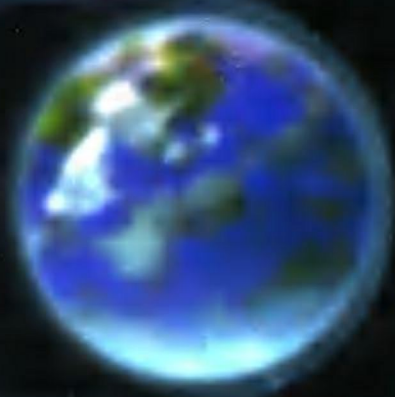


地球静止轨道手册

[欧洲空间局] Erik Mattias Soop 著
王正才 邢国华 张宏伟 唐芳 译



国防工业出版社

著作权合同登记 图字:军—1998—029 号

图书在版编目(CIP)数据

地球静止轨道手册/(瑞典)苏朴(Soop, E. M.)著;王正才等译. —北京:国防工业出版社, 1999. 10

书名原文: Handbook of Geostationary Orbits

ISBN 7-118-02043-5

I. 地… II. ①苏… ②王… III. 地球-静止轨道-手册
IV. V412.4-62

中国版本图书馆 CIP 数据核字(98)第 38019 号

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

三河市腾飞胶印厂印刷

新华书店经售

*

开本 850×1168 1/32 印张 8 $\frac{3}{4}$ 220 千字

1999 年 10 月第 1 版 1999 年 10 月北京第 1 次印刷

印数:1—1000 册 定价:16.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

译者的话

《地球静止轨道手册》(HANDBOOK OF GEOSTATIONARY ORBITS)系欧洲空间局(ESA)欧洲空间操作中心(ESOC) Eric Mattias Soop 先生用英文所著。本书被列为《空间技术丛书》之一,1994年由 KLUWER 学术著作出版集团与位于美国加利福尼亚州的 MICROCOSM 出版公司在荷兰联合出版发行,书号为 ISBN 0-7923-3054-4。

本书是作者根据自己 16 年来对 15 颗地球静止轨道卫星的控制经验编写而成的,它既可为空间工程技术人员和卫星操作人员提供必要的理论及实践经验,也可作为高等院校空间课程的教学参考书。

本书早在 1995 年的第 5 期《国际宇航文摘》(INTERNATIONAL AEROSPACE ABSTRACTS)杂志中进行了介绍。原国防科工委情报研究所提供了原书的复印件。在西安卫星测控中心领导的支持下,由测控技术部科技情报室编译组将本书翻译成中文。

本书共分八章,各章的译者分别为:第 1~4 章王正才,第 5~6 章邢国华,第 7 章唐芳,第 8 章张宏伟。译稿完成后,卫星长期管理室郝和年高级工程师校对全部译文,软件室黄福铭高级工程师对第 3、5、6、7 章,秦鹏高高级工程师对第 4 章,第 2.2~2.3,8.4~8.7 节,无测室姜家持高级工程师对第 1 章,第 2.1,8.1~8.3 节进行校对。全书最后又由软件室陈孝荣高级工程师负责译文校对定稿。情报室轻印刷组对该书译文进行了录入、排版。此外,本书的翻译还得到了该中心其他同志的热心支持和帮助,在此一并致谢。

由于译者水平有限,加之成书仓促,错误与不足之处在所难免,敬请广大读者指正。

译 者

1998 年 6 月

目 录

前言	1
第一章 基础	3
1.1 引言	3
1.2 地球静止轨道	5
1.3 法律状况	8
第二章 基本定义	12
2.1 坐标系	12
2.2 椭圆轨道与经典根数	18
2.3 线性化运动与同步根数	23
第三章 轨道机动	35
3.1 机动推力	35
3.2 倾角机动	39
3.3 单次平面内机动	43
3.4 多次平面内机动	51
第四章 受摄轨道	57
4.1 摄动加速度与定点保持	57
4.2 非球形地球势与经度变化	59
4.3 运动坐标系中的日月引力	64
4.4 倾角演变	71
4.5 太阳辐射压力	76
第五章 操作实践	81
5.1 在轨控制	81
5.2 计算机程序操作	85

5.3 地球日蚀	96
5.4 月球日蚀	100
5.5 多星并置	105
5.6 隔离方法	109
5.7 防靠机动	121
第六章 倾角位置保持	125
6.1 倾角位置保持原理	125
6.2 被动倾角控制	129
6.3 主动倾角控制	133
6.4 长期策略	138
6.5 误差影响	150
第七章 经度位置保持	153
7.1 经度位置保持的原理	153
7.2 经度控制	158
7.3 偏心率控制	164
7.4 平衡附近的经度保持	170
7.5 经度转移和再捕获	174
7.6 机动计算	181
第八章 轨道确定	189
8.1 地面站可见性	189
8.2 跟踪测量数据	195
8.3 跟踪几何	202
8.4 估计过程	208
8.5 导数与微分	213
8.6 跟踪精度	220
8.7 可测性与精度	229
附表	247
数学符号说明	257
参考文献	260

前 言

这本《地球静止轨道手册》基本上是《地球静止轨道入门》的扩充。《地球静止轨道入门》是1983年欧洲空间局(ESA)出版的一本专著,它的直接目的是为采用“PEPSOC”软件包进行地球静止轨道卫星控制提供理论基础和一些实际的建议。

PEPSOC(便于安装的ESOC地球静止轨道控制软件包)由欧洲空间操作中心(ESOC)研制,用于支持卫星长期管理阶段的操作。为此出版的《手册》是一本工程技术人员和卫星操作员手册,而不是一本天体力学方面的经典教科书。

在过去11年中,PEPSOC软件系统在ESA各成员国及其他一些国家得到了广泛的应用。除PEPSOC操作员外,原来的《入门》也受到许多其他读者的欢迎。随着当前地球静止轨道技术的不断发展和地球静止轨道利用率的日益提高,出现了一些新的情况。因此,出版一本更新、更详尽的专著十分必要。

与《入门》相比,《手册》增加了一些题材,并从数学的角度对PEPSOC用到的方法做了更多的描述。《手册》还对地球物理学和天文参数做了一些修改,以便反映出最新的推荐值。因此,《手册》中的数值数据与《入门》相比有一些细微的差别。

另外,由于平经度漂移率(用 D 表示)已经成为地球自转速率的一个无量纲系数,《手册》对其定义也做了修改。以前,描述测量数据的微分随时间变化的四个系数(在第8章描述)原来表示为 C_1, C_2, C_3, C_4 ,现在表示为 b, u, v, w ,其定义也略有不同。

新增加的题材包括:

第1.3节:法律状况;

- 第 3.4 节:旧卫星退出定点的变轨;
- 第 3.4 节:球谐函数的梯度算法;
- 第 5.4 节:月球日蚀;
- 第 5.5,5.6,5.7 节:并置;
- 第 6.4 节:长期倾角控制策略;
- 第 7.6 节:经度保持机动的数值方法;
- 第 8.2 节:跟踪的光时方程;
- 第 8.6 节:跟踪误差统计;
- 第 8.7 节:轨道精度估算。

在此,作者感谢曾对本书提出过意见和建议的所有读者,是他们激励作者完成了该《手册》。另外,ESOC 的许多同事也给予了可贵的帮助,尤其是 Fabienne Delhaise 利用图形软件完成了本书的许多新插图,使排版工作得以完成。

Erik Mattias Soop

1994 年 4 月,达姆施塔特

第一章 基 础

1.1 引 言

自 1963 年第一颗地球静止卫星发射以来,地球静止卫星的数量持续增长,1980 年达到 100 余颗,1990 年已超过 200 颗。然而,这并不能说明卫星用户的兴趣已达到饱和状态。这类轨道上的卫星相对于自转的地球几乎处于静止状态,它们主要用于通信任务,同时也完成一些对地观测和科学探测任务。此类轨道的主要优点是可以在地面站和地球静止卫星之间建立永久的通信联系;在执行对地观测任务时,地球静止卫星可以连续对同一地区进行观测。

在执行通信任务时,由于地面站安装了定向天线,此类任务对轨道的地球静止特性要求特别严格。相反,有些科学探测卫星除了要求地面站用自动跟踪天线可以保持连续可见之外,对地球静止轨道没有更多的要求。不过,为了尽可能地减少轨道上相邻卫星间的频率干扰,无线电管理规则对卫星的经度变化有一些限制性规定。

本书将使用地球静止(*geostationary*)这一术语描述旨在使卫星相对于地球尽可能静止的任务。术语地球同步(*geosynchronous*)虽然实际上仅仅表示卫星轨道周期与地球自转周期重合,它也常常具有相同的意义,但它对轨道偏心率或倾角没有任何限制。

本书内容原则上仅限于对地球静止轨道卫星任务进行描述,因此对发射与早期运行段(LEOP)只作非常概要的叙述。在第 6.2 节讲述初始轨道倾角的建立时,对 LEOP 操作又进行了稍微详细

的描述。下面所引用的数据均以 Ariane 火箭为例,使用其它类型火箭的 LEOP 操作执行方式与此相似。

在经过 15min 的动力飞行后,(见图 1.1)火箭将卫星送到离地球高度约 200km,远地点接近地球静止轨道高度的转移轨道(TO)。卫星在转移轨道运行几圈后,远地点发动机点火(AMF),将卫星送入地球静止轨道。AMF 的燃料重量几乎占卫星总重量的一半,这些燃料用以将卫星飞行速度从 1.6km/s 提高到 3km/s。与此同时,卫星飞行方向改变,以便将转移轨道倾角(约 7°)降至地球静止轨道倾角(接近 0°)。

早期的地球静止卫星采用固体燃料远地点发动机,点火时间不足 1 min。较新的发动机设计采用了液体燃料,可在不同的远地点点火,并且可以启动关闭多次。在点火间隙,卫星在中间轨道上飞行,它的近地点抬高了,但其远地点始终接近地球静止轨道位置。各次点火的累积速度增量与图 1.1 所示单次推进的速度增量相同。

AMF 后,定点捕获开始。与此同时,自旋轴竖起或者三轴捕获。此后一个月时间内,要执行一系列较小的轨道控制,将卫星转移到所要求的经度位置,并修正轨道偏心率和倾角。

定点捕获机动除对可能因火箭发射产生的残余误差进行补偿外,对远地点发动机点火的方向、时间和总冲也有补偿作用。使用固体燃料的远地点发动机点火后要修正的轨道参数通常要比液体发动机的多。在前一种情况下,点火总冲是确定的,因而地面只能对三个 AMF 自由参数进行控制:两个方向角参数和点火时间参数。

定点捕获结束后,日常管理操作即可开始。这个阶段常常持续几年,直至星上燃料耗尽,能源系统损坏,星上发生重大故障或者卫星使命结束。

在任务因上述原因结束后,卫星仍将无限期地在地球静止区域附近漂移。近年来,一些处于领先地位的航天机构开始注意废弃的地球静止卫星不断堆积可能产生的问题。在此,建议在任务结束后使用几次向东的切向控制,将旧的地球静止卫星转移到高于地

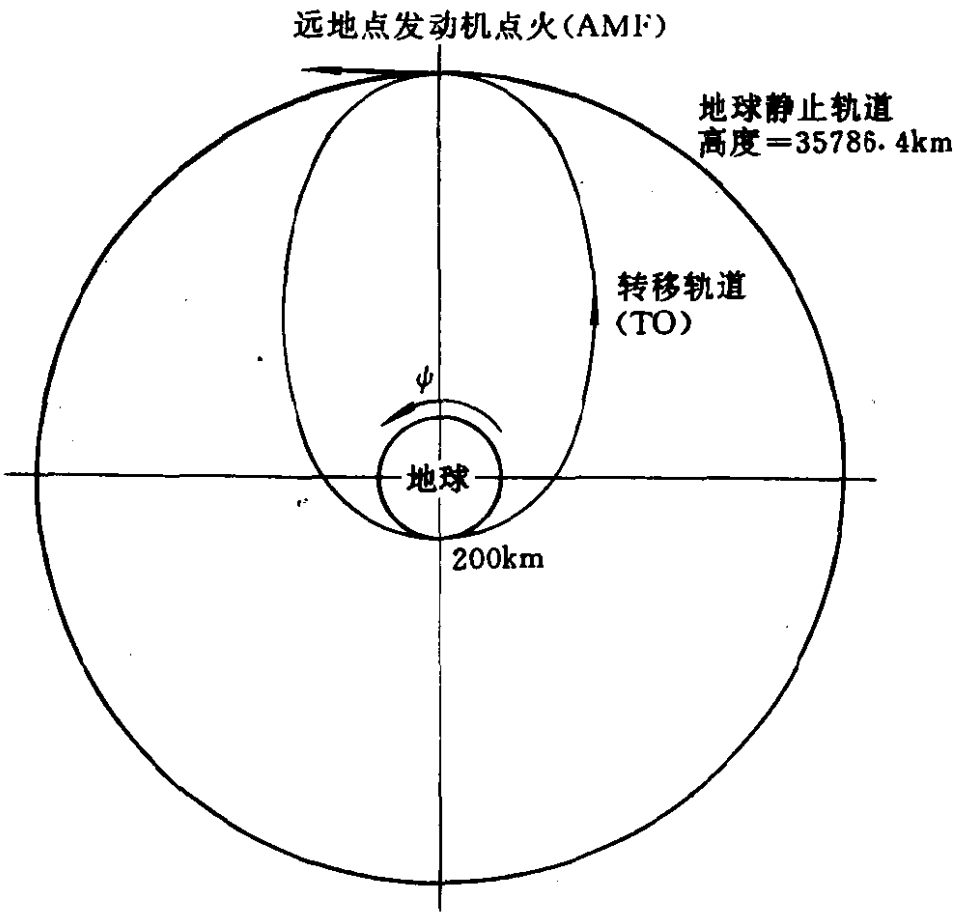


图 1.1 发射与早期轨道段 (LEOP):

转移轨道,远地点发动机点火及地球静止轨道

地球和轨道按比例绘出,但实际上转移轨道与地球静止轨道不在同一平面内。

球静止轨道数百公里的圆轨道上(如 3.4 节所述)。

到目前为止,尚未发生过两颗地球静止卫星在运行中发生碰撞的事情。然而,随着卫星的数量不断增加,这对于卫星,尤其是最近一些任务中所用的大型太阳帆板被破坏的危险性越来越大。

1.2 地球静止轨道

理想的地球静止轨道是一个抽象的数学概念,只有当卫星除地心引力外不受其它力的作用,并且绕一个完全对称的地球旋转时,静止轨道才能够实现。不过,用这个抽象的概念对实际情况进

行近似的描述是有用的,因为与地心引力相比,所有其它的力(即来自月球、地球及地球引力的非球形部分的各个力)非常之小,天体力学上习惯把这些力称为摄动力(第4章将对摄动进行详细阐述)。

在理想的情况下,考虑一个球形地球以不变角速度 ψ 绕南—北轴旋转。卫星绕地球在半径为 r 的圆轨道上运行。

由牛顿万有引力定律可知,两个物体之间的相互引力(引力常数为 g)与两个物体的质量积成正比,与距离平方成反比。大家还知道,一个完全球体外部的引力场与全部质量集中于其中心的质点引力场完全一样。

上述后一项描述并非一目了然,证明起来也不是轻而易举。要通过对球体的各质元对该球体外一定点的引力作用进行冗长的直接解析积分才行。实际上,只要对一个均匀的薄球壳进行积分就足够了,因为在质量密度随着它与质心距离的不同而变化时,关系式仍然是有效的。另外一个方法是对球坐标中引力势的拉普拉斯(Laplace)方程进行分离变量,利用引力场的球对称进行证明。4.2节对真实的非对称的地球周围的引力场进行了描述。

球形地球(质量= M)对卫星(质量= m)的吸引力为

$$F = gmM/r^2$$

习惯上,将此用地球中心引力常数 $\mu = gM$ 表示,因为这个值比分别利用 g 和 M 得到的精确度要高得多。

卫星在轨运动的离心力应与吸引力相平衡。通过修正轨道半径,可得到一条角速度与地球自转速度相同的圆轨道:

$$m\psi^2 r = m\mu/r^2$$

将方程两边分别除以 m ,运动方程即与卫星质量无关。只有当 r 取下面的值时,离心力与吸引力才能平衡:

$$r = \sqrt[3]{\mu/\psi^2}$$

已知地球自转速度具有非常高的精确度:

$$\begin{aligned}\psi &= 360.985647 \text{ 度 / 日} = \\ &0.729211585 \times 10^{-4} \text{ rad/s}\end{aligned}$$

1989 年国际地球自转服务协会采用的地球重力值为

$$\mu = 398600.440\text{km}^3/\text{s}^2$$

将这些值代入方程后,得到 $r=42164.2\text{km}$ 。然而,当考虑所有的摄动力时(如 4.3 节所述),得到实际地球静止轨道半径的平均值如下:

$$\text{地球静止轨道半径} = 42164.5\text{km}$$

由于时间相关摄动对轨道的作用,该值随时间不同有细微变化。国际天文联合会此前早些时候推荐的 μ 值比这个值高约 $1\text{km}^3/\text{s}^2$, 由此算出的地球静止轨道半径高出 30m。

决定地球静止轨道的另外一个准则是轨道要位于赤道平面内,卫星运动方向与地球自转方向相同,即向东旋转(如图 1.2 所示)。在这些理想假设之下,卫星相对于地球处于静止状态。卫星必须要定点在赤道上空,但星下点经度,即卫星在地球表面投影的经度可以任选。实际上,分配地球静止轨道用于完成不同的航天任务时,只有经度是唯一的自由参数。

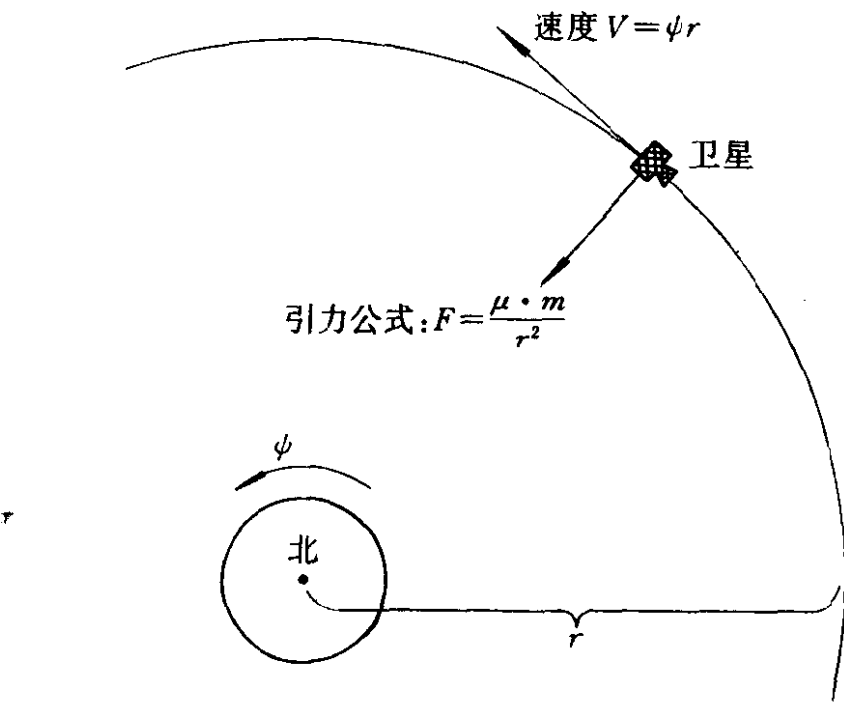


图 1.2 由北面看到的地球静止轨道

当然,事实上卫星不会相对于地球永久处于同一位置,因为作用于其上的摄动力会改变轨道的形状、轨道面的指向及卫星的经度。通过主动轨道控制可以对这样的变化进行补偿,即通过启动星载推力器实施轨道机动,通常可由地面手动控制完成,称为位置保持机动。

真正的地球静止轨道仅能瞬时存在,因为卫星相对于地球的速度仅在一瞬间为零。在实际操作中,可以通过定点保持机动方式使卫星相对于地球的运动尽可能减到最小,获得一条近似的地球静止轨道。实际轨道与理想地球静止轨道之间如何接近取决于机动的间隔时间。

对于地球赤道平均半径,我们采用的值为 6378.144km,但也使用了与此偏差几米的数值。卫星离地球表面的高度为 35786.4km,相当于地球半径的 5.61 倍。在这个高度上的地球万有引力为 0.2242m/s^2 。惯性坐标系中卫星的速度为

$$V = \omega r = 3.075\text{km/s}$$

1.3 法律状况

从前一节的叙述可以看出,地球静止轨道构成一个非常有限的空间区域。这个区域由轨道离地球的高度及其相对于地球赤道的纬度确定,前者必须接近地球静止轨道半径,后者必须近于零。这个环状区域只有一个自由度来分配不同类型的卫星,这个自由度就是轨道相对于地球的经度(星下点经度)。

同人类对其它自然资源的开发使用一样,地球静止轨道卫星星下点经度的应用也经历了这样一个过程:最初,人们想用什么就取什么,只是在必要时才对使用进行一定的协调。由于历史和实际操作方面的原因,星下点经度的使用与无线电频率的分配联系在一起了,因为大多数地球静止卫星属于通信卫星,而多数通信卫星又都运行在地球静止轨道。

1906 年,作为国际电报和电话传输协议的延续,首次对地球

无线电通信频率分配问题进行了协调,其管理工作 1947 年由联合国的一个专门机构——国际电信联盟(ITU)接管。ITU 每隔几年组织召开一次世界无线电管理大会(WARC),有关频率分配的所有决策都要在大会上通过。只有主权国家才能向 WARC 派遣代表团,国际组织由其成员国作为间接代表。大多数组织(如欧洲空间局(ESA))也向 WARC 大会派遣观察员。

1959 年,WARC 第一次空间年大会召开,其议题由传统的地球通信扩展到飞行器与地面间的无线电通信方面。1971 年,WARC 大会认为地球静止轨道同无线电频谱一样也是一种“有限的自然资源”。1973 年,WARC 大会又增加了一项义务,即按照“公平利用”的原则分配经度位置,这项工作由 ITU 负责管理。1977 年 WARC 大会之后,经度的分配和指定工作即开始。在很多情况下,几颗卫星共用同一经度位置,它们可以属于同一个拥有者,也可以属于不同的拥有者。

由于担心失去使用这种重要资源的机会,许多没有掌握空间技术的国家也提出经度位置使用申请,以备将来使用。1976 年,一些赤道国家声明对其领空的地球静止经度享有主权,但没有得到其它国家的积极响应。

最初,对经度位置进行分配仅仅是为了避免无线电频率相同的相邻卫星之间发生信号干扰,而认为卫星的相互碰撞的危险可以忽略不予考虑。由于典型的共用保持区的量级在经度和纬度上超过 100km,在径向上约为 50km 深,这种考虑是合理的。后来,一些空间机构才认识到不能忽视卫星之间发生实际碰撞的潜在危险。不过,迄今为止尚没有关于两颗卫星在运行中发生碰撞的报道,这大概就是目前仍没有人要求 WARC 采取措施的原因吧!

图 1.3 所示为 1993 年中期 481 颗运作中的卫星和其它目标沿地球静止经度的分布情况,其中包括废弃不用的卫星和燃料已用尽的火箭残骸。

各个空间机构对卫星相互碰撞危险的态度也迥然各异。有些

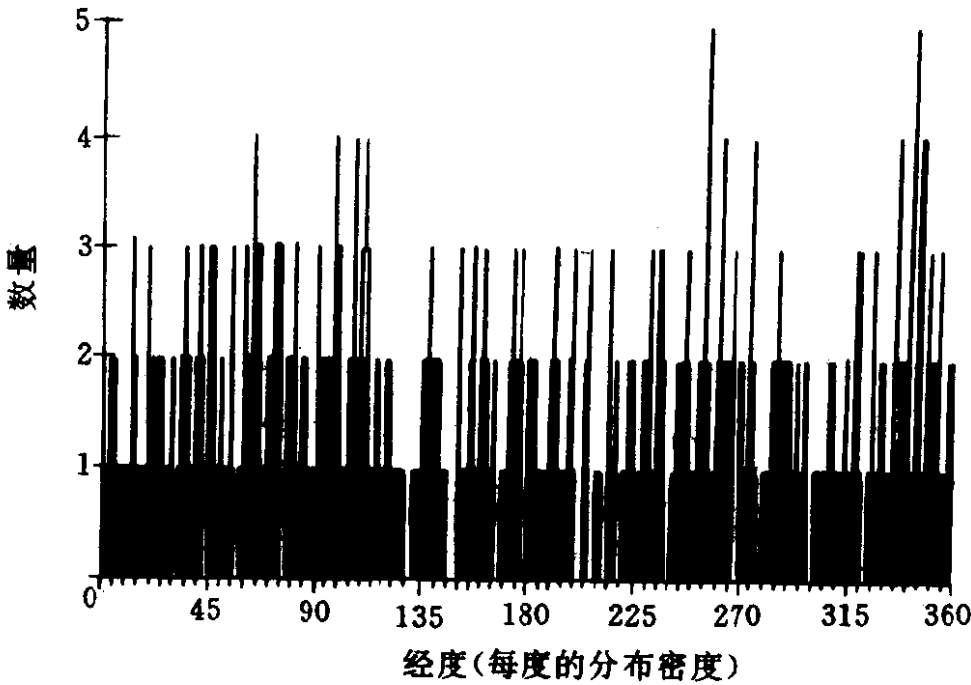


图 1.3 1993 年中期在地球静止轨道和准地球静止轨道上每 1°经度槽内的目标数量

在所有 481 个目标中,286 颗是正在运作的卫星(此数据由 ESOC 任务分析处提供)。

机构忽视这种危险,有些投入大量的人力、物力设法使这种危险减少到最小。并置的卫星当由同一个控制中心管理时,作机动计划避免碰撞相对要容易些(见 5.5、5.6、5.7 节)。如果由不同的控制中心管理,如何保证并置卫星的安全变得更为棘手;为此,有时控制中心之间也达成一些双边协议。尽管如此,对于空间飞行却不像道路交通那样有一些通用的交通规则,而且也没有一项有关卫星碰撞损坏责任的适用法律。

ESA 的奥林帕斯(Olympus)通信卫星于 1989 年中期~1990 年中期在 $19.0^{\circ}\text{W} \pm 0.07^{\circ}$ 的经度范围内运行,与它并置的有一颗德国卫星和先是一颗、后来两颗法国卫星。每年,要专门检查卫星之间的距离并协调要执行的机动,然后将另一颗卫星分别向东或向西移动 0.2° ,将奥林帕斯卫星单独置于 19.0°W 。

随着废弃的旧卫星不断堆积,它们将妨碍各国对地球静止轨道的使用,这种危险是切实存在的。为了保护这一“有限的自然资

源”，联合国和平利用外层空间委员会已建议所有航天中心将旧的地球静止卫星在其服务结束之前转移走（或“再轨”，re-orbit）。在大多数情况下，可以通过一系列切向机动将卫星轨道转移到高于地球静止轨道约数百公里的位置（参见 3.4 节结尾部分）。

许多空间机构已承诺遵守这一建议，其中 ESA 在 1989 年作出了承诺。不过，在 ESA 作出此承诺之前，已经有一颗卫星在燃料耗尽后无控制地漂移在地球静止轨道上。到目前为止，ESA 以下列方式处理其废弃的旧卫星：

- (1) GEOS-2：于 1984 年 1 月升轨 260km；
- (2) Meteosat-1：1985 年 8 月留置在地球静止轨道；
- (3) OTS-2：1991 年 1 月升轨 318km；
- (4) Meteosat-2：1991 年 12 月升轨 334km；
- (5) Olympus：1993 年 8 月通过地面遥控推进将其降轨 213km，在此之前，曾因降轨操作时星上故障将大部分剩余燃料排放出去；
- (6) ECS-2：1993 年 11 月升轨 335km。