的干扰机的数量又会增加。

最后要说明的是，如果干扰机能够被定位的话，它也会被攻击。当出现军事危机时，这种攻击可以认为是合法的，静止的干扰机特别是在发送很强信号的时候，例如要覆盖很大一片区域时，相对比较容易定位和攻击，这时它就只能对通信产生有限的影响。2003 年伊拉克战争期间，伊军使用的 GPS 干扰机就很容易被美军锁定和攻击。（第 12 章将会讨论了另一种难以防御的干扰 GPS 的方法）

要对付欺骗攻击，可以加密卫星发送的信号——发送前加密，接收后解密。因为诸如编码和加密等复杂技术不仅增加了卫星处理数据的复杂性，而且还减少了卫星可处理数据的总量，所以商业卫星不可能采用这种加密技术，除非干扰的威胁有很显著的增大。如果是敏感的军事或者其它需要可靠安全链接的任务，这种权衡才会有意义。

干扰或欺骗上行链路

卫星上的接收装置也能被干扰而无法接收上行链路信号。卫星利用上行链路接收指令和控制信息⁷，通常这些链路通过信号编码防止干扰，通过信号加密防止欺骗。尽管如此，大功率的干扰机仍能通过产生大量噪音来破坏编码。

通信广播卫星利用上行链路接收机接收来自地面的信号然后转发，而军事卫星可能需要在发送前编码或者加密，商业卫星则是以最简的过程发送和接收信号。这种广播卫星基本上只是重复性的将信息从地球的一个地方传递到另外一个地方，正因为如此，他们常被称作为弯曲的输送管。这种接收装置是相对比较容易受到干扰的：针对广播通信卫星的干扰机基本上是标准通信设备的大功率版本。即使是同步轨道卫星也能被地面干扰，因为无论是真实信号还是功率必须很大的干扰信号都会因为相同的传播距离而信号强度有相同程度的衰减。

商业广播通信卫星因为如下的原因在遭受上行链路干扰和欺骗时尤其脆弱：该类卫星设计时要求能接收很大区域内用户的信号，因而能被干扰和欺骗的上行链路区域也很大⁸（很多此类卫星都处于地球同步轨道，而发送/接收区域能覆盖地球表面很大部分）。因此，源自一个国家的信号可能被在另一个国家的干扰机干扰，相对应的是，要想干扰卫星的下行链路信号并覆盖地基的接收机，就必须布置在离接收机很近的地方。

当危机发生时，包括美国在内的那些用商业卫星完成部分或全部军事通信的国家都应该考虑商业卫星将面临的干扰或欺骗威胁。

对广播通信卫星的干扰并不只是理论意义上的威胁。报道称，2003年7月，在古巴的伊朗人使用地基干扰设备对美国向伊朗广播的Telstar12卫星的上行链路实施了干扰。美国最近开始用波斯语广播“美国之音”节目，其后数个非正式美籍伊朗人团体要求伊朗政府增加美国节目，煽动抗议伊朗政府的干扰行为，在有关党派协商后这些干扰才结束⁹。

⁷ 卫星也可以利用交叉链路来实现这些功能，但这并不普遍。

⁸ Geoffrey Forden, “Appendix B: Anti-satellite Weapons,” in *Ensuring America’s Space Security*, Report of the FAS Panel on Weapons in Space, (Washington, DC: Federation of American Scientists, 2004) 75-81, <http://www.fas.org/main/content.jsp?formAction=297&contentId=311> 2005年1月17日访问

⁹ 伊朗对卫星广播接收机的拥有权有着很严格的限制，而政府通过干扰卫星的下行链路信号在本国阻截了许多国外广播。

作为第二个例子，据报道，2003年中国中央电视台的神舟五号载人飞行直播被法轮功组织干扰。据称是法轮功分子在台湾反复利用发射机干扰卫星上行链路而干扰中国大陆的广播信号。据报道中国新一代的通信卫星（鑫诺卫星）将安装反干扰设备¹⁰。

干扰静止轨道广播通信卫星之外的目标在技术上是很困难的，因为攻击方需要定位甚至可能跟踪卫星，例如低轨卫星通信网络（如铱星系统）和其他非地球同步轨道卫星。

如果对卫星系统不了解，攻击方可能无法立即确定攻击控制链路是否成功，因为许多卫星能够在一段时间内自主运行，卫星的工作状况不会突然改变。而对广播通信卫星而言，攻击效果却很容易确定，因为下行链路的改变很容易被监视。

以上对上行链路所作的反干扰、反欺骗技术也同样可以用来防御下行链路的干扰和欺骗。然而，一般来说商业卫星使用定向天线不太可行，因为它们在设计时就要求能服务大范围区域内的用户。这对于军事卫星来说并不实用，因为军事卫星必须经常服务一大批上行链路能力不同的用户（从移动战场终端到固定的指挥中心），而这些用户通常位置不确定并且分布广泛。此外，定位上行链路干扰机比下行链路干扰机要困难得多，因为在很多情况下，上行链路干扰机可在较大范围内的任何位置执行任务¹¹。

星载上行链路干扰机 任何航天国理论上都能在接近目标卫星的小卫星上配置上行链路干扰机，因为地面发射站到卫星接收机的距离比星载干扰机到卫星的距离大数百或数千倍，所以天基干扰机只须地面发射机功率的数万分之一就能使到达卫星的信号和真实信号强度相同¹²。如果干扰机能够自主定向让卫星天线接收到信号，那么就有可能以很小的功率造成有效的宽波段干扰。

然而，实现有效的天基干扰有可能是困难的，因为干扰机必须在目标卫星天线的发送/接收区域内，所以干扰机轨道必须比目标卫星低。又因为干扰机运行速度比

¹⁰ 新华社消息：China to Launch "anti-jamming" 。

¹¹ 在 Virginia 州的 Chantilly, Transmitter Location Service 公司提供定位卫星干扰源的服务。

<http://www.tls2000.com>, 2005年1月17日访问

¹² 信号强度的衰减同距信号源的距离的平方成反比。

目标卫星快，它会很快地离开卫星天线的发送/接收区域¹³。保持干扰机攻击位置需要连续的机动和极其复杂的操控。

更简单的布置是是将干扰机作为卫星与目标星置于同一轨道，保持很近的固定距离尾随。但是因为干扰星在目标星旁边而不是下方，所以它可能不在目标星的主发送/接收区域。卫星对非主发送/接收区域方向的信号不敏感，这些方向旁波瓣（side lobes）所屏蔽，敏感度往往只是卫星天线前方信号的十分之一还要少。此外，目标星还可以控制旁波瓣的形状以屏蔽来自同轨道干扰机的信号。这样的结果是大大减少了对干扰星信号的敏感度从而抵消了天基干扰机的有利因素。

对卫星传感器的激光攻击

定向能武器，例如激光和微波武器，有着作为攻击武器的理想特性。因为光束以光速传播所以可以很快到达目标，传递的能量也可以调节以期造成可恢复的暂时性破坏或者不可恢复的永久性破坏。定向能武器相比于物理式的拦截器有一些缺点：它们只能攻击直线视场内的目标，除非使用中转透镜（relay mirror）；简单的具有反射性、吸收性或者传导性的材料都能起到不错的防护作用。

因为能以很窄的光束和频段发送大量的能量，激光特别适合作为定向能武器使用。从原理上讲，这些特性能让攻击方有效地导引能量到目标卫星的正确位置并且使用合适的频率给目标卫星以打击。然而实际上，可使用的频率受到现有技术和其它因素的制约，比如说地基的激光器必须使用能穿越大气层的激光频率。此外，如果攻击时需要一定范围内不同频率能量的话，可能会要求有多组激光器产生不同的频率或者是频段的光源，这将会在下面讨论。

激光能干扰卫星的传感器或者通过发射大量的能量破坏卫星。后者相比前者需要更大的功率，这将在本节后半部分讨论。

¹³ 比目标卫星轨道低 1 公里的轨道干扰机在目标星天线设计成能观测视野下全部区域时，不管目标卫星在近地轨道还是地球同步轨道，只需 2 到 3 个小时就穿越了发送/接收区域，如果目标星天线视场减小，穿越时间就成比例减少。

激光技术比较成熟,至今已开发了不同功率级别的各种各样的激光材料和技术。激光器通常分为两类:一类是产生连续能量的连续波式激光器(continuous wave (CW) lasers),另一类是产生脉冲能量的脉冲式激光器(pulsed lasers)。这种分类对 ASAT 系统攻击效果的评估特别重要。连续波式激光器能产生连续的能量束,一种简单的台式激光器功率能有几十到几百瓦,大型的商业 CW 激光器功率能达到几十千瓦甚至更高¹⁴,而美军中红外高级化学激光器(Mid-Infrared Advanced Chemical Laser (MIRACL))则定位在百万瓦级别上¹⁵。

脉冲式激光器能在毫秒级的时间内产生较大功率(称之为峰值功率),还能产生适当的平均功率水平(在几秒内平均)。脉冲长度和单位脉冲的功率也是很重要的参数。大功率的商用脉冲式激光器¹⁶能够产生太瓦级(10^{18} 瓦)的峰值功率,但这只是在很短的脉冲内,平均每个脉冲有 20J 的能量(平均功率乘以脉冲时间),这种脉冲能量在更长的脉冲时间内很普遍。

随着激光器功率的增加,激光器也随之变大,变得更加复杂,因为它需要更大的能量供给和冷却系统,有时还需排气系统。例如, MIRACL 是通过类似于火箭发动机的化学反应供给能量的,需要大型的支持装置。为导弹防御系统设计的 Air-borne 激光器期望目标是功率能达到兆瓦级,其质量大约有 100 吨¹⁷。

激光 ASAT 系统也需要一个跟踪指向系统和一块能活动的透镜,既能将光束导向目标卫星,又能将光束聚焦。

ASAT 激光系统可以是地基的、海基的、空基的或者是天基的。地基和空基的 ASAT 激光系统能够以可见光或者红外波长工作,因为这些波长的光可以穿透大气

¹⁴ 一种 10 千瓦 1.315 微米化学氧-碘激光器造价大约 1000 万美元(见 <http://www.tokyo.afosr.af.mil/coil.html>, 2005 年 1 月 14 日访问)

¹⁵ MIRACL 激光器布置在新墨西哥州 White Sands Missile Range 的 HELSTF。光束波长在 $3.6 \mu m$ 到 $4.0 \mu m$ 之间(见 MIRACL 系统在 HELSTF 网站上的主页:<http://helstf-www.wsmr.army.mil/miracl.htm>, 2004 年 12 月 20 日访问)

¹⁶ Coherent 研究所制造的大功率商用激光器,使用 Nd: Glass 脉冲激光,脉冲能量: 20J, 峰值功率 40TW, 见 "Multi-Terawatt Systems", <http://www.coherentinc.com/lasers/index.cfm?fuseaction=show.page&ID=726>, 2005 年 1 月 11 日访问。

¹⁷ "Extra Weight Will Not Affect ABL Test, Director Says," Global Security Newswire, http://www.nti.org/d_newswire/issues/newswires/2003_3_7.html, 航空激光系统计划搭载在一架改装的波音 747-400F 货机上, 见 Boeing Integrated Defense System's Airborne Laser System 主页: <http://www.boeing.com/defense-space/military/abl/flash.html>, 2004 年 12 月 20 日访问

层¹⁸。大功率的激光器可以依照这些波长来设计，而且这些波长的光束可以远距离瞄准，并且可以用适当大小的透镜聚焦。但是大气层在这些波长范围内也并不能很好的透射，而水蒸气、固体悬浮颗粒加上雨和云都能减少光束的强度。

此外，激光器透镜聚焦的能力并不由其尺寸制约，而是由大气决定。低海拔大气的扰动能干扰激光束的传播而使光斑点变大。如果是直径达到几十厘米的激光透镜，大气将影响其聚焦能力。

技术手段可以减少大气的影响，例如透镜表面能够快速变形以补偿大气作用的自适应光学设备。这些技术变得越来越普遍，但同时也增加了透镜系统的复杂性和成本。此外，使用自适应光学设备比其他一般的天文应用难度要大得多。¹⁹。

眩目

激光一般用于干扰获取地面目标图像的卫星，这一节将讨论利用激光暂时性干扰成像卫星传感器的方法。这种暂时的干扰称之为眩目。正如卫星的接收天线能够因为干扰信号而失灵，卫星的光学传感器也会因为激光强度大于所获取地面目标光线强度而失灵。高分辨率遥感卫星在战略和战术上非常重要，因此它的传感器最容易成为攻击目标。

要理解眩目的原理，首先必须了解卫星成像的工作原理。卫星成像系统能够观测到的地面目标的尺寸是由卫星望远镜的视场和传感器的尺寸决定的。这个视场一般比卫星上能够观察到的视场小得多（见图 5-4）。对于获取高分辨率图像的卫星来说，这个区域只有几十千米宽。对卫星传感器的攻击只能源自卫星望远镜视场范围内，否则激光束到不了传感器。

卫星的望远镜和光学系统将在视场内地球的一部分图像成像于一个称为焦平面的平面上，焦平面上的传感器（或称探测器）通常是由大量的很小的称作为像素的

¹⁸ 相关的大气传播窗口是从 0.35 到 0.9 μm （包括可见光和部分近红外波段），0.95 到 1.1 μm （近红外波段），1.2 到 1.3 μm ，1.55 到 1.75 μm 和 2.0 到 2.3 μm （短红外波段），3.5 到 4.1 μm （中红外波段），8.0 到 13.0 μm （远红外波段）。

¹⁹ 见 DeBlois 文章 58 页。

光敏感单元组成，每个像素能以感应到的光强度成比例的输出电信号给计算机²⁰。一部分在焦平面的图像落在传感器上，其它部分的图像可能穿过望远镜而不在传感器上，能观察到的地面部分和落在传感器上的部分定义了传感器的视场大小。

传感器可能是像素的二维方阵或者是长的线性阵列。对于前者，传感器接收地面一个方形区域的光线产生图像，然后跟踪接收下一方形区域的光线（称之为步进拍摄），这种传感器在 Hubble 望远镜上使用（虽然并不观测地球），对太空特定区域进行观测以收集暗天体足够的光线。

地球成像卫星通常使用线性阵列像素。随着卫星在地球上空的移动，这些阵列一次记录一条线，然后就能扫掠过地球的一条长而宽的地带。这些单个的图像都能储存下来然后由计算机把它们拼合成一幅二维的图像（工作原理同普通家用扫描仪相似）。这种照相方法称之为推扫式扫描。

因此在卫星的全视场范围内，每个像素对应一小块区域并且记录下这片区域光的强度。卫星照相系统的分辨率部分是由地面对应于一个单像素区域的大小所决定的，因为传感器没办法记录更小面积光线的明暗度。如果一颗卫星的地面分辨率为 1 米，那么每个像素对应地面区域的面积是 1 平方米。

例如，IKONOS 太空成像卫星，地面分辨率为 1 米，能观测到宽度为 11 千米的窄带，其线性传感器有 13500 个像素²¹。法国 SPOT 成像卫星，地面分辨率为 2.5 米到 5 米，观测卫星下方 60 千米宽的带状区域²²。

考虑一个地基的激光器眩目攻击一个地面分辨率为 1 米的卫星。激光器使用透镜调节光束并聚焦在卫星上，这种透镜可能只有几十厘米的直径。因为卫星通常观测地面带状区域的宽度在几十千米，所以当地面成像在传感器上，透镜只会是整个图像区域中的一个小光点，如果卫星光学系统对透镜很好成像的话（忽略大气层的

²⁰ 这和电视机或电脑输出屏幕图像的过程相反，屏幕是由很多微小的点排列而成，电脑通过控制每个点的亮度来输出图像，屏幕上的点越多，分辨率越高。

²¹ Gordon Petrine, Gordon Petrine, "Optical Imagery from Airborne and Space borne Platforms," GEOInformatics, January/February 2002, 28-35.

²² "SPOT Image," <http://www.spotimage.fr>, 2004 年 12 月 22 日访问。第五章探讨过，在 832 公里的高度上它能观测到的地面区域大约是一个半径为 3000 公里的圆。

影响), 透镜的图像将会落在对应的一个或几个像素上。因为每个像素对应地面一平方米的区域, 在这种情况下, 如果激光够强的话可以眩目传感器对应的这几个像素。

然而真实的光学系统是有缺陷的, 会由于以下几个原因会导致来自激光器的光线发散, 从而覆盖传感器更大的区域: 第一, 因为卫星望远镜直径有限造成光的衍射, 也就是在激光器透镜成像的区域外发散成一些圆环; 第二, 任何光学系统小的误差都能使光线发散到图像以外。这些误差有很多来源, 包括光学系统的成形误差和定位误差, 温度梯度带来的变形, 系统内的灰尘。还有光学系统内有可能有反射或者散射表面(比如光学系统组件的边缘)。卫星设计人员努力减少散射光线, 一般情况下这已经不再是问题, 但是高强度激光器的散射光影响会很大。

第 11 章附录 A 粗略估计了眩目攻击一个高分辨率成像卫星的部分传感器所需要的功率, 并且假定地基激光器透镜直径为 0.15 米。要注意的是所需的精确功率值是由激光器使用的波长、激光器透镜直径和卫星光学系统等决定的。经过分析我们可以得出以下重要的几点: 第一是因为激光能够被聚焦为极其窄的光束, 所以即使是小功率的激光器都能眩目卫星传感器的一部分。然而, 如果卫星有着高分辨率的话, 这一部分可能只对应地面很小的一部分。对于第 11 章附录 A 中的情况, 一个毫瓦级的激光器——相当于一个激光瞄准器²³——能够眩目传感器的部分相当于地面以激光器位置为圆心, 半径为 10 米的圆形区域。

第二点, 假定卫星光学系统设计成如第 11 章附录 A 一样控制散射光的话, 眩目传感器的更大区域所需要的功率将迅速增加。附录 A 的计算表明: 如果想让眩目的传感器区域对应的地面区域的半径增加 10 倍, 则需要的功率将增加 100 倍。然而, 需要的功率数还是在可用的商业激光器的范围之内。附录的粗略估计表明: 一台 10 瓦的激光器能眩目传感器相当于地面半径 1 公里的圆形区域, 一台千瓦级的激光器则能眩目传感器对应地面半径大约为 10 公里的区域。对于如 IKONOS 的高分辨率

²³ 因为激光瞄准器的光束相比于在此讨论的 ASAT 激光器透镜直径相对很小, 达到目标卫星高度的光束强度相比于 ASAT 系统光束将会很弱, 所以激光器本身不能用作眩目攻击。

卫星, 眩目攻击传感器对应地面 10 公里半径的区域将相当于基本上攻击了传感器的全部阵列²⁴。

第三点, 实际的功率要求是由卫星光学系统的细节所决定的。以低水平的散射光射入为准则设计的光学系统, 眩目攻击预定区域可能就需要更大的功率。另一方面, 卫星设计中如果不考虑应对高强度光线就可能造成散射光水平的提高, 也就更加容易被眩目攻击了²⁵。

产生足够大的功率并不代表攻击方能阻止卫星观测地面目标。通常成像卫星都有多组传感器和滤镜。每个滤镜只允许一个很窄波段的波长的光线到达特定的传感器。多张不同波长获取的图像最终被拼合成全彩色图像 (台式扫描仪通过相同方式获取彩色图像)。例如, IKONOS 卫星以四个波段收集光线。至此我们的讨论假设激光器发射的激光束只能通过一个滤镜到达一个传感器。如果这样的话, 就可以眩目上面讨论的传感器。然而, 滤镜很大程度的减少了能够到达另一传感器的激光强度。降低光束强度很大程度地减小了被眩目的传感器面积, 或者同时消除了对其他传感器的眩目威胁。眩目攻击所有的传感器的大部分需要攻击方了解各种滤镜的频段, 并且令激光器在这些波段内工作, 如果攻击方不能眩目所有的卫星传感器, 卫星依然能获取地面图像。

利用天基的光源眩目攻击成像卫星比较困难, 因为要求激光器处于传感器的视场内, 对于高分辨率照相卫星来说这个视场非常小, 我们不在细节上讨论此类情况。

要对付眩目攻击, 卫星可以改变其观测方向或者关闭快门使激光束无法到达传感器。然而这两种方法的效果和眩目攻击效果一样, 那就是卫星不能观测预定区域。

部分致盲

在足够高的强度下, 激光能永久破坏照相卫星传感器, 这种方式称之为部分致盲, 因为这种攻击只会破坏传感器的一部分。高强度的激光能使传感器材料烧蚀或者蒸

²⁴ 下面将要讨论的是, 在眩目大片区域的大功率激光器中, 高强度光线照射到衍射环中心附近的像素上可以破坏它们。

²⁵ 据报道, 在 1997 年的一项测试中, 一台 30 瓦的地基跟踪激光器眩目了一颗 500 公里高度的成像卫星, 尽管只有很少细节被披露。(John Donnelly, "Laser of 30 Watts Blinded Satellite 300 Miles High," Defense Week, December 8, 1997, 1)

发，还能熔化传感器材料或者其中脆弱的电子连接。此外，激光束热量产生的大的温度梯度还能产生热应力²⁶。

和眩目攻击一样的是，致盲攻击需要在卫星传感器视场内操作以使激光到达传感器；与眩目攻击不同的是，激光束只需处于传感器视场内很短时间就能破坏它。

卫星的光学系统有助于集中激光能量聚焦在传感器上，和眩目攻击一样能在传感器上聚焦高强度的光束，但是聚焦区域被限制在很小的一部分，所以可能只破坏一些像素。和眩目不同的是，损伤是永久性和积累性的：传感器的附件都有可能在随后的攻击中损伤。对于线性推扫式传感器，损坏的像素将导致图像中缺失一些对应于地面的线条，这种攻击能有效地阻止拥有卫星的国家对布置有激光器地区的观测。

事实上，卫星光学系统聚焦激光束对估计激光器实施致盲攻击所需功率非常重要，而聚焦能力可以由卫星望远镜横截面积（决定了聚集的光线量）同光线聚焦在传感器上的面积的比值决定，对于高分辨率成像卫星，这个比值高达 100 亿（见第 11 章附录 D）。

高分辨率成像卫星的线性传感器越过 1 平方米的地面区域或者一个地基激光器的透镜时，在很短时间（十分之一毫秒）内收集地面的光线，并移向相邻的区域。激光器必须在这段很短的时间内发射足够的能量以破坏卫星的传感器。脉冲式激光器可以在比十分之一毫秒还要短得多的脉冲时间内产生所需能量；也可以使用连续式的 CW 激光器，如果能在这么短的时间产生足够多的能量的话。

第 11 章附录 D 对破坏高分辨率成像卫星传感器的一部分所需激光器的功率作了估计，这种估计肯定是粗略的，因为所需功率完全取决于卫星光学系统的设计细节。但是它给出需求功率的量级范围。如果卫星光学系统聚焦激光强度的能力很高的话，即使是相对低功率水准的激光器——如几十瓦的 CW 激光器或者是脉冲能量为几个毫焦的脉冲式激光器——都能破坏一部分的传感器，相对应的地面尺寸大约

²⁶ 有关激光对传感器损伤的研究有如下文献可供参考：Vaidya Nathan, "Laser Damage in MWIRMCT Detectors," Proceedings of SPIE 2114 (1994): 726; F. Bartoli et al., "Irreversible Laser Damage in IR Detector Materials," Applied Optics 16 (November 1977): 2934–2937; Madhu Acharekar, et al. "Calculated and Measured Laser Induced Damage Threshold (LIDT) in Glass and Metal Optics," Proceedings of SPIE 3902 (2000): 85–96; and the literature referenced in Laser ASAT Test Verification (Washington, DC: Federation of American Scientists, 1991).

1 米（见第 11 章附录 D）。损伤传感器的大部分需要相当高的功率。附录中的估计表明传感器损伤面积增加 10 倍意味着激光器所需的功率增加 100 倍。这些估计也说明了商用激光器的功率水平能破坏对应地面几十米的传感器部分。

基于天基激光器的部分致盲攻击是可行的，因为激光器光束只需在卫星视场内很短时间。这种情况下天基激光器相对于地基激光器和卫星的距离更短，减小了其功率要求。

虽然快门在理论上能保护卫星传感器免受致盲攻击，但是卫星系统需要探测到攻击后在足够的时间内做出反应。例如，卫星可配置一个低灵敏度传感器在主传感器²⁷之前探测地面，卫星也可在受到攻击前发现处于低功率瞄准状态的激光器。非线性光学材料在高强度光束下会变得不透明，利用这种特性可以把它布置在光路中间的一个焦点上作为开关来保护传感器。

在眩目攻击那一节提到过，如果激光的工作波长在卫星工作波段内，那么激光能够通过卫星光学滤镜中的一个，并将高强度的激光束送达对应的卫星传感器；否则，到达传感器的光束强度将急剧减小。要想破坏传感器，攻击方必须要事先知道滤镜的波段，即使知道了滤镜的波段，一台单一波段的激光器也只能破坏成像卫星搭载的多块传感器中的一块。

预测和确定致盲攻击的成功率是困难的，成功进行致盲攻击的把握性没有眩目攻击高。眩目攻击需要的能量由当地情况和卫星传感器地面分辨率决定：实施眩目攻击的激光器只需在此区域内强度比地球反射光线高就行。不同的是，致盲攻击所需的能量很大程度上由卫星光学系统和传感器系统的细节决定而会有所不同。

对于商用和民用卫星，攻击方可以从公共渠道搜集卫星光学系统和传感器的设计细节，而对于敏感的军事侦察卫星，光学系统（对望远镜孔径和焦距的适当估计）的某些信息可以由卫星地面图像信息分析得到，而传感器采集光线的波长可以推测出来，因为大气层限制了可用的波长，还因为频段的选用一般来说会尽量宽以提高

²⁷ Ashton B. Carter, "Satellites and Anti-Satellites: The Limits of the Possible," *International Security* 10 (Spring 1986): 46-98.

采集信号的能力。特定的对手若很好地掌握了传感器材料和技术，就能够合理地估计激光器的攻击效果，虽然传感器的制造细节也很重要。

高能微波攻击

第二种用于攻击卫星的定向能武器是一种能产生高能微波（HPM）的设备。微波是波长比无线电波短而比可见光波长的电磁波²⁸。通常用于雷达和发送通讯信号。

HPM 攻击卫星理论上可以由地基或者天基武器实现。地基 HPM 武器因为和目标卫星距离比较远所以使用受限。产生高强度光需要高水平的发射功率和聚焦用的大型天线²⁹。此外，大气层限制了高功率微波光束的传播³⁰。基于这些原因，地基反卫星 HPM 系统和那些天基的或者利用导弹发射的近距离攻击的 HPM 武器相比就没有优势可言了。

高强度的微波辐射，如果能侵入或影响（或者耦合）卫星的一些部件的话，就能够干扰电子设备，若是超过临界值就会永久性的破坏它们。如果是非破坏性的攻击，则可能重启卫星计算机、篡改指令或者在攻击时或者之后一段时间内中断卫星的功能。如果和系统耦合的微波强度足够大的话，HPM 攻击能永久破坏卫星的电子设备。

HPM 和卫星电子设备的耦合称之为后门攻击或者前门攻击。前门攻击通过广播通信天线和系统耦合，这些天线用于接收和放大在频率范围内或附近的无线电信号。因此前门攻击位于卫星发送和接收信号的区域内。和干扰不同的是，HPM 攻击使用短暂的高能脉冲，而且在发送/接收区域的只需很短时间。

微波能以卫星天线接受的任何频率通过前门耦合卫星系统。如果卫星通讯频率可知，耦合更容易成功。卫星接收系统电子设备往往设计能接收微弱信号，如果没

²⁸ 一般认为微波频率在 1GHz（波长相当于 30 厘米）到 300GHz（波长相当于 1 毫米）之间。

²⁹ 因为微波波长比可见光大几千倍，所以聚焦前者比后者要困难得多，因为需要相当大的天线，这样就限制了 HPM 系统聚焦长距离辐射光线的的能力。见第 11 章附录 B 对天线尺寸和定向性的讨论。

³⁰ 高强度的微波能导致空气分解从而电磁波无法传播。对于激光来说，波长比较小，空气要传播比激光高几千倍强度的电磁波才会分解(Philip E. Nielsen, Effects of Directed Energy Weapons, [Washington, DC: National Defense University, 1994], http://www.ndu.edu/ctnsp/directed_energy.htm, 2004 年 12 月 21 日访问)

有适当的保护措施的话，压倒性的高强度辐射就可以造成永久性的破坏。因为前门攻击对卫星系统耦合时会产生大量的能量，如果卫星设计成能探测和阻止高强度信号通向敏感部件的话，要造成有效攻击可能就比较困难。如果没有卫星的设计信息，攻击效果将是不可能预测的³¹。

在后门攻击中，微波通过天线之外的其它方式进入卫星。金属防护可以保护卫星电子设备免受微波攻击，但是微波能通过电路连接处的小接缝或者空隙进入卫星。如果这样的话，微波可以和卫星内各种电子设备发生作用并破坏它们。因为后门攻击不是通过天线进入卫星，所以微波不需要在卫星发送/接收区域内，而且不必在卫星预设的信号接收频段内。

然而，耦合量和后门攻击的效果很难预测，而且对攻击方而言这是主要的不确定因素。微波寻找路径进入卫星的能力由卫星制造质量和老化效应等因素决定。后门攻击微波的频率是不确定的，因为这是由那些缝隙和开口的尺寸决定的。可以通过发射一定范围的频率的微波来增加对目标的耦合量，这种方法称为微波展宽压缩技术（chirping），也就是增加其中某个频率与卫星耦合的机会。然而发射一定范围的频率必然减小了单一频率微波信号的强度，也就限制了此类武器的攻击能力。因为微波信号没有像前门攻击中那样被采集和放大，所以成功的后门攻击所需功率特别大³²。

HPM 在技术上比较成熟，当前的技术热点是如何在适当尺寸的设备上产生高功率和如何将发射机集成到可操控和具有鲁棒性的平台³³。据称一个比较成熟和小型的 HPM 源（称之为 Vircator）能以通信卫星使用的 GHz 级频率产生几十 GW 的功率。有报道称一台 400 千克的设备在短的脉冲周期内能产生 2 到 5GW 的 HPM 功率

³¹ 损伤门限很难确定，因为这是由目标卫星系统的细节所决定的，H.Keith Florig 估计(“The Future Battlefield: A Blast of Gigawatts?” IEEE Spectrum 25 [March 1988]: 50-54)在前门攻击中大约 $100 \text{ J} / \text{m}^2$ 的能量能破坏直接与卫星天线耦合的无防护的电子设备。其它损伤门限的估计见 Nielsen 和他的参考文献。

³² Florig 估计后门攻击需要比前门攻击高 1000 倍的功率才能达到相同的破坏效果。

³³ Carlo Kopp, “The Electromagnetic Bomb—a Weapon of Electrical Mass Destruction,” Air & Space Power Chronicles, <http://www.airpower.maxwell.af.mil/airchronicles/kopp/apiemp.html>, and Carlo Kopp, “An Introduction to the Technical and Operational Aspects of the Electromagnetic Bomb,” Australian Air Power Studies Centre Paper 50, November 1996.

³⁴。这类设备使用爆炸式发生器产生功率，所以只能使用一次，而且作用范围相对很小：使用 1 米焦距的天线，需要在 1 公里范围内才能破坏无防护的星载计算机³⁵。对于后门攻击，耦合性差的话也会限制攻击范围。而对于前门攻击，这个范围可以是几十公里。

虽然 HPM 技术已被掌握并且应用越来越广泛，但是由于这些武器的效能依然难于确定，这样就限制了它的应用，特别是攻击那些有攻击价值的目标卫星。不管是微波和卫星部件的耦合还是对耦合部件的攻击效果都很难确定。一个特定的攻击可以是破坏性的、干扰性的或者是完全无效的，这些都由卫星设计的细节所决定。虽然相同类别的系统对 HPM 攻击的反应相似，但是也很难确定某种特定卫星对攻击的反应，除非进行实际的测试。此外，如果在设计初期就考虑到电子设备对中等强度微波的防护的话，成本并不高；对于那些有防护的卫星较没有防护的卫星能承受高几个量级的 HPM 流。天基的 HPM 武器只适合于航天大国，因为 HPM 武器需要离目标卫星很近，而同轨的武器很容易被发现而认为是威胁，但是处于交叉轨道的卫星当其与目标星接近时就可能不会被认为是威胁。拥有短程导弹的国家可以发射 HPM 武器到高轨道，然后在目标卫星附近释放。攻击方必须能让武器定位以瞄准目标卫星，而且在攻击目标卫星时距离必须在攻击射程内³⁶，这些因素都能更进一步增加了使用时的不确定性。

攻击方不可能很快确定攻击是否成功，除非监视下行链路。如果卫星彻底失效，那么过不了几个星期就会很明显，如果卫星的轨道维持机动能够被监视的话³⁷。如果卫星不能正确的维持其轨道，攻击方就可以推测卫星已经失效。

破坏

³⁴ 见 Kopp, "An Introduction."

³⁵ 这个距离是假设能量是 $10^5 \text{ J} / \text{m}^2$ ，而且这类武器能产生毫秒级的脉冲(Florig)。

³⁶ 第 12 章讨论了在卫星附近垂直发射布置载荷的难点。

³⁷ 对于如何确定卫星的运行状态，见 Pavel Podvig, "History and the Current Status of the Russian Early Warning System," *Science and Global Security* 10 (2000): 21-60, http://www.princeton.edu/%7Eglobsec/publications/pdf/10_1Podvig.pdf, 2005 年 1 月 10 日访问。

攻击地面站

卫星运营方通过地面站给卫星指令，这种工作方式能被来自外面的武器，内部的间谍或者远程的黑客攻击。卫星运营方可采取的预防措施包括考察员工的背景，通过墙和门禁系统保护地面站，制定紧急情况下转移地面站控制权的预案。

对地面站的成功攻击可能造成地面站功能在一段时间的中断，但如果卫星运营方预案得当的话，卫星的功能可以在相对很快的时间内恢复，例如转移卫星的控制到备用站点。和卫星的损坏不同，地面站的损坏可以被修复。

对卫星的激光攻击：加热和结构损伤

高能激光器能让卫星遭受高能攻击，它带来的热量能在足够长的时间内破坏卫星内部的热平衡从而损坏卫星部件，如果强度足够高的话还能破坏卫星结构，比如降低压力容器外壳的强度。太阳能帆板也极易受到攻击³⁸。

因为这类攻击并不是针对卫星传感器的，所以攻击方不需要如眩目和致盲攻击中那样处在卫星传感器视场内。如果激光器功率足够大的话，攻击方可以布置在任何能让目标卫星进入视场的位置——地面，大气中或者太空中。

破坏诸如星体结构或者非传感器类的有效载荷等卫星部件需要足够大功率的激光器。通过对卫星的激光攻击的研究可以估计：对于低轨道的无防护卫星，地基的兆瓦级的激光器能在几秒内造成损伤，而对于最脆弱的部分，千瓦级的激光器能在较长一点的时间内产生同样的损伤³⁹，通过加热手段来损伤卫星的激光器所需功率更小。静止轨道卫星所处的高度能有效地防御地基或低轨道的激光器对其结构的攻击。

为了实现上述攻击方式发展激光 ASAT 系统是困难而且昂贵的，因此此类攻击技术只可能由技术发达的国家研发。向卫星传输高强度激光需要大功率激光器，聚

³⁸ 利用热能破坏太阳能帆板见如下文章：FAS, “Laser ASAT Test Verification,” 28 and in Forden, 75. 因为太阳能电池的不平衡充电可能造成的损坏见 Martin Unwin, “A Study into the Use of Laser Retroreflectors on a Small Satellite,” 1995, <http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/CSER/UOSAT/IJSSE/issue1/unwin/unwin.html>, 2005年1月15日访问。

³⁹ 有关使用大功率激光器破坏空间目标的技术分析细节见“Report to the American Physical Society of the Study Group on Science and Technology of Directed Energy Weapons,” Reviews of Modern Physics 59 (July 1987): S1-S201 and in FAS, “Laser ASAT Test Verification.”

焦光束用的大型透镜，如果是地基激光器的话，还需要减少大气影响的自适应光学设备⁴⁰。目前，由于技术上的困难，建造大功率天基激光器还难以实现。

卫星系统可采用以下防护措施，比如加强暴露的表面、采用冗余设计、配置对激光的屏蔽装置（现今的卫星并不都配备屏蔽装置）。这些措施都能让卫星经得起攻击或者能在足够长时间内延迟损伤或致命打击的效果以采取其它防护措施。如果攻击方是天基激光器，卫星防护时间的增加将特别关键，因为这样也就相应的延长了激光攻击的时间，激光器的燃料也就有可能耗尽。

对未防护卫星造成结构破坏的激光攻击的成功率相当容易预测，而如果卫星采取防护措施的话，成功率就难以预测了。同样的，其它类型激光攻击的效果（比如通过加热破坏卫星）就极难确定。其它类型的攻击也一样很难评估其效果。低轨道卫星的结构损伤可以通过地面望远镜观察到，否则攻击方就需要监视下行链路或者卫星轨道维持机动的变化。

动能攻击

通过高速碰撞的方式破坏或者损伤卫星称为动能攻击。动能是物体运动所拥有的能量，两个物体相对运动的速度越大，碰撞时产生的破坏力就越大。因为卫星运动速度比较大，所以即使是很小的物体也能造成很严重的损伤⁴¹。即使碰撞后卫星的大部分都完好无损，也能造成其轨道的下降。

地基的动能攻击：直接从地面发射而不布置在轨物体的攻击方式称为直接爬升式攻击。

这种攻击可以使用自引导的拦截器。导弹可以搭载 ASAT 系统运动到大气层上方，然后朝着目标卫星的方向释放拦截器。拦截器传感器可以探测到目标卫星，推力器引导其同目标卫星发生碰撞。碰撞前还可能释放一片小的碎片云以提高碰撞的

⁴⁰ 大型透镜比小型透镜在技术上更难制造，成本也比较高，地基望远镜的成本大约以其直径的 2.5 次幂增长，见下例：Aden and Marjorie Meinel, "Extremely Large Sparse Aperture Telescopes," *Optics and Photonics News*, October 2003, 26-29.

⁴¹ 质量为 m ，速度为 V 的物体的动能是 $\frac{1}{2}mV^2$ 。因此，随着速度的增加，物体的动能增长很快，质量为 m ，速度为 3 km/s 的物体的动能相当于质量为 m 的高能炸药爆炸产生的能量。

概率。因为拦截器是直接发射而且并不需要布置在轨道上，所以对于攻击低轨道卫星只需要一枚相对短程的导弹把拦截器送到目标卫星的高度（见第 8 章），因为把拦截器直接送上静止轨道有一定难度，所以直接爬升式攻击只适于攻击低轨道卫星。

对于自引导 ASAT 系统，攻击方不需要知道卫星的高精度轨道信息，只需定轨精度足够高，而且拦截器入轨精度足够高能让拦截器传感器定位目标卫星就行。为了在机动能力范围内拦截目标星，拦截器还必须与卫星很接近。攻击方还需在成熟技术下设计一台简单的导引设备（包括传感器和精确机动能力）。如果能够做到这些，这种攻击方法将会有很高的成功率。任何航天大国都能有能力发展这种拦截器。而对于其它国家而言，使用商用的传感器也能发展简单的导引系统。

上世纪 80 年代，美国成功地测试了一枚直接爬升式拦截器攻击一颗低轨道卫星。拦截器由搭载在 F-15 战斗机上的导弹发射⁴²。这种拦截器是美国地基中程导弹防御系统利用动能拦截器攻击弹道导弹的一部分，也能用于攻击低轨道卫星⁴³。

如果攻击方没有能力发展自引导的拦截器但是却拥有弹道导弹技术的话，他也可以在卫星运行轨道上发射一片弹丸云作为替代。这种攻击方式的成功率取决于几个参数，例如攻击方定位卫星轨迹的精度，攻击方对弹丸云位置和发散度的控制程度和攻击方导弹送到目标卫星轨道高度的总弹丸质量。这种攻击方式将会在第 12 章详细讨论，到时会发现如果有其它方式选择的话，这并不是一个值得考虑的方案。特殊情况下，除非攻击方有精确制导的导弹和不错的跟踪能力，否则这种攻击的成功率很低，而且攻击方对能否成功没有把握。

在卫星前部装备防护板可以防御弹丸式的攻击，适当的机动可对非引导式的攻击有效（见第 12 章）。然而，因为撞击卫星的弹丸质量太大而无法防护⁴⁴，而且拦截器往往比卫星机动能力更强，所以对于导引式攻击不管是使用防护板还是机动都很难有效。

⁴² Laura Grego, "A History of US and Soviet ASAT Programs," April 9, 2003, http://www.ucsusa.org/global_security/space_weapons/page.cfm?pageID=1151, 2005 年 1 月 17 日访问。

⁴³ David Wright and Laura Grego, "Anti-Satellite Capabilities of Planned US Missile Defense Systems," December 9, 2002, http://www.ucsusa.org/global_security/space_weapons/page.cfm?pageID=1152, 2005 年 1 月 17 日访问。

⁴⁴ 自引导式的拦截器在碰撞之前释放弹丸云作为威力放大器，相比非引导式的拦截器能使用数量更少但质量更大的弹丸攻击，因为弹丸云可以更小。

对于低轨道卫星所受的动能攻击损伤甚至可以在地球上由中等大小的望远镜照相来观察，也可以通过监视卫星的下行链路和轨道维持机动来评估。

冲击对卫星的损伤多半会产生一些永久碎片，至于残骸的数量和大小则由卫星轨道高度和碰撞的细节所决定。如果攻击方在太空中有长期的利益并且还有其它类武器可供选择的话，碎片的产生可能就制约了这类武器的使用。

天基动能攻击：相比使用直接爬升式的攻击方法，动能 ASAT 系统可以在攻击前布置在轨道上。它们可以在攻击前不久就发射，就像前苏联在上世纪 60 年代到 80 年代发展和测试的同轨道的 ASAT 系统一样，攻击前只运行了几圈⁴⁵。天基 ASAT 系统可以在使用前很好的布置，这种系统通常称之为太空地雷（这个词既包含动能攻击，还包含使用其他攻击方法的 ASAT 系统，见第 12 章）。

和直接爬升式 ASAT 系统一样，天基 ASAT 系统也能使用无引导式弹丸云或者自引导式的拦截器。弹丸云可以在同目标卫星轨道交叉的轨道上释放，或者是同一个轨道，但是运动方向必须相反以增加碰撞的相对速度。轨道弹丸云在损伤卫星方面比爬升的弹丸云有效得多，因为前者能够重复地在目标卫星附近通过。然而由于它们能组成长期的碎片云，就可能对其它卫星造成长期的威胁。

自引导式拦截器可以布置在目标卫星交叉轨道上形成高速碰撞，或者布置在目标卫星相同的轨道上，然后慢慢接近，发射弹丸云击伤目标。

如果有足够多的燃料机动的话，低轨道 ASAT 系统也能使用动能方式攻击包括静止轨道在内的高轨卫星。特定情况下，第 6 章的讨论表明在 400 公里高度轨道的 ASAT 系统能达到静止轨道的卫星高度，如果设计 ΔV 为 2.4km/s，到达静止轨道的时间大约为 5 个小时。如果 ASAT 系统的设计 ΔV 为 4km/s，这个时间将减小到 1.5 个小时。这个问题很关键，因为作为天基弹道导弹防御系统一部分，布置在轨道上的天基拦截器（SBI）如果有了如上量级的 ΔV 就可以迅速的拦截助推段的导弹（见第 9 章）。因此 SBI 可能设计成具有 ASAT 功能的系统（如果装备有合适的传感器⁴⁶，

⁴⁵ 见 Grego

⁴⁶ 见 Wright 和 Grego 的文章。

而且一个导弹防御系统将拥有几千个 SBI——比高轨道的目标卫星多得多。即使数量有限的 SBI 也能对静止轨道的卫星造成很大的威胁⁴⁷。

因为天基的 ASAT 系统必须布置在轨道上，所以只限定在航天大国中使用，我们将会在第 12 章详细讨论地基和天基 ASAT 系统的优点和缺点。

因为本节讨论的目标卫星和动能 ASAT 系统都在轨，碰撞的速度就会特别高。而此速度和尺寸大小的碰撞将会产生永久性的太空碎片，这些碎片的数量和寿命由碰撞的细节决定。

保镖卫星：防卫卫星，通常称为保镖卫星，经常作为保护高价值卫星免受动能攻击采取的手段⁴⁸，需要防御的攻击方式决定了这项任务的难度。防御同轨道慢慢接近的 ASAT 系统可能相对来说简单些，而防御交叉轨道的攻击会比较困难，因为 ASAT 系统可能以很高的速度从各种可能的方向上接近。防卫卫星系统需要配备侦察系统提供足够强的攻击预警能力。而对于使用动能拦截器的保镖卫星，即使拦截成功了，还是会产生碎片损伤被保护卫星。

即使保镖卫星能抵抗某些类型的攻击威胁，国家也不可能依赖它们保护卫星免受直接攻击或者特定对手的干扰。它们防御真实情况下攻击的有效性不得而知，它们不可能防御所有威胁卫星的攻击。配置了保镖卫星并不能忽视卫星系统的易受攻击性，也不能忽视要提供备份系统来保证卫星的任何重要军事能力。

高轨核爆的电磁脉冲攻击

在几百公里的高空的核爆炸能产生高强度的电磁脉冲(EMP)，可以损伤所有在爆炸视场内的低轨道无防护卫星。

⁴⁷ 攻击卫星而不是攻击助推段导弹的拦截器在引导过程和离轨过程中需要更少的机动能力，所以它的质量可以更小。例如，在 APS 助推段研究中使用关于 SBI 的相同假设 (Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense, July 2003, http://www.aps.org/public_affairs/popa/reports/nmd03.html, 2005 年 1 月 16 日访问) 但是以 0.5km/s 引导，3km/s 加速离轨 (而不是 2.5km/s 和 4km/s)，SBI 质量能从 820kg 减小到 300kg。

⁴⁸ 参见 William L. Spacy II, "Does the United States Need Space-Based Weapons?" School of Advanced Airpower Studies, Air University, Maxwell Air Force Base, AL, 1998, 40-44, http://www.au.af.mil/au/awc/awcgate/saas/spacy_wl.pdf, 2005 年 1 月 16 日访问; 和 DeBlois, 60.

此外，这种爆炸还能产生一个长期的辐射环境，能缓慢地损伤近地轨道的无防护卫星⁴⁹。这种环境也能让高轨道的卫星同地面站的通讯变得很困难（取决于通讯频率），而且能够持续几个月到几年的时间。然而增加的辐射能造成的损伤效果却难于确定，而且配置对付此类辐射的防护装置估计也只会增加卫星成本的百分之几。许多军事卫星设计时就加入了防护 EMP 或者强辐射的装置。

这种攻击是不分敌我的，所以不可能被在低轨道有投资和利益的国家所采用。然而，对于拥有核武器和能发射中程导弹的国家来说，这种攻击因为影响范围广、辐射时间长，所以在太空引爆一枚核武器对拥有核武器和中程导弹的国家而言是具有恐怖袭击性质的极为有效的攻击方式。

从原理上讲，实施 ASAT 攻击的核弹头可以从地面发射或者直接布置在太空中。但是，《外层空间条约》禁止签约国在太空中布置核武器。此外，拥有很少数量核武器的国家似乎不太可能布置一枚核弹头在太空中以备未来攻击卫星。

⁴⁹ 对于此问题，见 FAS, Ensuring America's Space Security, 23; and Defense Threat Reduction Agency, "High Altitude Nuclear Detonations (HAND) Against Low Earth Orbit Satellites (HALEOS)," briefing slides, April 2001, <http://www.fas.org/spp/military/program/asat/haleos.pdf>, 2005 年 1 月 16 日访问。

第 11 章 附录 A：眩目攻击所需的激光功率

要攻击一颗地球观测卫星，使用眩目手段的攻击方需要使激光在传感器处的光线强度比地球反射的光线强。而地球反射光线的强度随时间和反射光线的区域表面的不同有较大变化⁵⁰。

到达地球的太阳光在 $1\ \mu\text{m}$ 的波长附近 $1\ \mu\text{m}$ 波段的光强度大约⁵¹为 $600\ \text{W}/\text{m}^2$ 。为了粗略估计由太阳光线经地面反射后到达卫星时的强度，我们假设全部的入射光线在地球表面散射，也就是在 2π 球面角度(sr)内散开。由这些假设可知，地球上一平方米的区域的光强度大约是 $100\ \text{W}/\text{sr}$ ，对于此次计算，我们假设卫星的地面分辨率为 $1\ \text{m}$ ，而且一个像素感光 $1\ \text{m}^2$ 的地面区域。

现在设定地面激光器的功率为 $p\ \text{W}$ ，激光器光束波长为 $1\ \mu\text{m}$ ，假定聚焦激光的透镜直径为 $D_L\ \text{m}$ ，透镜的衍射限制允许光束能在大约 $(1.22\lambda/D_L)^2\ \text{sr}$ 立体角范围内聚焦（见第 11 章附录 B）。大气层也使光束发散，而且这个影响比透镜的衍射影响还大。在可见光波长范围内，大气的影可表述为：除非使用自适应光学设备，透镜尺寸如果超过 $0.15\ \text{m}$ 就不可能得到足够紧密的光束，这种尺寸的透镜能够把激光光束聚焦到大约 $10^{-10}\ \text{sr}$ 范围内。

可得到的结果是，如果激光器使用 $0.15\ \text{m}$ 直径的透镜，每一单元球面角对应的功率大约是 $10^{10}\ \text{PW}/\text{sr}$ 。因为透镜直径小于 $1\ \text{m}$ ，卫星光学设备聚焦激光光束在一个像素上。

如果激光器功率为 $10^{-8}\ \text{W}$ ，激光（ $10^{10}\ \text{PW}/\text{sr}$ ）到达卫星时的强度就等于地面 $1\ \text{m}^2$ 区域反射光的强度（ $100\ \text{W}/\text{sr}$ ）。为了保证激光压倒地球反射光，我们假设激光强度是反射光的 10 倍，这样功率为 $0.1\ \mu\text{W}$ 的激光器就能眩目感光激光器透镜区域

⁵⁰ 传感器可以通过调节使其在观测明亮区域是迟钝些而观测黑暗的区域时敏感些。

⁵¹ S.C. Liew, "Principles of Remote Sensing," Tutorial, <http://www.crisp.nus.edu.sg/~research/tutorial/solrdrn.gif>

的像素。因为每个像素对应的地面区域为 1 m^2 ，对攻击方来说并不划算，因为遮蔽这么小一块区域没有实际作用⁵²。

然而，正如正文中所述，激光光束并不是完全聚焦在一个像素，而是因为很多原因在传感器一大片像素上散开。在此次分析中，我们假设在卫星传感器范围内的反射面已经消除。而我们考虑卫星光学系统衍射的光线和由于光学系统误差在焦平面以某个中心峰值散开的光线。定义距峰值中心为 d 的光斑强度为 $I(d) = A(d)I(0)$ 。

接着上面的讨论，在距离中心峰值点 d 的像素处，其光强因为削减因子 $A(d)$ 的原因比中心峰值点低，如果激光到达该点的强度是地面到达这些点的光强的 10 倍，我们假设此像素点被眩目，也就是眩目一个距中心峰值点距离为 d 的像素需要的激光功率大约为 $0.1/A(d)\ \mu\text{W}$ 。

因为卫星圆形透镜的散射，地面 1 m^2 的图像在传感器上形成直径为 $1.22f\lambda/D_s$ 的光斑。其中 D_s 是卫星透镜的直径， f 是透镜的焦距， λ 是激光波长。传感器上的这个尺寸对应地面的尺寸为 1 m ，因为散射中心光斑周围由一组同心圆光环围绕，中心峰值点大约包含 84% 的来自图像的光线⁵³，其余的 16% 分布在散射环上。散射的模式（仅仅包括透镜有限直径影响，而不考虑卫星支持结构和附属透镜的影响，它们的影响是峰值的百分之几）可以近似为圆孔的 Fraunhofer 衍射，圆环的间距和强度都可以计算（见第 11 章附录 C）。

第一圈光强的最大值为中心峰值的 0.018 倍，而第四圈，对应地面的距离为 4 m ，光强下降到中心峰值点的 10^{-3} 还要少。在中心峰值点外这种衍射模式下，光强的最大值以距离中心峰值点的距离的三次方的速度下降（见第 11 章附录 C）。

技术上可以通过修改光学系统以压制衍射环的光强度，这个过程称之为变迹 (apodizing)。这样可能造成中心峰值区的扩大，也就降低了系统分辨率。还会减少

⁵² 如果在一个像素上的光线强度足够高的话，它产生的电流就会超过其容量极限。这个取决于传感器像素阵的设计细节，电流也可以分流到相邻的像素点，这个过程称之为 blooming。然而，似乎有方法设计像素阵列以使分流的电流流出传感器而不是影响相邻的像素。

⁵³ Max Born and Emil Wolf, Principles of Optics, 7th Edition (Cambridge, England: Cambridge University Press, 2003), 443

进入传感器的光线总量，也就可能降低图像的质量。它是否对减少衍射环的强度有效取决于其它光源进入系统的散射光水平。

随着离中心峰值点的距离的增大，由于卫星光学系统的缺陷造成的散射光强度的减弱速度比衍射环峰值慢，而且散射光是中心峰值远端的主要光线来源。已发表的对哈勃太空望远镜以及其后续系统的研究表明散射光的强度以离中心峰值点距离的平方成反比衰减⁵⁴。

要估计眩目离中心光斑给定距离的像素点所需要的功率，我们假定 $A(d) = 10^{-3}$ ，距离 d 对应的地面距离为 3 到 4m，因为这属于纯粹的 Fraunhofer 模式，对于较大的 d ，衰减速度为 d^{-2} ，对应光学系统缺陷造成的散射。

这种估计表明，以上面的假设为前提，一台 1mW 的激光器，发射激光波长为 $1\mu\text{m}$ ，聚焦透镜直径为 0.15m，可以眩目对应地面以激光器为圆心，半径为 10m 圆形区域的传感器部分像素。1mW 大约相当于一个标准激光瞄准器的功率。此外，以这些假设为前提，想要眩目 10 倍半径的面积，激光器的功率必须增加 100 倍，近似结果如表 11.1。

表 11.1 此表示例了地基激光器的功率随着被眩目传感器区域对应的地面区域的增长情况，计算中，假设激光波长为 $1\mu\text{m}$ ，聚焦透镜直径为 0.15m，卫星地面分辨率 1m

对应被眩目传感器像素的地面区域半径	需要的激光功率
10m	1mW
100m	0.1W
1km	10W
10km	1kW

⁵⁴ John E. Krist, "WFPC2 Ghosts, Scatter, and PSF Field Dependence," August 9, 1995, <http://www.stsci.edu/software/tinytim/tinytim.html>, 2005 年 12 月 15 日访问, 和 Pierre Bely 等., "NGST Optical Quality Guidelines," August 24, 2001, http://www.ngst.nasa.gov/public/unconfigured/doc_0791/rev_04/monograph7_v10.pdf, 2004 年 12 月 15 日访问.

第 11 章附录 D 中的讨论将可以得出结论：直到激光器的功率高到能眩目传感器的大部分时，中心峰值点附近的像素点已经被破坏。需要强调的是，表 11.1 的数据都是近似值，而因为光学系统中散射光水平不同，这些值对于不同的系统是不同的。

第 11 章 附录 B 角大小，分辨率和光束发散

角大小和分辨率

物体的尺寸可以由角度单位来表示，称为角大小。角度通常使用两种单位，例如一个圆圈有 2π 弧度或者 360 度，1 弧度等于 60 弧分（用'表示），1 弧分等于 60 弧秒（用"表示）。角大小通过离观测点的距离同物理尺寸联系：一个物体的角大小同它的物理尺寸成正比，同观测距离成反比。例如，100 米外的一辆自行车的角大小同 400 米外的一辆公共汽车相同。同样的，距离地球 $1.5 \times 10^8 \text{ km}$ 的太阳同距离地球 $3.85 \times 10^4 \text{ km}$ 的月球的角大小一样，因为它们的物理尺寸同其距地球的距离的比值是一样的。

物体的角大小 $\Delta\theta$ 由下式给出（小角度适用，单位是弧度）：

$$\Delta\theta = l/d \quad (11.1)$$

其中 l 是物体的物理尺寸， d 为观测距离。如果 l 单位取米， d 单位取千米， $\Delta\theta$ 单位取弧秒，公式变换为：

$$\Delta\theta = 20.6'' \left[\frac{l/10}{d/100} \right] \quad (11.2)$$

望远镜的角分辨率由望远镜镜头的直径 D 和望远镜采集的入射光波长 λ 决定，角大小单位取弧度，

$$\Delta\theta = 1.22\lambda/D \quad (11.3)$$

如果角大小单位取弧秒，

$$\Delta\theta = 0.14'' \left[\frac{\lambda/550}{D} \right] \quad (11.4)$$

其中 λ 单位为纳米 (nm), D 单位为米 (m)。

如果入射光波长变短 (可见光波长比无线电波短, 紫外光波长比可见光短), 镜头直径变大, 角分辨率将会有改进。例如, 一台光学望远镜 (采集可见光), 直径取 10m, 角分辨率大约可以达到 $0.1\mu r(0.02'')$, 而同样尺寸的无线电望远镜角分辨率只有大约 $0.1mr(20'')$ ——最坏情况下相差有 1000 倍。

角分辨率表征的是多远的两个物体可以被分辨出是两个分开的物体而不会看作是一个物体。角分辨率为 $20\mu r(4'')$ 的望远镜不能区分两颗距离为 $10\mu r(2'')$ 的恒星, 但是角分辨率为 $5\mu r(1'')$ 的望远镜却可以区分。角分辨率也表征了在一定的距离外望远镜能观测到的物体的细节。对于 500m 外的物体, $2\mu r(0.4'')$ 的望远镜能观测 1m 级的细节, 而分辨率为 $20\mu r(4'')$ 的望远镜只能观测到 10m 级的细节。

对于成像卫星, 能够观测到的地面物体的尺寸由卫星轨道高度及卫星光学系统决定。地面图像在传感器所在的焦平面成像。照相系统通常设计成能够成像的最小物体的物理尺寸 (称为分辨单元, 可以由角分辨率乘以光学系统的有效焦距) 同传感器的像素尺寸相匹配, 所以一个分辨单元在一个或几个像素点上成像。

光束发散

经望远镜传播的光束的发散性同观测物体时望远镜的角分辨率有着密切联系。当光束尺寸以弧度计且大气层的影响忽略不计时, 给定直径的望远镜传播的光束角大小为 $\Delta\theta = 1.22\lambda/D$, 而光束的尺寸 l 可以通过光束的角大小乘以光束的距离得到, $l = \Delta\theta gl$ 。例如, 光束波长 $1\mu m$, 望远镜口径为 1m, 在 700km 远处产生的光束直径为 0.85m。

第 11 章 附录 C Fraunhofer 衍射模式

假设波长为 λ 的光线通过一个直径为 D 的圆孔, Fraunhofer 衍射模式的光强 I 为⁵⁵:

$$\frac{I}{I(0)} = \left(\frac{2J_1(x)}{x} \right)^2, x = \frac{\pi Dd}{f\lambda} \quad (11.5)$$

其中, $I(0)$ 是中心峰值点处的光强, J_1 是 1 阶的第一类 Bessel 函数, f 是卫星望远镜的焦距, d 为距焦平面中心光轴上传感器安装位置的距离, 这种模式以中心峰值点所在的光轴轴对称。

在下面的情况下, $\frac{I}{I(0)}$ 取最小或者最大值⁵⁶:

$$0 = \frac{d}{dx} \left(\frac{I}{I(0)} \right) = 8 \left(\frac{J_1'}{x} - \frac{J_1}{x^2} \right) = -\frac{8}{x^2} J_1 J_2 \quad (11.6)$$

当 $J_1 = 0$ 时, $\frac{I}{I(0)}$ 取最小值, 且 $\frac{I}{I(0)} = 0$; 当 $I \neq 0$ 时, $J_1 \neq 0$, 这种情况下, 由方程 11.6 可知, $J_2 = 0$, 这是次级最大值。对于大的 m 值, J_2 的第 m 个零点对应着 $\frac{I}{I(0)}$ 的第 m 个次级最大值。此时, 近似的有 $x_m = (m + \frac{3}{4})\pi$, 其中 $m=1$ 对应着第一个次级最大值⁵⁷。与次级最大值对应的 d 值随 m 值呈线性变化。

对于大的 x 值, J_1 的最大值可以表示为⁵⁸:

⁵⁵“Fraunhofer Diffraction-Circular Aperture,”

<http://scienceworld.wolfram.com/physics/FraunhoferDiffractionCircularAperture.html>, 2005 年 2 月 6 日访问。

⁵⁶ F.W.J. Oliver, Eq. 9.1.27, “Bessel Functions of Integer Order,” in Handbook of Mathematical Functions, ed. Milton Abramowitz and Irene A. Stegun (Washington, DC: Government Printing Office, 1972), 361, online at http://jove.prohosting.com/~skripty/page_355.htm, 2005 年 2 月 6 日访问。

⁵⁷ Oliver, 371, Eq. 9.5.12.

⁵⁸ Oliver, 364, Eq. 9.2.1.

$$J_1(x) \approx \sqrt{\frac{2}{\pi x}} \quad (11.7)$$

这样在次极大值处强度为

$$J_1(x) \approx \frac{8}{\pi} \frac{1}{x^3} \quad (11.8)$$

表 11.2 列出了此衍射模式下次级最大值的位置以及对应的光强。

表 11.1 此表列出了此衍射模式下次级最大值的位置以及这些峰值点的光强同中心峰值点光强的比值 $I/I(0)$ ，其中 x_m 是 Bessel 函数在第 m 个最大值处的自变量值， d/d_0 为峰值点距中心峰值点的距离同单位长度 $d_0 = 1.22\lambda f/D$ 的比值， d_0 为传感器上对应于光学系统角分辨率的尺寸（见第 11 章附录 B）。对于此节所讨论的情况， d_0 对应地面尺寸为 1m。

m	x_m	d/d_0	$I/I(0)$
1	5.14	1.3	0.018
2	8.42	2.2	0.0042
3	11.6	3.0	0.0016
4	14.8	3.9	0.00078
5	18.0	4.7	0.00044
6	21.1	5.5	0.00027
7	24.3	6.3	0.00018
8	27.4	7.2	0.00012
9	30.6	8.0	0.000089

第 11 章附录 D 激光致盲的功率估计

要对损伤卫星传感器的像素所需的激光功率作一个粗略估计，我们假设对硅传感器的损伤门限为：在 10^{-4} 秒内传送 $10^6 J/m^2$ 的入射光能量。这个损伤门限值是由卫星传感器的材料决定的，同其他材料相比，硅的值相对较高⁵⁹。

一台地基激光器，功率为 P ，发射激光波长为 λ ，聚焦透镜直径为 D_L ，在距离 R 处激光光束发散成直径大约为 $1.22\lambda R/D_L$ 的圆盘，在此距离上的强度为：

$$I = \frac{P}{\pi \left(\frac{1.22\lambda R}{2D_L} \right)^2} = \frac{4D_L^2 P}{\pi (1.22\lambda R)^2} \quad (11.9)$$

根据第 11 章附录 A 中有关眩目攻击的探讨，假定卫星光学系统收集的激光光束在一个像素上成像，光学系统的聚集因子为 C ，这个值大约等于卫星望远镜的面积同光线聚焦的传感器的面积的比值。如果 D_s 是卫星望远镜的直径， f 是其焦距，这两个面积的比值为 $D_s^2/[1.22\lambda f/D_s]^2$ 。若 $D_s=1, f=2m, \lambda=1\mu m$ ，这个比值将大于 10^{11} 。

在一段时间 Δt 内，入射到一个像素点的能量是：

$$\frac{\text{Energy}}{\text{area}} = CI\Delta t = \frac{4CD_L^2 P\Delta t}{\pi (1.22\lambda R)^2} \quad (11.10)$$

⁵⁹ 硅的损伤门限可以描述为：以 $10^{10} W/m^2$ 的功率照射 10^{-4} 秒，总能量为 $10^6 J/m^2$ 。对于入射波长在 $0.69\mu m$ 到 $10.6\mu m$ 的激光，损伤门限值相差无几。其它的传感器材料在相同时间内的损伤门限比较低：InSb和HgCd门限值在 $5 \times 10^4 J/m^2$ 附近，见 F.Bartoli, L. Esterowitz, M. Kruer, and R. Allen, "Irreversible laser damage in IR detector materials," Applied Optics 16 (November 1977): 2934–2937.

所以，要损伤光线聚集在其上的像素点，就应该使上式得入射能量等于损伤一个像素需要的能量，也就是 $10^6 J/m^2$ ，假设距卫星距离为 800km，激光波长为 $1\mu m$ ，而聚集因子 C 取 10^{10} ，下式就给出了对于损伤像素点的损伤门限：

$$D_L^2 P \Delta t \approx 10^{-4} J g n^2 \quad (11.11)$$

卫星越过地面 $1m^2$ 的区域所用的时间为 $10^{-4}s$ ，这也是传感器收集这小块区域光线所用的时间。令 Δt 取这个时间值，取透镜直径为 0.15m，功率为 40W 的 CW 激光器就能满足方程 11.11 的损伤准则。如果使用带自适应光学设备的 1m 直径的透镜，所需的功率可以降到 1W。

对于脉冲式激光器， Δt 取单位脉冲的长度（只要少于 10^{-4} 秒），P 取峰值功率， $P\Delta t$ 就是单位脉冲的能量。对于透镜直径为 0.15m 的 CW 激光器，假设脉冲宽度小于 $10^{-4}s$ ，只要产生的单位脉冲能量大于 $4mJ$ 就能满足方程 11.11 的损伤准则。如果透镜直径取 1m，激光器产生的脉冲能量只要大于 $0.1mJ$ 就行。如果脉冲宽度和脉冲间隔足够小，也就是 $10^{-4}s$ 内有几个脉冲的话， $P\Delta t$ 就代表所有脉冲能量的总和。

下面将粗略估计损伤传感器的几个像素所需功率。

根据有关眩目攻击的探讨（第 11 章附录 A），我们注意到卫星光学系统会使部分激光束发散，能覆盖更大面积的传感器区域。取在探讨眩目攻击时的相同假设，在衍射模式下，距离中心峰值点 10 个像素远（相当于地面 10m 的尺寸）的激光强度大约等于中心峰值点强度的 10^{-4} 倍。要传送足够能量损伤这个距离范围的像素，就必须提供比损伤中心峰值点处像素 10^4 倍的功率，也就是说功率为 400kW、透镜直径为 0.15m 或者功率为 10kW、透镜直径为 1m 的 CW 激光器。而市场上有 10kW 的激光器，却没有 400kW 的。如第 11 章附录 A 中的假设，散射光的强度以距中心峰值点的距离的平方成反比，如果损伤的传感器面积增加 10 倍，则所需要的功率将增加 100 倍（见表 11.3）。

透镜直径取 0.15m 和 1m，脉冲式激光器产生的脉冲能量分别大于 40J 和 1J，脉冲宽度小于 $10^{-4}s$ ，就能满足损伤门限损伤峰值中心点周围大约 10 个像素。工业

上的脉冲能量为几十焦耳的商用激光器主要用在焊接和钻孔上⁶⁰。使用透镜直径为1m，脉冲能量为100J的激光器能损伤中心峰值点周围大约100个像素点，以现有的假设这相当于地面100m的距离。

这些结果表明，商用级的激光器可能损伤高分辨率照相卫星对应于地面几十米距离的传感器区域。

损伤实际卫星系统所需要的功率取决于传感器和光学系统的细节，可能和上面所作的估计结果完全不同。

表 11.2 下表示例了损伤部分卫星传感器所需的功率（对于CW激光器）或者脉冲能量（对于脉冲式激光器）取决于以下因素：传感器损伤区域对应的地面距离，激光器透镜的尺寸，计算中假设激光器波长为 $1\mu\text{m}$ ，透镜尺寸为0.15m或1m，卫星地面分辨率为1m

激光透镜直径 $D_L = 0.15\text{m}$		
传感器损伤区域对应的地面距离	功率 (CW 激光器)	脉冲能量 (脉冲式激光器)
1m	40W	4mJ
10m	0.4MW	40J
激光透镜直径 $D_L = 1\text{m}$		
传感器损伤区域对应的地面距离	功率 (CW 激光器)	脉冲能量 (脉冲式激光器)
1m	1W	0.1mJ
10m	10kW	1J
100m	1MW	100J

⁶⁰ Laser Corporation, "High Power Pulsed Nd:YAG Laser," <http://www.uslasercorp.com/pulsedspecs.html>, 2005年1月1日。

第12章 卫星干扰的若干问题

本章从三个方面更具体地讨论卫星的干扰方式：空间反卫星武器（ASAT），包括太空炸弹；简易地面弹丸 ASAT，适合于没有掌握空间技术的国家；全球定位系统和侦察卫星所受的攻击以及它们的备份手段。

天基反卫星武器系统和太空地雷

天基反卫星武器（ASAT）预先发射入轨，然后会连续地或是间或地跟踪目标卫星¹。太空地雷即空间反卫星武器，但是这个命名不准确。一些作者使用这个词时并不严格，另一些特别地给出其定义，可是每人的定义都不同。因此本文不使用太空地雷这个名词。

ASAT 会在危机之初发射或是为应对未来潜在冲突而提前送入轨道。如果担心天气或是其他因素会影响快速发射能力，或是冲突中发射能力可能被抑制，综合考虑可靠性方面的问题，攻击方会提前将 ASAT 送入轨道。另一个方面，如果这些卫星被发现是 ASAT 并被视作威胁时，就很容易受到攻击。而且卫星可靠性随着时间递减，因此 ASAT 的所有者将卫星送入轨道后，对 ASAT 攻击成功的把握也随时间递减。

天基 ASAT 的工作方式分为四种：与目标星在同一轨道上，并和目标做相同轨道维持，保持固定的距离，称为影子星；贴在目标星体上，因而不需要跟踪目标星，不需要携带轨道维持燃料，这种卫星称为寄生星（与其他卫星物理接触会被认为是非法的挑衅行为）；置于目标星同一轨道较远的位置，攻击前需机动到目标附近；最后是与目标星的轨道交会，轨道平面可与目标星相同或是不同²。

理论上，天基 ASAT 使用第 11 章的方法能暂时或永久损伤目标。下面我们将讨论哪种攻击方法对天基反卫星系统更切合实际，并比较空间和地面 ASAT 的性能。不同的攻击有着不同的部署方式，例如对于动能攻击，交会轨道上的 ASAT 能利用其相对目标星的高速度。又如影子星能即时攻击，而交会 ASAT 必须等到合适的位置。但是交会轨道上的 ASAT 能攻击多个卫星，而影子星或是寄生星只能攻击一个目标。

天基反卫星武器的隐蔽性

天基 ASAT 的所有者对轨道的选择直接影响其生存和隐蔽的能力。ASAT 处于交会轨道，相比影子或是同轨 ASAT 而言不易被怀疑，也不会马上被发现。

如果 ASAT 部署时不隐蔽，则目标卫星方会采取行动，力求引发国际关注，特别是当已确定 ASAT 的所有人后，他会和广大的国际社会一起要求移除 ASAT，如果确已遭受 ASAT 攻击则要求合法赔偿。同样重要的是，非隐蔽部署失去战略打击的突然性，被攻击国家有足够的时间拿出应急方案来补救损失的卫星，他还可能决定针对 ASAT 进行先发制人的攻击。但是却难以防御寄生星和影子星，因为它们距目标星非常近。

¹ 这类中不包括那些还有其他主要功能的卫星（如弹道导弹防御功能或监察其他卫星功能），以及本身具有反卫星能力的卫星。

² 参见 Gregory Kulacki and David Wright, “A Military Intelligence Failure? The Case of the Parasite Satellite,” http://www.ucsusa.org/global_security/china/page.cfm?pageID=1479, 2005 年 2 月 9 日访问。

因此攻击方更希望隐藏 ASAT 及其目的，但是需要在部署决定中考虑到 ASAT 不可能总是处于隐蔽状态。当然也有攻击方想让其他国家知晓 ASAT 存在的可能，以此传递政治信号。

若想隐蔽地布置天基 ASAT，就要防止其在发射时被发现。例如小型 ASAT 可随从合法的卫星一起发射。另外一旦 ASAT 入轨还要试图隐蔽它，或是通过伪装隐藏攻击目的。

目前大多数卫星从少数固定的发射平台发射，³且发射前要预先通告。所以很容易在地面观测火箭发射，任何监测这些发射地点的国家都能做到。但是小型载荷可以从飞机和小型地基或海基平台发射。如今除了美国（可能还有俄罗斯）能用他们已有的早期预警卫星监测这些发射外，其他国家不具备这个能力。但是俄罗斯的系统不能全球覆盖，因为它的设计目标是监测美国⁴。美国能够偷偷地从天基或是海基发射平台上发射天基 ASAT。这只有美国能做到，因为其它国家的发射都会被美国的早期预警系统探测到。

既然火箭发射是公开的，那么可以尝试在发射合法卫星的同时搭载一个小型 ASAT，而只公开发射合法卫星，这样能隐藏 ASAT。如果 ASAT 足够小且入轨时不需要变轨，则不容易被发现。

当然还是会被美国发现，美国有大范围的空间侦察网络（SSN）。SSN 由光学相机和雷达组成，跟踪绕地球运行的物体，直径大于 10cm 的大约有 8500 个（包括 600 个工作中的卫星，1300 个火箭残骸，6600 个退役卫星和一些太空碎片）。SSN 观测出这些物体的位置，预测他们的运行轨道。若美国早期预警卫星发现火箭发射活动，SSN 就会找到它的相关物体，如碎片和发射的卫星。因此即使很小的天基 ASAT，美国也会发现，除非 ASAT 使用减弱光学和雷达特征的隐身技术⁵。其他国家目前只有有限的空间侦察和跟踪能力，所以美国具备部署小型天基 ASAT 而不被别国发现的能力。

即使发射或入轨时天基 ASAT 没有被发现，在轨运行时迟早会暴露的。但是如果 ASAT 没有变轨进入新轨道，它就好像是一块太空碎片。SSN 没有实时数据分析能力，相比碎片而言它更关注使用中的卫星。但是一旦 ASAT 机动，SSN 就能确定它是一颗卫星。所有具有太空技术的国家（俄罗斯、中国、日本、印度、以色列、乌克兰和一些欧盟国家）具有足够的监测自己卫星的能力，能发现低轨影子星，也可能发现地球同步轨道的影子星。但这些国家不能观测他们卫星所在轨道外的物体，所以置于交会轨道上的美国天基 ASAT 至少在一段时间内能处于隐蔽状态。

但是如上所述，天基 ASAT 在设计时若能限制其光学和雷达特征；还有随着卫星小型化技术的提高，几十厘米或更小的天基 ASAT 成为可能。随着这些技术的发展，

³ 海基发射系统是在赤道附近发射火箭的浮动平台。但是它需要在长岛、加利福尼亚准备火箭和装载卫星，因此不可能做到悄无声息。

⁴ Pavel Podvig, "History and the Current Status of the Russian Early Warning System," *Science and Global Security* 10 (2002): 21-60, <http://www.russianforces.org/podvig/eng/publications/sprn/20020628ew/index.shtml>, 2005 年 1 月 5 日访问。

⁵ 1990 年发射的 CIA 卫星 Misty 据悉使用一种可展开的反射防护来躲避了许多年苏联的侦察。Robert Windrem, "A Spy Satellite's Rise...And Faked Fall," July 12, 2001, <http://msnbc.msn.com/id/3077830/>, 2005 年 2 月 9 日访问。

探测天基 ASAT 即使对于美国来说，也将会很困难。

除了探测天基 ASAT 的物理存在外，还可以通过侦测它与地面的通信来发现它，尽管通讯时间很短且不频繁。

即使天基 ASAT 被发现、跟踪、确认为一颗卫星，但仍可隐瞒其工作目的。可将天基 ASAT 伪装成为一颗合法卫星。但是 ASAT 的轨道会暴露其目的，特别是当它近距离地尾随另一颗卫星的时候。而卫星处于交会轨道则不易被怀疑。

总之，任何国家不应该抱有一定能发现其他国家的 ASAT 的想法。同时任何国家也都不能假设他部署的天基 ASAT 总不被发现，美国也不例外。但是根据如今卫星小型化和卫星隐身技术的发展趋势判断，未来这种情形会发生改变。

天基 ASAT 与地基 ASAT

使用不同的攻击方式，天基和地基 ASAT 各有优劣。

第 11 章讨论了地基和天基对各种干扰手段的适应性，表 12.1 做了总结。正如第 11 章讨论的，电子干扰和眩目不适合部署在太空中，因为攻击方需要不停地机动对准目标星。在可预见的将来，使用天基激光损毁卫星结构而不是其敏感器，技术上不可行。另一方面高能微波（HPM）攻击不适于部署在地面，但适合从天基 HPM 发生器发射。

表 12.1 √表示适合地面或是空间的干扰手段

	地基	天基
上行链路干扰	√	
下行链路干扰	√	
眩目	√	
部分致盲	√	√
高能微波		√
激光损伤	√	
动能	√	√
核武器	√	

第 11 章里的分析表明使用地基激光或中型交会轨道天基激光使卫星光学元件部分致盲是可行的，但是这两种情况中影响的像素数量不多。地基或天基 ASAT 都能引导动能攻击。

本小节具体分析了使用地基或天基 ASAT 进行部分致盲或动能损伤的优缺点。对于这两种攻击，我们对天基和地基 ASAT 的相对能力做出评价，以利于

- 执行隐蔽发展、测试和部署任务而不给敌方战略预警
- 有效可靠地工作
- 短时间内对多颗卫星攻击而限制战术预警

我们还考量敌方的防卫能力。虽然在实际运作中成本是一个重要的因素，但这里没有讨论相对成本。

秘密研发和测试 虽然研发和测试 ASAT——无论天基或地基——都不会像部署 ASAT 一样敏感，但它招致国际社会的反对，并警醒潜在敌人提前行动。因此想发展反卫星武器的国家更愿意秘密进行。

部分致盲的天基 ASAT 只能在入轨后才能完全完成测试，在轨测试就有可能被发现。但是因为 ASAT 的任务是保密的，其他国家不大可能了解它所做的具体测试。攻击方也可用自己国家的卫星（快报废的卫星或是为测试设计的卫星）测试地基激光以降低暴露风险。

动能寻的（Homing kinetic energy）ASAT 以临近速度 7 至 14km/s 攻击目标。以如此高速度撞击移动目标的能力只能通过拦截试验评估。但秘密进行地基或是天基 ASAT 拦截试验很难，因为撞击将产生大量的碎片，还会损失卫星。而美国肯定能快速侦测到撞击，其他空间国家迟早也会知道。

另一方面可以在研发大气层外反导防御系统的同时，进行所需的测试，因为它们的临近速度相仿。美国进行地基中程反导（GMD）拦截试验前，会预先通告试验的时间日期和攻击的具体信息，防守方掌握目标战斗部的弹道，且攻方没有诱饵伪装。这些虽然不符合弹道导弹攻击的实际情况，却符合低轨拦截卫星的试验要求。

隐蔽部署 如上所述，隐蔽地部署天基 ASAT 是可能的。交会轨道 ASAT 比同轨的更易实行。另外用于部分致盲的地基激光不需要很庞大，因而容易隐藏。地基中程反导系统所用的拦截导弹本身就具有很强的反卫星能力，它能够攻击几千公里高的卫星，虽然这种能力还没有被广泛认识⁶。

效能 天基动能 ASAT 与地基的效能差不多，天基寻的拦截器可处于交会轨道或是同一轨道，它能在目标星附近爆炸或是对目标发射子弹。另外需要分析用于部分致盲的地基和天基激光 ASAT 的效能差别是否很大。

可靠性 因为能够维护和升级，所以地基 ASAT 系统比天基更可靠。应该备份地基 ASAT，如果地基或是天基 ASAT 失效了，还可使用备份。

攻击时间 ASAT 攻击时的反应时间虽是分钟级的，但它慢于地面武器的攻击速度，通常地面进攻要寻找并摧毁移动目标，反应速度要很快。但是某些情况下，ASAT 应有更短的反应时间。

因为距目标星很近，动能式影子 ASAT 理论上一旦做出决定攻击就能快速地实行。它的前提是攻击方能与 ASAT 快速通讯，但如果 ASAT 不在地面站或中继卫星通讯范围内就不能接受指令。美国在全球都有地面站，通讯快捷。而通讯范围有限的国家应在攻击前提早发送信号，也可以通过外交途径在别国发送信号。

⁶ 参见 David Wright and Laura Grego, “Anti-Satellite Capabilities of Planned US Missile Defense Systems,” December 9, 2002, http://www.ucsusa.org/global_security/space_weapons/page.cfm?pageID=1152, 2005 年 1 月 17 日访问。

然而交会轨道上的 ASAT 要等几个小时才能达到攻击位置。地基 ASAT 也要等待几小时，来寻找合适位置攻击低轨卫星。若全球各个地方都有地基拦截器，那么攻击时间将缩短，如使用飞机机载动能 ASAT。地基动能 ASAT 可在数分钟内攻击低轨卫星，但它需要几小时攻击地球同步轨道卫星。

多个 ASAT 短时间内能同时攻击多个卫星，而不是几个小时或是几天。快速多点攻击限制了敌方的战术预警和采取行动的能力。若攻击用时短（从攻击初始化到攻击目标），则不需要快速反应（从决定攻击到攻击初始化）。

如果攻击方使用多个影子动能 ASAT，那么他能同时攻击多个卫星，而没有战术预警。交会轨道 ASAT 很难同时攻击，因为需要同步它们的运行轨迹。

地基 ASAT 要在短时间内攻击多个卫星，取决于在攻击时刻卫星间距有多远，还取决于国家是否能在不同地方部署 ASAT。

防御的可行性 一旦遭受攻击，目标卫星很难防御地基或天基动能 ASAT 的攻击。如果能监测敌方的发射活动，用天基动能武器摧毁 ASAT 也许是最可行的方法，但是只有美国能在全球范围内做到这一点。但是低轨卫星受到攻击时，预警时间太短而来不及反击。理论上，拦截到攻击地球同步轨道卫星的动能 ASAT 是可能的。

一旦使用致盲攻击的地基激光器攻击卫星，就会暴露其位置，而后被摧毁。交会轨道上的天基激光也易受到动能 ASAT 攻击。但是因为部分致盲的攻击时间很短，所以动能攻击只能摧毁激光器，不能阻挡致盲攻击。

简易地基弹丸（非寻的）ASAT

通常讨论的攻击低轨卫星的 ASAT，技术并不高深，只是一枚非寻的导弹，在飞行轨迹上释放大量弹丸。在轨卫星速度超过 7km/s，即使撞击到小颗粒也能被损坏。弹丸漂浮在卫星路径上，并没有入轨运行，所以可以用短程导弹发射攻击低轨卫星⁷。

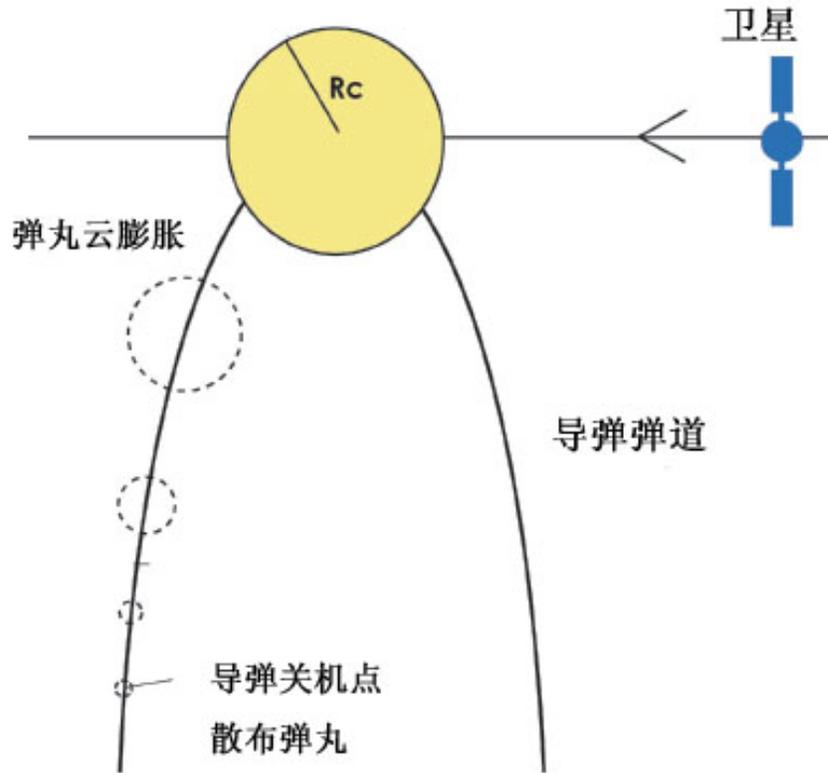
本小节分析弹丸 ASAT 成功损伤卫星的概率。最简结果表明，弹丸 ASAT 的效能有限。而技术足够发达的国家可采取下面的各种步骤来提高拦截概率。因此评价效能时要清楚地界定使用 ASAT 国家的技術能力。简易弹丸 ASAT 适合没有能力开发高成功率 ASAT（如寻的拦截器）的国家使用。（虽然寻的拦截器散布弹丸云来提高成功率，但它的弹丸云不大，在拦截前短时间内形成的，而不是更早前释放的大型弹丸云）。

本节讨论的是经导弹垂直飞行发射，在卫星轨迹上释放弹丸云的 ASAT。导弹关机点后停止加速前的短时期内，由爆炸或其他机构散布导弹携带的弹丸以形成扩张攻击云（见图 12.1）。攻击云到达预定拦截点的尺寸取决于弹丸扩张速度和弹丸从释放至拦截点所需的时间⁸。攻击云的轨迹由导弹飞行方向控制，即要控制发射时导弹速度和方向。攻击云质量中心的运行轨迹与导弹释放的战斗部轨迹相同。

⁷ 弹丸没有入轨，会落回地球而不形成在轨碎片。若击中一颗卫星，撞击产生的碎片具有不同的速度和运动方向，而成为长期碎片。

⁸ 例如，弹丸云从导弹关机点处释放开始膨胀到达 600km 高度的近地点需 340s，弹丸只需 3m/s 的速度就能在远地点产生 1km 的攻击云。

图 12.1 导弹关机点后释放弹丸云，向拦截点运行且膨胀，如图所示到达轨迹顶点，半径为 R_c 。让攻击云高度在卫星轨道高度处达到最大以减小时间误差。



弹丸 ASAT 的效能取决于一粒或多粒弹丸击中卫星且令其失效的概率。影响弹丸击中卫星概率的几个因素：

- 攻击方确定卫星轨迹的精度，它决定预测卫星位置的精度和计算拦截位置地点时间的精度。
- 攻击者发射导弹载荷到达空间指定点的精度，如到达计算得到的拦截点。
- 攻击云中弹丸的尺寸和数目
- 卫星尺寸，尤其是它和弹丸云重叠的区域

以下逐一讨论这些因素。

ASAT 的使用者把弹丸云做大，试图补偿卫星定位的误差和弹丸云的位置误差，提高卫星穿过弹丸云的概率。但是对一定数目弹丸而言，更大的攻击云尺寸意味着颗粒密度更低，攻击概率因此降低。增加颗粒数目需要增加导弹发射质量，受到导弹发射能力限制；或者每颗弹丸减重，但降低了弹丸损伤卫星的能力。

即使多颗弹丸击中卫星，卫星依然可以正常工作。卫星的总面积对于弹丸云攻击虽然很大，但使卫星失效的关键面积远小于整星面积。其实整星面积很大部分来

自太阳帆板。弹丸虽降低太阳帆板的性能，但帆板能承受一定数量的撞击而不至于影响到卫星工作。

如果弹丸太小，就不会对卫星产生足够损伤。弹丸损伤卫星的能力由弹丸直径和质量决定⁹。因此颗粒太小不太有效，特别是当卫星有简单的防护时¹⁰。现有防护材料能保护卫星的薄弱部位，承受质量大于 1g 直径大于 1cm 的弹丸攻击¹¹。防护层的缺点是使卫星增重，重要卫星更需要安装抵御轨道碎片的防护层。防护层决定成功攻击所需的弹丸尺寸下限。

第 12 章的附录给出各种条件下计算至少一颗或两个以上弹丸击中卫星概率的简单模型。每组条件下，拦截概率是攻击云尺寸的函数。计算了一个攻击例子，导弹携有 500kg 弹丸，攻击 600km 高度目标。依据“1/2 法则”（第八章），这枚导弹的射程和北朝鲜“芦洞”导弹相当¹²。

卫星位置误差

卫星轨道的确定精度取决于观测卫星的敏感器类型和数目，还取决于用观测数据计算未来卫星轨道位置的软件的计算精度。如果轨道不随时间变化，则计入额外观测数据可得到更精确的轨道预报值。如果轨道在相对短的时间内，因为大气阻力、轨道维持或其他机动而变化，则额外观测数据对于提高轨道精度没有帮助。

最简单的方法是使用望远镜测量卫星在天空中的角位置。但是望远镜不能测定物体的距离，因此不能直接测量任一点卫星的轨道高度。如果测量轨道周期、多点的卫星位置和角速度，就可以估算轨道形状和指向。通常卫星轨道不是正圆轨道，所以卫星轨道高度随位置不同而变化。由于各种原因，很难收集足够准确的定轨数据，如果一个国家没有能力从全球范围内收集信息的话¹³。因为光学测量需要接收卫星对太阳的反射光，在一个地区上空白天只能在相对短的时间内看见卫星，这限制了观测者在卫星经过时采集的数据量。观测者也许没有相关设备和精确测量的能力。前面还提到，卫星有可能做机动。

使用这种方式高精度地确定指定点轨道高度比较困难。如下所示，半径 7000km 的轨道，高度若有几公里的偏差（相当于百分之一量级的误差）ASAT 的效能将大大降低。

使用其他测量方法能减少误差。雷达系统观测目标星，计算雷达脉冲到达卫星

⁹ 弹丸高速碰撞穿透目标（如卫星外壳）的能力随弹丸尺寸增加而增强。一旦弹丸击中目标，它继续穿行，直到弹丸前的撞击冲击波位于弹丸之后。参见例子 Stephen Remillard, “Debris Production in Hypervelocity Impact ASAT Engagements,” Air Force Institute of Technology (DTIC # AD-A230-467), December 1990, 26.

¹⁰ 例如一片约为 0.2mm 的碎片，速度 3 到 6km/s 划伤但没有穿过航天飞机的舷窗。弹丸通常直径 0.05—2mm，质量为 0.1—10 毫克。（参见 Marina Theodoris, “Mass of a Grain of Sand,” 2003, <http://hypertextbook.com/facts/2003/MarinaTheodoris.shtml>, 2005 年 1 月 5 日访问）。

¹¹ 参见例子 “3M Nextel Ceramic Fabric Offers Space Age Protection,” 3M (98-0400-5217-1) 1997, <http://www.3m.com/market/industrial/ceramics/pdfs/CeramicFabric.pdf>, 2004 年 12 月 2 日访问，和 International Space Information Service, Technical Report on Space Debris, UN (A/AC.105/720) 1999, Section III.B.1, 2004 年 12 月 5 日访问。

¹² 据称“芦洞”导弹最大射程 1300km，可携带 700kg 载荷。因为载荷包括装有弹丸和散射机构的结构，导弹能送入这个高度的实际弹丸质量可能小于 500kg。

¹³ Allen Thomson 曾建议国家使用在别国的大使馆观测收集全球数据。参见 Allen Thomson “Satellite Vulnerability: A Post-Cold War Issue?” Space Policy 11 (1995) 19 - 30, http://www.fas.org/spp/eprint/at_sp.htm, 2004 年 12 月 5 日访问。

并返回雷达的时间准确确定到卫星的距离。但是某些国家如朝鲜没有这样的雷达。激光雷达更可行，它的原理相同，但使用光脉冲测定距离。

弹丸云定位误差

弹丸云中心定位于指定位置的误差，由导弹关机点处的速度控制误差（称为导航和控制误差）产生。此误差可由导弹打击地面目标的精度估计。精度由圆形误差概率 CEP（Circular Error Probability）量化，定义为一个圆的半径，此圆包络一半数目的所有击中目标的弹丸。技术相对落后的国家不能精确控制导弹关机点速度，将会产生相对大的 CEP。

“芦洞”导弹最大射程的 CEP 估计为几公里。假设导航和控制误差是计算 CEP 的关键因素，则意味着关机点速度能被控制为几米每秒（与“芦洞”导弹的关机点速度约 3km/s 相比）¹⁴。本报告的分析基于这样的技术假设。

如果弹丸云垂直发射至 600km 高度，其水平速度误差 ± 3 m/s 将导致弹丸云中心定位误差约为 ± 1 km。同样垂直速度 ± 3 m/s 的误差将导致导弹弹道最大高度（远地点）同样的偏差。而且所有误差带来到达远地点的时间有十分之一秒的误差。

CEP 描述导弹攻击点的分布。通常，攻击点的分布不以导弹瞄准点为中心，因为导弹制导中存在的系统误差影响着所有导弹的发射，而不像单发误差只影响每一次导弹发射。瞄准点和攻击点分布中心间的距离称为偏移量。大偏移量意味着弹丸云与瞄准点间距离远。因为 CEP 和偏移量是由统计决定的，一个国家若没有进行足够的导弹飞行试验，则缺少导弹 CEP 和偏移量的信息。

技术先进的国家可采取各种措施提高导弹精度，能更准确地在空间定位弹丸云。一种可能是给导弹安装小型机动装置，使用 GPS 接收器和小推力火箭能减少制导和控制误差。

计时误差

为了拦截，弹丸必须和卫星在同一地点同一时间相遇。计时误差带来计算卫星到达轨道指定点时的不确定性和在一定时间内送弹丸云至指定点的不确定性。

如果卫星从 ASAT 发射地的正上方飞过，计时误差影响不大，此时 ASAT 垂直发射，弹丸云没有水平速度。ASAT 此时发射使得拦截点在弹丸云弹道的远地点处。因为在远地点弹丸云停止垂直向上运动，开始下落，它在卫星路径上将停留十几秒钟。¹⁵

但是，如果卫星轨道不是正好经过 ASAT 发射地上方，ASAT 需要垂直运动到合适高度的同时，水平移动一段距离。因此弹丸云有水平分速度 和计时误差 导致弹丸云位置误差。

因为“芦洞”导弹的弹丸云从发射始至 600km 高度需要 440s。ASAT 要从发射地至拦截点的水平距离每 100km 需要约 225m/s 的水平速度。假设考虑各个因素的总时间误差为 0.5s，弹丸云的水平速度每 100km 水平距离带来 110m 的位置误差。因此使用 ASAT 时最好在卫星大约经过头顶时发射，或是利用移动发射平台位于卫星路径下发射。因为 ASAT 由短程导弹发射，机动便捷。例如“芦洞”导弹使用移动发射平

¹⁴ 若攻击地面目标而不是空间目标时，返回时的大气阻力不可预测会影响 CEP。

¹⁵ Richard Garwin 认为这是可行的。轨道高度 600km，弹丸云将在远地点 1km 附近停留 31 秒，0.5km 内停留 22 秒，0.25km 内停留 15 秒。

台。

计算结果

第 12 章附录给出了一个简单模型估计 ASAT 效能，计算了关键参数。其算例为一枚带有 500kg 弹丸的导弹，发射至 600km 的高度。使用如下参数来计算，而后考虑了取值在参数附近变化的情况：

- 弹丸云位置误差。算例假设位置误差是 1km，对应于“芦洞”导弹精度。¹⁶
- 卫星位置误差。算例假设攻击方确定卫星水平位置精度约 0.1km，但是预测拦截点轨道高度误差在 1km 内。¹⁷
- 弹丸与卫星前部撞击后使其失效的面积。算例假设面积为 10m²。
- 攻击云的弹丸数量。算例假设攻击云有五十万颗弹丸，每一颗重 1g，球形区域内均匀分布。每一颗铝制弹丸球质量为 1g，直径为 0.9cm。

随着弹丸尺寸的变化，计算处最大拦截概率时每组的参数值。附录 12 假设弹丸云为球形。

这里给出的是至少一颗弹丸击中卫星薄弱部分的概率。分析没有考虑击中卫星的弹丸是否让卫星失效。基于这个算例，计算表明卫星至少被一颗弹丸击中的概率小于 30%，至少被两颗弹丸击中的概率为 10%。此例中弹丸云的最优半径约为 1.4km。

如果攻击方将卫星轨道高度误差从一公里降至几百米，弹丸击中概率将增加至 35%。此例中弹丸云的最优半径仍然超过 1km，因为弹丸云的位置误差仍然很大。另一方面，如果轨道误差增至 2km，至少一颗弹丸击中的概率小于 20%。如果轨道误差 5km，拦截概率就小于 10%了。

如果提高导弹精度使发送弹丸云的精度为 0.5km 而不是 1km，算例中的拦截概率增至 45%。如果精度是 1.5km，概率降至 20% 以下。

弹丸数目增加两倍，从五十万到一百万，算例的拦截概率略大于 40%。导弹发送弹丸的总质量由弹丸要到达的高度决定，则弹丸数目的增加就会使每一个弹丸质量降至 0.5g。前面曾提到过的卫星防护层能防御这个尺寸的弹丸攻击。

事实上，为确保弹丸击中、穿透、损坏卫星外壳，攻击者倾向用大弹丸。增加弹丸质量至 1.5g（铝球约 1cm 直径），弹丸数量减少至 333000，轨道高度 600km，至少一颗击中的概率为 20%。如果卫星薄弱面积由 10m² 变为 15m²，参考例中的概率增至 35%。

如果导弹散布弹丸云的控制过程中存在系统误差或偏移量，拦截概率降低。前面曾提到，如果火箭不是正处于卫星轨迹下方，弹丸云穿过卫星路径时有水平速度，任何计时误差都会带来水平位置的误差，这个误差计入水平偏移量中。只有当偏移量或计时引来的误差与散发弹丸云的误差相当时，它们对拦截概率的影响才会很小。

如果攻击云和卫星的位置误差都能降至几百米，至少被一颗击中的概率接近于百分之百。需要注意的是，为了得到高拦截概率就必须降低这两个误差。

¹⁶ 特别地，弹丸云在远地点的概率分布为高斯分布，标准差为 1km。因此弹丸云中心落在半径 1km 的圆内时约 40% 的时间。

¹⁷ 特别地，卫星位置由二维高斯分布决定，标准差为 0.1，水平和垂直误差为 1km。

结论

结果说明这种技术含量很低的简易弹丸 ASAT 效能不高。效能由数个关键参数决定，要想得到高效能的 ASAT，攻击者必须精确确定卫星轨道，精确控制导弹和将更多质量的弹送达轨道高度。

ASAT 的攻击效果可能不确定。攻击方甚至不能量化导弹准确度或预测卫星位置；例如他不能做足够多的导弹试验确定导弹精度。因此即使对目标星发射多枚导弹，攻击方对自己一次攻击成功的把握，还会缺乏信心，因此这种 ASAT 的军事价值不高。

美国决策者必须考虑如果别人使用这种武器怎么办，但是他们应该根据攻击方的实际能力评估威胁大小。美国能采取多种措施来防御攻击。给卫星关键部件加防护层令攻击方使用大质量的弹丸，对一定载荷质量来说，这将减少攻击云中的弹丸数量，降低拦截概率。

如果美国发现导弹即将攻击卫星，只要对卫星做很小的机动就会大幅度的降低拦截概率。在发现导弹之后，卫星有 300s 的时间机动，只需 10 m/s 的 DV，卫星可偏离预定轨道几公里，大幅度降低拦截概率。¹⁸

技术先进的攻击方能显著提高这种 ASAT 的效能。如果攻击方既能将弹丸云准确入轨，也能精确定卫星轨道高度，对于不使用防御措施（如机动）的卫星而言，拦截成功率很高。但是，具有这些技术的国家更希望拥有设计拦截器的技术能力，拦截器更有效、更可靠，如寻的导弹。若考虑到与使用相关的误差，发展反卫星武器似乎不会选择简易弹丸 ASAT。

全球定位系统和侦察卫星

第 11 章讨论卫星面对的各种威胁。本小节分别具体讨论这些威胁如何影响美国两个卫星系统：提供全球导航的全球定位系统（GPS）和美国军事侦察系统。GPS 系统的设计有鲁棒性，能抗干扰，即使一些卫星失效仍然能完成任务。即使整个卫星系统瘫痪了，还能通过其他方式（至少是临时地）导航定位。侦察卫星系统更易受攻击，部分因为卫星都在低轨道，但是系统有备份能力。

全球定位系统

美国军方开发 GPS 用于导航。它现在仍由军方管理，执行关键军事任务，如任务规划，精确制导，为军队、地面车辆和空中飞行器导航。GPS 信号也用于民用，如空中交通管制，以全球时间标准同步手机、科学设备等终端的时间。GPS 系统若是故障，信号减弱或丢失，都将严重影响军事活动和经济生活。

GPS 星座由 24 颗工作卫星组成，六个轨道平面，每个平面内四颗卫星，轨道高度 20000k。¹⁹ 另外，因为需要替换旧卫星前要将新卫星提前发射入轨，轨道上还有一些少量其他卫星。在地球上任一地点总能同时看到五到八颗卫星。²⁰ 但是只需四颗

¹⁸ 此观点出现在 Ensuring America's Space Security (Washington, DC: Federation of American Scientists, 2004), 22, <http://www.fas.org/main/content.jsp?formAction=297&contentId=311>, 2005 年 12 月 5 日访问。

¹⁹ “USNO GPS Timing Operations,” <http://tycho.usno.navy.mil/gps.html>, 2005 年 1 月 15 日访问。

²⁰ 美国海军天文台 United States Naval Observatory (USNO), “Block II Satellite Information,” <ftp://tycho.usno.navy.mil/pub/gps/gpsb2.txt>, 2005 年 1 月 16 日访问。2005 年 1 月 16 日, 30 颗卫星在轨,

卫星就能为用户提供位置和时间信息。²¹ 用户若收到多于四个卫星的信号，定位精度更高。

GPS 星座在遭受攻击后的重要特点是其导航能力是逐渐减弱的，而不是一下子瘫痪。例如如果为了最大程度影响该地区的应用，选择 GPS 的六颗卫星失效，北京用户一天内还能看到至少四颗卫星。²²

GPS 系统本身就有防御功能。卫星处在高轨道，在地面发射的改进短程或洲际弹道导弹动能武器的射程以外。此高度的空间环境很恶劣：Van Allen 的带电粒子通量很高（参见第五章），任何试图长期尾随 GPS 的 ASAT 要解决这些困难。致盲或是眩目不会影响卫星的导航能力，因为导航不需要光学敏感器。²³ 卫星本身的设计就能抵御远距离激光攻击的热载荷。²⁴ 六个不同轨道平面的卫星以及同一轨道内卫星间的间距，令一个 ASAT 很难攻击两个及以上卫星。

干扰地面站的上行链路指令信号很难。但是即使攻击方成功地干扰了上行链路，卫星仍然能自主运行 14 天不与地面站联系，180 天转入自主导航模式 autonomous navigation mode (AUTONAV)。还有最新的自主模式 (Block IIR) 依然能保证精度。²⁵ 自主模式下，卫星只通过星际链路相互通讯，能防御频率跳动的干扰，及防御从其他卫星而不是地面接收信号的有向天线的干扰。

三种干扰攻击可能有效：对下行链路干扰、电子欺骗、虚假干扰。后面两个干扰程度轻一些。

下行链路干扰技术要求不高，能对局部影响显著。互联网上贴有一篇介绍 GPS 干扰装置的设计图，拥有本科工科学位的人²⁶就能制作，还有出售 GPS 干扰装置的广告。一个小的轻型短期干扰装置能发射 100W 的功率，只需不到 1000 美元就能购买到或是自己制作。10 万美元的干扰装置能发射数千瓦的功率，而发射上万或几十万功率的要花费一百万美元或更多。²⁷ 但是这样高功率的干扰装置也有缺点，因为他们很快会被高精度地定位锁定。

使用多部小型干扰装置是个不错的选择方案。敌方可在地面上布置大量的干扰装置，企图阻断 GPS 通讯。如果一个干扰器没有阻碍地大范围发送信号（例如，从飞机上发送信号），它将影响很多用户。机载干扰器只发射 1W 的功率就能阻止 GPS 卫星在干扰器 10km 内跟踪活动用户（已经锁定 GPS 信号）的联系，阻止干扰器 85km 内的用户找到 GPS 卫星并准确接收信号。²⁸ 另外，在 GPS 接收器发现被干扰不能接收

每个轨道分别有 1、2 或 3 颗额外卫星。

²¹ 四颗卫星提供最高的精度，需将四颗中的三颗卫星均匀地分布在水平线上，第四颗位于正上方。

²² Geoffrey Forden, "Appendix D: Sensitivity of GPS Coverage to Loss of One or More Satellites," Ensuring America's Space Security (Washington, D.C.: Federation of American Scientists, 2004), <http://www.fas.org/main/content.jsp?formAction=297&contentId=311>, 2005 年 1 月 15 日访问。Forden 发现在北京一天中有 22 个小时能看到四颗卫星。

²³ GPS 卫星虽带有用于核爆炸观测系统的光学敏感器，但它们不用于导航。

²⁴ Ashton B. Carter, "Satellites and Anti-Satellites: The Limits of the Possible," *International Security*, 10 (1986) 90.

²⁵ USNO, "Block II Satellite Information."

²⁶ Marks 在 "Wanna Jam It?" 文中描述空军研制对抗超高频卫星的干扰设备，只需通过互联网连接，所用材料价值 7500 美元。很容易使用相同的技术干扰 GPS 频率。

²⁷ John A. Volpe 国家交通系统中心 (National Transportation Systems Center), "Vulnerability Assessment of the Transportation Infrastructure Relying on the Global Positioning System," Appendix A, August 29, 2001, and references therein.

²⁸ P. Ward, "GPS Receiver RF Interference Monitoring, Mitigation, and Analysis Techniques," *Navigation—Journal of the Institute of Navigation*, 414 (1994): 367.

定位数据之前，它能在几十秒内供给错误的的数据，因此这会危及没有使用备份导航措施的飞行器。

美国已经开始采取措施防御对 GPS 系统的干扰。GPS 改进计划将增强卫星发送信号的强度，增加发送信号频率。干扰器要想排除这些障碍，要增强干扰信号强度，具备干扰多个频率的能力。新型 GPS 接收器加入反干扰功能。例如使用多个天线，模拟接收器使用零点技术（nulling techniques）消除干扰信号；新型数字接收器能防御更多的干扰。²⁹

第 11 章谈到电子欺骗，模拟真信号的特征，欺骗用户接收伪信号。虚假干扰和电子欺骗相似但用户接收到的是真信号，只不过虚假干扰加入了时间迟滞后重新发送。因为民用信号没有加密而军事信号加密了，这两种 GPS 信号使用不同频率发送，所以前者有可能被干扰，而后者不易被干扰。

电子欺骗和虚假干扰较电子干扰的优势是它们秘密进行，因为用户通常不知道他们是否被欺骗或做假。这两种方法所用天线比电子干扰天线更难定位，因为被欺骗和被做假的信号强度必须与真实的 GPS 信号相同。如果锁定了电子欺骗和虚假干扰的天线位置，那么用户就会被告知忽略伪信号。

欺骗 GPS 卫星信号技术上比电子干扰更困难，因为欺骗信号必须和真实信号的特性相同，包括频率结构和信号解码。因为 GPS 军事信号是加密的，所以更难欺骗，但是民用信号的结构众所周知。制造商用来测试 GPS 接收器和其他相关产品的 GPS 卫星模拟器，在市面上能买到（一万至五万美元），也能租到。这些模拟器产生伪卫星信号，比 GPS 民用信号的功率高。熟悉电子知识的人根据互连网上的介绍就能自己制作 GPS 模拟器。³⁰ 对此的应对技术措施是令 GPS 接收器使用相对容易，但是作用范围不大。³¹ 虚假干扰也需要考虑更多技术问题，但更容易对付加密的军事系统。

在战区冲突中，使用伪卫星（pseudosatellites）或 pseudolites 更容易，他们是地面或无人飞机（UAVs）上的高功率 GPS 转发器。³² 这种转发器能在本地发送比卫星强度大很多的信号。

如果 GPS 民用信号受到以上几种方法的干扰，用户可转向其他导航和精确制导系统。欧盟独立开发了与 GPS 相似的伽利略卫星导航系统。伽利略系统起初计划使用一个能将美国加密军事信号覆盖的工作频率，美国若是干扰伽利略信号，同时也会干扰自己的军事信号，这样阻止美国对伽利略的干扰。这成了伽利略系统中引起争议的部分，现在看来好像双方都让步了，伽利略系统不会影响美国的军事行动。³³

²⁹ Robert K. Ackerman, "Jam-Proof Signals to Guide Navigation," Signal Magazine, November 2001, <http://www.afcea.org/signal/articles/anmviewer.asp?a=481&z=6>, 2005 年 2 月 9 日访问。

³⁰ Roger G. Johnston and Jon S. Warner, "Think GPS Cargo Tracking = High Security? Think Again," September 24, 2003 <http://www.eyefortransport.com/index.asp?news=38732&nli=freight&ch>, 2005 年 1 月 16 日访问。

³¹ Jon S. Warner, Roger G. Johnston, "GPS Spoofing Countermeasures," December 2003, at http://www.homelandsecurity.org/bulletin/Dual_Benefit/warner_gps_spoofing.html, 2005 年 1 月 8 日访问。

³² Maryann Lawlor, "Researchers Locate Satellite Options," Signal Magazine, November 2001, <http://www.afcea.org/signal/articles/anmviewer.asp?a=480>, 2005 年 2 月 9 日访问。

³³ Robert Wall and Michael A. Taverna, "Navigating Hurdles: U.S. and Europe ink agreement on coexistence of GPS and Galileo," Aviation Week & Space Technology, June 28, 2004, 31.

*GPS 功能下降的结果*³⁴ GPS 在军用和民用中应用广泛,详尽地讨论 GPS 暂时停止工作和 GPS 精度下降带来的后果不在本报告讨论范围内。这里讨论一些 GPS 应用的影响。

GPS 暂时停止工作不会对地面和海事导航带来严重的影响,特别当发现故障后,系统自然地转到备份系统。短暂与 GPS 失去联系给海上的船舶带来麻烦最少,因为它们速度很慢。例外情况是当失去 GPS 信号后,还遇上别的恶劣状况,如能见度低、天气恶劣、或复杂的地形,那么会有严重的后果。

对于航空导航,特别遇到交通繁忙或复杂地形, GPS 故障后果更严重。如小型大量的干扰装置能让交通控制陷入混乱,引发 GPS 经常随机的故障。这对于民用航空交通来说特别危险,因为民用航空对危险情况的适应能力,没有军事航空交通强,没有应对措施。出于这个原因,这些脆弱的系统如今不会,将来也不会完全地依赖 GPS 系统。

如果 GPS 的威胁迫近,民用如地面车辆和商业协调会转向使用备份系统。美国现存的系统能满足需要。例如 LORAN-C³⁵ 是一个地面系统,能转发导航信号,为美国大陆提供二维的导航,准确时间标准服务。但是它不能提供高精度三维信息,包括一些航空信息的系统。尽管 GPS 计划在 2004 年 12 月 8 日取代 LORAN-C,官方更可能令其成为一个备份系统。同时国土安全部有责任研发在 GPS 崩溃情况下,美国国内的紧急应对方案。³⁶

侦察卫星

卫星侦察执行大量战略和战术军事任务,如绘制地形图,收集有关军事和工业的情报,监控己方军队调动,冲突中选择打击对象,评估战斗损失等。

美国拥有众多专用的军事侦察卫星:三个光学成像侦察卫星,据报道地面分辨率达 12-15cm;三个综合孔径雷达卫星,地面分辨率据报道可达 1m。³⁷(还有很多信号情报卫星,用来侦测无线电信号。)其他国家也有运行的侦察卫星。

不只是政府使用侦察卫星,一些商业卫星也能拍摄光学和红外的商业情报相片。例如法国 SPOT 卫星系统³⁸ 照片的地面分辨率达 2.5m。EROS-A³⁹ 卫星能传送 1 至 1.8m 分辨率的图片。Ikonos 卫星⁴⁰ 图片的分辨率达 1m。美国 Quickbird 卫星⁴¹ 的分辨率

³⁴ 分析基于“Vulnerability Assessment of the Transportation Infrastructure.”

³⁵ 参见美国海岸防卫导航中心网页关于 LORAN-C 的介绍 <http://www.navcen.uscg.gov/loran/default.htm>, 2004 年 12 月 15 日访问。

³⁶ “New Presidential GPS Policy Elevates Executive Oversight, Security Issues,” GPS World, January 1, 2005, <http://www.gpsworld.com/gpsworld/article/articleDetail.jsp?id=140849>, 2005 年 1 月 16 日访问

³⁷ Robert Windrem, “Spy Satellites Enter New Dimension,” MSNBC News, October 9, 2001, <http://msnbc.msn.com/id/3077885/>, 2005 年 1 月 31 日访问。

³⁸ SPOT 4 和 SPOT 5 目前在轨,参见 SPOT 的图像, <http://www.spotimage.fr/> 2005 年 1 月 18 日访问。

³⁹ 2005 年 12 月 5 日发射的 EROS-A, 归 ImageSat International N.V. 所有,这是一个由美国空间项目工程师团队成立的商业公司。参见 ImageSat International, <http://www.imagesatintl.com/index.shtml>, 2005 年 1 月 18 日。

⁴⁰ Space Imaging 提供 Ikonos 卫星的光学照片;参见 Space Imaging, <http://www.spaceimaging.com/>, 2005 年 1 月 18 日访问。

⁴¹ Digitalglobe 提供 Quickbird 卫星的照片;参见 Quickbird <http://www.digitalglobe.com/>, 2005 年 1 月 18 日

在 1m 以下。理论上讲，这些卫星会给所有付费用户提供照片。而实际上，可能执行管制 (shutter control)，如美国在阿富汗战争初期所做的，购买了 Ikonos 卫星部分轨道的绝对使用权。

第 11 章讲到，遥感卫星易受地基激光的致盲和眩目攻击。因为它们通常在地球近地轨道，也易受到弹道导弹发射的动能攻击。

如果遥感卫星被攻击，部分功能可由其他系统代替，尤其是地区和战术应用的卫星，例如无人驾驶飞行器 (UAV) 用来增强卫星侦察。冲突中敏感区域被限定为战区行动，低轨卫星的视场有限，可用 UAV 做补充。⁴² 飞机上的雷达系统用于战术侦察，如美国空军综合孔径雷达系统 JSTAR。⁴³ 在某一地区中拥有制空权的一方才具备 UAV 和机载雷达的条件。

卫星系统也可能提供战术侦察能力。例如，美国正在研发能在最短准备时间内发射带有小型载荷的火箭。比现有的侦察卫星更小，更廉价的成像卫星可搭载火箭进入轨道。它们的轨道比现今的侦察卫星轨道更低，因为它们的光学器件功率低，这样才能达到足够的地面分辨率。

访问。

⁴²参见 Bruce M. DeBlois 等，“Space Weapons: Crossing the U.S. Rubicon,” *International Security* 29 (fall 2004): 61.

⁴³ 更多信息参见美国空军 E-8C Joint Stars 手册，<http://www.af.mil/factsheets/factsheet.asp?fsID=100>, 2005 年 1 月 31 日访问, 和 Air Force Technology.com 网页关于 JSTARS, <http://www.airforce-technology.com/projects/jstars/>, 2005 年 1 月 31 日访问。

第 12 章 附录： 计算弹丸 ASAT 的效能

本节介绍怎样计算至少一颗弹丸击中卫星的概率。计算中所需参数有：

- 弹丸云位置误差
- 卫星位置误差
- 弹丸云中的弹丸数量
- 弹丸云中的弹丸尺寸
- 卫星前部的薄弱面积

弹丸云半径变化而其他参数固定不变，得出以弹丸云半径 为变量的拦截概率函数。函数的最大值在弹丸云的最优半径处取得。假设弹丸云为球形。优化弹丸云的形状能提高拦截概率，这样做需要控制弹丸云的方向；如果不能控制方向的话反而会减少拦截概率。既然攻击方对低技术含量的 ASAT 更感兴趣，因此假设攻方使用球形攻击云。

此问题可认为是与卫星轨迹垂直平面内的二维问题。球形弹丸云由半径为 的圆盘表示，圆内弹丸密度等于球形密度的二维投影。为了简化问题，计算中设圆盘密度均匀，而不是使用密度不均匀的球密度的二维投影。⁴⁴

假设卫星正好经过 ASAT 的发射地点，将弹丸云的远地点置于卫星轨迹的轨道高度上来消除计时误差。如果卫星没有经过 ASAT 发射地的上空，计时误差带来的攻击云位置误差会计入计算中，因而攻击云的位置误差将增大。

可以将计算过程分为两步。第一步假设攻击方知道卫星的精确位置，给出攻击云位置误差的影响。第二步将卫星的位置误差加入计算。

第一步

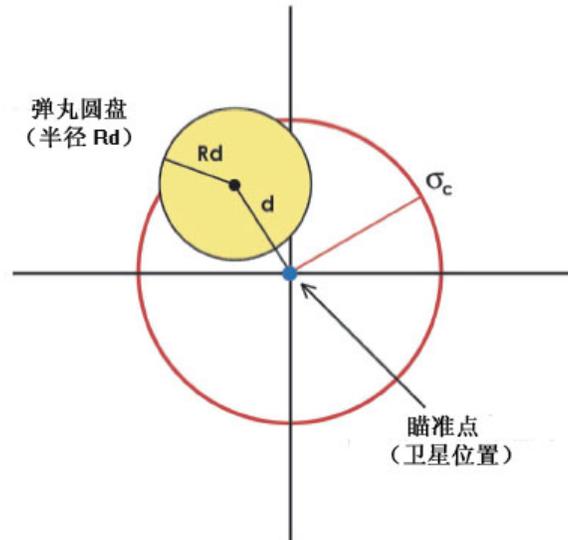
如果攻击方在预定拦截处确定卫星的位置，ASAT 瞄准该点。因为导弹精确制导有误差，弹丸云中心到达该点时相差一些距离。弹丸云的定位误差用高斯分布描述：

$$p(d) = \frac{1}{2\pi\sigma_c^2} e^{-d^2/2\sigma_c^2} \quad (12.1)$$

其中 是弹丸云和瞄准点间的距离，瞄准点在与卫星运行轨迹方向垂直平面内，描述由导弹发射误差引起的弹丸云位置误差，假设偏移量为零（参见图 12.2）。攻击云中心 40% 的时间位于以 为半径的圆内。

⁴⁴讨论相同颗粒数目均匀分布到一个圆盘内和一个相同半径的球内的结果。令 为圆盘内颗粒密度。将 与有效作用面积密度相比较，后者是球形密度投影到与卫星运动方向垂直的平面内的值，当卫星穿过攻击云，这是一个有用的物理量。球形中心的有效面积密度为 ，球形边缘降到零；距球形边缘一半处密度为 ，而距边缘三分之一处为 。

图 12.2 此图表示垂直于卫星路径的平面；卫星穿过平面的点标记为“瞄准点”。当 ASAT 瞄准这个点时，误差导致攻击云的中心到达瞄准点时相差距离 d 。大约 40% 的时间，攻击云位于标记为 R_d 的圆内。



弹丸击中卫星的概率是两个概率的乘积，卫星穿过弹丸云概率，和弹丸击中卫星的概率。前者正是 $P_{satellite in cloud}$ 小于或等于弹丸云半径 R_d 的概率，对公式 12.1 中的 $P(r)$ 在 0 到 R_d 间积分得到概率；积分得

$$P_{satellite in cloud} = 1 - e^{-R_d^2/2\sigma_c^2} \quad (12.2)$$

接下来我们计算卫星如果经过弹丸云，被至少一颗弹丸击中的概率。如上所述为了简化，假设弹丸在垂直于卫星轨迹平面内的面积密度是常数。令 N 为攻击云中的弹丸总数， A_s 为卫星垂直于其轨迹的面积。

每一颗弹丸处于圆盘内任一地方的概率相等。假设卫星穿过弹丸云，因此 N 颗弹丸击中卫星的概率是二项分布：

$$P_{n hits} = \frac{N!}{n!(N-n)!} p^n (1-p)^{N-n}, \quad p = \frac{A_s}{\pi R_c^2} \quad (12.3)$$

当 N 很大时，二项分布近似于泊松分布⁴⁵

⁴⁵ “Poisson Distribution,” <http://mathworld.wolfram.com/PoissonDistribution.html>, 2005 年 2 月 10 日访问。

$$P_{\lambda}(n) = \frac{\lambda^n e^{-\lambda}}{n!}, \quad \lambda = Np = \frac{NA_s}{\pi R_c^2} \quad (12.4)$$

如果卫星穿过弹丸云，至少被一颗弹丸击中的概率是

$$P_{\geq 1 \text{ hit}} = 1 - P_{\lambda}(0) = 1 - e^{-\lambda} \quad (12.5)$$

同样如果卫星穿过弹丸云，被至少两颗弹丸击中的概率为

$$P_{\geq 2 \text{ hit}} = 1 - P_{\lambda}(0) - P_{\lambda}(1) = 1 - (1 + \lambda)e^{-\lambda} \quad (12.6)$$

至少被一颗弹丸击中卫星的概率是公式 12.2 和 12.5 的乘积。

第二步

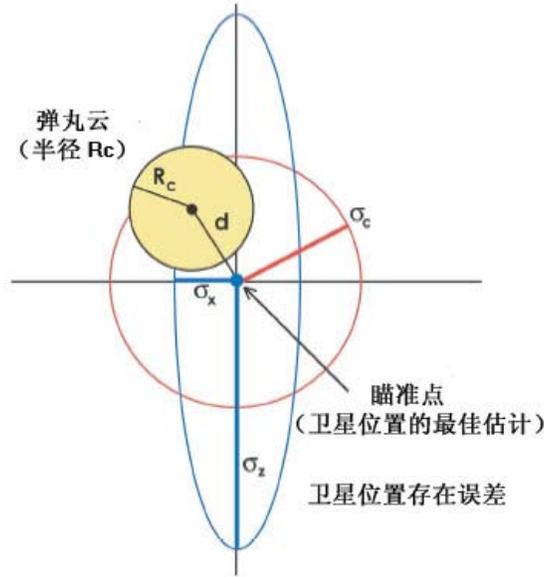
实际攻击过程中，攻方不知道卫星的准确位置，但是能在一定误差内确定它。ASAT 的瞄准点因此是卫星位置的最佳估计点。在垂直卫星轨迹的平面内，最佳估计的误差由二维高斯概率分布描述：

$$r(d_x, d_z) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_z} e^{-\frac{1}{2}\left[\left(\frac{d_x}{\sigma_x}\right)^2 + \left(\frac{d_z}{\sigma_z}\right)^2\right]} \quad (12.7)$$

这里 r 是卫星实际距最佳估计水平方向 d_x 和垂直方向 d_z 的概率，而 σ_x 和 σ_z 是两个方向上宽度的高斯误差。这两个宽度一般不相等，对于假设的光学跟踪例子，垂直方向的宽度误差通常大于水平宽度误差。

考虑弹丸云和卫星的位置误差，计算弹丸击中卫星的概率需要以下几步。为了确定卫星经过碎片云的概率，首先计算卫星实际位置穿过弹丸云特定点的概率，然后计算卫星经过弹丸云中的所有可能位置的概率。最后，乘以至少一颗弹丸击中卫星的概率，如果卫星穿过弹丸云的话（参见图 12.3）。

图 12.3 在图 12.2 中加入卫星位置误差的椭圆。



更具体地说，我们假设当卫星穿过过弹丸云中心的平面时，导弹发送弹丸云的中心至，半径为。卫星在此位置穿过攻击云的概率，由描述卫星位置的函数（公式 12.7）在弹丸云面积内积分得到，例如在以为中心，半径为的圆盘。这个积分是和的函数，将积分乘以公式 12.1，公式 12.1 给出攻击云中心位于的概率。然后将乘积在整个平面内积分，在所有攻击云可能的位置积分。积分给出卫星穿过攻击云的总概率。

上面的结果乘以如果卫星经过弹丸云至少一颗弹丸击中卫星的概率（公式 12.5），得出当攻击云半径为时，卫星被至少一颗弹丸击中的总概率。若乘以公式 12.6，得出至少被两颗击中的总概率。在的范围内取点计算，将结果画在图上，就能找到最佳攻击云尺寸和相应的最大拦截概率。

作者简介

Laura Grego 是忧思科学家联盟 UCS (the Union of Concerned Scientists) 全球安全项目的科学家。她在加入 UCS 之前，是哈佛 Smithsonian 中心的天文学研究员。1999 年她取得加州理工大学物理学博士学位。

Lisbeth Gronlund 是 UCS 全球安全项目的负责人和资深科学家，是麻省理工大学 (MIT) 安全研究项目的研究人员。她曾在马里兰大学国际安全研究中心，担任 SSRC—MacAuthur 基金会有关国际和平与安全的项目成员，是 MIT 防御和武器控制研究项目的博士后。她是美国物理学会成员，在 2001 年分享了 Joseph A. Burton 论坛奖。1989 年她取得康奈尔大学物理学博士学位。

David Wright 是 UCS 全球安全项目的负责人和资深科学家，是 MIT 安全研究项目的研究人员。在来到 UCS 之前，他是 SSRC—麦克阿瑟基金会成员，在哈佛肯尼迪政府学院科学和国际事务研究中心研究国际和平与安全。他是美国物理学会成员，在 2001 年分享了 Joseph A. Burton 论坛奖。Wright 于 1983 年在康奈尔大学获得物理学博士学位，全职研究安全问题以前，他作为物理学家工作了五年。

美国艺术科学学院

美国艺术科学学院成立于 1780 年，是一个国际学术组织，由世界顶尖科学家、学者、艺术家、商业人士和公共领导人组成。

如今有 4000 名美国院士和 600 名外国荣誉院士，学院有四个主要目标：

- 通过研究重要的社会和学术问题，提出实际政策方案，来服务社会，提高学术水平；
- 提高公共参与度，促进各种思想交流，对共同关心的问题引入多样的观察视角；
- 通过新成立的访问学者项目，培养新一代的学者和思想家；
- 在广泛的学科和职业领域内挑选优秀成员，授予荣誉称号。

学院的总部设在 Massachusetts 州的 Cambridge 市。由于成员分布广泛，还在芝加哥大学和加利福尼亚大学 Irvine 分校成立地区中心，组织美国国内及国外的活动。

科学和全球安全项目

科学和全球安全项目计划资助多学科的研究，研究现有及潜在的危及全球和平与安全的问题。目前正在进行的项目包括：国际安全，外太空管理，前苏联地区的国际安全关系，伊拉克战争的损失和后果，国际刑事法庭对美国国家安全的影响。想获得更多科学与全球安全项目的信息，请访问我们的网站：<http://www.amacad.org/projects/science.aspx>