



Distr.: General
14 December 1998
Chinese
Original: English

和平利用外层空间委员会

科学和技术小组委员会关于空间碎片的技术报告草稿

目 录

	段	次	页	次
导言	1 - 9			4
1. 空间碎片的测量.....	10 - 59			5
1.1 陆基测量.....	10 - 30			5
1.1.1. 雷达测量.....	11 - 24			5
1.1.2. 光学测量.....	25 - 30			7
1.2 空基测量	31 - 44			8
1.2.1. 回收的表面和冲击探测器	31 - 39			8
1.2.2. 空基碎片测量	40 - 44			9
1.3 测量情况概述.....	45			9
1.4 分类编目和数据库.....	46 - 52			9
1.5 空间碎片环境对空间系统运作的影响.....	53 - 58			12
1.5.1. 大碎片物体对空间系统运作的影响	54			13
1.5.2. 小碎片物体对空间系统运作的影响	55 - 58			13
1.5.2.1. 对表面或子系统的损害	56			13
1.5.2.2. 空间碎片对载人空间运作的影响	57 - 58			14
1.6 空间碎片的其他影响-.....	59			14
2. 空间碎片环境建模和风险评估.....	60 - 93			14
2.1 空间碎片环境建模.....	60 - 77			14

	段	次	页	次
2.1.1. 引言和方法	60 - 66		14	
2.1.2. 短期模型	67 - 68		16	
2.1.3. 长期模型	69 - 77		16	
2.2 空间碎片风险评估	78 - 93		18	
2.2.1. 引言	78 - 79		18	
2.2.2. 低地球轨道上的碰撞风险评估	80 - 85		19	
2.2.2.1. 方法	80 - 82		19	
2.2.2.2. 风险评估的结果	83 - 85		20	
2.2.3. 地球同步轨道上的碰撞风险评估	86 - 88		20	
2.2.4. 空间碎片重返风险评估	89 - 93		21	
3. 空间碎片缓减措施	94 - 129		21	
3.1 及时减少碎片的增加	94 - 103		21	
3.1.1. 避免正常运作下产生的碎片	94		21	
3.1.1.1. 作业产生的碎片/飞行任务物体	94		21	
3.1.1.2. 系绳	95		22	
3.1.1.3. 固体燃料火箭发动机排放物、涂料及其他外表材料	96		22	
3.1.2. 防止在轨碎裂	97 - 100		22	
3.1.2.1. 在轨爆炸	98 - 99		22	
3.1.2.2. 在轨碰撞	100		22	
3.1.3. 使空间物体的脱离轨道和改轨	101 - 103		22	
3.1.3.1. 空间系统的任务终止	101 - 102		22	
3.1.3.2. 万一发生故障	103		22	
3.2 保护方法	104 - 118		23	
3.2.1. 防护装置	105 - 111		23	
3.2.1.1. 载人空间飞行	108 - 110		23	
3.2.1.2. 无人航天器	111		23	
3.2.2. 避免碰撞	112 - 118		23	
3.2.2.1. 在轨道上	114 - 117		24	
3.2.2.2. 发射	118		24	
3.3 缓减碎片措施的有效性	119 - 129		24	

	段	次	页	次
3.3.1. 各种缓减措施的设想	122	- 124		24
3.3.2. 缓减措施的成本或其他影响	125	- 129		26
3.3.2.1. 系统开发成本	126			26
3.3.2.2. 发放性能和质量损失	127			26
3.3.2.3. 飞行任务的寿命期	128			26
3.3.2.4. 可靠性	129			26
4. 概要	130	- 135		26
附件. 与“空间碎片”主题有关的文件一览表				27

导言

1. 关于空间碎片的议程项目是依照大会 1993 年 12 月 10 日第 48/3 号决议在科学和技术小组委员会 1994 年 2 月举行的第 31 届会议上列入其议程的。小组委员会第 31 届会议对于在各种国际论坛上，包括在小组委员会以及和平利用外层空间委员会上经过多年讨论将空间碎片问题列为一个单独项目表示满意。小组委员会一致认为，对空间碎片问题的审议是重要的，为了尽量减少空间碎片对于未来空间飞行任务的潜在影响，有必要开展国际合作，逐渐制定出适当的和可胜任的战略（A/AC.105/571，第 64 段）。在此后各届会议上，小组委员会继续优先审议该议程项目。

2. 小组委员会认为，重要的是为今后涉及空间碎片复杂特性的未来行动打下坚实的科学技术基础；并特别注重了解与空间碎片有关的各个研究方面，其中包括：碎片测量方法；可反映空间碎片环境的碎片环境数学建模；缓减空间碎片风险的措施，包括防范空间碎片的航天器设计措施（A/AC.105/605，第 79 段）。为了推动空间碎片的审议工作，小组委员会第 32 届会议通过了下述工作计划（A/AC.105/605，第 83 段）：

1996 年：测量空间碎片，掌握数据，以及碎片环境对于空间系统的影响。测量空间碎片包括借助于陆基和空基传感器获取关于近地微粒环境资料的全部过程。应当说明这种环境对于空间系统的影响（微粒的影响）以及由此造成的损害；

1997 年：空间碎片环境建模和风险评估。空间碎片模型是从数学角度说明碎片在空间目前及未来的分布情况，这种分布随碎片的大小及其他物理参数而变化。所涉及的方面是：碎裂模型分析；空间碎片数目的短期和长期演变过程；各种模型比较。对评价碰撞风险的各种方法，应当进行严谨的审查；

1998 年：缓减空间碎片的措施。缓减措施包括减少空间碎片数目的增加和防范微粒的撞击。减少空间碎片增加的措施包括防止和清除碎片的方法。防范空间碎片的措施包括利用外壳保护机身和通过避免碰撞提供保护。

3. 每届会议都需审查目前采用的缓减碎片的实际做法并在考虑到成本效益的情况下审查未来的缓减方法。小组委员会认为，工作计划的实施应当力

求灵活，尽管下届会议已选定某一议题，但如果有代表团愿意，届时仍可在小组委员会上就涉及空间碎片的其他科研方面发言（A/AC.105/605，第 83 - 84 段）。

4. 小组委员会注意到，一些国家已经对空间碎片进行了一定程度的研究，增进了对碎片的来源、近地轨道中空间碎片密度相当高的区域、发生碰撞的可能性和影响以及将空间碎片的生成减至最低程度的必要性等诸问题的了解（A/AC.105/605，第 88 段）。小组委员会认为，会员国应当对包括机载核动力源在内的空间物体与空间碎片碰撞的问题以及空间碎片的其他方面给予更多的注意。小组委员会还赞同各国应继续就空间碎片问题进行研究，会员国应当向有关各方提供研究成果（A/AC.105/605，第 85 段）。¹

5. 小组委员会鼓励会员国及有关的国际组织提供关于已采取的证明对尽量减少空间碎片的生成行之有效的实际做法的资料（A/AC.105/605，第 88 段）。秘书处已将这些资料汇编成册，作为联合国文件分发。本文附件载有与“空间碎片”主题有关的文件一览表。

6. 为了对“空间碎片”一词取得共同的理解，小组委员会第 32 届会议提出了该词的定义，并在此后各届会议上对其作了修正，修定后的定义如下：“空间碎片系指位于地球轨道或重返大气稠密层不能发挥功能而且没有理由指望其能够发挥或继续发挥其原定功能或经核准或可能核准的任何其他功能的所有人造物体，包括其碎片及部件，不论是否能够查明其拥有者。”（A/AC.105/672，第 112 段）。然而，对于这个定义，尚未达成一致意见。

7. 在第 33 届会议上，小组委员会开始编写关于空间碎片的技术报告，以期达成一种共同理解，以此作为委员会进一步审议这一重要问题的依据。技术报告的结构是根据 1996 - 1998 年期间工作计划所涉及而且每年都沿用并补充的具体议题来确定的。报告案文是一个由会员国提供的非正式专家组在小组委员会届会期间拟就的。在编写技术报告的过程中，评价了一些为小组委员会届会编写的工作文件以及由著名的空间碎片专家编写的科学和技术专题报告。

8. 机构间空间碎片协调委员会（空间碎片协委会）对技术报告的各个部分，特别是对图表和数字资料做出了特别宝贵的贡献。这个委员会是 1993

年正式成立的，目的是使各空间机构能够交换有关空间碎片研究活动的资料，审查进行当中的合作活动的进展情况，增进空间碎片研究的合作机会，并找出减缓碎片的方案。空间碎片协会的创始成员是欧洲航天局（欧空局）、日本、美利坚合众国国家航空和航天局（美国航天局）和俄罗斯联邦航天局（俄空局）。中国于 1995 年加入，此后，英国国家航天中心、法国国家空间研究中心和印度空间研究组织于 1996 年加入，德国航空和航天研究所于 1997 年加入。最近，意大利航天局（意空局）申请加入。

9. 小组委员会在第 35 届会议上商定，经过闭会期间的最后审定以及有关组织（如空间碎片委员会和国际航天学会（航天学会））的审议，应当在小组委员会 1999 年第 36 届会议上通过小组委员会关于空间碎片的最后技术报告。

1. 空间碎片的测量

1.1 陆基测量

10. 陆基测量遥感空间碎片一般分为两类，即雷达测量和光学测量。一般说来，雷达测量用于低地球轨道空间碎片的测量，而光学测量用于高地球轨道空间碎片的测量。就无源光学测量而言，信号反射强度同物体的距离即高度的平方成反比，因为太阳的光照基本上与高度无关。就雷达测量而言，信号反射强度同距离的四次方成反比，因为雷达必须提供自己的光照。因此，对于探测高高度的极大碎片，中等大小的光学望远镜可能比大多数雷达要好。对低地球轨道的小碎片进行过一些光学测量，但一般来说，进行低地球轨道碎片测量，雷达优于望远镜。

1.1.1 雷达测量

11. 陆基雷达很适合于观察空间物体，可以全天候、日夜运行。但是，从长期看，雷达动力的来源和工作波长是探测远距离细小物体的一个限制因素。

12. 空间物体的测量基本上使用两种类型的雷达：

(a) 使用抛物面反射天线以机械方式控制波束方向的雷达。只有当物体出现在借助机械操纵抛物面反射天线而获得的实际视场之内时，才可对其进行探测和测量；

(b) 使用相控阵天线以电子手段控制波束方向的雷达。可同时探测和测量不同方向的多个物体。

13. 第一种雷达主要用于卫星跟踪和/或成像，第二种雷达主要用于跟踪和搜寻。

14. 为观察空间碎片可使用这样几种雷达工作方式：跟踪方式；波束方式和混合方式；（有时称盯踪）。

15. 在跟踪方式下，雷达跟踪某一物体达数分钟后便收集到有关雷达回波的角方向、距离、临近速度、振幅和相位的信息。对于随时间而变化的方向和速度（角速度和临近速度）作出估算，即可得出轨道要素。

16. 在波束方式下，天线固定在某一方向上，可从通过其视野的物体收到回波。这将提供有关被测物体的数目和体积，但有关其轨道的数据太不精确。

17. 在混合方式下，雷达开始以波束状态工作，但当物体通过波束时便转内跟踪方式，从而获得更精确的轨道数据。一旦收集到数据，雷达即可回到波束方式。

18. 雷达已用于收发合置（单一天线既用于发送也用于接收）和收发分置两种结构。在收发分置方式下，用一个与发射天线分置的接收天线。这能提高灵敏度，从而可探测更小的物体并增加对不同种类天线网的灵活性。

19. 主要从雷达测量结果可得出空间物体的下列特点（以下各种参数均有一定程度的不确定性）：

(a) 轨道参数，说明物体质量中心绕地球运行的情况；

(b) 姿态，说明物体围绕其质量中心运行的情况；

(c) 物体的体积和形状；

(d) 轨道寿命；

(e) 下文第 47(g)段界定的弹道系数，说明轨道半长轴衰减速率；

(f) 物体质量；

(g) 材料特性。

20. 决定性数据以及有关某一时间某一地区一定体积的被测物体的数目的统计资料可列入空间物体目录。

21. 俄罗斯联邦和美国空间指挥部控制着对轨道空间碎片进行探测、跟踪和分类编目的雷达(和光学望远镜)网络。这种分类编目工作始于 1957 年第一颗人造卫星发射, 包括小至直径 10-30 厘米的空间碎片。

22. 美国利用 Haystack、Haystack Auxiliary(HAX)和 Goldstone 雷达及某些俄罗斯的雷达, 德国利用 FGAN 雷达和 Effelsberg 射电望远镜对大小在 30 厘米(美国和俄罗斯联邦目录中的正常极限尺寸)以下的空间碎片群进行了雷达测量。Haystack HAX

和 Goldstone 雷达从统计数字上说明了低地球轨道上尺寸最小为 0.5 厘米(在某些数据中, 尺寸最小为 0.2 厘米)的碎片环境。FGAN 雷达测量不到这么小尺寸的碎片, 但测量结果一般来说与美国航天局的结果是一致的。这类测量及其他测量所反映的情况是, 碎片总数超过各种体积(30-500 微米的除外)的自然流星体的总数。

23. 日本京都大学的中高层大气雷达能够观察未知物体的雷达截面变化, 为时 20 秒钟。日本航空和航空科学研究所的一个收发分置雷达系统能够发现 500 公里高处 2 厘米小的物体。

24. 现将现有和规划的观测直径小于 10-30 厘米碎片的雷达能力列于下文表 1。

表 1

碎片观测雷达设施

国家	组织	设施	类型	基本模式	构造型式	视野	波长(米)	敏感性(直径, 米)	现状
德国	FGAN	TIRA	抛物面反射器	混合	收发合置	0.5	0.23	0.02 米 1000 公里	工作
德国	MPIfR	Effelsberg	抛物面反射器	盯踪	收发分置和跟踪及成像雷达	0.16	0.23	0.009 米 1000 公里	实验
日本	Kyoto University	MU Radar	相控阵	盯踪	收发合置	3.7	6.4	0.02 米 500 公里	工作
日本	ISAS	Uchinoura	抛物面反射器	混合	收发分置	0.4	0.13	0.02 米 500 公里	实验
日本	ISAS	Usuda	抛物面反射器	混合	收发分置	0.13	0.13	0.02 米 500 公里	实验
乌克兰/俄罗斯联邦		Evpatoria	抛物面反射器	盯踪	收发分置	0.1	0.056	0.003 米 1000 公里	开发
美国	NASA/NSF	Arecibo	抛物面反射器	盯踪	收发分置	0	0.13	0.004 米 575 公里	一次性实验
美国	NASA/DoD	Haystack	抛物面反射器	盯踪	收发合置	0.01	0.03	0.006 米 1000 公里	工作
美国	NASA/DoD	HAX	抛物面反射器	盯踪	收发合置	0.1	0.02	0.05 米 1000 公里	工作
美国	NASA	Goldstone	抛物面反射器	盯踪	收发分置	0	0.035	0.002 米 500 公里	工作
美国	DoD	TRADEX	抛物面反射器	混合	收发合置	0.61/ 00.30	0.23/ 0.10	0.03 米 500 公里	工作

1.1.2 光学测量

25. 在天空背景黑暗，碎片体受阳光照射时可用望远镜探测碎片。对低地球轨道物体来说，这个时间仅限于日落后与日出前之间的一、二个小时。但是，对高地球轨道物体，例如地球同步轨道物体来说，往往可以在整个夜间进行观测。要求天空晴朗和黑暗是光学测量的另一个限制。

26. 美国空间指挥部使用带有高强度光导摄像管探测器的一米光圈望远镜来跟踪高地球轨道物体。这些测量用来掌握空间指挥部目录中的高地球轨道部分。这类望远镜的能力限于察觉地球同步高度上的一米物体，相当于极限星等级 16。计划在这些望远镜上采用电荷耦合器探测器，以提高它们的性能。俄空局具有类似的望远镜能力，用来掌握其目录中的高地球轨道物体的轨道。

27. 一般来说，美国空间指挥部和俄罗斯的地球同步轨道目录所涉及的是完整的航天器和火箭体。然而，有理由相信，在地球同步轨道区也存在着由于爆炸而产生的小轨道碎片。曾观察到俄罗斯的一颗“荧光屏”号卫星 1978 年在地球同步轨道爆炸。1986 年期间，在高椭圆轨道倾度为 7 度处观察到许多目录中未列入的物体，可能是一阿丽亚那地球

转移级解体的结果。美国空间指挥部设在夏威夷毛伊岛上的望远镜曾意外地观察到 1992 年 2 月大力神号中间级（1968-081E）分解。还有其他位于地球静止轨道的中间级也有爆炸可能。其中有些似乎已经失踪，可能已经爆炸。

28. 要观察地球同步轨道区可能存在的小轨道碎片，需要将敏感度与视野作特殊的结合。极限星等级要在 17 以上才能察觉地球同步轨道高度附近小于 1 米的碎片。视野要尽可能大，以便能作大面积观察。具有足够敏感度的天文望远镜大多数视野小。这对精确确定卫星位置（一旦知道了它的大致位置之后）是有用的，但对观察大面积天空来说用处不大。

29. 为了观察地球同步轨道附近小于 1 米的碎片物体，已经作了一些初步测量。美国航天局使用了一架能够察觉细至 17.1 星等级（相当于地球同步高度上直径为约 0.6 米的一个物体）的小型望远镜，视野为约 1.5 度。结果表明，在该高度确实存在着相当多的碎片。应当进一步作碎片观察。空间碎片协委会目前正在探索地球同步轨道碎片活动。

30. 下文表 2 概述了进行碎片光学观察的现有和计划光学能力：

表 2

碎片观测光学设施

国家/组织	组织	望远镜 光圈(米)	视野 (度)	探测类型	极限 亮级	现状
法国	欧空局	1	1	电荷耦合器件	19	开发
	国家科学研究 中心	0.9	0.5	电荷耦合器件	19	开发
日本	SUNDAI	0.75	0.04	电荷耦合器件	17	工作
日本	通信研究实验室	1.5	0.28	电荷耦合器件	18.7	工作
俄罗斯联邦	俄罗斯科学院	1	0.2	电荷耦合器件	19	工作
	俄罗斯科学院	0.6	0.2	电荷耦合器件	18	工作
俄罗斯联邦	俄空局	0.6	0.2	电视	19	工作
瑞士	伯尔尼大学	1	0.5	电荷耦合器件	19.5	工作
大不列颠及北爱 尔兰联合王国	格林威治皇 家天文台/ 海外发展	0.4	0.6	电荷耦合器件	18	2 台望远镜工作 联合王国和海外
美国	美国航天局	0.3	1.5	电荷耦合器件	17.1	工作
美国	美国航天局	3	0.3	电荷耦合器件	21.5	工作

1.2 空基测量

1.2.1 回收的表面和冲击探测器

31. 可以通过对暴露在空间环境中的表面或航天器返回地球后进行分析来获得有关毫米以下颗粒的资料。还可以通过专门设计的碎片和尘埃探测器来

获得类似资料。它们都含有一个关键要素，即探测表面。其中有些的设计是为了捕捉冲击颗粒作进一步分析。出于费用的原因，仅仅从低地球轨道回收表面然后作分析。

32. 下文表 3 列出了一些回收航天器和表面的实例。

表 3

回收航天器和表面的实例

名称	轨道	在轨时间	稳定	暴露面积
礼炮 4 号和 6 号	350 公里 51.6 度	1974-1979	多种方式	7 平方米传感器和盒
STS-7 视窗 (美国航天局)	295-320 公里 28.5 度	1983.6	多种方式	- 2.5 平方米
太阳峰年飞行任务 (美国航天局)	500-570 公里 28.5 度	1980.2-1984.4	向阳	2.3 平方米
STS - 52 (加拿大/美国航天局)	350 公里 28.4 度	1992.10	多种方式	1 平方米
长期暴露设施 (美国航天局)	340-470 公里 28.5 度	1984.4-1990.1	重力倾度	151 平方米
欧洲可回收装载系统 (欧空局)	520 公里 28.5 度	1992.7-1993.6	向阳	航天器 35 平方米+太阳电 池阵列 96 平方米
哈勃空间望远镜 太阳电池阵列 (美国航天局/欧空局)	610 公里 28.5 度	1990.5-1993.12	向阳	62 平方米
和平号/欧洲和平号 95 (俄空局/欧空局)	390 公里 51.6 度	1995.10-1996.2	重力倾度	20x30 厘米(盒)
和平号	390 公里 51.6 度	1986-1998	多种方式	- 15 平方米盒和其他元件
和平号 (加拿大/乌克兰)	390 公里 51.6 度	1997.11-1999.2	多种方式	1 平方米
空间飞行器(日本)	480 公里 28.5 度	1995.3-1996.1	向阳 (除 1 个月红外望远 镜运作)	50 平方米
航天飞机轨道器 (美国航天局)	300-600 公里 28.5-51.6 度	1992 年至今	多种方式	100 平方米

33. 航天器表面经暴露于空间环境后，布满许多流星体和碎片的冲击痕迹。冲击坑和洞的大小从几微米到几毫米。一个基本问题是要区分流星体的冲击与人造碎片的冲击。一个经证明有效的确定其来源的方法是化学分析。但是，使用这个方法伴有一些困难。由于冲击速度很高，冲击材料中很少有未经改变而保留下来的。颗粒会蒸发，然后重新凝固在周围表面上。因此，在许多情况下，不能单独确定冲击颗粒的来源(因缺乏残余物或化学分析结果不确定)。为了从冲击坑的大小推算出颗粒的大小，对不同材料作了地面标定试验(超速冲击试验)。

34. 根据冲击统计数字和标定实验，可以把流星体和碎片的通量确定为颗粒大小的函数。需要考虑的一个重要问题是二次冲击。如果这些问题得不到妥善处理，得出的通量数字就会过大。

35. 长期暴露设施上有 30,000 个肉眼可见的凹坑，其中 5,000 个的直径大于 0.5 毫米。最大的凹坑直径 5 毫米，很可能是由 1 毫米颗粒造成的。长期暴露设施表明，某些冲击集中在某一时间，另外还表明在椭圆轨道上有许多毫米级以下的物体。

36. 在欧洲可回收装载系统上，最大的冲击坑直径为 6.4 毫米。在回收的表面中，哈勃空间望远镜返回的太阳电池阵列曾处于最高轨道高度。一个有趣的发现是，就尺寸大于 200-300 微米的凹坑来说，哈勃空间望远镜的冲击通量要比欧洲可回收装载系统大许多(2-8 倍)。

37. 1995 年 3 月由 H-II 火箭发射的空间飞行器于 1996 年 1 月由航天飞机收回。预计将作飞行后分析。

38. 上面讨论的这些实例表明了特定环境对在轨航天器的影响。在所有情况下，均未观察到航天器功能的衰减。现有关于毫米级以下物体群的资料仅限于 600 公里以下的高度。特别是，在低地球轨道(高度约 800-1000 公里)以及地球静止轨道的空间碎片高密度区，没有任何资料。1996 年，欧空局在地球静止轨道俄罗斯航天器 Express-2 上放置了一个碎片和尘埃探测器。1999 年，法国国家空间研究中心在 MIR 上将放置有源和无源探测器。法国国家空间研究中心计划在地球静止轨道的 STENTOR 法国卫星上，(1999 年)和在太阳同步轨道的以色列卫星上(1999 年)放置同样的探测器。

39. 自 1971 年以来，在俄罗斯空间站礼炮-1、2、3、4、6、7 号及和平号上对亚毫米流星体和碎片粒子定期进行了测量。测量是用电容性传感器在总

暴露面积约为 3 平方米的情况下和利用可变返回盒在暴露面积约为 0.1 平方米的情况下进行的。在 1998 年 1 月和平号空间站空间穿梭飞行期间，和平号太阳板已有 8 个部分(总面积为 10 平方米，暴露时间约为 10 年)已送回地球作进一步的调查研究。

1.2.2 空基碎片测量

40. 一般来说，空基测量，由于观察器与物体之间的距离较小，故具有分辨率较高这一优点。此外，也没有大气的扰动影响(电磁信号的消失和被吸收)。空基系统的费用总的来说要高于陆基系统的费用，因此需要权衡认真成本-效能。

41. 红外天文卫星于 1983 年发射，用 8 至 120 微米波长进行天空观察，在 900 公里高度的太阳同步轨道上运行了 10 个月。该卫星经向对着地球，扫描天体。位于格罗宁根的荷兰空间研究组织对整套未处理的红外天文卫星数据作了分析，以便确定碎片物体红外辐射的特性和分析一整套碎片的观测情况。确定空间碎片特性的方法的基础，是判明这些碎片在红外天文卫星焦平面上的轨迹。数据库中储存了 200,000 次潜在的碎片观测材料。约 10,000 次观测是对实际物体进行观测。从碎片观测中不可能单独计算出碎片物体的轨道要素。

42. 1996 年，美国将 MSX 航天器发射到— 900 公里的轨道。现正利用可见光和红外传感器观测附近的小碎片。

43. 1996 年 9 月，已将碰撞电离探测器 GORID(静止轨道碰撞探测器)送入地球同步轨道，放在俄罗斯电信卫星 Express 12 上。该探测器位于东经 80 度，测量亚毫米大小的流星体和空间碎片数量。

44. 为了定期测量不同轨道上的固体小型碎片，现正研制一种叫 DEBIE 的低资源标准原地控测器。DEBIE 的第一次飞行计划置于欧空局的极轨道小型技术卫星 PROBA 上。

1.3 测量情况概述

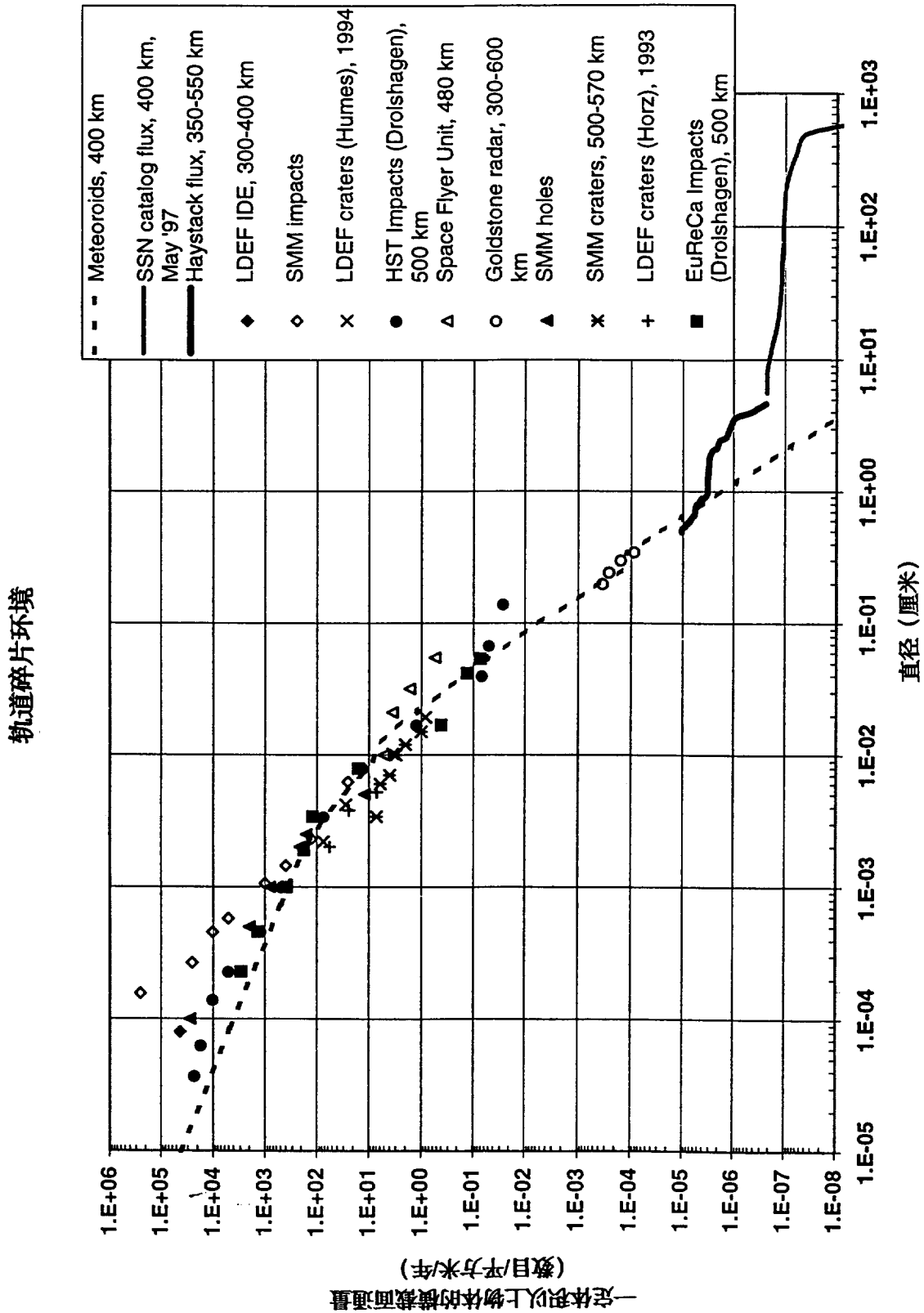
45. 图一汇编了上文各节介绍的许多测量系统的测量结果。本图显示了一定体积以上物体的横截面通量(每年每平方米物体的数量)。本图总括了接近 500 公里高度的低地球轨道的测量情况。

1.4 分类编目和数据库

46. 分类编目是一种依据测量或记录对所有轨道物体各种特征的记录(就本报告而言，分类编目词语应

图一

按物体大小列出的低地球轨道中的碎片通量近似值



包括收集轨道参数。)。分类编目是为了提供可用于预测轨道运动的当前轨道参数和确定轨道物体观测结果之间的相互联系；在环境监测中用作轨道活动的历史记录；作为一项投入，为轨道物体的行为建立模型；并为预测今后发射及业务活动提供基础。

47. 可将轨道物体的以下特征载入记录：

(a) 定期修正状态矢量：在一特定时刻记录一物体的轨道特征并用于轨道扩展；

(b) 质量：发射质量，寿命初期质量和干质量(寿命终结)；

(c) 雷达横截面：轨道物体的返回特征，据此可求出其形状、方位和大小；(雷达横截面与雷达的波长有关。因此，也必须记录测量的波长。)；

(d) 反照率：物体反射性的量度，据此确定物体的光学可见性；

(e) 尺寸；

(f) 方向；

(g) 弹道系数：物体的空气动力特征以及面积与质量比特征的数值，这种特征将影响到物体进入高层大气之前的轨道寿命；

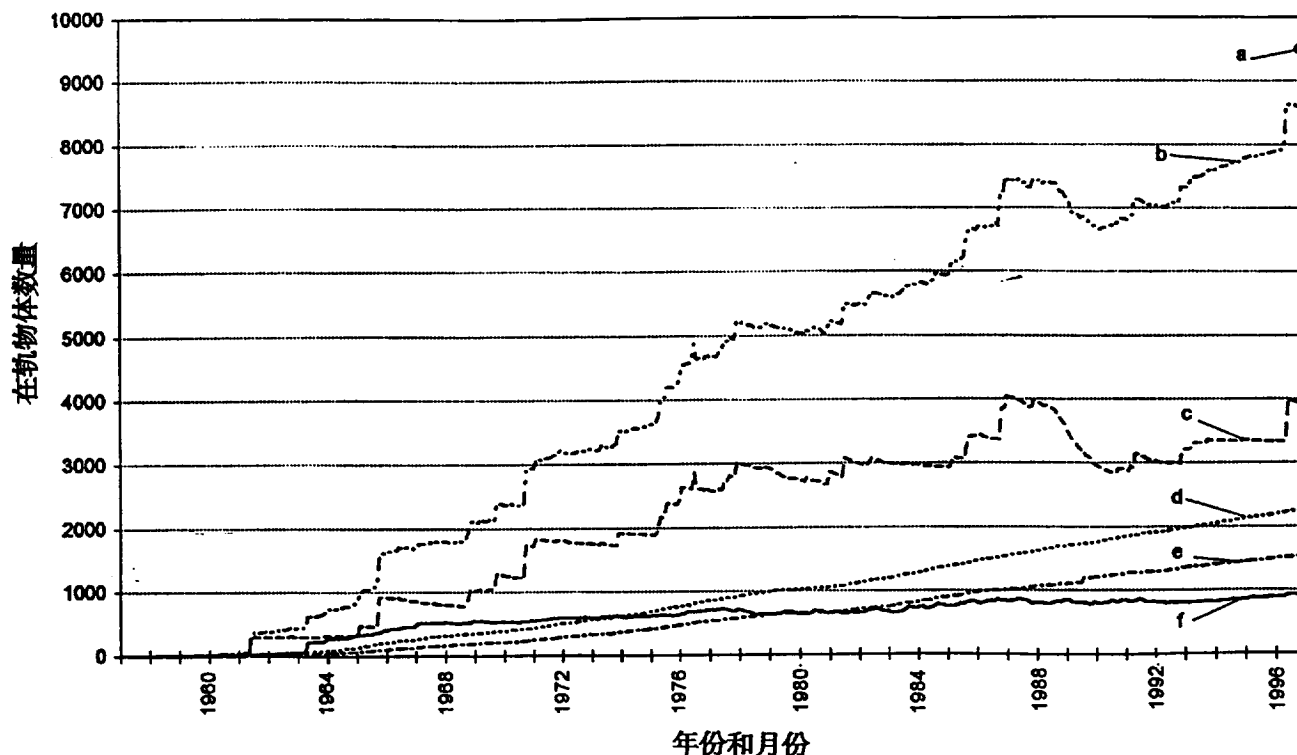
(h) 材料构成：尽管目前并不重要，要有效地表明微小碎片脱落的情况就需要确定表面特点；

(i) 发射特征：包括运载火箭、发射日期和发射场地。

48. 目前有两种空间物体分类编目，经常根据观测结果对其进行增补：美国空间指挥部分类编目和俄罗斯联邦空间物体分类编目。欧空局也根据上述两种编目将数据收入其空间物体特征说明数据库和信息系统(DISCOS)。图二显示美国编目物体数目随时间增长的情况(只限于10-30厘米以上的物体)。

图二

按类型列出的美国编目中的物体数量，1959 - 1996年



- a- 物体总数，包括未列入正式分类编目的物体
- b- 根据正式分类编目统计的物体总数
- c- 碎裂碎片；碎片计算自碎片生成年份起算；碎裂母体在碎片生成日之前算作完整物；自碎片发生日起，母体算作裂成碎片
- d- 航天器
- e- 火箭体
- f- 作业产生的碎片；与发射有关的作业产生碎片自发射年份起算；SALYUT 4、5、6、7和MIR作业产生的碎片不是从母体发射日起算，而是从较实际的日期起算

49. 日本宇宙开发事业团正在研究建立一个碎片数据库，以便可向空间碎片协委会目前讨论的国际共同碎片数据库提供数据。日本宇宙开发事业团还在研究重返物体的轨迹预测分析和对新的发射进行防止碰撞分析问题。

50. 宇宙事业开发团目前依赖美国空间指挥部提供的轨道参数数据作为其碎片数据库的来源。用国家天文台观测到的数据来扩充自己的航天器的轨道数据。

51. 可利用各种媒介来储存编目记录。硬件复制(纸张)格式不大适合轨道物体的动态性质。电子格式适合于：这类信息的记录；对特征的增补资料进行修订；随意处理数据，以便进行比较并为模型提供投入；通过网络把用户连结起来，以便于查询和提

供信息。

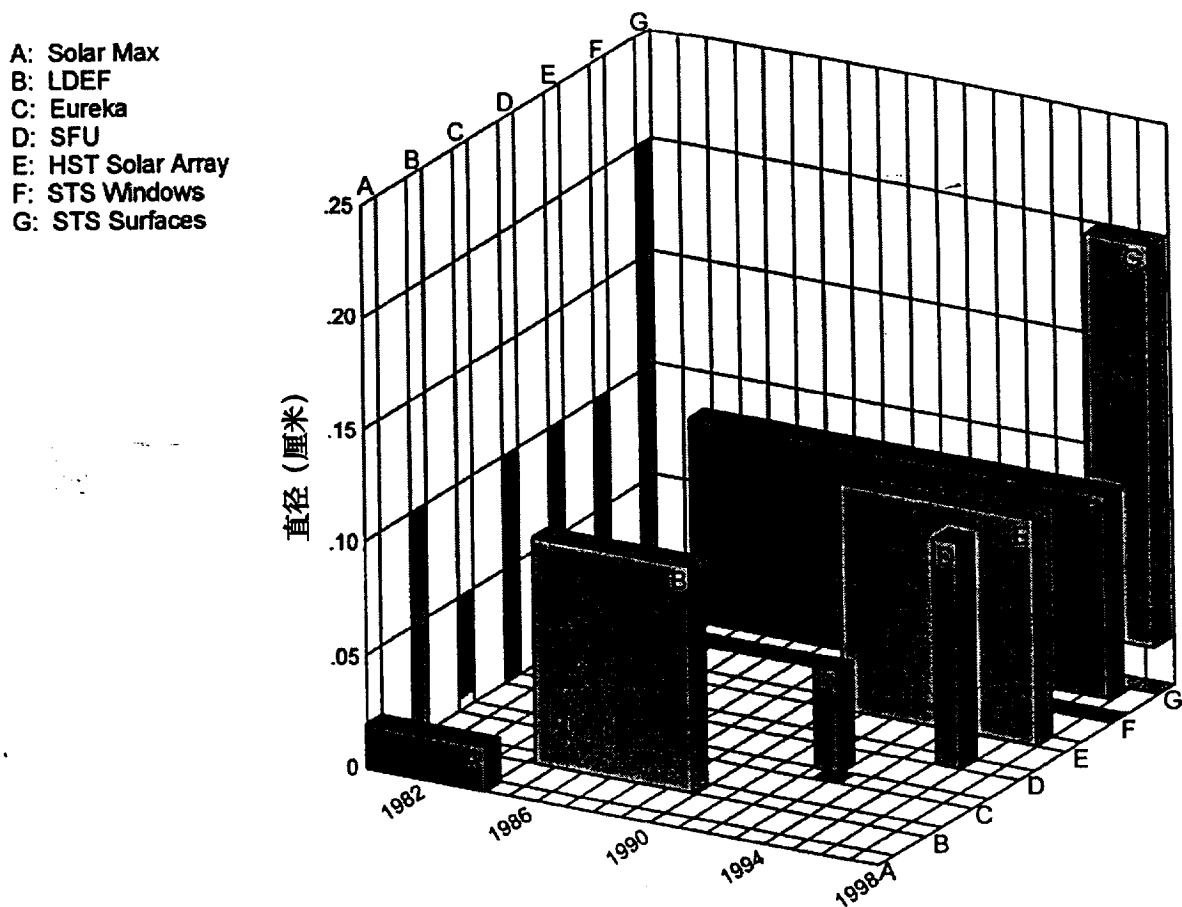
52. 目前的分类编目含有关于卫星和小至直径 10-30 厘米的碎片的资料。美国最近的一些活动旨在提高美国分类编目的敏感度以提供对 600 公里以下高度的 5 厘米物体的探测。一些研究着眼于改进，以提供对 1 厘米大小物体的探测。然而，超过 5 厘米物体分类编目的改进在近期内不大可能实现。因此，建模者必须继续对较小物体采用统计测量(见图三和图四)。

1.5 空间碎片环境对空间系统运作的影响

53. 决定空间碎片环境对空间系统运作影响的有四个因素。它们是：在轨时间、投射区域、轨道高度和轨道倾角。其中，在轨时间、投射区域和轨道高度是决定性因素。

图三

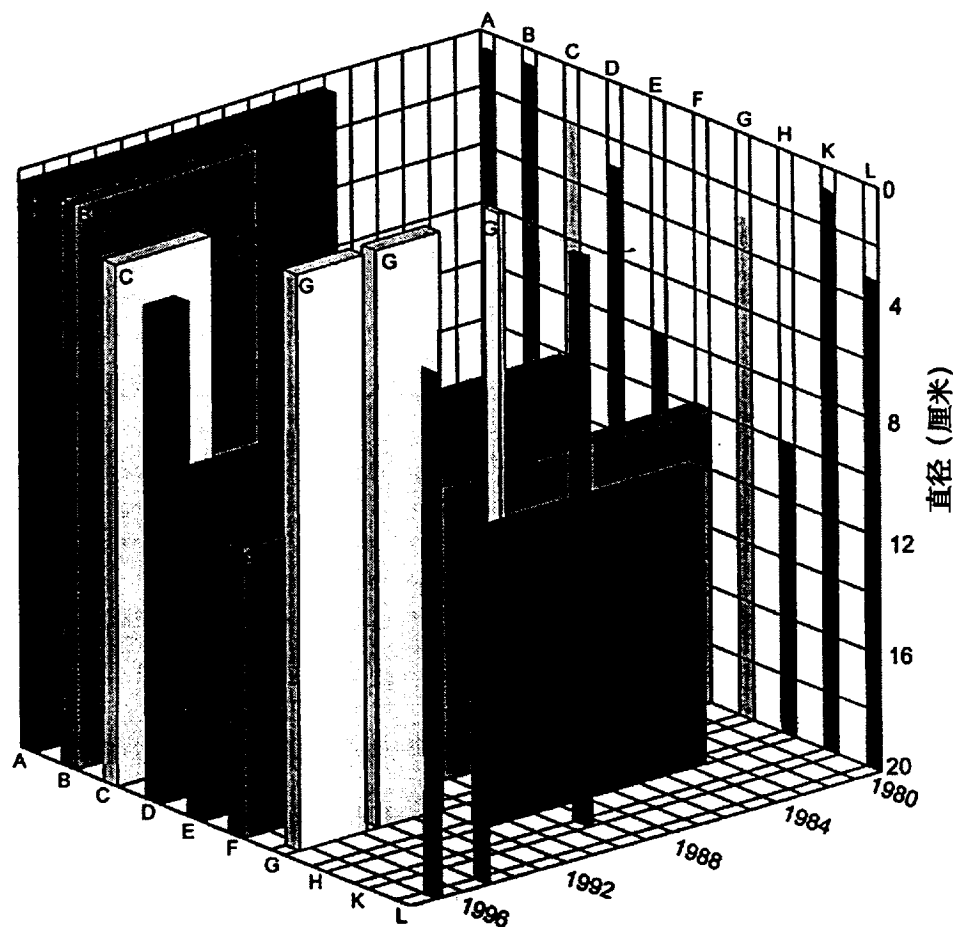
碎片直径范围和暴露期：空基数据，1980 - 1998 年



图四

碎片直径范围和暴露期：陆基数据 1980 - 1998 年

A: Mir Photo Studies
 B: Haystack
 C: HAX
 D: LMT
 E: CDT
 F: US SSN
 G: Goldstone
 H: GEODSS
 K: Arecibo
 L: FGAN



1.5.1 大碎片物体对空间系统运作的影响

54. 大碎片一般指大小在 10 厘米以上的物体。这类物体可以被追踪，轨道参数得到保持。在航天飞机执行飞行任务期间，对轨道器采取了防碰措施，以避免与这类大碎片发生灾难性碰撞。对 1997 年 6 月和 1997 年 7 月发射的欧洲遥感卫星 (ERS-1) 和 (SPOT-2) 两颗无人卫星也采取了防碰措施，以避免与大碎片碰撞。1996 年第一次记录到两个编目物体之间发生的自然碰撞，这两个物体是运作中的 Cerise 卫星和爆炸后的地球观测卫星末级碎片。

1.5.2 小碎片物体对空间系统运作的影响

55. 到目前为止，小碎片物体(直径小于几毫米的碎片)对正在运行的空间系统已造成损害。这类损

害可分为两类。第一类是对表面或子系统的损害。第二类是对运作的影响。

1.5.2.1 对表面或子系统的损害

56. 以下是对运行中的系统的表面造成损害的例子:

- (a) 损坏航天飞机的机窗;
- (b) 损坏哈勃空间望远镜高增益天线;
- (c) 撞断小型一次性部署系统 - 2 的系绳;
- (d) 损坏航天飞机暴露的表面。

在上文(a)、(b)和(d)中，可以明显看出，损害是轨道碎片造成的痕迹。而在(c)中，这种损害是

人为碎片造成的，还是微型流星体造成的。

1.5.2.2 空间碎片对载人空间运作的影响

57. 为了保护机组人员在飞行期间不受碎片的影响，规定了各种操作程序。在航天飞机飞行期间，经常调整轨道器的方位，使其尾部指向速度矢量的方向。采取这种飞行定位方法是为了避免与小碎片相撞而造成对机组人员及敏感的轨道器系统的损害。

58. 对舱外活动制定了严格的操作规程。舱外活动的方式要力求使舱外活动机组人员得到轨道器的保护，免受碎片伤害。

1.6 空间碎片的其他影响

59. 在宽视场成像过程中，天文学家观察到，按每块光板计算，轨道碎片留下的拖尾数目不断增加。这些拖尾降低观测质量。当碎片穿过狭窄的光度场时，轨道碎片的拖尾就会完全破坏光度计观测。

2. 空间碎片环境建模和风险评估

2.1 空间碎片环境建模

2.1.1 导言和方法

60. 空间碎片模型以数学方法描述空间物体的分布、移动和流动，以及物体的物理特点(例如，大小、质量、密度、反射特性、固有运动)。这些模型可以是决定性的(例如，描述每一物体的轨道参数和物理特点)，统计类型的(例如，按照物体的一定抽样数来确定某一群体的特点)或两者的混合型。这些模型可运用于风险和损害评估、陆基传感器碎片探测率的估测、运行中航天器回避动作的测定，和碎片缓减措施有效性的长期分析。

61. 空间碎片模型必须考虑到下列各种来源机制对增大在轨物体总数的影响：

- (a) 发射器(包括运载火箭的末级、有效载荷和与飞行任务相关的物体)；
- (b) 机动动作(用以启动固体燃料火箭发动机的点火)；
- (c) 碎裂(由爆炸和碰撞而造成)；
- (d) 物体表面的材料剥离(老化效应，如油漆

成块剥落)；

- (e) 材料的逸漏(例如核动力源冷却液)。

62. 还须考虑到下列减少机制：

- (a) 由于大气阻力或其他干扰引致的轨道衰减；
- (b) 从轨道上回收；
- (c) 脱离轨道。
- (d) 碎裂(导致大物体的丧失)。

一个碎片环境模型必须含有这些要素的全部或部分。

63. 空间碎片模型应利用所有能够利用的数据来源。这些来源包括：

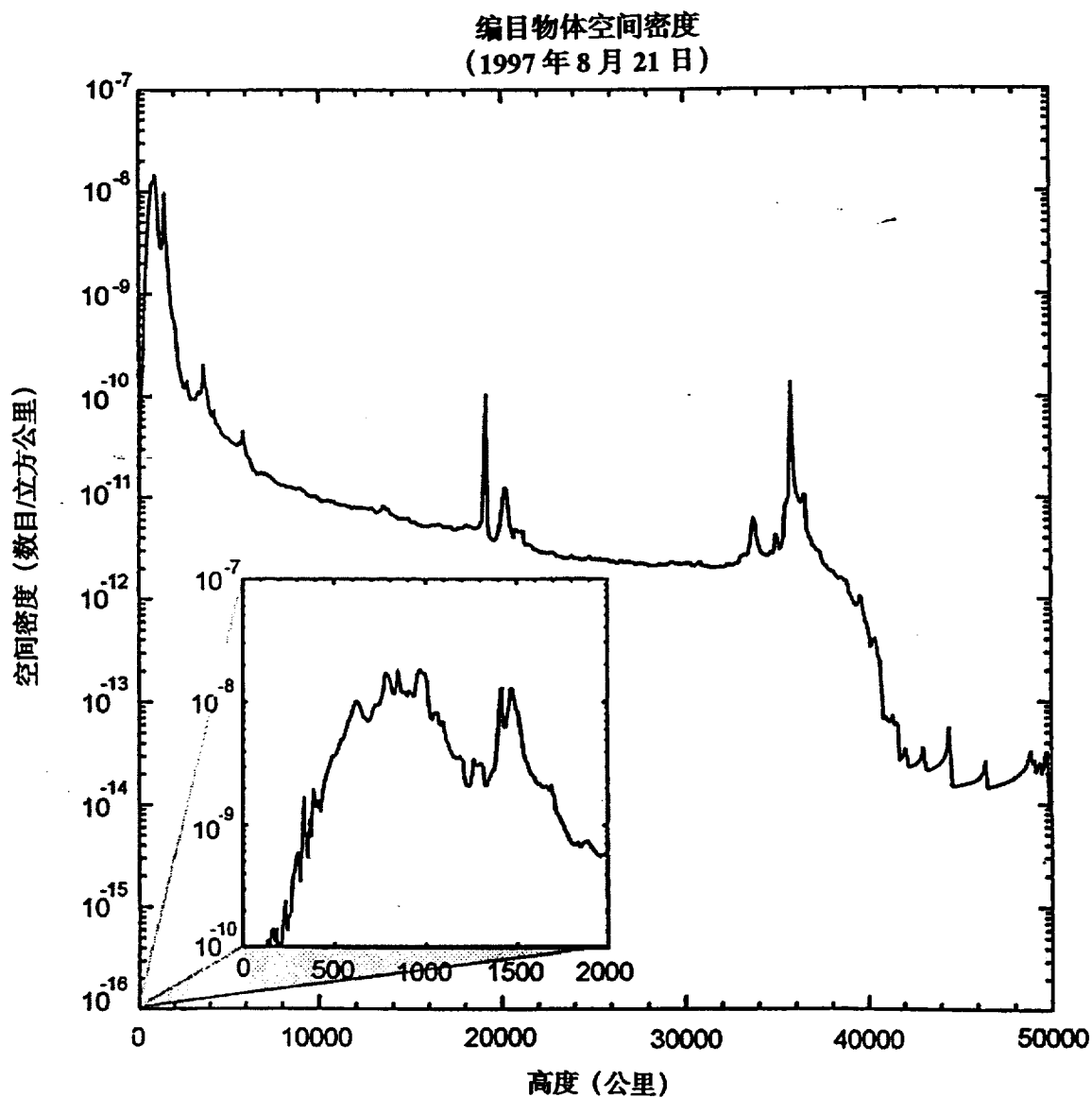
- (a) 美国空间指挥部卫星分类编目和俄罗斯空间监视分类编目中有关分米尺寸或更大物体的确定性数据(见图五 - 有关空间密度分布图)；
- (b) 从低地球轨道专门雷达运行中取得的厘米尺寸物体的统计数据；
- (c) 根据对回收航天器表面和现场冲击力传感器的分析而推断出的碰撞后亚毫米碎片群的统计数据；
- (d) 使用陆基望远镜取得的分米和尺寸较大低地轨道物体的统计数据；
- (e) 卫星和火箭主体超速碰撞的陆基模拟试验；
- (f) 爆炸碎裂的陆基模拟试验。

64. 这些模型因可用以确证各种关系的数据很少而受到限制。这些模型必须以关于卫星特点、发射活动和在轨碎裂的历史记载为依据；此外，还有少量有关航天器对冲撞和暴露于轨道环境的物质反应的数据。此外，在运用这些模型预测未来环境方面必须作出一些重大假设。特别是，未来轨道交通量设想和缓解措施的运用将对模型预测结果有重大影响。空间碎片模型必须不断加以更新和鉴定，使之反映出观测和实验数据集在细节上和规模上的改进。

65. 环境模型可采取两种形式：以某种细节格式

图五

编目物体空间密度 (1997年8月21日)



表示碎片总量的的独立式模型，或工程近似计算法。而且，这些模型在性质上可以是短期的(考虑十年以下的时间范围)，也可以是长期的(考虑的时间长度在10年以上)。在制作所有这些模型时，在某一具体起始期定出最初的碎片总量，然后根据各

种来源和减少机制和相关的轨道干扰，顺时间推移，按逐步增多的方式叠加。无论是短期模型还是长期模型都未对破碎之后数小时至数月内存在的碎片的定期集中作出说明；此种“极短期”模型偶尔用来评估对某些空间系统的危害，但未在下文讨论。

66. 各模型有关特点的比较见下文表 4。

表 4

碎片环境模型

模型名称	来源	运行期	现有设		
			计模型	最小尺寸	轨道范围
CHAIN	美国航天局	长期	无	1 厘米	低地轨道
CHAINEE	欧空局	长期	无	1 厘米	低地轨道
EVOLVE	美国航天局	短期和长期	无	1 毫米	低地轨道
IDES	防卫研究局	短期和长期	无	0.01 毫米	低地轨道
LUCA	不伦瑞克大学	长期	无	1 毫米	低地/中地轨道
MASTER	欧空局	短期	有	0.1 毫米	低地/同步轨道
NAZARENK	俄空局	短期和长期	无	0.6 毫米	低地轨道
ORDEM96	美国航天局	短期	有	1 微米	低地轨道
SDM/STAT	欧空局/CNUCE	短期和长期	无		低地/同步轨道

2.1.2 短期模型

67. 科学和技术界现可利用下列短期模型:

(a) EVOLVE 由美国航天局约翰逊航天中心根据适合低地轨道和地球同步轨道的准确性总数扩散技术研制, 可按广延来源值和详细交通量模型提供低地球轨道环境的短期和长期预报;

(b) ORDEM96 是美国航天局约翰逊航天中心研制的一种半经验性技术模型。其依据是广延性遥测和就地观测, 用以支持美国航天飞机和国际空间站的设计和操作系统;

(c) MASTER 是欧空局根据空间密度和瞬变速度三维离散化研制的一种半确定性环境模型。该模型适用于从低地球轨道到地球同步轨道的高度, 提供短期环境估计数。已经研制出一种详细程度较低型 MASTER。这两种模型均由德国不伦瑞克技术大学根据欧空局的合同研制;

(d) IDES 是一种半确定性环境模型, 使用过去的和未来的详细轨道交通量模型, 提供轨道碎片环境的短期和长期预测以及它对某些卫星产生的碰撞通量。该模型由联合王国设在法恩巴勒的防卫评价研究局空间部(防卫研究局)研制;

(e) Nazarenko 是俄罗斯联邦方案研究中心研制的一种用于低地球轨道碎片环境短期和长期预测的半分析性随机模型, 提供空间密度、速度分布和微粒通量。此种模型一般考虑到碎片来源(除级联

效应外)和大气阻力; 它以俄罗斯和美国的编目数据以及已发表的较小碎片(1 毫米以上)的测量数据为依据进行调整, 同时考虑到已有资料;

(f) SDM 是一种半确定性模型, 用以提供轨道碎片环境短期和长期预测。由 CNUCE 开发的代码使用一种详细的交通量模型, 包括卫星星座, 并考虑了爆炸、碰撞和 RORSAT 漏失等几种来源模型选择。SDM 是根据欧空局和意空局的合同开发的。

68. 这些模型可用来“预测”当前的环境。如图六所示, 若干种不同的模型已用来开发当前环境的“解决办法框架”。

2.1.3 长期模型

69. 轨道碎片环境长期模型的制作范围是按时间、高度、倾角和物体大小这样一些函数长期(100 年以内)预测物体数目。这些预测对于评价缓减碎片技术的必要性和效能以及新的空间活动的影响很重要。

70. 除在现有碎片总数的模型制作中考虑到的空间碎片的来源之外, 还需考虑到较大物体(大于 10 厘米)之间的碰撞。目前, 较大物体之间的碰撞机率很低, 对物体数目的增加不起重要作用。但是, 所谓破坏性碰撞, 即产生较大碎片的碰撞互相作用的危险, 今后可能增加。这种整体上所有物体之间发生所谓互相作用的碰撞的危险, 与物体数目的平方成正比。因此, 今后长期的缓减应包括消除轨道中的大块和横截面物体。

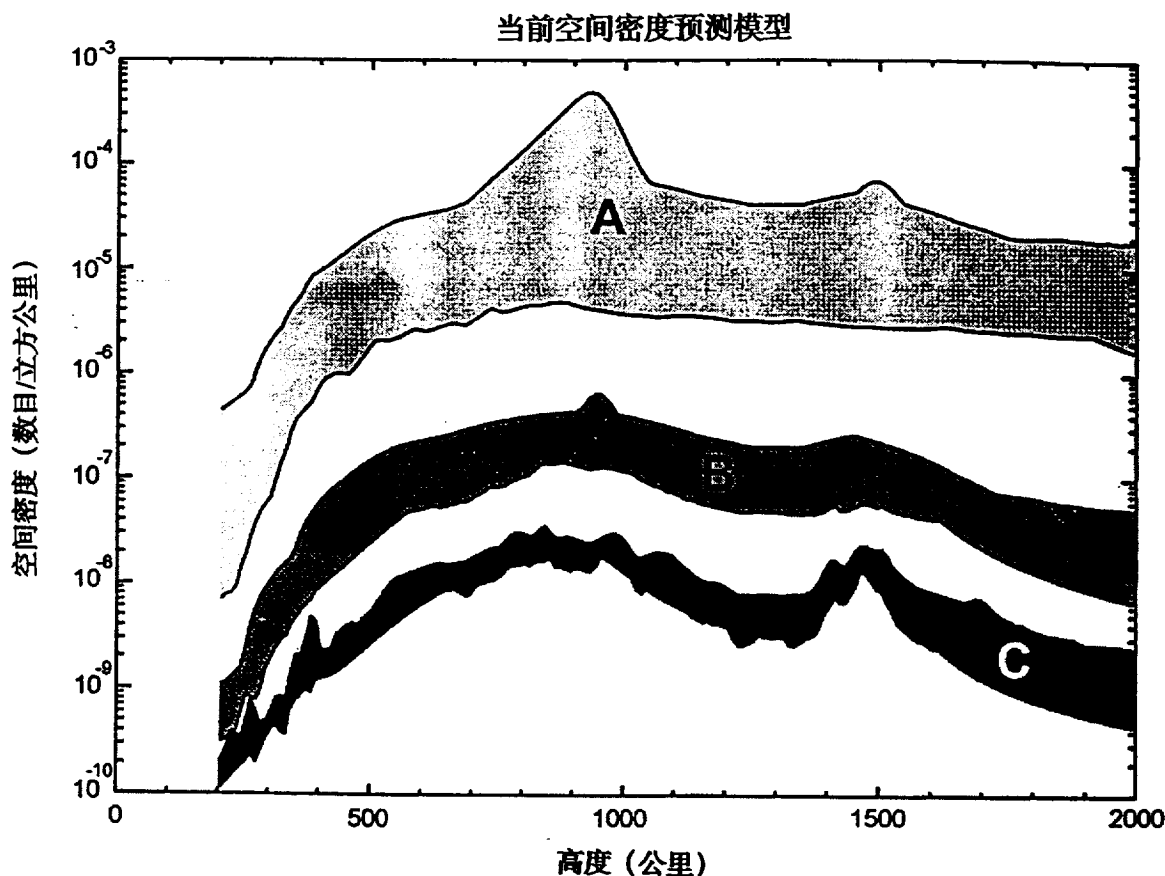
71. 为了评价较大物体之间发生碰撞的后果, 必须拥有针对此类碰撞的可靠碎裂模型。但是, 如果不获得用于证实目的的试验数据, 要想在轨道上模拟碰撞极其困难。因此, 碰撞模拟试验在模型中留出一定程度的误差。

72. 与现有碎片总数模型制作不同的是, 长期模型制作要求有一些关于包括碎片生成机制在内的未来空间飞行活动的假设性说明, 其中包括:

- (a) 未来的发射次数及有关物体;
- (b) 未来每次发射的有效载荷数目和大小;
- (c) 未来与飞行任务有关的物体(整流片、螺栓等)的数目;
- (d) 未来航天器及末级火箭爆炸的次数;
- (e) 空间的新用途(例如, 商用低地轨道通信卫星星座)。

图六

当前空间密度预测模型



A: >1 毫米
 B: >1 厘米
 C: >10 厘米

来源: NASA (ORDEM96)
 DERA (IDES)
 ESA (MASTER)
 CNUCE (SDM)
 NAZARENKO

73. 所有这些参数都随时间推移而在技术、科学、资金和政治因素的作用下发生变化。因此，在数学模型(如碎裂模型)本身造成的误差中增加了一些误差。

74. 已经为制作碎片环境长期模型研制出了一些模型。以下按字母顺序简要介绍其特点:

(a) **CHAIN** 和 **CHAIINEE**: **CHAIN** 是德国不伦瑞克技术大学根据合同研制的。自 1993 年以来, 美国航天局维持了这一模型并作了改进。**CHAIINEE** 是 **CHAIN** 在欧洲的延伸, 由欧空局使用。这一模型是一种“箱中粒子”分析模型, 使用低地球轨道 4 个高度空间块和 5 种质量级描述 2,000 公里高

度以下的总量和碰撞碎片。**CHAIINEE/CHAIN** 是一种极为高速的计算机编码。它可查明与具体缓解对策相关的相对趋势。由于使用了分块法, **CHAIN** 的分辨率是很有限的;

(b) **EVOLVE**: **EVOLVE** 模型是美国航天局研制的。这是一种半确定性模型, 即通过一系列参数来逐个描述碎片物体。除可模拟目前的碎片环境外, 还可通过利用蒙特卡罗技术用于研究各种缓解措施下今后的演变特征。为此目的, 使用了飞行任务模型数据;

(c) **IDES**: **IDES** 由设在联合王国法恩巴勒的防卫评价研究局航天部研制。对发射、破裂和漆片

等历史来源进行了模拟和推演，以形成当前的碎片环境。这个模型配合具体的飞行任务模型作为初步条件用来模拟碎片环境的未来演变过程。IDES 模型可以用来研究多种低地轨道卫星星座的碰撞相互作用以及缓减碎片措施的效能；

(d) **LUCA**: 为了详细分析未来的情形，特别是如果需要轨道高度和偏角的高分辨率，德国不伦瑞克技术大学研制了半确定性计算机编码 LUCA。这种编码结合了空间高分辨率和可容许的计算机时间需要这二者的优越性。为了计算依时间而定的碰撞风险，采用了一种特别的工具。这种工具反映了偏角越高碰撞风险越大(例如在接近两极的极区)；

(e) **SDM/STAT**: SDM(半确定性模型)和 STAT(随机法)使用计算机模型提供的相同初始总数以及包括碰撞在内的相同来源和减少假设。在 SDM 模型中，使用总数的一个具有代表性的子集的轨道来绘制未来时空的总数图形；通过参数研究，可分析出发射政策和缓减措施的影响。STAT 是相对于 SDM 的另一种计算机省时“箱中粒子”模型。其依据是一种耦合式微分方程，用以计算质量 80,000 箱总数、半长轴和偏心率。这两种模型可以比照，取得的结果相似；

(f) **双尺寸箱中粒子**: 两种能够处理低地轨道集群的模型；

(g) **Nazarenko**: Nazarenko 模型是方案研究中心(俄罗斯联邦)研制的一种用于低地轨道环境短期和长期预测的半分析性随机模型，提供空间密度、速度分布和碰撞风险评估。这个模型以俄罗斯和美国分类编目数据以及小块空间碎片(尺寸 1 毫米)的公布数据为依据。这个模型使用同样的初始总数，其依据是卫星编目和平均空间碎片来源。来源特点以空间碎片污染的历史分析为依据。预测方法是采用部分微分方程计算空间碎片随高度而变化的分布情况。在轨道扩展中，考虑到大气阻力、弹道系统分布和轨道偏心率。

75. 上述长期碎片模型的主要研究结果可归纳如下：

(a) 如果继续一如既往地继续进行空间飞行，碎片总数将来可能会以加速方式增加。这是因为较大物体之间发生的碰撞将会日益增加；

(b) 目前，从大小体积看，爆炸产生的碎裂物是空间碎片的主要来源。超过一定时间后，碰撞碎裂物可能将在总数中占多数；

(c) 如果出现这种演变的第二阶段，便会产生所谓的碰撞级联效应。这即意味着碰撞碎裂物将会促成随后发生更多的碰撞。到那时，总数将会成倍增加。

(d) 减少爆炸可减少轨道物体的数量，但不能防止碰撞级联效应，碰撞级联效应是在轨道中的总质量和大物体的数量的驱动下产生的；

(e) 只有限制低地球轨道中质量的积累才能防止碰撞级联；

(f) 在未来的某一时刻，碰撞碎裂物在碎片环境中可能达到占多数的程度。如果没有某种技术发展，将没有阻止此种环境增长的实际能力；因此，应当在达到这种程度前采取缓减措施。

76. 长期碎片模型的结果在数量上并不完全一致，原因在于假设不同和初始条件不同。但是，这些模型得出的基本趋势和倾向就本质来说是一致的。一些模型(EVOLVE、CHAIN、CHAINEE 和 IDES)预测的主要碰撞数在图七中是作为预测框架而提出来的。对小碎裂物的预测来说，未来来源生成的碎裂物的数目的一致性较差。

77. 较大物体之间的碰撞概率初始时并不高。因此，需要分析一系列单独的蒙特卡罗法运算结果或使用平均值法来求出可靠趋势和倾向。上述各模型即考虑到这种效应。

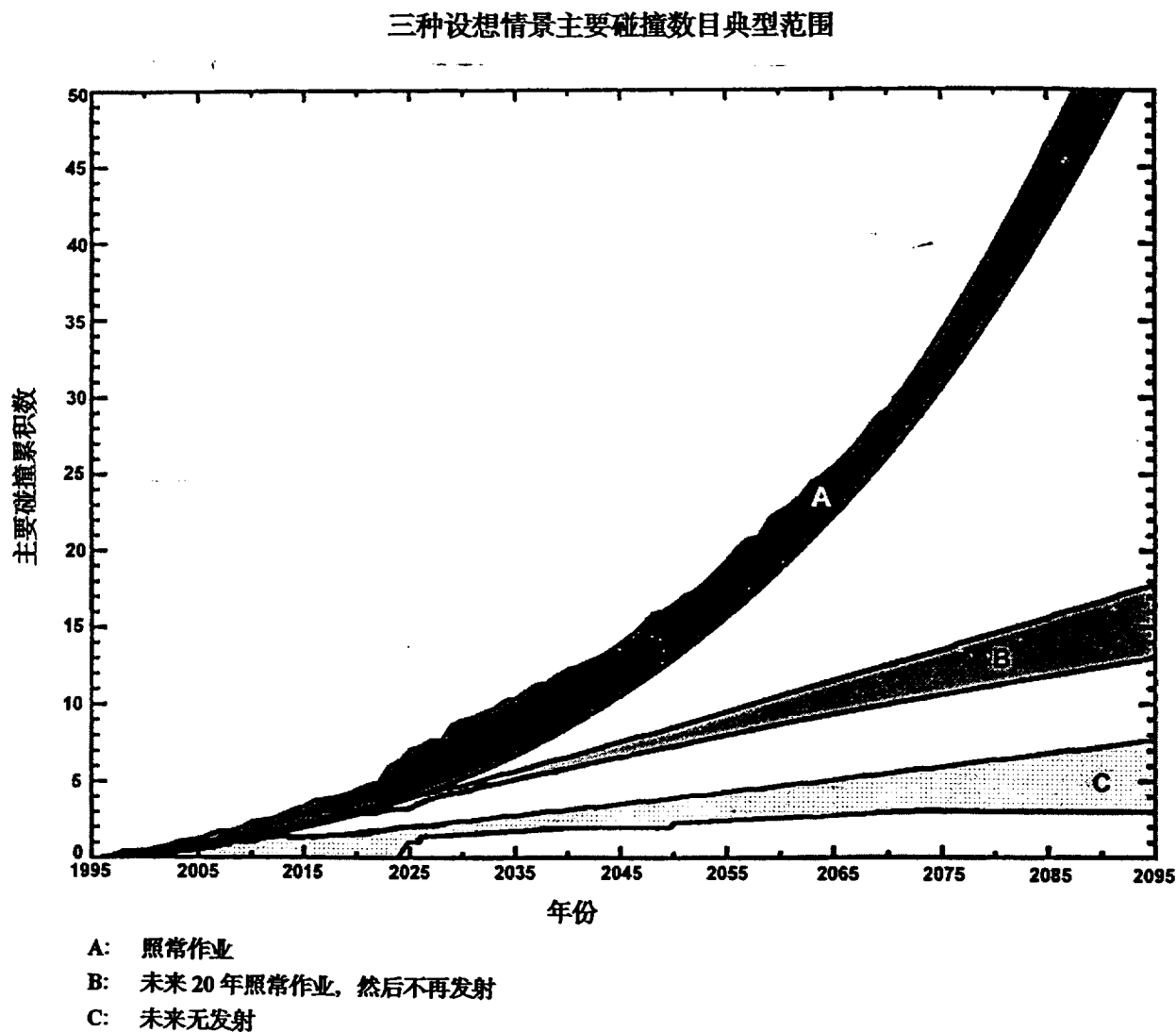
2.2 空间碎片风险评估

2.2.1 引言

78. 风险评估包括发生某一事件的概率及其相应的后果。有了轨道碎片环境模型的帮助，可以评价运行中的航天器与轨道碎片碰撞的风险。低地轨道上的航天器一般受到非常小的颗粒(小于 100 微米)的碰撞，因为这类碎片很多，但由于所涉及的质量和能量很小，影响通常也很小。由于较大的碎片物体总量较少，发生碰撞的可能性随碎片大小的增加而有锐减。但是，较大物体间发生碰撞时，严重性会增加。

图七

三种设想情景主要碰撞数目典型范围，1995 - 2095 年



79. 主要风险因素是空间密度和有关空间物体沿轨道(高度和倾角)的平均相对碰撞速度, 空间物体的截面积以及飞行的时间。碰撞的后果将取决于所涉物体各自的质量和构成。在轨物体与流星体的碰撞风险基本上与高度无关, 但轨道物体之间碰撞的概率与高度非常有关, 一般来说, 在低地球轨道上的概率要比地球同步轨道上的概率高一个数量级。

2.2.2 低地球轨道上的碰撞风险评估

2.2.2.1 方法

80. 自六十年代以来就对低地球轨道航天器进行例行的风险评估。当有许多互不相关的事件而每一

事件都有较小的发生概率时, 使用 Poisson 模型。人为的碎片和微流星体符合这些互不相关的标准, 但刚发生碎裂或有流星雨时例外。

81. 计算空间碎片碰撞的概率需要有流星体/轨道碎片环境模型、航天器结构和飞行任务概况。计算由空间碎片造成的穿透和/或故障的概率需要有关于航天器结构的详细资料, 包括:

- (a) 关键子系统的几何构造;
- (b) 每一子系统的抗穿透性或弹道极限公式;
- (c) 有关每一子系统承受破坏能力的详细数据。

82. 根据这些资料，计算机编码可以计算：
- (a) 某一大小颗粒的空间碎片撞击的概率；
 - (b) 某一子系统碰撞破坏的概率；
 - (c) 人为碎片和微流星体造成的破坏的区分。

2.2.2.2 风险评估的结果

83. 通常利用低地轨道风险评估来提高空间操作的安全。当进行载人空间飞行时，风险评估在确保航天飞机运行的安全方面是极其有价值的。每当一次飞行前风险评估表明空间碎片风险达到不可接受的程度，实际上就会重新安排航天飞机的飞行任务。

84. 正在利用风险评估设计防空间碎片屏障的位置和类型，以便保护国际空间站上的乘员以及重要的子系统。

85. 还利用风险评估设计无人航天器。风险评估在确定重要子系统和组件的放置与其保护性护罩设计以及大型通信卫星群的系统设计中都有用。

2.2.3 地球同步轨道上的碰撞风险评估

86. 目前，人们比较了解地球同步轨道及其附近的空间物体的总数(图八)，但它们仅限于航天器和火箭末级。由于这些物体数量有限，它们在空间分

布得很散，而且相对速度较低(500 米/秒)，因此在地球同步轨道上发生碰撞的概率相当低。此外，由于大多数航天器和火箭末级遗留在高于或低于地球同步轨道的轨道上，因此与地球同步轨道相交的失控原始物体数量增加得很慢。在某些经度上运行的航天器由于靠得很近因此存在着特定碰撞的可能性，但这种碰撞危险可以通过控制航天器程序加以消除。地球同步轨道附近的大型物体数量有限还使人们得以有充分的时间来预测运行中的航天器与轨道碎片的接近，以便进行躲避安排。

87. 人们对地球同步轨道附近直径小于 1 米的轨道碎片的数量不太了解。已查明发生过两次碎裂(一次是航天器碎裂，另一次是火箭末级碎裂)，有迹象表明可能还发生过其他碎裂。然而，这种碎片受到干扰后会进入新的轨道，从而可能减少在地球同步轨道上的驻留时间，但增加相对碰撞速度，使碎片通量几乎不随倾角的变化而改变。在许多情况下，碎片会在高度和倾角上分得很散。需要对地球同步轨道上的轨道碎片进行更多的测量才能作出更精确的风险评估。可能还需要开发预测碰撞概率的新技术，以便将地球同步轨道上物体靠近的非随机性考虑进去。

88. 地球同步轨道上的卫星没有自动消除机制。因此，运行中的航天器有可能被失控航天器损坏。对于运行中的卫星来说，这种年碰撞风险目前估计为 10^{-5} 。

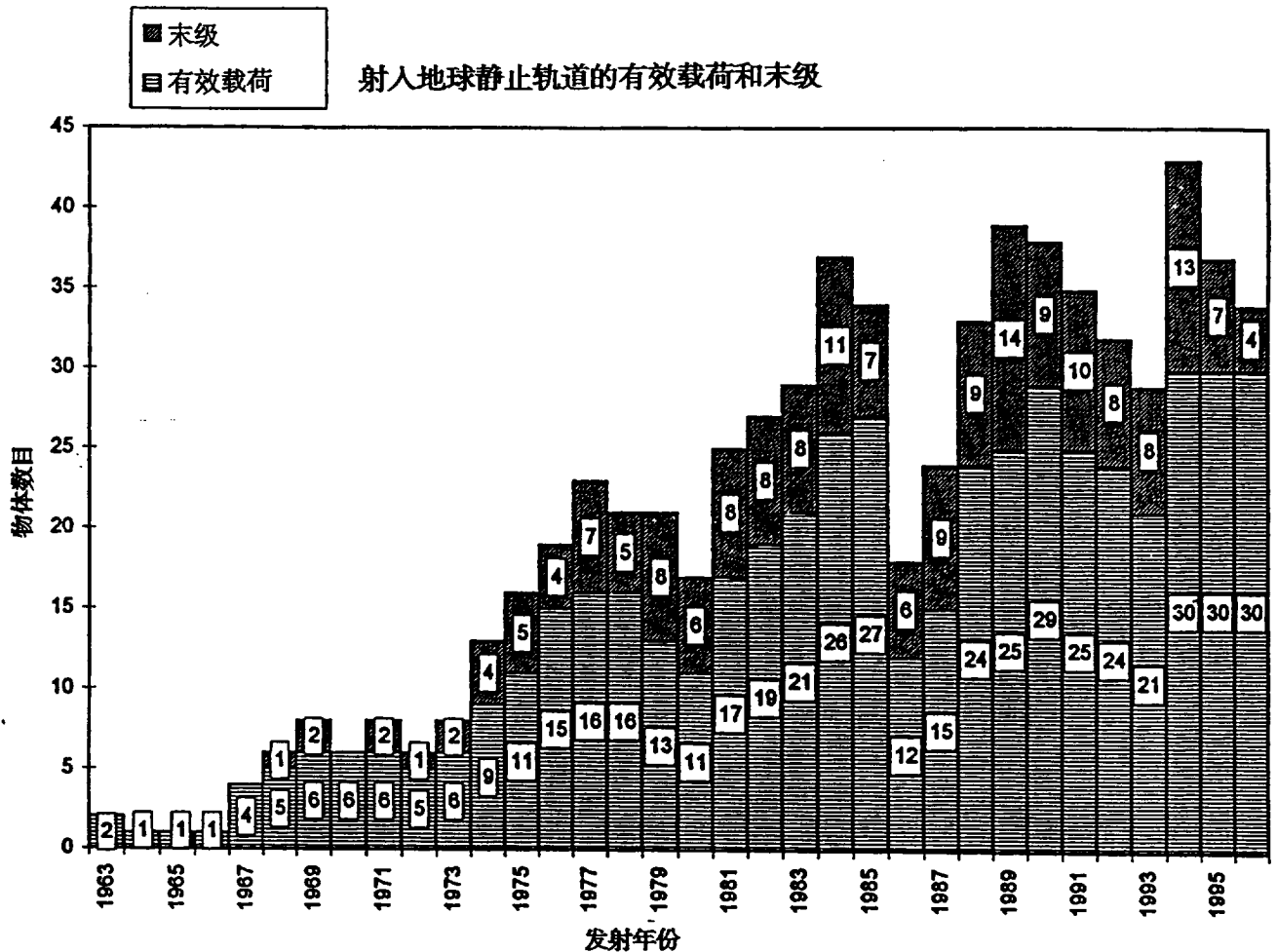
表 5

横截面积 10 平方米卫星受到撞击的平均间隔时间

轨道高度	物体 0.1-1.0 厘米	物体 1-10 厘米	物体 >10 厘米
	撞击可能产生的结果：		
	卫星可能受损	卫星可能受损	卫星碎裂
500 公里	10-100 年	3500-7000 年	150,000 年
1,000 公里	3-30 年	700-1400 年	20,000 年
1,500 公里	7-70 年	1000-2000 年	30,000 年

图八

射入地球静止轨道的有效载荷和末级，1963 - 1996 年



2.2.4 空间碎片重返风险评估

89. 这里所讨论的风险评估只限于来自地球轨道的失控重返。

90. 近 40 年来，就登记在册的空间物体来说，已经知道的重返有 16,000 多起。尚未有报告造成重大破坏或伤害。这在很大程度上可归因于海洋水面辽阔，陆地上许多地区人烟稀少。在过去五年中，大约每周都有一个横截面一平方米以上的物体重返地球大气层，据知，有某些碎片尚存。

91. 重返风险不仅是来自机械冲击，而且还来自对环境的化学或辐射污染。经空气动力学受热仍残存下来的物体将会造成机械性破坏。这类风险取决于最后轨道的特点、物体的形状及其材料性质。

92. 评估重返风险必须包括物体的建模、对碎裂

高度的分析、查明哪些构成部分可经受重返过程而残存下来、以及计算受影响地区的总面积。

93. 在重返造成人的伤亡方面，尚无国际协商一致意见。据题为“限制轨道碎片的准则和评估程序”的美国航天局安全标准 1740.14 所载，每一重返事件预期伤亡为 10^{-4} 。

3. 空间碎片缓减措施

3.1 及时减少碎片的增加

3.1.1 避免正常运作下产生的碎片

3.1.1.1 作业产生的碎片/飞行任务物体

94. 在目前分类编目轨道碎片中约有 12% 是在正常卫星布放和运作中抛弃的物体。该类中的典型物体是系固件、方向舵和游重物、喷管堵盖、透镜罩、

多有效载荷机械装置等。采取缓减上述物体的措施，从技术和经济上来说通常均较容易。据报，很多机构采取了这方面的行动。例如，夹条和传感器罩应由母体保留，爆炸螺栓的所有碎裂物应加以收集。然而，由于一些不可避免的原因，会有一些零碎部分释放出去，如在一双重有效载荷飞行任务中留在地球静止转移轨道中的结构性部件。鼓励每一机构使用最新的设备或技术尽可能减少此类碎片。

3.1.1.2 系绳

95. 系绳用后被丢弃或被撞击物体(如人造碎片或流星体)折断，便可能变成轨道碎片。数千米长直径几毫米的长系绳可能不会留存多久。新的多股系绳可减少被折断的危险。飞行任务结束时，可将系绳收回以减小与其他物体碰撞的可能性，或可释放末端质量以加速系绳衰减。

3.1.1.3 固体燃料火箭发动机排放物、涂料和其他外表材料

96. 在飞行任务中，还可无意地生成其他一些微粒，例如，在固体燃料火箭发动机加力期间和加力之后释放(大至直径几厘米的)熔渣。此种废渣排放量和分布的确切性质尚不明确，改进固体推进剂和发动机绝缘装置以尽量减少此种排放固体是很困难的。应努力防止在空间环境的影响下生成很小的碎片，如原子氧腐蚀、太阳辐射作用和小流星体碰撞。采用较耐久的涂料和保护罩可不失为一种有效的补救措施。

3.1.2 防止在轨碎裂

97. 火箭末级和航天器碎裂约占目前查明的卫星总数的 43%，可能占直径 5 厘米以上的轨道碎片总量的 85%之多。据了解，截至 1998 年 9 月 1 日至少有 153 个干质量总计在 38.5 万公斤以上的物体已在地球轨道中碎裂。庆幸的是，这些事件中产生的编目碎片有 60%落回地球。此种碎裂主要是由爆炸或碰撞所造成。

3.1.2.1 在轨爆炸

98. 在所有滞留空间物体碎裂源中有 36%是经成功运作但在航天器投放任务完成后丢弃的火箭末级或其组件。此种事故曾影响过美国、俄罗斯联邦、中国及欧空局发射的许多运载火箭。推进系统故障、电池过量充电或发射药也可能引起事故爆炸。另外还有人造成的碎裂。

99. 对航天器和火箭末级事故碎裂进行的分析显

示，使飞行器脱离轨道或钝化，即清除所有形式的储存能，可消除大多数此种事件。有效的措施包括通过燃烧或排放清除残余推进剂、卸下蓄电装置、释放增压液体、热控制和安全处理未用的损坏装置和卸下(停转)动力轮及类似的姿态控制装置等。这些措施应在飞行器完成其飞行任务后立即采取。

3.1.2.2 在轨碰撞

100. 在地球轨道发生事故碰撞的概率目前是很小的，但是，由于卫星数目和体积的增加，增多了此种碰撞概率。1996 年，法国的 CERISE 航天器与一个碎片碰撞而部分失能，美国空间指挥监测网认为该碎片是阿丽亚娜号火箭末级爆炸后产生的。此外，也不能否认碰撞引起其他碎裂的可能性，因为许多碎裂事件的原因尚不知道。减轻碰撞造成碎裂的后果的有效措施包括航天器的设计、选择碰撞概率低的轨道和避免碰撞机动措施(见下文第 112 - 118 段)。

3.1.3 使空间物体的脱离轨道和改轨

3.1.3.1 空间系统的任务终止

101. 就飞行任务结束的低地球轨道空间物体而言，应使每一飞行器脱离轨道或置于飞行寿命较短的轨道，以减少发生意外碰撞的可能性。一些研究显示，减少在轨寿命可缓减轨道碎片的增加。为此可采取控制下的重返机动措施或将飞行器改放到较低高度轨道的做法。

102. 就较高高度的空间物体而言，从近期来看，把飞行器移至弃星轨道可能也是一个有效的措施。例如，把地球静止轨道的航天器转移到地球静止轨道以上的轨道，不仅可保护运作中航天器，也可减少废弃物相互碰撞和产生可能威胁地球静止轨道系统的碎片的可能性。标准化改轨距离最低值的确定应考虑到像太阳和月球的重力及太阳辐射压力的扰动作用之类的种种因素。可采取机动措施把留在地球静止转移轨道的运载火箭末级或组件推出轨道，以防干扰地球静止轨道中的系统。应选择末级的近地点高度，以确保减少在轨寿命。

3.1.3.2 万一发生事故

103. 应对在轨空间系统不断进行监测，特别是对可导致生成大量碎片或丧失进行缓减措施功能的严重故障尤应如此。在此情况下，应监测推进系统、电池、姿态和轨道控制子系统。如果发生故障，飞行任务无法维持，即应采取的措施，排除意外爆炸，并尽量防止干扰尚可使用的轨道。

3.2 保护方法

104. 鉴于现有轨道碎片的数量，航天器设计人员应考虑将暗含和明示的保护概念纳入其空间飞行器。同流星体和大于 1-2 毫米的空间碎片微粒发生超高速碰撞可对空间物体和轨道站造成危害。同至少直径 1 毫米的微粒发生高速碰撞可导致功能丧失和飞行任务可能失败。对高压容器的甚至微小碰撞也可导致容器破裂。此种损坏还可阻止采取计划的钝化措施或飞行任务后处置办法。在许多情况下，改变易损组件的位置便可大大增加航天器的抗撞力。谨慎地选择轨道状态和采取避免碰撞措施，则是其他一些潜在的保护方法。

3.2.1 防护装置

105. 载人航天器和无人航天器的轨道碎片防护装置对抵御小颗粒碰撞相当有效。为航天器结构加上防护装置可抵御 0.1-1 厘米微粒的碰撞。对于 1-10 厘米大小物体的碰撞，目前尚无法通过轨道上防护技术抵御，也无法通过运行的监测网络进行跟踪。但在航天器设计中如果加上一些特殊性能(备用分系统、易碎结构、高压罐隔离能力、尽量将备用组件、电线线路及流体管道分开设置等等)便可经受 1-10 厘米碎片的碰撞。对于 10 厘米以上的颗粒，尚无技术上可行的实际保护装置。

106. 防护装置的设计繁简不一，有简单的单层防护装置惠普尔缓冲器，位于航天器外壳的前方；也有用金属、陶瓷/聚合纤维制作的多层结构，这种设计是为了首先碰撞颗粒，然后吸收由此产生的碎渣的能量。缓冲防护装置与被防护物体之间应保持足够的距离，以确保碎片与防护装置碰撞所产生的碎源片大面积散开。这样可使冲击应力广泛分布于被防护物体。成功的防护装置设计可利用航天器本身的结构和轨道碎片的定向性保护关键部件。另外，在设计航天器时，可将关键部件放在碎片通量主要方向的几何盲区内。重量轻、多层绝缘可经受小碎片的碰撞，在现有航天器结构后面安上敏感设备也可提高抗碰撞能力。

107. 冲击物体的穿透深度或造成破坏的可能性取决于该物体的质量、密度、速度、形状以及防护装置的材料特性。现有各种不同的模型和模拟工具预测碰撞各种不同的防护装置所造成的损害(例如 NASA 的 BUMPER 模型、欧空局的 ESABASE 模型、俄罗斯 BUFFER 模型，还有几种水码模型来模拟利用地面实验设施所无法产生的条件)。航天

器防护装置的地面试验是有限的，因为不可能试验各种可能的冲击速度。地面加速器目前只限于每小时 13 公里左右的速度(例如利用定形的带包装置)，但大部分数据是在 7 公里/小时速度下获得的。目前正在制定并进一步完善各种新的方法，计算空间碎片颗粒与防护装置在 5-15 公里/小时速度下高速冲撞的过程。

3.2.1.1 载人空间飞行

108. 载人航天器，特别是空间站，通常比大多数无人航天器体积大，因此体现出更高的安全标准。载人飞行任务的保护策略应当将防护装置措施与轨上修理穿透造成的损坏二者结合起来。目前的防护装置设计可抵御小于 1 厘米的物体的冲撞。不穿透概率(PNP)是防护装置的主要标准。在流星和碎片环境模型的基础上并根据水码模拟和超高速冲击试验获得的冲击限度曲线进行 PNP 计算。PNP 计算的可靠性与碎片和流星环境模型的准确度密切相关。所需要的保护程度主要取决于被保护表面的性质(材料、厚度等等)、位置和方向。因此，国际空间站将采用 200 多种不同类型的轨道碎片和微型流星防护装置。

109. 可在载人航天器上安装自动探测系统，确定受损部位。在加压舱被穿透的情况下，与该舱隔离或封孔速度至关重要。有多少时间可利用，取决于穿孔的大小，需要多少时间来修理则取决于所采用的手段和策略。

110. 需保护进行舱外活动的乘员不受自然和人为碎片的危害。质量好的宇航服具有许多带内在防护性功能的特点，可经受住 0.1 毫米以内物体的碰撞。如果能够妥善地调整航天器的方向，航天员有可能利用航天器作为防护装置，抵御大部分轨道碎片或直接的流星流的碰撞。

3.2.1.2 无人航天器

111. 对无人航天器来说，不穿透概率低是可以接受的。利用加厚多层绝缘材料和设计上的修改便可以达到防止小碎片和流星物体(小于 1 毫米)损害的可接受程度，例如在航天器内安装燃料管道、电缆及其他敏感部件(如加拿大的 RADARSAT 所作的那样)。太阳能阵列设计可将与小颗粒碰撞造成的损害减至最低限度，办法是采用多电路设计和把易碎结构这样一些结构性材料减至最低程度的设计。

3.2.2 避免碰撞

112. 目前空间监测系统尚无法跟踪低地球轨道上

雷达截面当量直径不到 10 厘米的物体。另外，由于种种因素，例如面积与质量比率高，极容易受大气密度变化的影响，很难记载小的编目物体的轨道参数。对那些能够通过地面空间监测系统跟踪的体积大的空间物体来说，在进入轨道期间和轨上操作期间避免碰撞，从技术上来说是可能的。

113. 避免碰撞的机动措施会从几方面影响到卫星的操作(例如推进剂的消耗、有效载荷数据以及服务中断，暂时降低跟踪和轨道测定的准确度)，因此，应当在符合航天器安全标准和飞行任务目标的情况下尽量减少这类动作。把贴近靠扰的误差保持在较小范围时，最好小于 1 公里，避免碰撞方法最有效。避免碰撞常常只是一种概率。美国航天局在考虑美国航天飞机飞行任务的避免碰撞动作，所采用的可接受的风险标准是十万分之一。

3.2.2.1 在轨道上

114. 美国空间监测网(SSN)和俄罗斯联邦空间监测系统对低地轨道环境进行监测，如果预测一个物体会在几公里的距离内出现，便向载人航天器发出警报。例如，如果预测一个物体将经过美国航天飞机飞行路线沿线上一个 5 公里×25 公里×5 公里的盒形地带，美国航天监测网络的感应器网络将加强其对潜在危险物体的跟踪。如果改进飞近预测后表明会合点在 2 公里×5 公里×2 公里的盒形地带范围内，则可采取避免碰撞机动措施。1986 - 1997 年期间，美国航天飞机一共采取了四次这类避开碰撞的机动措施。俄罗斯空间监测系统对和平号空间站进行类似的避免碰撞评价。

115. 俄罗斯专家编辑一本靠近空间物体危险情形目录(几百万次)，并编制了一种决定是否采取避免碰撞动作的算法。其目的是查明预测的空间碎片靠近会造成危险情形，加强用数据记载这类事件和对需要保护的航天器的飞行控制。目前正在建立一个专门的电信系统，将俄空局的管理与飞行任务控制中心联系起来。

116. 欧空局和法国航天局目前正利用其低地轨道航天器的轨道测定数据来预测会合事件，如果超出飞近范围限度或预计碰撞风险水平便采取避免碰撞机动措施。就公认的万分之一碰撞风险来说，欧空局 ERS-1 和 ERS-2 号航天器每年将采取一至二次这类机动措施。欧空局的 ERS-1 号卫星和法国国家空间研究中心的 SPOT-2 号卫星分别于 1997 年 6 月和 1997 年 7 月采取了避免碰撞机动措施。

117. 随着越来越多的航天器被发射进入地球同步轨道区域，更加有必要进行协调的空间站管理。可充分采用倾角和偏心矢量分离战略使两个同时存在的地球同步轨道航天器保持安全距离。还可采用偏心矢量控制方法减少某个特定低地轨道卫星星座成员之间相撞的危险。

3.2.2.2 发射

118. 在发射美国的航天器之前进行的计算，可以确定安全发射的最佳时机，确保航天器路径不会靠近常驻载人航天器(即航天飞机、和平号或国际空间站)。对“航天飞机”的轨上会合分析也采用了类似的预警程序。如果预测会发生会合，则推迟发射：到目前为止，已两次推迟了“航天飞机”的发射，以避免可能的碰撞。

3.3 缓减碎片措施的有效性

119. 或许一个最重要的减少碎片措施是人们日益认识到轨道碎片环境造成的威胁和许多轨道碎片来源。在航天器设计阶段初期就考虑到减少碎片措施可能是具有成本效益的。航空航天工业和国家空间局开展了各种宣传教育活动，其成果体现在人们在妥善管理近地球空间原则的指导下采取各种自愿行动。

120. 自 80 年代初采取的缓减碎片措施对轨道碎片环境的增长速度产生了影响。卫星重大破碎的发生频度，不论是意外的还是有意，均有所减少，从而减缓了轨道碎片的增长速度。与飞行任务有关的寿命期长的碎片，甚至显著减少。新的碎片防护措施和设计不但大大减轻了防护层的重量，而且还提高了防护的有效性。

121. 航空航天界正在致力于显示典型的缓减方案的成本效益。长期环境模拟模型对此种工作是有帮助的。这些模型虽无法准确地预测出今后几十年的空间环境，但可以评价不同操作方法的相对影响。

3.3.1 各种缓减措施的设想

122. 与飞行任务有关的物体、卫星的破碎以及飞行任务终止时的处理做法，都是可能使轨道碎片总数增加的重要因素。下文对所有空间飞行任务提出的五种典型的缓减设想，表明了缓减措施的潜在效能；这些设想并非规定性的，而应仅仅用于模拟目的。以下是这些设想：

- (a) 目前缓减措施的基准设想；

- (b) 完全消除与飞行任务有关的物体;
- (c) 飞行任务结束时的一般钝化处理;
- (d) 地球同步轨道飞行任务结束时的一般处理;

(e) 在低地轨道和地球静止转移轨道飞行任务结束时使空间物体脱离轨道: 包括降低轨道以缩短卫星寿命(例如, 减至 25 年以下)和立即重返。

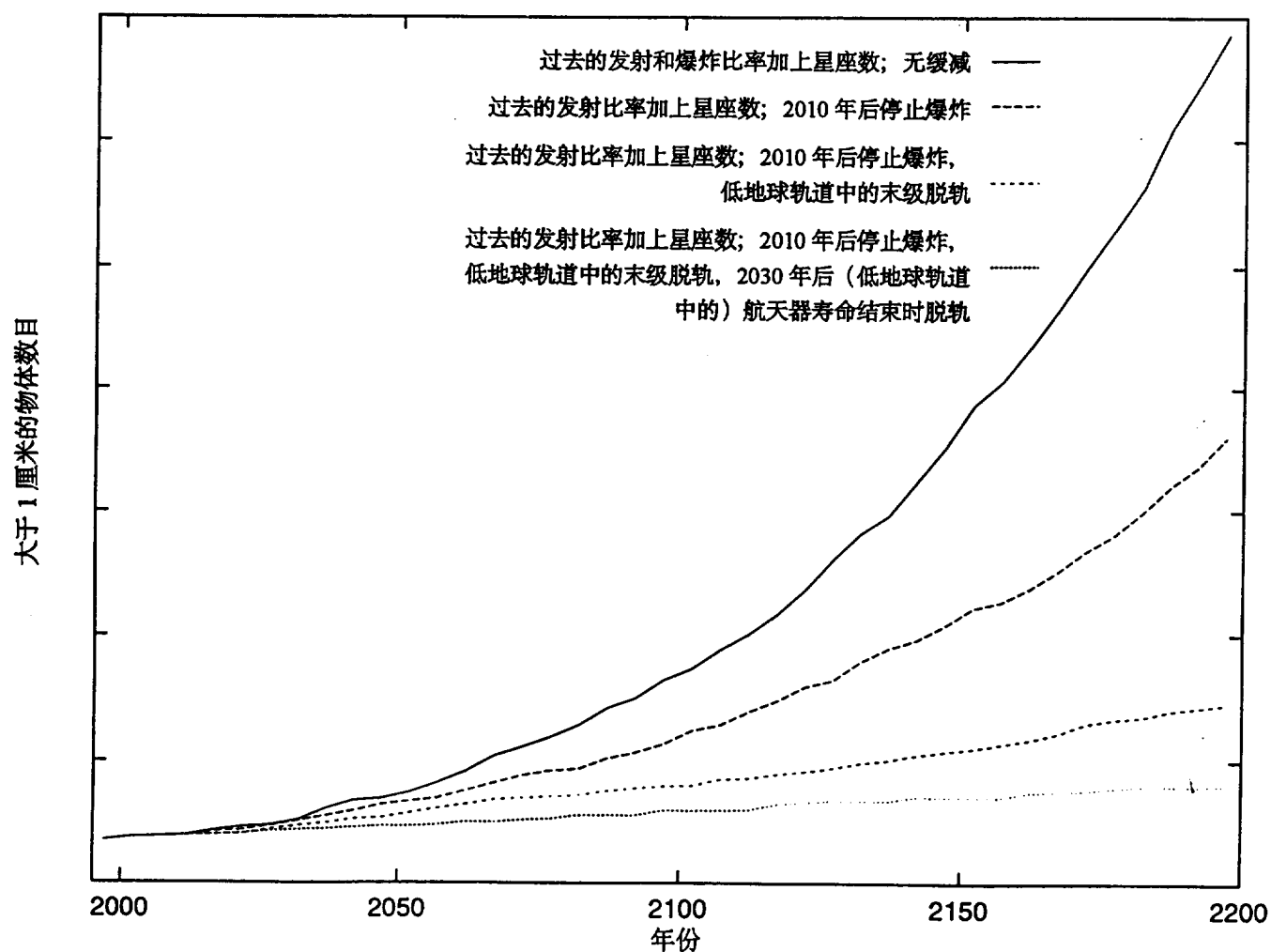
123. 初步研究表明, 通过彻底消除航天器和火箭末级的意外爆炸, 可以获得最大的近期收益。许多航天器和运载火箭的营运者均表示, 在飞行任务结

束时对运载工具进行钝化处理, 是控制这种碎裂的最有效的手段。

124. 从长期来看, 轨道物体的积累对低高度区和高高度区空间操作的威胁会大大增加。如果不对轨道环境采取补救办法或调整操作方式, 滞留空间物体的数目增加和总截面势必增加碰撞的可能性, 而碰撞又会生成新的碎片。把低地球轨道和地球静止转移轨道航天器放到轨道寿命有限(例如, 25 年以下)的弃星轨道上, 会对限制碎片总数的增加产生明显的作用。图九按一些设想列明了低地球轨道中大于 1 厘米的碎片颗粒的总数目。

图九

根据不同设想在低地球轨道中大于 1 厘米的碎片微粒的总数量, 2000 - 2200 年



3.3.2 缓减措施的成本或其他影响

125. 缓减碎片的措施会影响到航天器和运载火箭的设计和成本及其操作。

3.3.2.1 系统开发成本

126. 为实施缓减措施而修改航天器和运载火箭的设计，通常会增加系统开发成本。然而，在设计过程的初期即考虑到缓减措施，比以后修改某项设计更合算。虽然运载装置的复杂性会增加，但采取某些缓减措施后，会使设计更加简单，重量减轻。

3.3.2.2 发射性能和质量损失

127. 谋求使运载火箭末级直接重返大气层或缩短其轨道寿命，会影响发射轨迹和性能。同样，为达到缓减目标而给运载火箭或航天器增加的任何重量都会降低有用的有效载荷能力。可能还需要增加推进剂或电力储备。这些后果会到何种程度，取决于所选择的缓减措施和所使用的运载装置。

3.3.2.3 飞行任务的寿命期

128. 对于某种设计来说，采取处置办法或采取使航天器脱离轨道的办法，都会缩短飞行任务的实际寿命。地球同步轨道航天器的许多营运者都为保持其轨道状态而接受了这种损失。如果在设计过程中考虑到这种损失，还是可以达到飞行任务全寿命期要求的，虽然可能会增加重量或成本。

3.3.2.4 可靠性

129. 在航天器和火箭末级中纳入缓减碎片的措施，全面可靠性会增加，也会降低。例如，安装防护罩的措施有利于防范小碎片和辐射，同时还会提高航天器的可靠性。增设溢流阀放空残余推进剂，系统的可靠性可能会降低，但这些影响通常是很小的。

4. 概要

130. 在多年研究空间碎片问题期间，和平利用外层空间委员会科学和技术小组委员会审查了：(a) 从现场传感器和地面传感器获得的有关近地球碎片总量的知识状况；(b) 计算机模型评价碎片风险并预测空间碎片增长情况的能力；(c) 各种缓减空间碎片的措施。

131. 利用遍布全世界的陆基光学和雷达监视系统，可以观测并跟踪低地球轨道中直径大于 10 厘米和地球同步轨道中直径大于 1 米的空间物体。地

球轨道中，现在有 8,500 多个编目物体。在过去几十年当中，在轨编目物体的数目一直是以相对线性速率增加。

132. 根据大量的编目碎片总数以及借助各种感应器获取的统计观测数据，一些国家已研制出轨道碎片计算机模型。尽管这些模型所采用的方法不同，但预测的未来轨道碎片环境趋势和倾向在本质上是一致的。

133. 在已确定的各种缓减碎片的措施中，限制与飞行任务有关的碎片和防止意外爆炸，据认为是有效的，并已在某种程度上实行。另外，作为一种防止地球同步轨道今后出现问题的中间性措施，在运行寿命结束时把地球同步轨道航天器转移到弃星轨道上，已经是一种通常的做法。空间碎片协委会提出了一种确定地球同步轨道上方的弃星轨道最低高度的算法。对于某些放在寿命期限长的低地球轨道上的卫星，计划在其运行寿命结束时将其转移到轨道寿命较短的轨道上。一般来说，在目前物体最集中的高度区内，这种程序对限制这些高度区内的物体的密度最为有效。由于绝大多数缓减措施都会增加飞行任务的成本负担，在全球采用同样的避免碎片的程序，是至关重要的。

134. 许多参与空间活动的组织都已意识到空间碎片的潜在威胁，其中一些组织已开始设法减少碎片的生成并与国际社会分享这些努力的成果。空间碎片协委会和航天学会等一些国际组织的活动对空间碎片研究和教育作出了积极的贡献。空间碎片协委会的成员代表了几乎所有有发射能力的国家和那些设计并建造大多数空间系统的国家。

135. 现在，在大多数情况下，人为造成的空间碎片对目前在地球轨道中的大约 600 个运行中的航天器的成功运行没有带来多大风险。然而，现已查明的碎片总数在不断增加，因此，发生碰撞造成潜在损害的概率会增加。由于难以凭借现有的技术来改善空间环境，现在采取一些缓减碎片的措施，是为今后世代保护空间而采取的一个谨慎的步骤。在有些情况下，为了确定最有效、最合算的解决办法，尚需进行一些技术性的工作。

注

¹ 小组委员会第三十六届会议将收到载有这些资料的最新文件(A/AC.105/708)。

附件

与“空间碎片”主题有关的文件一览表

科学和技术小组委员会各届会议的报告

科学和技术小组委员会第三十一届会议工作报告
(A/AC.105/571, 1994年3月10日)

科学和技术小组委员会第三十二届会议工作报告
(A/AC.105/605, 1995年2月24日)

科学和技术小组委员会第三十三届会议工作报告
(A/AC.105/637和Corr.1, 1996年3月4日)

科学和技术小组委员会第三十四届会议工作报告
(A/AC.105/672, 1997年3月10日)

科学和技术小组委员会第三十五届会议工作报告
(A/AC.105/697和Corr.1, 1998年2月25日)

空间碎片问题国家研究报告

在外层空间使用核动力源(A/AC.105/C.1/
WG.5/L.24, 1990年1月15日)

在外层空间使用核动力源(A/AC.105/C.1/WG.5/
L.24/Add.1, 1990年2月14日)

在外层空间使用核动力源(A/AC.105/C.1/WG.5/
L.24/Add.2, 1990年2月26日)

在外层空间使用核动力源(A/AC.105/C.1/WG.5/
L.24/Add.3, 1990年2月28日)

空间碎片; 德国的工作状况: 德国的工作文件
(A/AC.105/C.1/L.170, 1991年2月12日)

关于空间碎片问题的国家研究(A/AC.105/510, 1992
年2月20日)

关于空间碎片问题的国家研究(A/AC.105/510/
Add.1, 1992年2月21日)

关于空间碎片问题的国家研究(A/AC.105/
510Add.2, 1992年2月26日)

关于空间碎片问题的国家研究(A/AC.105/510/
Add.3, 1992年2月26日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/542, 1993年

2月8日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/542/Add.1,
1993年2月17日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/542/Add.2,
1993年2月19日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/565和
Corr.1, 1993年12月16日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/565/Add.1,
1994年2月21日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/565/Add.2,
1994年2月23日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/593, 1994年
12月1日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/593/Add.1,
1995年1月24日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/593/Add.2,
1995年2月6日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/593/Add.3,
1995年2月7日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/593/Add.4,
1995年2月24日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/619, 1995年
11月21日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/619/Add.1,
1996年2月1日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间
碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/659, 1996年

12月13日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/659/Add.1, 1997年2月6日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/659/Add.2, 1997年2月14日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/680, 1997年12月1日)

关于空间碎片、核动力卫星安全和核动力源与空间碎片碰撞问题的国家研究(A/AC.105/680/Add.1, 1998年2月2日)

关于空间机构采取的缓减步骤的文件

各空间机构为减少空间碎片增长或造成破坏的可能而采取的步骤(A/AC.105/620, 1995年11月21日)

各空间机构为减少空间碎片增长或造成破坏的可能而采取的步骤(A/AC.105/663, 1996年12月13日)

各空间机构为减少空间碎片增长或造成破坏的可能而采取的步骤(A/AC.105/681, 1997年12月17日)

科学和技术专题介绍

在科学和技术小组委员会上所作的科学和技术专题介绍(A/AC.105/487, 1991年5月9日)

在科学和技术小组委员会上所作的科学和技术专题介绍(A/AC.105/516, 1992年5月29日)

在科学和技术小组委员会上所作的科学和技术专题介绍(A/AC.105/546, 1993年5月18日)

在科学和技术小组委员会第三十一届会议上所作的科学和技术专题介绍(A/AC.105/574, 1994年5月12日)

在科学和技术小组委员会第三十二届会议上所作的科学和技术专题介绍(A/AC.105/606, 1995年4月27日)

在科学和技术小组委员会第三十三届会议上所作的科学和技术专题介绍(A/AC.105/638, 1996年5月7日)

在科学和技术小组委员会第三十四届会议上所作的科学和技术专题介绍(A/AC.105/673, 1997年5月7日)

在科学和技术小组委员会第三十五届会议上所作的科学和技术专题介绍(A/AC.105/699, 1998年4月20日)

工作文件和报告

空间碎片：空间研究委员会提交的现况报告(A/AC.105/403, 1988年1月6日)

空间活动的环境影响：空间研究委员会和国际宇宙航行联合会提交的报告(A/AC.105/420, 1988年12月15日)

空间碎片问题：澳大利亚、比利时、加拿大、德意志联邦共和国、荷兰、尼日利亚和瑞典提交的工作文件(A/AC.105/L.179, 1989年6月1日)

在外层空间使用核动力源；空间碎片：俄罗斯联邦提交的工作文件(A/AC.105/C.1/L.193, 1994年2月21日)

空间碎片：国际宇宙航行联合会的报告(A/AC.105/570, 1994年2月25日)

核动力源与空间碎片的碰撞：俄罗斯联邦提交的工作文件(A/AC.105/C.1/L.204, 1996年2月13日)

俄罗斯科学家就近空间技术性污染问题所做工作综述：俄罗斯联邦提交的工作文件(A/AC.105/C.1/L.205, 1996年2月13日)

空间碎片：国际航天学会提交的工作文件(A/AC.105/C.1/L.217, 1998年1月12日)

空间碎片：俄罗斯联邦提交的工作文件(A/AC.105/C.1/L.219, 1998年2月10日)

对技术报告的修订

对科学和技术小组委员会关于空间碎片的技术报告的修订(A/AC.105/C.1/L.214, 1997年2月26日)

对科学和技术小组委员会关于空间碎片的技术报告的修订(A/AC.105/C.1/L.224, 1998年2月19日)