



空间研究通信 手册

2014年版
无线电通信局



空间研究通信 手册

2014年版

无线电通信局



序言

本空间研究通信手册是由第7无线电通信研究组（科学业务）7B工作组的专家所制定的。初始版本是在7B工作组主席S.Taylor先生（美国）的领导下制定的。在7B工作组主席B.Kaufman先生（美国）领导下的此最新版本吸收了空间研究通信中的使用和技术进展，以及自从本手册在2002年首次发行以来发生的对ITU-R建议书和报告的修改。

本手册无意作为空间研究的源著作，而是主要涉及那些与无线电频谱使用管理相关的空间研究业务方面的问题，以在涉及空间研究业务时最大限度地降低无线电通信业务之间的干扰。在四个章节中，本手册向读者介绍了空间研究业务的基础信息。它涵盖了诸如空间研究系统功能和技术实施、优选频段和与其它业务共享无线电频谱等相关的问题。附件1列出了与空间研究相关的ITU-R建议书作为进一步的参考。

我希望，本手册将会对频谱管理者和无线电通信工程师有所帮助。

无线电管理局主任

弗朗索瓦·朗西

前言

1957年10月4日第一个进入地球轨道的人造物体Sputnik-1的发射开启了空间时代。与航天器通信的需求导致了被称作空间研究业务的无线电业务的创立。今天，全世界范围的空间机构和管理部門领导着科技研究任务。空间研究业务在ITU无线电规则（RR）中被定义为“空间飞行器或空间其他物体被用于科学或技术研究目的的无线电通信业务”。

第7无线电通信研究组（科学业务）（SG 7）是通过1990年在杜塞尔多夫CCIR全体会议上的结构重组而建立的。第7研究组的很多活动是与推进无线电频谱使用的现状来达到科学目标相关的。

第7研究组目前由一些解决与科学业务范围内特定学科有关的技术事项的无线电通信工作组（WP）组成。空间研究及其应用是7B工作组的职责范围，并且包括了对支持到太阳系最远处甚至以外执行空间任务所要求的通信链路的研究。

在最近的40年中，已经在众多科学和技术学科中产生了巨大的进展，它们使人类受益，并且增进了我们对我们所生活空间的知识与理解。这些成就包括对行星及我们太阳系界限之外的机器人航天器探索、对月球的载人探索、空间站MIR的建造和运行、以及借助数据中继卫星提供增强的空间通信。当前的项目包括构建一个国际空间站、对载人火星探索进行规划。

对空间研究的持续改进和成就已经导致新的和扩展的活动和要求，以及对空间研究通信增长的容量和可靠性需求。为所有空间通信提供基础的轨道和频谱环境已经随着新的业务和系统而变得日益拥挤。为了能够在满足今天和未来数年中需求的同时共享这些有限的资源，有必要对空间无线电系统及其要求有一个基本的理解。

尽管建议书的制定曾经是，并且将继续是工作组活动的重中之重，但是很清楚，在此工作组中致力于这些问题的专家有很多基本信息可以提供给他们那些为了解决基本科学问题和处理人类对空间环境及宇宙起源全面了解而依靠空间研究数据的在行的和外行的同事。因此决定要准备和出版本手册，以便使这些标准的所有用户可以更完整地理解空间研究通信系统，以便更好地设计并应用这些强大的工具。

本手册旨在向读者提供对空间研究业务的一个总体了解。本手册提供一些基本信息，例如支持很多不同空间研究项目、任务和活动所需要的技术和频谱要求。本手册主要是为参与到频谱管理事务中的政府管理人员、无线电通信研究组成员以及机构工作人员而写。本手册还将为间接读者提供启蒙，即，对争取了解一些空间研究业务通信问题感兴趣的学院学生和其他群体的人们。

作为第7研究组的主席，我非常荣幸地向空间研究标准的用户群体推荐本《手册》。我相信，你们将在本职工作中发现本手册是一个重要的参考工具。

由于参与第7研究组和SG-RFC的许多主管部门贡献的力量，本《手册》才得以完成。但是，本《手册》各章节的报告人所承担的工作尤其出色，应特别感谢S. Taylor先生（7B工作组主席，美国）、V. Meens先生（第7研究组副主席，法国）、R. Jacobsen先生（第7工作组副主席，澳大利亚）、S. Kimura女士（日本）和R. Andrews先生、D. Bathker先生及B. Younes先生（美国）在该项目中发挥的领导作用。还要特别感谢无线电通信局的A. Nalbandian先生在本《手册》的出版过程中发挥的重要作用。

第7研究组主席

R.M. Taylor

第二版前言

自从空间研究通信手册第一次出版以来，在空间研究通信中已经发生了很多变化。在此期间，国际空间站已经进入全面运行，而且更多的管理部门有了积极的空间项目。很多空间机构对月球和火星进行机器人探索的参与日益增长，目的是最终运送人类到火星进行探索和开发。

通过诸如纳卫星和皮卫星这样的新技术，为了科学研究而进入空间已经变得更容易，这是由于它们较低的成本和重量极大地减少了开发和发射卫星的障碍。

与空间研究活动的增加相对应的是对更高数据速率的需求，以适应更加复杂的任务。不断增加的活动和任务数据的扩展已经将频谱共享提升到成为空间研究通信中的一个关键问题。通过采用众多的技术已经使频谱共享得到了改善，例如采用改进带宽效率的更高阶调制、以及采用改善方向性的更高频率。

在空间研究通信中的另外一个显著进步是对光范围中频谱的关注和利用的增长。

这本更新的手册仍将提供关于支持很多不同空间研究项目、任务和活动所需要的技术和频谱要求的基本信息。可以预见，本手册将对理解空间研究业务的一些通信问题有所帮助。

由于很多参加到第7研究组中的管理部门的贡献，本手册的修订才能得以完成。但是，一些个人的重大贡献应得到认可：B. Kaufman先生（7B工作组主席，美国）、E. Vassallo先生（ESA）、V.S. Galbraith先生（美国）、P. Dumit女士（美国）以及T. Berman先生、G. Feldhake先生和S. Kayalar先生、S. Asmar先生、F. Manshadi先生、T. VonDeak先生（美国）。还要特别感谢无线电通信局的V. Nozdrin先生在本《手册》的进一步发展中所发挥的重要作用。

第7研究组主席

V. Meens

目录

	页
第一章 – 对空间研究业务的介绍	1
1.1 空间研究 — 概述	1
1.2 空间研究任务的特性	2
1.2.1 空间研究任务的持续时间	2
1.2.2 空间研究任务的轨道	2
1.2.3 空间研究任务的类型	3
1.3 空间研究的系统	4
1.3.1 地球段	4
1.3.2 空间段	6
第二章 – 空间研究通信和追踪功能与技术实施	9
2.1 功能	9
2.1.1 指令传送	9
2.1.2 航天器遥测传输	9
2.1.3 任务遥测传输	9
2.1.4 追踪	9
2.1.5 无线电科学	9
2.2 实施	10
2.2.1 可靠性、误码率要求和链路容限	10
2.2.2 数据速率和带宽要求	10
2.2.3 反转比	11
2.2.4 复用	11
2.2.5 纠错和伪随机噪声编码	12
2.2.6 调制技术	13
2.2.7 获得	13
2.2.8 追踪技术	13
第三章 – 对空间研究任务的频段考虑	15
3.1 对任务的考虑	15
3.2 对设备的考虑	15

	页
3.3 传播和辐射的影响.....	16
3.4 对链路性能的考虑.....	17
3.5 空间研究业务的频率划分.....	17
第四章 – 空间研究保护检验标准和对频率共享的考虑	19
4.1 对空间研究干扰的考虑.....	19
4.2 空间研究业务的保护检验标准.....	20
4.3 空间研究业务的共享考虑.....	20
4.3.1 来自空间研究地球站的干扰	21
4.3.2 进入空间研究航天器的干扰	21
4.3.3 来自空间研究航天器的干扰	22
4.3.4 进入空间研究地球站的干扰	22
4.3.5 ITU对无用辐射的限制.....	22
附件 1	25
附件 2	29

第一章

对空间研究业务的介绍

国际电联（ITU）使通信系统在全世界范围得以改进和合理利用。ITU的无线电通信部门（ITU-R）谋求确保合理、公平和经济地使用有限的无线电频谱和卫星轨道自然资源，并且将空间研究业务（SRS）管理纳入科学业务内容之一。空间研究业务利用如ITU无线电规则（RR）（详见附件2）中所规定的特定频率划分。根据技术特性和执行程序，在ITU-R建议书SA系列（空间应用与气象学）（详见附件1）中进一步细化了空间研究业务频率划分的使用。

1.1 空间研究 — 概述

空间研究业务系统使得使人类受益的不同科学学科和技术项目得以实现。科学学科提供与太阳系、宇宙的属性 and 结构相关的信息，以及物质的起源和结果，包括：

- 日地物理学；
- 空间物理学；
- 行星系统研究。

日地相互作用项目致力于对太阳、太阳活动及其对地球影响的研究。研究是利用位于星际空间很多区域的科学航天器网络进行的，它们通常位于太阳和地球之间，装备了大量的科学仪器来遥感遥测太阳的电磁场辐射及等离子粒子和波。

空间物理学研究专注于对我们太阳系中基本物理定律进行研究，并向我们提供用于改进航天器、其仪表装备和导航能力设计的信息。

对行星、行星的卫星、小行星和彗星进行了研究，以获得对我们太阳系起源和演进的知识。航天器、探测器和行星着陆器为我们提供了关于我们太阳系中行星及其卫星的广泛信息。

空间研究技术项目致力于以下方面所需先进技术的开发和在空间中的验证：

- 空间结构的制造与组装；
- 电子/机械系统的建造；
- 液体特性和传递现象的研究；
- 用于结构组装和在轨卫星维护的机器人；
- 空间处理和制造技术。

尤其是，出于科学和商业目的对空间微重力环境的研究发展和增强了人类长时间在空间生活和工作的能力，并增加了我们对材料科学和生物医学的理解。

用于支持在近地和深空区域中科学技术研究的不同类型空间研究系统包括载人任务（例如人类探索、运送乘员和科学前哨先遣人员、从空间中场所进行实验和研究）和无人任务（例如采用机器人航天器收集物理样本、为研究航天器提供供给和维护、以及利用航天器采集遥感和观测数据），地球表面的通信网络和地球同步轨道或之外的通信系统。以距离地球超过 2×10^6 千米的物体为目标

的空间研究任务被称为“深空”任务。相对应，近于 2×10^6 千米的任务通常被称为近地任务。由于它们独特的要求，为深空系统做了特殊频谱规定，以使它们能够成功地通过所要求的巨大距离进行通信。出于质量、体积和成本的原因，相同的频谱和设备被用在深空任务的所有阶段。

太空研究任务的阶段包括发射前检查、发射操作、轨道转移操作、在轨操作，以及如同载人任务和机器人任务的情况，返回地球和着陆操作。每个阶段要求专门的通信和追踪系统必须成功。发射操作在关键的发射阶段和对意外事件操作采用精确的测距和指令及自毁系统。轨道转移操作需要指令、遥测和追踪数据，以保证航天器到达其正确轨道。在轨操作经常需要协作航天器之间的空间—空间通信以及对地通信，或者直接地，或者通过被称为数据中继卫星的地球同步通信卫星。对于载人任务，通信功能包括语音以及指令、遥测和追踪数据。对于机器人任务，在指令、遥测和追踪数据之外还可能还需要视频。在星际任务情况中，在星际航天器和地球之间的通信之外可能还需要绕轨运行航天器和表面车辆之间的通信。

1.2 空间研究任务的特性

1.2.1 空间研究任务的持续时间

一个空间研究任务的持续时间基本上包括飞行时间（从发射至到达最终目的地的时间）和实际任务时间（进行实验、获取数据和完成任务目标所需的时间）。对于样本返回和载人任务，任务持续时间还将包括返回地球的返回飞行时间。在很多情况下，航天器在它们的设计寿命期间保持良好的功能并且向空间研究机构持续提供宝贵的数据。

对于大多数近地空间任务，飞行时间通常是整个任务持续时间的一小部分。典型近地机器人任务的实际任务时间范围可能从数月数年。数据中继卫星和空间站是例外，要求10至15年的运行寿命。对于在轨道和月球区域中的载人任务，实际的任务时间范围可以从数天到很多个月。

深空任务飞行时间可以是整个任务持续时间的一大部分。例如，一个到土星的任务，大约是 1.58×10^9 km的距离，可能需要6-7年的飞行时间。在飞行期间，航天器会定期地被询问其状态和其负载的状态。典型深空任务的实际任务时间通常是在数年的范围。前往小行星、火星或其他天体的机器人和载人任务的持续时间将以月和年来度量。

1.2.2 空间研究任务的轨道

空间研究活动是采用多个不同类型的卫星轨道来进行的。所选定轨道类型及其特性是基于空间研究任务的要求和优化。圆形轨道被广泛用于大多数空间研究任务。这些轨道的特性是具有相同的最远点和最近点，即，一个航天器的高度相对于地球表面或者被绕轨道飞行的恒星是恒定的。对于围绕地球进行的空间研究任务，轨道通常向赤道平面倾斜并具有300至1000千米范围之间的高度。这些轨道因为靠近地球而被称为“低地球轨道”（LEO）。

地极轨道是具有接近90度倾角的圆形轨道。这些轨道被用于要求覆盖地球表面每个点的空间研究任务。在地极轨道上的一颗卫星和位于极地地区的一个地面站之间的直接通信可以在每个卫星轨道上完成。

太阳同步轨道要求卫星轨道平面保持近似相对太阳固定。轨道倾角通常接近98度。这些轨道特别适合于太阳观测、地球观测和某些天气预报任务。

椭圆轨道的特点是具有小的近地点和大的远地点。这些轨道，特别是高椭圆度轨道，为在高和低高度范围上取样提供了一个平台，并且适合于很多科学监测任务。这种类型轨道的关键特性是一颗卫星对其网络地面站具有高可视时间百分比。但是，随着卫星和地球站之间距离的改变，信号强度可能变化相当大。

地球同步轨道（GSO）是在35 786千米高度上围绕地球赤道的一个唯一圆环。在此轨道上的卫星具有与地球旋转周期相等的轨道周期。因此，在此轨道上的一颗卫星具有对大约三分之一地球的恒定视野，并且能够与在该卫星视野地区之内的一个地球站保持持续的联系。GSO被空间研究业务用于数据中继卫星（DRS）位置，来实现与低地球轨道航天器的持续通信。

在以下ITU-R建议书中可以找到关于在空间研究业务中DRS轨道位置的信息：

- ITU-R SA.1275建议书 -应免受在2 200-2 290 MHz工作的固定业务系统发射影响的数据转发卫星轨道位置
- ITU-R SA.1276建议书 -应免受在25.25-27.5 GHz工作的固定业务系统发射影响的数据转发卫星轨道位置

晕轨道是围绕二个天体之间一个平衡点的轨道。该轨道位于垂直于包含这二个天体之间视线平面的平面上，拉格朗日点L1和L2，每个都近似在地球二侧150万千米并在太阳/地球轴线之上，是平衡点的例子，晕轨道被用于围绕它的空间研究任务。

自然中，月亮和行星轨道通常是圆形的，并设计用来帮助实现任务目标所需要的实验和遥测。月亮轨道已经被用作到月亮表面的载人任务的一个对接轨道。行星轨道也作用环绕行星体的中继卫星轨道。很多任务要求部署一个下降到行星表面的探测器或表面车辆，并获取关于环境和紧邻物体的数据。受功耗的限制，它们不能直接将数据通过巨大的距离发送回地球，因此，这些本地航天器发送至绕轨飞行航天器，由它们将信息中继到地球上的一个接收站。

1.2.3 空间研究任务的类型

要求货物和人员运送的任务，例如俄罗斯联邦航天局的联盟号和进步号、欧洲航天局的自动运载飞船（ATV）和日本宇宙航空开发机构的H-II运载飞船（HTV）要求直接或者通过DRS系统与一个地球站的通信业务，和为了会合/对接操作与共轨道飞船的通信业务。指令、遥测和追踪数据被通过通信链路传送。载人飞船还有附加的音频和视频要求。

在长期绕轨飞船上飞行的任务，例如国际空间站，要求与共轨飞船和地面的通信业务。如同运载飞船，长期绕轨平台有对指令、遥测和追踪的需求，加上附加的音频和视频需求，它们能够通过和网络地面站的直接链路或通过经过DRS系统的间接链路来提供。

舱外活动（EVA）是在基地站外面的一个游离，或者是在轨（太空行走），或者是在一颗行星的表面上。用于EVA的通信系统在宇航员和基地站之间提供音频和低速率数据。通信系统必须集成到太空服中的情况严格限制了一个EVA系统对物理尺寸和电源的要求。在EVA期间执行的典型活动包括对卫星和其他航天器的建造、维护和修理。EVA通常发生在距离一个绕轨航天器100米以内。从行星基地站引导的在月球、火星或其他天体表面上的EVA将要求工作在高达数十千米的距离上。

月球和行星探索任务通过将绕轨航天器、探测器或表面漫游车及在天体表面上的基地站用于延伸载人和机器人探索的通信点来引导科学和工程勘测。月球和行星探索任务要求往返于地球的通信以及在行星表面的本地通信。

空间甚长基线干涉测量（VLBI）任务使得实验者对所观测的无线电源能达到采用其他无线电或光学方法无法达到的角度分辨率。在二个或更多独立VLBI观测站接收到的无线电源信号的幅度和相位是交叉相关的，由此推算出详细的位置和源结构信息。空间VLBI任务采用至少一个空间站来实现大于地球上任何基线的观测基线幅度量级。由空间VLBI站采集到的数据必须采用高达8 Gbit/s的数据速率实时地传送到地球站。对于通过一条地球—空间相位传送无线电链路对地基频率标准进行的相干频率转换，还需要一条空间—地球相位传送链路。要求这条返回链路校准在地球—空间链路中引入的相位误差。空间—地球链路可以专门用于相位转换操作，或者也可以同时用于传送来自航天器的数据。

DRS任务提供LEO航天器和单独一个地球站之间的连续通信，并且能够同时支持具有从低到非常高数据要求的多个用户航天器。具有120度角分离的三个DRS组成的一个系统在理论上能够为LEO航天器提供100%的覆盖。诸如成本、DRS轨道位置的选择和DRS地球站的地理位置等因素使得这样一个理想DRS星群的实现非常困难。通常，有可能会部署一个包括二个DRS的星群，并预期会有一些对航天器覆盖上的损失。当LEO航天器进入地球阴影时，LEO航天器将失去与二个DRS的通信，并且因此也失去和DRS地球站的通信，这被称为“禁区”。对于在椭圆轨道上或要求高高度的航天器，一个DRS天线能够被控制并指定方向的角度范围进一步限制了覆盖。ITU-R SA.1018建议书提供了关于DRS任务组成的进一步信息。

深空任务增加了我们对通常距离地球 2×10^6 千米以外的太阳系和空间的了解。极远距离是深空任务的特征，当前一些任务距离地球超过了170亿千米。这些非同一般的距离决定了采用高度复杂的通讯设备与先进的技术和编码技术，来实现通过这些巨大距离之上的可靠无线电通信链路。

1.3 空间研究的系统

1.3.1 地球段

地球站的位置取决于政治和经济的考虑，以及对特殊空间研究任务的要求。地球站构成了一个全球通信和追踪站网络的一部分，并且与处理及交换设施和指令中心一起构成了空间研究网络。网络设施之间的数据通信和路由通常是由陆地和固定卫星通信系统来提供的。

用于近地空间研究地球站的天线主要是直径范围从6到30米的抛物面反射器。八木、阵列和扇形波束天线也被用来支持追踪操作。在确定一个地球站天线的恰当尺寸和类型时，考虑了诸如任务要求、航天器容量、轨道特性、工作频率和实现精确定向的地球站天线移动性等因素。天线波束宽度必须适合于任何指向中的角度不确定性。ITU-R SA.1414建议书提供了关于DRS地球站及其天线的详细信息。

深空地球站的特点是其非常巨大直径的天线（35-70米）、高功率发射机和极为敏感的接收机，所有这些都是典型深空任务巨大距离上提供可靠通信所要求的。一个深空地球站天线的最大增益受到其尺寸和天线表面接近一个精确抛物面的精度的限制。诸如制造精度、热效应、支撑结构的刚性、重力、风和变化的仰角所造成的抛物面变形，都影响着抛物面的准确度。与建造深空地球站天线相关的巨大尺寸和高额成本导致全世界范围仅仅部署有少数几个这样的地球站天线。ITU-R SA.1014建议书的附件1提供了深空地球站的更加详细特性。在将来，因为采用较小天线就可以达到

的高得多的增益和降低的波束宽度，工作在大约283 THz的系统可能会被用于深空通信。ITU-R SA.1742建议书提供了预期系统技术与运行特性的详细信息。

在ITU-R SA.509建议书中可以找到一个一般化的空间研究地球站天线辐射方向图。预测大型天线辐射方向图的方法可以在ITU-R SA.1345建议书中找到，而ITU-R SA.1811建议书给出了用于32 GHz和37 GHz频带中兼容性分析的方向图。

一个空间研究接收机能够检测到的最小信号受限于在接收机中产生的环境噪声和外部噪声源的贡献。对于深空操作，有限的航天器发射机等效全向辐射功率（e.i.r.p.）与巨大的传播距离结合在一起就导致了在接收地球站的极弱信号。因此，在地球站接收机的噪声必须要保持尽可能的低，以容许对非常弱信号的可检测能力，并且使对航天器发射机的功率要求最小。对于近地空间操作，发射功率和有效全向辐射功率被控制得符合ITU RR功率通量密度（pfd）水平，它使得对低噪声接收机的需求成为必须。

对总系统噪声的主要贡献是天线所接收到的背景噪声。这个噪声是工作频率、天线仰角、气象条件和进入天线旁瓣和后瓣中大地热辐射的函数。在1 GHz以下，由银河系和太阳爆发产生的天空噪声随频率的降低而增加。在1 GHz以上，银河噪声很低，而天空噪声开始增加，主要是由地球大气层所引起。降雨所引起的噪声在接近4 GHz处变得显著，并且随频率而增加到100 K或更加接近15 GHz。

可以在ITU-R SA.1414建议书的附件1中所给出的表格中找到DRS系统的典型系统噪声温度，而对深空SRS系统是在ITU-R SA.1014建议书中。用于支持近地和深空操作的地球站接收机的典型系统噪声温度在表1和2中给出。

表1

近地任务的典型地球站接收机噪声温度

频率范围		噪声温度 (K)
~2	GHz	150
10-11	GHz	160
13-15	GHz	300
18-26	GHz	200
37-38	GHz	200

表2

深空任务的典型地球站接收机噪声温度

频率		噪声温度 (K)	G/T (dB/K)
2 290-2 300	MHz	16-21	51
8 400-8 450	MHz	23-27	60.4
12.75-13.25	GHz	25-29	62
31.8-32.3	GHz	52-61	66.4

地球站发射机功率和稳定性没有呈现出重大的技术问题。发射功率和e.i.r.p.将取决于很多因素，例如工作频率、天线尺寸、数据速率和航天器接收机系统特性。

对于近地操作，高达60 dBW的有效全向辐射功率被用于有高数据速率要求的通信通道、应急行动和月球任务。对于大部分深空任务，要求高达110 dBW的e.i.r.p.。根据RR的第21款，向着地平线的地球站e.i.r.p.受到限制。根据各个情况要求附加的限制来符合地球站协调要求和程序。

1.3.2 空间段

航天器系统需要苦于应付尺寸、重量和功率的限制以及对空间合格单元的可用性。还要求航天器系统高效地工作，并且在极端情况下，有时甚至是极端不利的空间环境下具有高度的可靠性。失利可能会是灾难性的，并且通常无法纠正。尽管在空间通信中已经取得了显著的进展，为了在更高频带提供增加的容量和更高效的通信系统，对新的对空间合格硬件的开发还在继续，而且要经过很多年来实现。

LEO环境是空间通信技术中创新和持续研究的一个主要平台。样机硬件承载在实验航天器上飞行，并且经常结合到近地和深空任务的通信和追踪系统中进行测试和评估。已经成功满足空间合格标准的实验通信和追踪系统被批准用于将来的空间研究。航天器通信系统的二个关键要素是天线和接收机。

在所有空间研究任务上要求全向天线，或者作为主航天器天线，或者用于保持不依赖于高度的航天器联系。全向天线具有宽的天线波束，它提供连续的宽角度覆盖并且使航天器对稳定性和高度控制要求最小。一些任务将全向天线用作主航天器天线，而其他任务仅仅将全向天线用于发射、意外操作和低数据速率天线。缺乏方向性可能在LEO航天器通过一个全向天线与一个DRS通信时导致严重的多径问题。事实上不存在于方向性天线的多径问题在很大程度上是通过采用一个伪随机噪声编码调制信号来消除。

电子相控阵天线也被用于空间研究任务，以提供比全向天线所提供的更高天线增益，加上电子操控和指向一个期望方向的能力。对很多空间研究实验，电子操控天线比机械操控天线更适合，因为它们避免了中断对惯性操作敏感的星载科学组件和仪表系统。多功能相控阵和球面或半球面可控

阵列都被LEO航天器所使用，前者采用相位补偿来将一个波束指向所期望方向，后者则采用建立元素簇，通过元素之间的切换来指向。

DRS采用相控阵天线来向在2 GHz频段中具有低中数据速率要求的LEO航天器提供多重接入支持。在发射模式下，单独一个天线波束形成于DRS上，它由在每一个发射元素中的相位移位器来定向和控制。在接收模式下，多个LEO航天器信号被DRS接收到并传送到一个中心地球站，在那里，它们被解复用并送到波束赋形设备。此处，信号的相位和幅度被加权并线性组合，以对每个LEO航天器合成一个波束。波束的指向是通过来自DRS的每一个接收元素阵列信号计算加权值来实现的。

具有中到高数据速率要求的更大更可靠航天器和需要远距离通信的航天器要求方向性高增益可操控天线。DRS采用抛物面反射器天线来支持地球-空间以及空间-空间通信。除了尺寸和重量的限制，航天器天线还受到航天器姿态控制、以所要求的准确性进行定向的能力和稳定性的限制。即使存在因为太阳辐射引起的温度梯度，要求天线保持抛物面准确度在其设计容限范围之内。大多数航天器天线被要求提供同时发射和接收功能，并且，如同DRS操作的情况，在进行对一个LEO航天器的准确天线定向和追踪的同时提供在不同频段的通信。一个复杂的馈电系统和一个受指令控制的万向节传动装置被用来完成这些微妙的操作。馈电系统设计要在预期的工作范围上使天线增益优化。万向节传动装置以机械方式控制天线指向期望的方向。在要求干扰计算和没有高增益方向性航天器天线方向图的情况下，取自ITU-R S.672建议书的以下参考辐射天线方向图可以被用来表示天线旁瓣中的峰值包络。

$$G(\varphi) = G_m - 3(\varphi/\varphi_0)^2 \quad \text{当} \quad \varphi_0 \leq \varphi \leq 2.58\varphi_0$$

$$G(\varphi) = G_m - 20 \quad \text{当} \quad 2.58\varphi_0 < \varphi \leq 6.32\varphi_0$$

$$G(\varphi) = G_m - 25 \log(\varphi/\varphi_0) \quad \text{当} \quad 6.32\varphi_0 < \varphi \leq \varphi_1$$

$$G(\varphi) = 0 \quad \text{当} \quad \varphi_1 < \varphi$$

此处：

$G(\varphi)$: 距离轴的角度为 φ 时的增益 (dBi)

G_m : 主瓣中的最大增益 (dBi)

φ_0 : 3-dB带宽的一半=0.5 度

φ_1 : 当第三个方程式中的 $G(\varphi)$ 等于0 dBi = 度时 φ 的值。

在航天器上通常不使用低噪声接收机来使通信和追踪系统的尺寸及重量最小。强大的地球站发射机被用来补偿航天器接收机的低灵敏度。因为大多数航天器天线对着一个290 K（地球表面的温度）的背景看到一个地球站，所以具有较低温度的接收机没有优势。这些因素，与成本、复杂性和可靠性一起，就决定了一个特定航天器所需要的接收机噪声温度。DRS接收机的典型工作噪声温度可以在ITU-R SA.1414建议书附件1的表格中找到，而对深空SRS航天器接收机则是在ITU-R SA.1014建议书中。用于近地任务和深空任务的航天器接收机的典型工作温度显示在表3和4中。

表3

近地任务的典型航天器接收机噪声温度

频率范围		接收机噪声温度 (K)
100-500	MHz	700-900
500-1 000	MHz	600-700
1-10	GHz	600-800
10-20	GHz	800-1 200
> 20	GHz	1 200-1 500

表4

深空任务的典型航天器接收机噪声温度

频率范围		接收机噪声温度 (K)
2 110-2 120	MHz	200
7 145-7 190	MHz	330
16.6-17.1	GHz	910
34.2-34.7	GHz	2 000

固态发射机的开发与使用已经使它们表现出天生就很好地适合于很多宽带空间研究应用。它们小的尺寸、低电压要求和热传递问题的处理导致总的发射机重量明显小于对应的真空管设备。真空管仍被用来支持具有高功率要求和在更高频段中工作的任务，例如行波管。发射机功率受发射机技术的限制少于受深空航天器所能提供电力功率的限制。

在RR中所确定的地球表面功率通量密度极限限制了在特定频段中的航天器最大发射机功率和e.i.r.p.。在这些情况下，空间研究任务采用扩谱调制技术来保持链路性能和遵从国际认可的功率通量密度极限。

DRS系统的发射机功率范围可以在ITU-R SA.1414建议书附件1的表格中找到。近地空间研究航天器发射2-10 W，而深空航天器发射5-100 W。

在将来，工作在200 THz以上频率的系统也被期望用于近地、空间-空间链路和深空、空间-地球链路。这些系统受益于高方向性天线，但是，因此要求极为精确的定向。RR不涉及这些系统，因为无线电波的定义在3 THz被主观地截止。但是，允许ITU-R研究组针对它们的使用进行研究并制定建议书。

第二章

空间研究通信和追踪功能与技术实施

下面讨论的三种主要航天器功能，指令、遥测和追踪，是空间操作功能。空间研究任务在单独一个无线电系统内使用划分给他们的任务频段来提供空间操作功能以及任务遥测。这使得可以更有效地使用无线电频谱，以及要求较少的航天器功率、部件占用空间和重量。在简要功能介绍之后是对空间研究通信和追踪系统实施的讨论。对深空技术的进一步讨论可以在ITU-R SA.1014建议书中找到。

2.1 功能

2.1.1 指令传送

指令提供对一个航天器的指导和控制，激活各种任务功能或修改一个航天器或其负载的运行，并应付运行异常情况。对于发射操作，大部分指令由一个星载定序器记录和传递。地球—空间指令被发送用于实时执行，或者可以存储用于稍后的顺序执行。关键指令经常作为二阶段指令来发送；第一个指令设置要执行的操作，而第二个指令执行该操作。为了要发生的操作，在一个二阶段组中的二个指令都必须成功地被接收。

2.1.2 航天器遥测传输

航天器遥测子系统将报告航天器系统及其负载的情况，并将来自航天器仪表所测量的数据提供给一个指定的地球站。这个系统还给出指令的接收和执行状态。遥测数据可以为了随后的传输而存储起来，如在发射和应急操作的情况中。

2.1.3 任务遥测传输

任务遥测子系统负责向地球传输通过实验、主动和被动遥感积累的科学与工程数据以及由航天器和诸如探测器与着陆器这样的负载所产生的计算机数据。对于载人任务，还要求遥测系统传送音频和视频。

2.1.4 追踪

追踪是任何空间研究任务的一个基本要求。在提供确定航天器位置和速度所必要的信息之外，追踪对发射和轨道性能的评估、轨迹修正、确定制动火箭点火这类关键操纵的精确定时以及航天器和地球站所需要的预测航天器可见度和天线指向角也是必要的。

2.1.5 无线电科学

无线电科学是在深空任务中进行科学研究的一个重要领域，它采用航天器通信和追踪系统作为科学手段。随着无线电信号行进到深空中的—个航天器并返回，它们穿越范围广泛的介质，并能根据介质对不同信号参数所具有的效应提供一个关于它们所传播通过空间的丰富信息来源。

无线电科学技术还测量以一个多普勒频移表现出来的航天器上作用力的效应。诸如幅度、相位、频率、频谱分量、极化和群速度这些测量的参数被用来为各种地球物理现象的研究提供信息。这些现象包括：行星大气层、行星环、行星表面、行星重力和内部结构，并且研究与万有引力相关的广义相对论和基础物理学理论的问题。无线电科学测量就精确度、准确性、稳定性和观测技术而言是要求最严格的，经常设定新的性能标准，并引领改善使其他使用者也受益的深空通信技术。

2.2 实施

2.2.1 可靠性、误码率要求和链路容限

指令子系统对任何空间研究任务的安全性和成功是头等重要的和必须的功能，在所有不利传输条件下都具有高度的可靠性，例如不利的天气或无线电干扰。对于深空任务，一个信号穿越航天器和地球站之间巨大距离的传播时间是影响指令链路可靠性的另外一个考虑。在对于一个不成功指令的识别和重复中的延迟可能对整个任务意味着灾难和代价高昂的失败。

对遥测和追踪子系统中可靠性的需求通常小于指令子系统，因为传输中漏掉的数据或数据错误可以在重传中被解决而不会严重影响该任务的安全性或成功。但是，在关键任务事件期间，遥测和追踪子系统的可靠性如同指令链路的可靠性一样关键。载人任务要求性命攸关的医疗数据、清晰无中断的音频通道和最小的视频要求，导致附加的可靠性考虑。

对空间研究链路在关键任务操作或事件期间的可靠性要求已经确定为99.99%。这导致以下的要求：

- 一条不受天气制约的地球—空间和空间—地球链路；
- 高的地球站e.i.r.p.水平来补偿很多航天器所使用的低增益全向天线，特别是在发射、轨道进入阶段和意外操作期间；
- 误码率（BER）小于 1×10^{-5} （对于DRS指令是小于 1×10^{-6} ）；
- 指令编码，以保证对因为误码突发、衰落或杂散信号所造成的错误指令有足够的抗拒能力；
- 一个足够提供所有必要信息的带宽。

重量限制、航天器电源限制和航天器所使用的天线类型，所有都对航天器通信、追踪和遥测系统的能力有一个重要的影响，并因此影响系统链路容限。巨大的传输距离是对深空任务的另外一个影响因素。空间研究链路容限通常是介于2和6 dB之间。在ITU-R SA.2183报告中提供了计算空间研究业务中链路性能的可取方法。在ITU-R SA.1742建议书中提供了与在283 THz的深空传输相关的链路要求和计算方法。对在354 THz和366 THz的空间—空间的类似要求提供在ITU-R SA.1805建议书中。

2.2.2 数据速率和带宽要求

决定适当带宽因素中的基础是对不同航天器通信通道的数据速率要求。任务的遥测数据速率取决于空间研究任务的类型、航天器的复杂程度、航天器数据存储容量和航天器对地球站接触时间的可用性。载人任务要求音频和视频通信来保证任务的成功和宇航员的安全。DRS馈电链路是通过将客户端LEO航天器链路、DRS遥测和测距信道和导频信号复用到一起构成的一条复合链路。

对于近地和深空行动，测距是关键的问题，而对深空任务要求更高。对测距准确度的考虑经常是确定深空任务总链路带宽的重大因素。

当需要二个或更多航天器来支持单独一个任务的目标时，可能会有很多时间多于一个任务航天器位于公共地球站天线波束宽度之内并要求同时通信。因此这个操作要求必须要求一个地球站带宽足够宽，以容纳多个航天器信号。

可以在以下ITU-R建议书中找到关于空间研究任务带宽要求的详细讨论：

- ITU-R SA.364建议书 — 载人和无人近地研究卫星的优选频率和带宽
- ITU-R SA.1015建议书 — 太空研究的带宽要求
- ITU-R SA.1019建议书 — 数据转发卫星系统的优选频段和发射方向
- ITU-R SA.1344建议书 — 传输空间甚长基线干涉（VLBI）数据的优选频带和带宽

2.2.3 反转比

航天器发射频率经常与它从一个地球站接收到的载波频率紧密相关，或者在中继卫星运行情况下与从一个DRS接收到的载波频率紧密相关。这个频率关系基于应用于该航天器的被称为‘反转比’的一个特定倍数。

$$\text{频率发射} = \text{频率接收} \times \text{反转比}$$

空间研究反转比取决于所使用的频段，如表5中所示：

表5

空间研究反转比

频段 (GHz / GHz)	反转比 (下行链路/上行链路)
2 / 2	240 / 221
8 / 7	880 / 749
15 / 13	1600 / 1469
32 / 34	3328 / 3599 3344 / 3599 3360 / 3599

2.2.4 复用

时分复用（TDM）和频分复用（FDM）都被空间研究业务所采用。TDM被深空任务用来将来自装在一个航天器上的不同仪表的数字化数据包放入单独一个数据流中。这种方式便于以一个标准化和自动化的方式传送源数据。对于DRS操作，TDM被用来将指令中继到多个接入航天器并在地面站和该航天器之间提供分离的信道。

DRS操作也采用FDM。指令数据被进行适应调整，并且modulo-2被异步地加入到指令信道伪随机噪声（PN）码（LEO航天器将指令信道PN码用于信号采集）。然后，这个码加上数据被用来对指令信道IF载波进行双相位调制。如果要求测距，用一个长PN码调制测距信道IF载波。测距信道则以RF相位正交模式合并到指令信道上。然后对四相调制器的IF输出进行均衡、频率变换、放大并转到RF合并器装置，在那里，对其他LEO航天器的信号、DRS转发指令信道和导频信息一起无源地形成了一个合成的前向链路信号。这个合成链路最终被转到所选定的发射天线发送给DRS。在DRS，接收的信号被转换成IF、放大、滤波和解复用。传送到不同LEO航天器的信号被转换到适当的频率、放大、并由适当的天线发射到LEO航天器。DRS转发指令信道和导频被进行频率变换并送到DRS空间操作子系统。

返回操作类似于前向链路操作，除了信号流被反向。LEO航天器信号被DRS天线接收、放大、下变频到IF，然后送到返回处理器装置，在那里，它们被与其他LEO航天器接收到的信号、DRS遥测和返回链路导频复用。这个复合返回链路信号被上变频、放大、并被DRS馈电链路天线发射给地球。来自LEO航天器的具有非常高数据速率返回信道的信号不与其他接收到的信号复用。这些信号被转到一个分开的专用返回处理器，在那里它们被上变频和放大，以形成一个专用的返回链路信号，用于传送到接收地球站。

2.2.5 纠错和伪随机噪声编码

纠错编码技术经常被用来改善空间研究通信链路的BER，但是因为这些技术在发射之前将冗余加入到信息中，它们需要增加信号带宽。因为这种编码能够修正传输误码，信号发射功率可以被减少。对于功率受限的航天器，具有采用适度纠错码量来保证更大系统容限的优点。

纠错码可以被用来修正单比特误码或误码突发。必须在对一个特殊误码影响的纠错效率和它们物理实现所需的成本和/或时延之间进行权衡。空间研究业务所使用的基本纠错码是一个比例为1/2，限制长度为7的透明卷积码，很适合于以高斯噪声为主的信道。在航天器的卷积编码和在地面终端的顺序解码增强了总的系统性能，而与调制技术无关。通常添加Reed-Solomon（RS）编码来减少误码概率，而不是减少 E_b/N_0 。被用于很多深空任务的RS码是一个强大的突发误码修正码，它具有一个极低的未检测误码比率。这个码可以单独使用，并且因此在一个突发噪声信道中提供一个极佳的前向纠错，或者此码可以与卷积码串接在一起，以卷积码作为内码，而RS码作为外码。这种配置也可以与间插一起使用。置于RS（外）码和卷积（内）码之间的间插器使在卷积解码输出中出现的任何突发被分散开。

一个伪随机噪声（PN）码系统是一个集成系统，它可以在单独一个已经应用在很多近地和深空任务中的集成波形中同时提供诸如数据传送和测距功能。一个PN编码系统提供对多径干扰信号的抗扰性，甚至当一个航天器任务初始发射阶段期间在非常低的高度所遇到的。窄带干扰源被PN码跟踪接收机去除，而宽带干扰和噪声在窄带信号被相位跟踪接收机解调制时被除去。PN编码系统的另外一个好处是PN调制将发射机功率分散在一个更大的带宽上，保持了在地球表面的功率通量密度处于或低于ITU RR中规定的水平。

因为其支持正向识别并将大量航天器复用通过一个公共信道，PN编码系统被用来支持DRS通信。PN码库的协调允许机构之间协调工作并避免相互干扰。在确定编码库中采用了二种PN码类型，即金码（短码）和最大长度码（长码）。金码是具有低互相关特性的一类编码。这些编码很短，使得可以快速获得信号。金码被用于前向链路指令信道和被要求一条非相干返回链路的航天器传输所使用。最大长度码比金码长相当多，被用来提供好的测距模糊分辨率。

通过比较在地面终端处发射和接收PN码发生器的相对相位，同步前向和返回PN编码提供准确的测距（相干转发）。该系统可以为从地球站到航天器再返回地球站的DRS链路提供多普勒补偿。这保证了由于DRS运动所导致的任何多普勒的影响将不会使总的系统性能劣化或产生偏差。

2.2.6 调制技术

尽管模拟调制技术仍被一些空间研究任务使用，预期数字相位调制（PM）技术使用的迅速增加在将来将完全取代模拟系统。比特率遥测要求少于4 kbit/s的深空任务采用由低遥测数据对一个方波子载波进行的二相调制和一个载波的后续相位调制。一个适当的调制指数形成一个残留载波，它被用于追踪所接收的信号。使用这个技术将数据功率充分地保持在接收机载波跟踪环带宽之外，维持航天器设计简单性，并提供通信链路的可靠性和最优性能。

近地和DRS系统采用不同的相位调制变化形式。近地任务通常对单独一个数据信道采用双相相移键控（BPSK），或者对二个独立信道采用四相相移键控（QPSK），以及对高带宽效率传输采用高斯最小相移键控（GMSK）或8PSK。当可用时，DRS系统被证明是近地任务通信系统的选择。DRS系统除了非平衡QPSK之外还采用伪随机噪声扩频。工作在200 THz以上的系统通常依靠脉冲位置调制（PPM）技术，它允许对发射信号进行直接检测，并消除了对相干接收机的需求。

2.2.7 获得

获得是在一个航天器和地球站之间建立一条允许航天器和地球站之间有不中断数据流的通信链路。对于深空任务、DRS任务、载人近地任务和实时完成的任务，获得是事件通信序列中的一个关键要素。

大多数空间研究通信要求相干操作来提供航天器的重要追踪数据。对于这些操作，必须在获得从航天器到地球站之间的返回链路和后续数据流之前首先获取一条从一个地球站到一个航天器的前向链路。这使得航天器返回载频和PN（测距）码相干相关并锁定到接收到的来自地球站的前向链路信号。DRS操作具有不得不通过DRS发送前向和返回链路信号的额外复杂性。

非相干操作不要求在返回信号开始之前获得前向载波频率和编码。航天器在一个接收地球站的方向上发射与其数据速率相适宜的e.i.r.p.。对航天器本地振荡器频率的事先了解使该地球站（或DRS）能搜索、捕获和锁定到来到信号。单向多普勒建立于接收频率和航天器本地振荡器的容限上。

一个获得顺序的时间长度通常很短，在5-10 s的量级。但是，在能够引起信号丢失或信号载波从载波跟踪环解除锁定的干扰事件期间，在建立信号重新捕获之前可能会有数分钟流逝。

2.2.8 追踪技术

雷达追踪被用在发射操作期间。替代依赖于微弱的回波，很多航天器被设计用来携带进行追踪操作的信标机或收发机。大气衰减通常将雷达追踪操作限制在6 GHz以下。

相干和非相干测距和距离速率追踪提供超过从地面雷达网络可以得到的追踪准确度。范围或距离是通过测量一个无线电信号从一个地球站到一个航天器并返回到该地球站的往返行程时间来确定的。距离速率或速度是通过测量信号频率中的多普勒频移来确定的。在非相干操作中，航天器本地振荡器产生并发射接收地球站已知的一个参考载波频率。在该地球站的一个多普勒提取装置将接收到的频率与一个本地产生的参考频率进行比较来确定多普勒频移。

相干操作提供双向测距和多普勒测量。地球站发射由一个特定测距码所调制的载波频率。航天器接收并相位锁定到所接收的频率，然后产生一个与所接收信号相干的发射载波频率。这个相干频率是基于由空间管理机构或网络所规定的反转比。该航天器产生与所接收测距码同步的一个测距码，并用来调制发射频率。地球站接收并相位锁定到收到的信号，并将其与开始由该地球站发射的参考频率进行比较，以确定多普勒测量。测距是在地球站通过测量单元的以前向测距码发射瞬间和相同单元返回到地球站的接收瞬间之间流逝的时间来确定的。

甚长基线干涉（VLBI）主要被用于天文和大地测量研究。VLBI通过实现天体和地面参考坐标框架来支持深空任务导航。一类银河外无线电源确定了天体坐标框架，地球站坐标表和大地测量模型确定了地面坐标框架，而地球定向表（岁差、章动、UT1、极移）将这二个坐标框架联系在一起。VLBI提供了一种通过准确测量在二个分开很远的地球站接收到的来自银河外无线电源的信号到达时间之差来估计定义参考坐标框架参数的方法。例如，采用多个这样的测量，可以以1 cm的相对位置准确度确定地球站的位置。接近2、8和32 GHz的频率被用于VLBI参考坐标框架的制定。

航天器导航准确度取决于对定义导航坐标系的参数的精确了解。例如，假定地球站位置的一个3米误差可能导致计算出来的在行星土星处一个航天器位置中一个700千米的误差。除了参考框架的制定，被称为差分单向测距（DOR）的一种基于VLBI的技术也被用来直接测量航天器的角位置。角位置测量是对一个视线测距和多普勒测量的一个自然补充。二个或多个地球站轮流观测一个航天器信号和从天体分类中选出的一个角度上接近的银河外无线电源。通过对每个源准确测量延时，并通过了解参考框架参数，可以相对于该天体源确定该航天器的角位置。

测距涉及二个或多个频率的传输，以产生一个具有足够带宽的信号来允许群时延测量（即，一个测距差频，或简单地说，一个差频）。主要和辅助差频是在kHz到MHz的范围。边差频被用于模糊度分辨率。时钟在MHz范围的伪噪声测距系统被用于深空操作。航天器VLBI要求从航天器主载波频率的1/5500至1/400变化的差频间隔，以便可以进行准确的时延测量。对在8 GHz频段中的操作，这导致从1.5 MHz至20 MHz的差频。

DRS 双边测量法测距应答器系统（BRTS）采用位于地球不同区域和每个DRS中的固定应答器提供对DRS轨道参数的精确定义。这种三角测量方法定义了到DRS的距离测量和相对于二个已知位置的DRS位置，并为准确确定每一个在轨DRS的星历表提供追踪数据。

第三章

对空间研究任务的频段考虑

影响空间研究任务特定频率适用性的因素包括任务要求、设备可用性和成本、传播和辐射效应、链路性能和现有的频率划分。不断演进的任务要求和物理效应被用来定义对新空间研究频率划分的要求。

3.1 对任务的考虑

空间研究任务要求各种数据类型来支持指令、遥测和追踪功能。实时音频和视频被要求用于载人任务。这些要求通常被复用到一个单频载波来实现高效的频谱利用。

更高的频率划分通常提供给更宽的带宽划分。更宽的带宽划分提供支持更高数据速率要求、视频通信和使用更复杂编码机制的能力，来有效地减少误码率和对干扰的敏感度。

如果航天器具有一个足够宽的角度分离，频率可以重用。但是，如果它们的轨道特性和传输要求可能会导致干扰，会为航天器要求不同的频率。

精确追踪要求地球-空间和空间-地球追踪信号的频率应该以一个适合的反转比相干相关。这个要求是通过保证前向和返回频率分离介于更高频率的6-10%之间的范围来满足的。

用于有源和无源遥感的频段取决于所探寻关于目标的特性、空间环境、或者在所研究空间中特殊现象的特殊信息。所选定的频段是被物理学确定为对科学调查最佳的那些。带宽决定分辨率和可以得到的精确性。

深空任务要求极长距离上的通信，导致在接收机处非常微弱的信号。因此，深空任务接收机的灵敏度使它们对来自无用辐射的干扰非常敏感。因此，为了避免潜在的干扰，划分给深空研究的频率不应该再划分给近地空间研究活动。对此的例外是星际任务，它们必须工作在包括近地和深空距离的轨迹，例如人类探索行星任务和要求将行星取样送回到地球的任务。这些任务最好工作在37和40 GHz的空间研究频率划分上。

3.2 对设备的考虑

频率相关的设备因素或者直接地影响链路的性能，例如，天线的增益、效率和定向准确性，或者不直接影响链路性能，然而要求在频率选择中予以考虑。对于涉及单独一个天线的同时发射与接收操作，成对的地球—空间和空间—地球频段对于近地需要分开高频的6-7%，对于深空任务则是高频的8-20%。

航天器天线尺寸受限于空间和重量的考虑、对大型非折叠天线的技术开发、和卫星以所要求的精确度对该天线指向的能力。100 MHz至1 GHz频率范围适合于具有宽的或全向天线方向图和窄带宽要求的航天器，和适合于没有天线跟踪设施的简单地球站。在1-10 GHz范围中，航天器天线具有与姿态稳定和波束控制要求兼容的增益。对大型地球站所要求的抛物面和指向准确度也可以在此范围中得到满足，它也适合于宽的频段精确跟踪和通信系统。

空间合格硬件的可用性可能会是在更高频率使用中的一个限制因素。当前，已经为2 GHz频率划分和7/8 GHz频率划分开发出来大部分成熟的空间研究硬件，它们对提供天气宽容链路是必须的。这个设备对于具有低数据速率要求和预算限制的小项目/任务也是有吸引力的，并且已经可用。对于27/32/34 GHz频率划分，硬件正变得成熟，这些频率为近地和深空航天器提供更宽可用带宽的优点。

深空地球站天线通常是大型可操控抛物面天线，极为昂贵，并且因此不经常修建。因此，仅仅有少量大型固定直径天线可以用于深空任务。

3.3 传播和辐射的影响

地球站和空间研究卫星之间的通信链路必须通过地球的大气层，在那里，吸收、降水和散射影响无线电信号的传播，并限制了很多频段的使用。降水，特别是降雨，引起无线电波的吸收和散射，这可能会导致严重的信号衰减。对所有降雨率，比衰减迅速增加到大约100 GHz，之后，衰减率不再作为频率的函数而明显增加。对位于高降雨率地区中的国家，如果要保持一个高质量性能而不在乎不利的天气条件，对适当频率的选择很关键。

分子吸收主要是由大气水蒸气和氧气所造成。在缺少水蒸气时，痕量气体也能对高于70 GHz的频率贡献显著的衰减。水蒸气具有中心在22.235 GHz、183.3 GHz和大约325 GHz处的吸收线。氧气具有从53.5延伸到65.2 GHz的一系列吸收线，以及中心在118.74 GHz的一条孤立的吸收线。在将来，可以期望采用工作在对通过地球大气的无线电信号传输相对透明的频率的地球同步中继站，因此限制了中继站和航天器之间来自地面站的干扰。

一个地球站天线所看到的天空噪声温度是频率、天线仰角和大气条件的一个函数。在大约4 GHz以上，降水可能导致数倍于接收机噪声温度的天空噪声的增加。一个航天器所看到的天空噪声温度主要是由天体所决定，例如月球和行星，它们对大多数空间研究任务提供了背景。具有6 000 K黑体辐射温度的太阳将极大地增加系统噪声温度，因此通常要避免要求一个指向或接近太阳的接收天线的传输。月球和行星的黑体辐射温度范围是从大约50-700 K（地球是290 K）。对于很多近地任务，地球通常将是在一个航天器或DRS天线的主瓣之内，并且对接收系统的总体噪声温度有所贡献。典型航天器的系统噪声温度范围是从600到1 500 K。

在100 MHz以下，空间研究的频谱选项通常不予以考虑，因为电离层的影响、宇宙和人造噪声减弱了该范围中频率的使用。在100 MHz和1 GHz之间的范围，大气吸收很低，而且天气对信号传播具有很少的影响。但是，背景噪声相对很高，随着 $1/f^2$ 而增加，因此，低噪声接收机的使用在此范围中并不提供显著的性能改善。在1到10 GHz频率范围中，天气的影响非常小，特别是在该范围的低端，允许基本天气无关的通信。银河和大气噪声都很低，允许使用低噪声接收机。在10 GHz以上并直到275 GHz，信号通过大气的传播受到高衰减的影响，主要是由于降水和气体吸收。这些条件都对地球-空间通信路径有一个严重的影响。

因为深空任务工作在巨大距离上，对传播速度上充电粒子影响的校准要求同时使用在二个或更多分离很开频段中的相干频率。准确导航取决于借助所接收信号相位和群时延测量对航天器位置和速度的确定。传播的速度影响这些测量，它是沿着传输路径充电粒子存在率的一个函数。这些粒子的影响随着频率的平方成反比变化，因此，更高的频率适合于导航目的。群时延测量所需要的精确度要求在同时使用至少在二个分开频段中的链路，最好频率上相差至少4倍。链路之间的群时延将不同，这个差值可以被用来对每条链路中的时延计算一个适当的修正值。

对于工作在200 THz以上通过一个大气层路径的系统，主要的考虑是散射、折射和大气层扰动。这些影响可以导致对信号的总体衰减、波前相干性的减少和/或对所发射信号方向的改变。

关于通过地球大气层传播对20 THz以上无线电波以及信号影响的更多信息可以在关于无线电波传播的ITU-R P系列建议书中找到。

3.4 对链路性能的考虑

链路可靠性是一个重要的任务要求。关键的操作，例如发射和当航天器的方向不能被保证时的意外操作，要求高可靠性的链路。可靠性是在所有载人任务考虑中至关重要的。2 GHz空间研究划分为空间研究任务提供一个可靠的、天气无关的链路，并被用于这些关键功能。

确定为空间研究通信和追踪链路提供最佳性能的频段取决于在一个链路性能分析中的频率相关传播参数的影响和设备特性。一个方便的链路性能指数是所接收信号功率与噪声功率频谱密度之比 (P_r/N_0)。从链路性能分析得出的信息曲线在确定为所建议的任务条件提供最佳性能的频率范围中有所帮助。关于通信距离、天线特性和发射机功率的不同假设值改变了 P_r/N_0 的绝对值，但不改变曲线的形状。为一个特殊系统提供最高 P_r/N_0 值和传播条件集合的频段被定义为优选频段。

3.5 空间研究业务的频率划分

对空间研究的频段划分是在日内瓦1959年普通无线电行政大会期间发起的，当时为地球和人造地球卫星之间传输的规定划分是定在136-137 MHz和2 290-2 300 MHz频段。在1963年，特别无线电行政大会加强了这二个空间研究频率划分，使它们成为基本的、等同于其他业务、并且在ITU地区2中是专有的。自从那时起，在空间研究技术和通信中的进展和满足不断增长数据要求的需求使得必须要求额外频段划分来满足空间研究业务不断增长的需求。

可以在以下的ITU-R建议书和报告中找到适合于空间研究业务的频段：

- ITU-R SA.363建议书 — 空间操作系统。频率、带宽和保护标准
- ITU-R SA.364建议书 — 载人和无人近地研究卫星的优选频率和带宽
- ITU-R SA.1019建议书 — 数据转发卫星系统的优选频段和发射方向
- ITU-R SA.1344建议书 — 传输空间甚长基线干涉 (VLBI) 数据的优选频带和带宽
- ITU-R SA.1863建议书 — 载人航天飞行中用于紧急情况的无线电通信
- ITU-R SA.2177报告 — 在1-120 GHz频段范围内为深空研究选择频段

对SRS使用的综合表和对应的pfd极限在附件2中给出。

第四章

空间研究保护检验标准和对频率共享的考虑

当频段共同划分给多个业务时，空间研究业务和其他业务之间的频率共享是必要的。系统间的干扰可以根据作为以双方业务名义所完成分析的结果建立的共享条件来消除。为空间研究业务规定了保护检验标准，以在无法得到特定系统数据时帮助进行干扰分析。

4.1 对空间研究干扰的考虑

对空间研究任务的干扰不仅可能导致数据的减少、中断或无法挽回的损失，而且还可能导致导航和控制航天器能力的丧失。这些发生在关键任务阶段期间指令被丢失时，和关键实时遥测被中断时。对测距信道的干扰可能会引起航天器导航中的误差。对无线电科学实验的干扰，即使是低水平的频谱噪声，会使科学数据受到损害，因为干扰改变了被观测的实际信号。如果可以检测到干扰，受到影响的科学数据通常被丢弃。但是，更差的情况是因为损坏的科学数据如同没有干扰那样被用于研究中而使干扰未被检测到。

因为所有空间研究任务共享由ITU划分的相同无线电频率和带宽组，可能有时一个任务受到来自其他任务的干扰。当一个受害地球站接收到来自更接近地球的其他空间研究任务航天器的一个干扰信号时，或者当来自不同任务的航天器位于一个发射/接收地球站或空间-空间中继系统的波束宽度之内时，就可能会发生干扰。干扰配置的轨道动力学决定了干扰的周期和水平。如果一个或双方航天器都相对接近受害地球站，干扰的持续时间可能会是相对短暂。但是，对双方航天器都相对很远的情况，如在深空任务的情况中，干扰可能在传输期间一直持续。

对干扰事件最敏感的设备是载波跟踪环以及深空和很多近地任务所使用的脉泽放大器。锁相环被广泛地用于空间研究通信系统中。一个典型的接收机可以包含多个同步的锁相环，每一个被设计锁定和跟踪一个特定的信号分量。一个强干扰信号的存在往往会引起多个锁相环中的一个或多个与所要求的信号失锁，导致通信中的中断。这样的干扰也可能在需要从所接收信号恢复或产生载波频率的接收机中引起严重问题。干扰可能是瞬时的，由扫过锁相环带宽的干扰信号所引起，或者它可能持续数分钟。当干扰引起与载波锁定的丢失时，在此情景下需要数分钟来重新捕获并锁定于所期望的信号。这个锁定丢失和随后重新捕获所期望信号的时间可能会比干扰持续的时间大得多。在飞越一个地球站的一个近地任务捕获期间的干扰可能会导致该飞越的重大部分丢失。

一个强干扰信号可能会导致接收机锁定到干扰信号而不是所期望的信号。弱到中等水平的干扰，无论是固定还是扫过，可能会引起载波跟踪环静态相位误差和相位抖动的增加。

一个脉泽放大器对干扰的主要敏感性是由于接近该脉泽放大器通带或脉泽放大器空闲频率的强信号所引起。强干扰信号通过使前置放大器饱和并迫使其一个或多个元件进入非线性工作区而影响一个脉泽放大器的工作。这导致增益压缩和谐波、杂波信号以及互调制产物的产生。

由无用辐射引起有害干扰的潜在可能是影响所有业务的一个问题。星载发射机可能会特别关心的潜在有害干扰的一种形式是杂散辐射。杂散辐射是由发射机互调效应产生的信号谐波所引起。它们特别值得关注，是因为可能受到这种辐射影响的频谱很大，而且航天器发射之后通常不可能调整或修改发射机。

采用敏感航天器接收机，特别是用于深空的那些的，其结果是它们对任何类型干扰的敏感性，无论是产生在所划分空间研究频段之内还是之外。在与所划分空间研究频段相邻的一个频段内的一个发射机可能在空间研究频段中产生超过保护检验标准的干扰电平。发射和接收信号的保护频段和频段边缘滤波可以被用来限制来自带外辐射的干扰。但是，通常在ITU RR中没有为保护频段提供规定。

4.2 空间研究业务的保护检验标准

在以下ITU-R建议书中充分给出了空间研究的保护检验标准：

- ITU-R SA.363建议书 — 空间操作系统。频率、带宽和保护标准
- ITU-R SA.609建议书 — 载人和无人近地研究卫星的无线电通信链路的保护标准
- ITU-R SA.1155建议书 — 与数据转发卫星系统操作相关的保护标准
- ITU-R SA.1157建议书 — 太空研究的保护标准
- ITU-R SA.1396建议书 — 37-38和40-40.5 GHz频段空间研究业务的保护标准
- ITU-R SA.1743建议书 — 由其它无线电源发射和辐射干扰产生的、空间研究和空间操作业务无线电通信链路的最大容许衰减

在任何干扰/共享研究中要参阅这些建议书。

4.3 空间研究业务的共享考虑

出于很多原因，其他业务和空间研究业务之间的共享是复杂的。主要原因是干扰环境的动态属性。航天器相对于相互之间和地球表面的移动导致不断改变的因素，例如天线耦合和接收功率电平。相对移动及其导致通信链路中产生的变化的范围从很小到巨大，并且会对干扰的水平、持续时间和概率有重大的影响。

其次，近地和深空通信系统特性变化广泛，并且取决于很多因素，例如任务要求、轨道特性、航天器的复杂程度和预算限制。

对于近地任务，地面发射机的分散与集中在干扰考虑中是一个重要因素，并且取决于航天器的高度和轨道特性，在共享环境中可以有一个非常明显的影响。这些考虑的结果是，对涉及近地空间研究任务干扰和共享的确定通常基于考虑了移动航天器动力学的统计分析。能够处理变量和通信特性多样性的复杂计算机程序当前被空间研究业务界用来准确地为与其他业务共享频段使用评估潜在的可能。

ITU-R SA.1016建议书涉及了在深空研究站与其他业务站之间频率共享的可行性。

现有很多ITU-R建议书定义在接近2 GHz处的共享场景。ITU-R SA.1273建议书确立了在2 200-2 290 MHz频段中在地球表面由来自工作在空间-地球方向上的一个空间站辐射所产生的最大功率通量密度极限，包括DRS到LEO航天器链路。伴随的ITU-R SA.1274建议书建议了一个汇聚干扰功率密度水平，以保护DRS至LEO航天器链路。对在DRS至LEO航天器链路和移动系统之间共享2 GHz频段的规定是在ITU-R SA.1154建议书中。ITU-R F.1248建议书设定了关于由固定业务站在DRS方向上辐射

的有效全向辐射功率和频谱密度的实际极限，而ITU-R SA.1275建议书确定了要被保护不受在此频段中来自固定业务辐射影响的DRS轨道位置。

在频段25.25-27.5 GHz中，从空间研究LEO航天器进入GSO-FSS卫星的干扰是不太可能的，因为来自空间研究航天器的e.i.r.p.明显低于发射FSS地球站。从FSS地球站进入一个DRS的干扰是可能的。因为一个DRS追踪一个航天器，该DRS和FSS地球站天线之间的耦合可能导致对DRS接收机的有害干扰。尽管在此频率的天线波束相对狭窄，在一个DRS所看到的位于地球边缘的地球站可能发生的干扰可能持续一个相当长的时间。ITU-R F.1249建议书设定了关于由固定业务站在DRS方向上辐射的e.i.r.p.和频谱密度的实际极限。ITU-R SA.1276建议书确定了需要被保护不受干扰的DRS轨道位置。

ITU-R SA.1862建议书涉及了有效使用25.5-27.0 GHz频段的导则，而ITU-R SA.1626建议书涉及了在14.8-15.0 GHz频段中共享的可行性。ITU-R SA.1810建议书涉及了对工作在8 025-8 400 MHz频段中的地球探索卫星的导则，而ITU-R SA.1629建议书涉及了在257-262 MHz频段中指令链路的共享。

4.3.1 来自空间研究地球站的干扰

从空间研究地球站进入非GSO航天器的干扰是一个取决于时变特性的动态情形。这些特性包括一个受害航天器用在一个地球站天线波束上的时间、发射地球站在追踪和与一个空间研究航天器通信时的定向特性、以及当受害航天器采用方向性天线时该航天器天线的定向特性。诸如工作频率、天线类型、尺寸、波束宽度等因素是用来确定进入受害航天器接收机的干扰功率的持续时间和水平的附加考虑。

从空间研究地球站进入地面固定和移动站的干扰受RR中的规定所控制。**第9条**规定了与其他管理部门进行协调或得到其同意的程序，而**第21条**涉及陆地和空间业务共享1 GHz以上频段。**附录7**提供了确定围绕一个地球站在介于由空间和地面无线电通信业务共享的100 MHz和105 GHz之间频段中协调区域的方法。

适当的GSO轨道间距、窄的天线波束宽度和指定方向消除了DRS地球-空间链路和其他GSO卫星之间的任何干扰。RR的**附录8**给出了确定在共享相同频段的地球同步卫星网络之间是否需要协调的计算方法。RR的**第21条**限制了地球站的e.i.r.p.水平，包括那些由DRS系统所使用的，它们保护了固定和移动系统。

4.3.2 进入空间研究航天器的干扰

工作在低地球轨道的空间研究航天器通常可能接收不到来自固定或移动卫星业务中GSO卫星的干扰，这是因为与空间研究航天器和GSO卫星之间大得多的距离相比，空间研究航天器和其地球站之间的距离较短，以及因为空间研究地球站更高的e.i.r.p.和所有所涉及天线的方向性。但是，对这样的空间研究航天器存在着接收到来自固定或移动卫星业务中非GSO卫星系统干扰的潜在可能。但是，工作中高度或距离GSO卫星更近的更高地球轨道的空间研究航天器可能会接收到来自固定或移动卫星业务卫星的无法接受的干扰。发射卫星的数量和接近程度可能会一起构成对一个接收空间研究航天器的干扰源。

对于工作在地球同步轨道以外很远或在深空距离的空间研究航天器，不考虑来自固定或移动卫星业务的干扰。

RR第9和21条的规定控制了从地球站进入空间研究航天器的干扰。确实存在来自固定系统干扰的潜在可能。考虑到干扰情形的动态性、固定系统的部署、以及应用于发射地球站的定向限制，干扰的水平应该最小。对点对多点固定业务系统应用的增长可能会对与空间研究业务共享有一个严重的影响。

4.3.3 来自空间研究航天器的干扰

进入地面站的干扰通常通过制定适用于空间研究航天器的适当功率通量密度限制来控制。这些功率通量密度限制在RR的第21条中给出。在137-138 MHz、143.6-143.65 MHz和400.15-401 MHz频段，没有功率通量密度限制。空间研究航天器采用全向天线对着相对较大的并且比由固定和移动业务所采用的天线具有更高增益的接收地球站天线进行发射。在各自天线中的差分增益和固定/移动发射与接收天线相互之间靠近使得在任何空间研究传输期间可能发生的潜在干扰最小，特别是在地球的边缘。

进入气象卫星业务地球站的任何干扰的水平 and 持续时间通过它们使用巨大的天线、与它们对追踪的要求和空间研究与气象卫星地球站的空间部署而被显著减少。

由于天线旁瓣耦合，预期没有干扰从DRS空间-地球链路进入GSO固定卫星业务（FSS）系统（地球—空间）链路。与一个DRS相对位置的GSO-FSS卫星也将因为距离和天线耦合因素而不会受到有害干扰。诸如窄带天线波束和耦合、一个移动卫星接近其发射地面站以及干扰情形的轨道动态这样的因素将导致很少甚至没有有害干扰从DRS空间—地球链路进入移动卫星。

从DRS空间—地球链路进入FSS地球站的干扰被通过诸如适当的空间分离、大型地球站天线的旁瓣耦合和极化而被消除。如果需要，将遵照在RR附录8中所提供的方法进行协调。与移动卫星地球站对追踪LEO航天器的要求相关的动力学也会消除来自DRS空间—地球站辐射的干扰。

4.3.4 进入空间研究地球站的干扰

从在137-138 MHz频段中的移动卫星业务操作进入空间研究地球站的干扰受到RR第9条中协调的控制。1 GHz以下适当的部署和站点屏蔽可以被用来保护空间研究地球站站点并减小对与固定和移动发射机协调的需求。1 GHz以上，适用RR的第21条。确定在由空间和地面通信业务共享的100 MHz和105 MHz之间频段中围绕一个地球站的协调区域的方法在RR的附录7中给出。

由于它们接近地球表面、它们系统的密度和可能工作在该频段内的系统数量，来自LEO移动卫星的干扰可能会是对DRS空间—地球链路的一个干扰源。如果ITU-R SA.1155建议书中的DRS地球站保护检验标准被超过时，确实会存在来自固定和移动站干扰的潜在可能。对于这些情况，协调可能是必须的，正如RR附录7中所描述。

4.3.5 ITU对无用辐射的限制

ITU-R在二个分开的区域规定了无用辐射。在必要带宽之外的是带外区域；更远的区域是杂散辐射区域。ITU-R SM.1539建议书定义了边界区域。通常，边界是必要带宽的250%，但是存在一些例外。

无线电规则**第3.8款**规定，涉及到带外辐射，发射站应该最大可能限度地满足最新的ITU-R建议书。用于空间业务的带外辐射掩膜定义在ITU-R SM.1541建议书的附件5中。但是，当前没有适用于工作在空间-空间链路的空间业务的ITU带外辐射掩膜。

无线电规则**第3.7条**规定，发射站应该符合在RR**附录3**中所规定的最大允许杂散辐射功率电平。**附录3**的表 II 显示出，对于空间业务，在杂散辐射区域中的峰值衰减是 $43 + 10 \log P$ ，或者60 dBc，取宽松的那个。 P 被定义为提供给天线发射线路的功率（瓦）。

附件 1

与空间研究业务相关的ITU-R建议书和报告

ITU-R建议书

SA.363	空间操作系统。频率、带宽和保护标准
SA.364	载人和无人近地研究卫星的优选频率和带宽
SA.509	用于包括协调程序在内的干扰计算的空间研究地球站和射电天文天线辐射方向图
SA.510	空间研究业务与14和15 GHz频段附近其它业务频率共用的可行性 - 卫星数据转发系统的潜在干扰
SA.609	载人和无人近地研究卫星的无线电通信链路的保护标准
SA.1014	载人和无人太空研究的通信要求
SA.1015	太空研究的带宽要求
SA.1016	与太空研究相关的共用考虑
SA.1018	对地静止轨道和低地球轨道用户航空器中含有数据转发卫星系统的假设参考系统
SA.1019	数据转发卫星系统的优选频段和发射方向
SA.1154	保护空间研究（SR）、空间操作（SO）和地球探测卫星业务（EESS）并促进在2 025-2 110和2 200-2 290 MHz频段与移动业务共用的规定
SA.1155	与数据转发卫星系统操作相关的保护标准
SA.1157	太空研究的保护标准
SA.1274	为促进与固定业务在2 025-2 110 MHz和2 200-2 290 MHz频段共用的数据转发卫星网络标准
SA.1275	应免受在2 200-2 290 MHz工作的固定业务系统发射影响的数据转发卫星轨道位置
SA.1276	应免受在25.25-27.5 GHz工作的固定业务系统发射影响的数据转发卫星轨道位置
SA.1344	在现有空间研究业务（SRS）划分中传输空间甚长基线干涉（VLBI）数据的优选频带和带宽
SA.1345	预测空间研究和射电天文学大型天线辐射方向图的方法
SA.1396	37-38和40-40.5 GHz频段空间研究业务的保护标准
SA.1414	数据转发卫星系统的特性

- SA.1415 25.25-27.5 GHz频段卫星间业务系统的共用
- RS.1449 卫星固定业务（FSS）（空对地）与卫星地球探测（无源）和空间研究业务（无源）在18.6-18.8 GHz频段共用的可行性
- SA.1626 空间研究业务（空对地）与固定业务和移动业务之在
14.8-15.35 GHz频段共用的可行性
- SA.1629 257-262 MHz频段空间研究和空间移动业务与固定、移动和卫星移动业务之间指令链路的共用
- SA.1742 运行在空对地方向283 THz左右的星际和外层空间系统的技术和运行特性
- SA.1743 由其它无线电源发射和辐射干扰产生的、空间研究和空间操作业务无线电通信链路的最大容许衰减
- SA.1805 在354和366 THz附近运行的空对空电信系统的技术和操作特性
- SA.1810 在8 025-8 400 MHz频段运行的地球探测卫星系统的设计指南
- SA.1811 涉及31.8-32.3 GHz和37.0-38.0 GHz频段内大量分布式干扰条目的、用于兼容性分析的大孔径空间研究业务地球站基准天线方向图
- SA.1862 卫星地球探测业务（空对地）和空间研究业务（空对地）有效利用25.5-27.0 GHz频段的指南
- SA.1863 载人航天飞行中用于紧急情况的无线电通信
- SA.1882 在22.55-23.15 GHz频段内使用的空间研究业务（地对空）系统的技术和操作特性

ITU-R报告

- SA.2065 对空间VLBI遥测链路的保护
- SA.2066 计算低轨卫星可见度统计数据的手段
- SA.2067 空间研究业务和卫星固定业务对13.75至14.0 GHz频段的使用
- SA.2098 涉及大量分布或干扰源兼容性分析的大孔径空间研究业务地球站
- SA.2132 空间VLBI系统的通信特性和要求
- SA.2162 410-420 MHz频段内空间研究业务舱外活动（EVA）链路和固定和移动业务链路的共用条件
- SA.2166 空间研究和射电天文所用大型天线辐射方向图示例
- SA.2167 影响空间研究业务深空（空对地）电信链路频段选择的因素
- SA.2177 在1-120 GHz频段范围内为深空研究选择频段
- SA.2183 空间研究业务链路性能的计算方法
- SA.2190 37-38 GHz频段内移动业务（航空）与空间研究业务（空对地）之间的兼容性研究
- SA.2191 根据22.55-23.15 GHz频段内潜在的新SRS划分操作的SRS未来任务的频谱需求
- SA.2192 22.55-23.55 GHz频段内空间研究业务（地对空）与星间业务non-GSO至non-GSO系统之间的兼容
- SA.2193 22.55-23.15 GHz频段内空间研究业务（地对空）与固定、移动和星间业务（除HIBLEO-2之外）的系统之间的兼容

附件 2

SRS使用和对应的pfd极限表

频率		使用 SRS = 非特定 s-E = 空间-地球 E-s = 地球-空间 s-s = 空间-空间 ds = 深空	对水平面上到达角 (θ) 的功率通量密度极限 (dBW/m ²) ⁽¹⁾			参考带宽
			$0^\circ \leq \theta \leq 5^\circ$	$5^\circ < \theta \leq 25^\circ$	$25^\circ < \theta \leq 90^\circ$	
2 501-2 502	kHz	SRS				
5 003-5 005	kHz	SRS				
10 003-10 005	kHz	SRS				
15 005-15 010	kHz	SRS				
18 052-18 068	kHz	SRS				
19 990-19 995	kHz	SRS				
25 005-25 010	kHz	SRS				
30.005-30.01	MHz	SRS				
39.986-40.02	MHz	SRS				
40.98-41.015	MHz	SRS				
137-138	MHz	s-E				
138-143.6	MHz	s-E				
143.6-143.65	MHz	s-E				
143.65-144	MHz	s-E				
400.15-401	MHz	s-E				
410-420	MHz	s-s				
1 215-1 300	MHz	有源遥感				
2 025-2 110	MHz	E-s, s-s	-154	$-154 + 0.5 (\theta - 5)$	-144	4 kHz
2 110-2 120	MHz	ds, E-s				
2 200-2 290	MHz	s-E, s-s	-154	$-154 + 0.5 (\theta - 5)$	-144	4 kHz
2 290-2 300	MHz	ds, s-E	-154	$-154 + 0.5 (\theta - 5)$	-144	4 kHz
3 100-3 300	MHz	有源遥感				
5 250-5 570	MHz	SRS				
5 650-5 670	MHz	ds				
5 670-5 725	MHz	ds	-152	$-152 + 0.5 (\theta - 5)$	-142	4 kHz
7 145-7 190	MHz	ds, E-s				
7 190-7 235	MHz	E-s				
8 400-8 450	MHz	ds, s-E	-150	$-150 + 0.5 (\theta - 5)$	-140	4 kHz

频率		使用 SRS = 非特定 s-E = 空间-地球 E-s = 地球-空间 s-s = 空间-空间 ds = 深空	对水平面以上到达角 (θ) 的功率通量密度极限 (dBW/m ²) ⁽¹⁾			参考带宽
			$0^\circ \leq \theta \leq 5^\circ$	$5^\circ < \theta \leq 25^\circ$	$25^\circ < \theta \leq 90^\circ$	
8 450-8 500	MHz	s-E	-150	$-150 + 0.5 (\theta - 5)$	-140	4 kHz
8 550-8 650	MHz	有源遥感				
9 300-9 800	MHz	有源遥感				
9 800-9 900	MHz	有源遥感				
12.75-13.25	GHz	ds, s-E				
13.25-13.4	GHz	有源遥感				
13.4-14.3	GHz	有源遥感				
14.4-14.47	GHz	s-E				
14.5-15.35	GHz	SRS				
16.6-17.1	GHz	ds, E-s				
17.2-17.3	GHz	有源遥感				
22.55-23.55	GHz	s-s	-115	$-115 + 0.5 (\theta - 5)$	-105	1 MHz
22.55-23.15	GHz	E-s				
25.25-27.5	GHz	s-s	-115	$-115 + 0.5 (\theta - 5)$	-105	1 MHz
25.5-27	GHz	s-E	-115	$-115 + 0.5 (\theta - 5)$	-105	1 MHz
31-31.3	GHz	SRS	-115	$-115 + 0.5 (\theta - 5)$	-105	1 MHz
31.8-32.3	GHz	ds, s-E	-120	$-120 + 0.75 (\theta - 5)$	-105	1 MHz
34.2-34.7	GHz	ds, E-s				
34.7-35.2	GHz	SRS	-115	$-115 + 0.5 (\theta - 5)$	-105	1 MHz
35.5-36	GHz	有源遥感				
37-38	GHz	s-E, NGSO	-120	$-120 + 0.75 (\theta - 5)$	-105	1 MHz
37-38 ⁽²⁾	GHz	ds, s-E, NGSO	-115	$-115 + 0.5 (\theta - 5)$	-105	1 MHz
37-38	GHz	s-E, GSO	-125	$-125 + (\theta - 5)$	-105	1 MHz
40-40.5	GHz	E-s				
65-66	GHz	SRS				
74-84	GHz	s-E				
94-94.1	GHz	有源遥感				

⁽¹⁾ 空项表示该值不可用。

⁽²⁾ 根据ITU RR脚注**21.16.10**，此放宽的pfd极限适用于深空任务的发射和近地操作阶段，它们是非地球同步SRS系统的一部分。

国际电信联盟
销售与市场部
Place des Nations
CH-1211 Geneva 20
Switzerland
传真: +41 22 730 5194
电话: +41 22 730 6141
电子邮件: sales@itu.int
网站: www.itu.int/publications



瑞士印刷
2015年, 日内瓦

图片鸣谢: Shutterstock