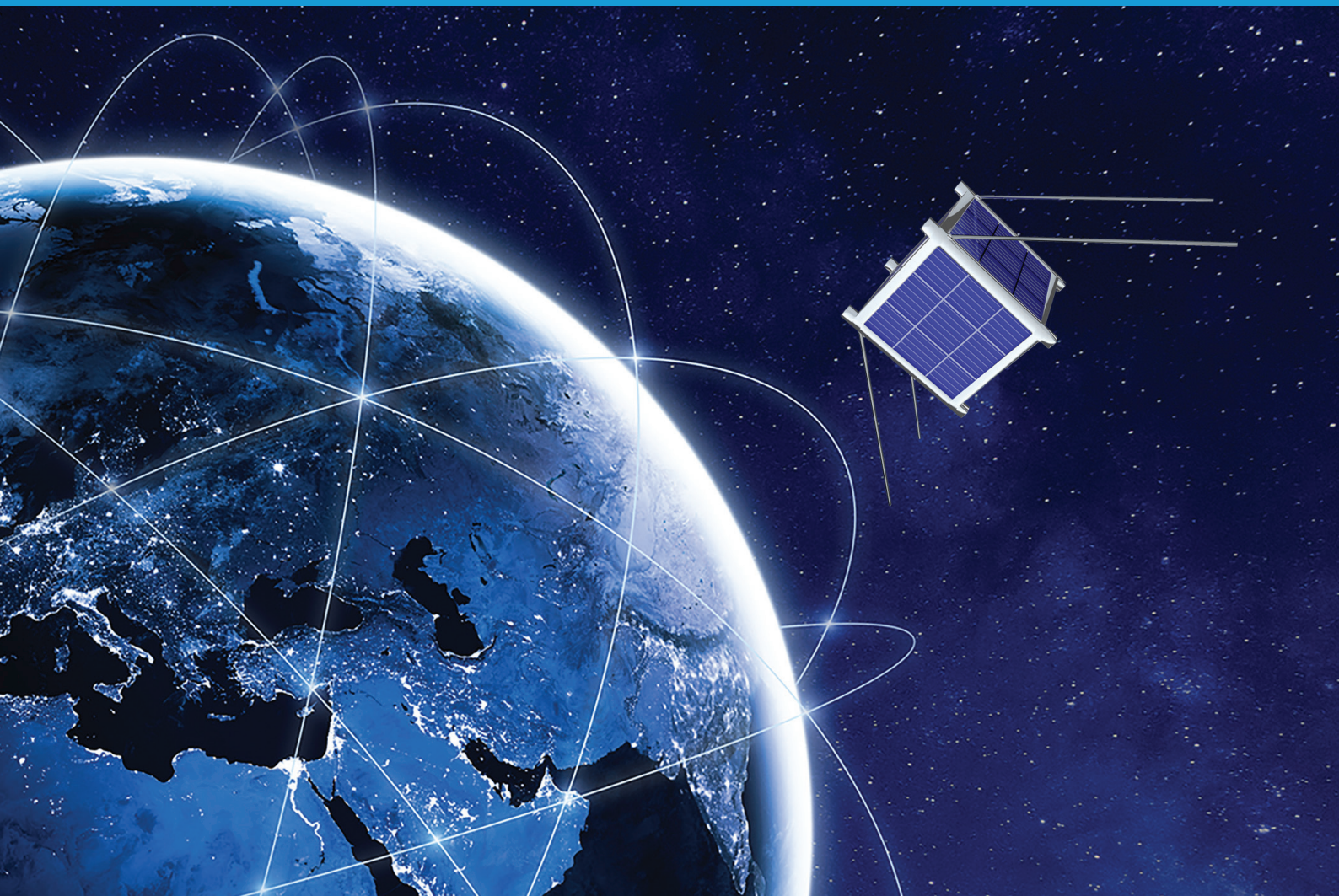


Manual sobre satélites pequeños

Edición de 2023



Manual

sobre

satélites pequeños

Edición de 2023
UIT-R



Prefacio

El Manual del UIT-R sobre satélites pequeños se ha elaborado sobre la base de la Resolución UIT-R 68 "Mejora de la difusión de los conocimientos relativos a los procedimientos reglamentarios aplicables a los satélites pequeños, nanosatélites y picosatélites inclusive". La utilización de la tecnología de satélites pequeños constituye una herramienta cada vez más eficaz para diversas aplicaciones, funciones y capacidades susceptibles de resultar trascendentales para satisfacer la necesidad de prestar servicios sin fisuras a escala mundial. Esa tendencia en la adopción de la citada tecnología relativa a satélites pequeños "democratiza" el espacio para todas las naciones con independencia de su situación económica y facilita a las mismas el cumplimiento de los objetivos de desarrollo sostenible de las Naciones Unidas. Habida cuenta de ello, el presente Manual tiene por objeto fomentar el desarrollo de satélites pequeños de manera eficaz y satisfacer mejor las necesidades de los miembros y del sector de las comunicaciones por satélite en su conjunto.

La Oficina publicó la Carta Circular 4/LCCE/130 el 29 de abril de 2021, en la que se invita a los Miembros del UIT-R, en particular, a presentar propuestas para elaborar un Manual del UIT-R sobre pequeños satélites, con el fin de promover la cooperación internacional, aumentar la concienciación, facilitar la orientación en materia de reglamentación y fomentar la asistencia técnica y las operaciones sin interferencia. A este respecto, y habida cuenta de que la elaboración de este Manual del UIT-R sobre pequeños satélites podía beneficiarse en gran medida de la presentación de propuestas no sólo de los Estados Miembros de la UIT, los Miembros del Sector de Radiocomunicaciones, los Asociados del UIT-R que participan en los trabajos de la Comisión de Estudio 4 de Radiocomunicaciones y las instituciones académicas de la UIT, sino también de otras organizaciones y entidades que no son miembros del UIT-R, cabe destacar las disposiciones de la Resolución UIT-R 9-6 "Coordinación y colaboración con otras organizaciones interesadas, en particular la ISO, la CEI y el CISPR".

Por otro lado, la Oficina puso en marcha una página web relativa al "Manual sobre satélites pequeños" a fin de facilitar la presentación de propuestas y proporcionar información pormenorizada sobre los trabajos en curso, resoluciones, informes y documentos conexos, e información de contacto, entre otra información pertinente sobre la elaboración del citado Manual del UIT-R sobre satélites pequeños.

El presente Manual se elaboró en el marco del Grupo de Trabajo 4A (GT 4A) del UIT-R de la Comisión de Estudio 4 (CE 4), Grupo encargado de esa labor.

Esta primera edición del Manual sobre satélites pequeños es fruto de la satisfactoria colaboración internacional entre profesionales altamente calificados y expertos en satélites pequeños y su correspondiente normativa. En los nueve capítulos y dos anexos de los que consta se describen pormenorizadamente la tecnología, los elementos normativos y determinadas prácticas sobre satélites pequeños.

En el Capítulo 1 se destaca el objetivo del Manual y se proporciona una breve introducción sobre los sistemas de satélites pequeños, incluida la clasificación de los mismos con arreglo a su masa.

En el Capítulo 2 se describen las características de los segmentos espacial y terreno de los sistemas de satélites pequeños, así como los tipos de órbita en los que suelen desplegarse.

En el Capítulo 3 se abordan los procedimientos de reglamentación radioeléctrica de la UIT relacionados con los satélites pequeños. En primer lugar, se facilita una breve introducción sobre la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) y los principios fundamentales que rigen la utilización del espectro de radiofrecuencias. También se describen los procedimientos de reglamentación de la UIT aplicables a los sistemas de satélites no geoestacionarios (no OSG), con independencia de que estén sujetos a coordinación, así como diversos procesos de notificación en la UIT, el correspondiente examen de notificaciones y la ulterior aplicación de la puesta en servicio de asignaciones de frecuencias. En este capítulo se abordan asimismo las decisiones de la Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones (CMR) relativas a asuntos reglamentarios sobre pequeños satélites y se destacan los posibles retos que pueden afrontar los operadores de satélites pequeños.

En el Capítulo 4 se describen los servicios y el espectro de radiofrecuencias adecuados para el funcionamiento de satélites pequeños, en particular el servicio de operaciones espaciales, el servicio

de aficionados por satélite, el servicio de exploración de la Tierra por satélite, el servicio de meteorología, el servicio de investigación espacial, el servicio fijo por satélite y el servicio móvil por satélite.

En el Capítulo 5 se ofrece una visión general del amplio conjunto de misiones que pueden llevarse a cabo con satélites pequeños, incluidas misiones científicas, educativas, experimentales, de aficionados por satélite y comerciales. Este capítulo también profundiza en las misiones relacionadas con la Luna, la exploración interplanetaria y del espacio lejano, y las misiones de breve duración.

En el Capítulo 6 se hace hincapié en la importancia que reviste la inscripción de los objetos espaciales como aspecto primordial de la responsabilidad de las misiones por satélite, tanto a escala nacional como internacional.

En el Capítulo 7 se ofrece una visión general de las capacidades y los aspectos actuales en relación con los vehículos de lanzamiento de satélites pequeños. El capítulo abarca un análisis de varios tipos de vehículos de lanzamiento, así como de los correspondientes servicios de lanzamiento múltiple.

En el Capítulo 8 se aborda la reducción de residuos espaciales y se destacan las directrices aplicables a la planificación de misiones y a la explotación de vehículos espaciales y etapas orbitales de nuevo diseño y, en su caso, de los existentes.

En el Capítulo 9 se proporcionan varios ejemplos de sistemas de satélites pequeños relacionados con misiones de índole diversa, en particular misiones científicas, educativas, experimentales, de aficionados por satélite y comerciales. El capítulo también aborda varios proyectos y misiones a escala nacional.

En el Anexo A figuran las abreviaturas utilizadas en este Manual.

En el Anexo B se enumeran las referencias que pueden consultarse para ampliar información.

Este Manual, junto con otras publicaciones pertinentes de la UIT, constituye un recurso útil y una herramienta práctica para brindar apoyo a los países en sus esfuerzos por desarrollar y modernizar sus capacidades en materia de satélites pequeños y mejorar la calidad de los servicios espaciales que prestan.

Prólogo

La elaboración de este Manual del UIT-R sobre satélites pequeños constituye una importante contribución a los esfuerzos conjuntos de la Unión para difundir información, aumentar la concienciación y fomentar la cooperación internacional de todos los Estados Miembros, entidades y organizaciones de la UIT en relación con sus prácticas y aplicaciones actuales. Este Manual también es primordial para fomentar la adopción de tecnologías sobre satélites pequeños a escala mundial.

El Sr. Ali R. Ebadi, experto técnico clave en el desarrollo de sistemas de satélites de Malasia con más de 30 años de experiencia en el sector de las comunicaciones por satélite, coordinó la elaboración de este manual. Llevó a cabo una encomiable labor de síntesis de conocimientos colectivos sobre este interesante y complejo tema. Ello se refleja en esta publicación, de lectura amena y gran utilidad para administraciones y nuevos operadores, al proporcionar información sobre los servicios espaciales pertinentes con atribuciones de espectro de radiofrecuencias, los tipos de satélites pequeños, las características de los segmentos espacial y terreno, los tipos de misiones, la inscripción de objetos espaciales y aspectos sobre el lanzamiento, así como la reducción de residuos espaciales.

Este Manual del UIT-R sobre satélites pequeños debe considerarse un documento dinámico que se actualizará a tenor de la evolución de las nuevas tecnologías y sus aplicaciones, así como la de la reglamentación y los procedimientos relacionados con la utilización del espectro de radiofrecuencias y las órbitas de los satélites.

Deseo manifestar mi profundo agradecimiento al Sr. Ali R. Ebadi y a todas las personas que han contribuido a la elaboración de este magnífico manual, que encarna la dedicación y los conocimientos especializados de todas ellas. Confío plenamente en que este exhaustivo recurso constituya un instrumento fundamental para tener una comprensión más cabal de los satélites pequeños, incluida su utilización, y contribuir ampliamente al desarrollo del sector de las comunicaciones por satélite a escala mundial.

Mario Maniewicz

Director de la Oficina de Radiocomunicaciones (BR)

Agradecimientos

Deseamos manifestar nuestro agradecimiento a todos los Estados Miembros de la UIT, Miembros de Sector y empresas que facilitaron la elaboración del presente manual por sus contribuciones y su participación en las reuniones del GT 4A.

También expresamos nuestro sincero agradecimiento al Sr. Victor Strelets, presidente de la Comisión de Estudio 4 del UIT-R, por el apoyo que me brindó como editor de este manual y por la confianza que depositó en mí a tal efecto. Deseamos reconocer especialmente la labor del Sr. Jack Wengryniuk, presidente del Grupo de Trabajo 4A del UIT-R (GT 4A) y del Sr. Nelson Malaguti, consejero del GT 4A, por su útil orientación y apoyo en el marco de las reuniones del GT 4A.

Nuestro agradecimiento se extiende asimismo a la Sra. Ellie Xiuqi Wang y a sus colegas de la Oficina de Radiocomunicaciones de la UIT por su ardua labor y útiles contribuciones para elaborar varias secciones del manual, en particular las relativas a la reglamentación.

Por otro lado, deseamos elogiar la diligente e ininterrumpida labor de la Sra. Geetha Remy Vincent, mi colega en MEASAT, desde el inicio del proyecto para garantizar que el proyecto de manual se ajustara a las rigurosas normas y calidad de la UIT.

También manifestamos nuestro agradecimiento a MEASAT Satellite Systems Sdn. Bhd. por su apoyo a mi colaboración con la UIT al elaborar el presente manual.

Deseamos aprovechar la ocasión para reconocer asimismo la gran cantidad de contribuciones voluntarias, la pormenorizada colaboración y la diligente labor de las organizaciones y administraciones que se enumeran a continuación (por orden alfabético):

- Administración de Arabia Saudita (Reino de)
- Administración de Brasil
- Administración de China (República Popular de)
- Administración de Emiratos Árabes Unidos
- Administración de Estados Unidos de América
- Airbus Defence and Space
- Arianespace
- Astranis Space Technologies
- Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd. (CGSTL)
- Corporación Industrial de la Gran Muralla China
- Agencia Espacial Europea
- Unión Internacional de Telecomunicaciones
- Unión Internacional de Radioaficionados (IARU)
- Consorcio de la Universidad Japonesa de Ingeniería Espacial (UNISEC)
- MEASAT Satellite Systems Sdn. Bhd.
- OneWeb
- Tecnologías de exploración espacial - Space X
- Oficina de Asuntos del Espacio Ultraterrestre de las Naciones Unidas (UNOOSA)
- Instituto Von Karman de Dinámica de Fluidos de Bélgica

Por último, deseamos agradecer la contribución de otras personas a la elaboración del presente manual a través de su participación en reuniones y formulación de consejos y observaciones de gran utilidad.

Dr Ali R Ebadi

CPEng, CEng, MIEM, MIET

MIEAust, NER APEC Ingeniero IntPE(Aus)

MEASAT Satellite Systems Sdn. Bhd

Editor del Manual sobre satélites pequeños del UIT-R

ÍNDICE

Página

Prólogo	v
Agradecimientos.....	vi
CAPÍTULO 1	1
1 Introducción	1
1.1 Finalidad del presente manual.....	2
1.2 Definición de términos clave utilizados en el presente manual	3
1.3 Visión retrospectiva sobre los satélites pequeños	3
1.4 Tipos de satélites pequeños.....	4
1.5 Ingeniería de sistemas para satélites pequeños	5
CAPÍTULO 2	7
2 Características de los sistemas de satélites pequeños.....	7
2.1 Segmento espacial.....	7
2.2 Segmento terreno	8
2.3 Tipos de órbitas.....	10
CAPÍTULO 3	16
3 Procedimientos sobre reglamentación de radiocomunicaciones para satélites pequeños	16
3.1 Breve presentación de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT)	16
3.2 Atribución de frecuencias	20
3.3 Principios generales sobre utilización de los recursos de espectro y orbitales	21
3.4 Redes de satélites sujetas a coordinación.....	23
3.5 Conjunto de procedimientos reglamentarios de la UIT	23
3.6 Falta de conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias (número 4.4 del RR)	85
3.7 Puesta en servicio de asignaciones de frecuencias notificadas	85
3.8 Suspensión de una asignación inscrita	90
3.9 Decisiones de la CMR relacionadas con asuntos reglamentarios sobre satélites no OSG.....	91
3.10 Retos en materia de reglamentación sobre satélites pequeños.....	95
CAPÍTULO 4	99
4 Tipos de servicios y espectro	99
4.1 Servicio de operaciones espaciales	100
4.2 Servicio de aficionados por satélite	102
4.3 Servicio de exploración de la Tierra por satélite.....	103
4.4 Servicio de meteorología por satélite.....	104

4.5	Servicio de investigación espacial	104
4.6	Servicio fijo por satélite y servicio móvil por satélite.....	105
4.7	Otros servicios	105
CAPÍTULO 5		106
5	Tipos de misiones.....	106
5.1	Misiones científicas	106
5.2	Misiones didácticas	107
5.3	Misiones experimentales.....	108
5.4	Misiones de aficionados por satélite	109
5.5	Misiones comerciales.....	110
5.6	Misiones lunares, interplanetarias o al espacio lejano	111
5.7	Misiones de breve duración	112
CAPÍTULO 6		113
6	Inscripción de objetos espaciales	113
CAPÍTULO 7		115
7	Aspectos relativos al lanzamiento	115
7.1	Servicios de lanzamiento de Arianespace	117
7.2	Servicios de lanzamiento de China Great Wall Industry Corporation (CGWIC)	125
7.3	Programa de lanzamientos colectivos de SpaceX.....	130
CAPÍTULO 8		133
8	Disminución de residuos espaciales	133
CAPÍTULO 9		136
9	Ejemplos de redes o sistemas de satélites pequeños	136
9.1	Misiones científicas	136
9.2	Misiones didácticas	153
9.3	Misiones experimentales.....	158
9.4	Misiones de radioaficionados por satélite	183
9.5	Misiones comerciales mediante satélites pequeños en órbita GEO	186
9.6	Misiones terrestres, lunares, interplanetarias o en el espacio lejano.....	199
9.7	Prácticas para misiones de corta duración	201
9.8	Otras misiones conjuntas y casos relativos a países.....	202
ANEXO A – Lista de acrónimos		205
ANEXO B – Lista de referencias		209
B.1	Publicaciones y referencias de la UIT.....	209
B.2	Publicaciones y referencias externas.....	209

CAPÍTULO 1

1 Introducción

El lanzamiento del Sputnik 1, primer satélite artificial "pequeño" de la Tierra, propició el comienzo de la carrera espacial en 1957. A lo largo de los siguientes decenios se desarrollaron satélites cada vez mayores con objeto de prestar servicios fiables desde el espacio por largos períodos de tiempo. Desde entonces, a raíz del aumento de demanda de espectro de radiofrecuencias y utilización de la órbita de satélites, y del fomento ininterrumpido de los avances tecnológicos y la innovación en las comunicaciones espaciales, así como el auge cada vez mayor de la producción de satélites, se ha producido un notable aumento del desarrollo de satélites pequeños y de sus correspondientes sistemas, en particular en los últimos diez años. El sector de los satélites pequeños se encuentra en una etapa de transformación sin precedentes.

El término "satélite pequeño", que abarca los términos minisatélite, microsátélite, CubeSat, nanosatélite (nanosat), picosatélite (picosat) y femtosatélite (femtosat), entre otros, es cada vez más habitual y generalizado, aunque no exista ninguna definición jurídica o reglamentaria de dicho término.

Por lo general, el término "pequeño" se refiere al tamaño o la masa, si bien esos parámetros no son relevantes con respecto a la reglamentación de frecuencias y órbitas, y en consecuencia, no incide en el marco reglamentario internacional. El acuerdo sobre el término o la definición de "satélite pequeño" se aborda con detalle en la sección 1.3 de este manual y puede remitirse al Comité de Coordinación del Vocabulario (CCV) para su inclusión en la base de terminológica pertinente de la UIT.

En la esfera de los satélites pequeños, los obstáculos iniciales de índole técnica o financiera no suelen ser destacados, y el desarrollo de satélites pequeños puede ser más asequible y rápido para diversas entidades (empresas de nueva creación, universidades e instituciones de investigación, entre otras) debido a su menor coste, diseño más sencillo, requisitos de lanzamiento flexibles y configuraciones de carga útil modulares. El desarrollo de satélites pequeños representa una evolución del sector internacional de la producción de satélites, y brinda oportunidades para fomentar y facilitar la utilización de los servicios espaciales, así como el acceso a los mismos, por todos los países.

Los gobiernos y las empresas privadas impulsan proyectos de satélites pequeños para promover no solo las aplicaciones tradicionales de los satélites para comunicaciones de datos, la exploración de la Tierra, la investigación espacial, la vigilancia del entorno terrestre, incluido el cambio climático y el calentamiento global, la vigilancia del entorno espacial, la navegación y el posicionamiento por satélite, la educación, la agricultura, la silvicultura, la recuperación frente a situaciones de catástrofes, la realización de experimentos científicos o de ensayos tecnológicos innovadores o la defensa nacional, entre otras, sino también para el desarrollo de flotas de varios satélites (constelaciones) para facilitar el acceso a Internet por satélite y la integración con redes 5G, la Internet de las Cosas (IoT), las ciudades inteligentes y la inteligencia empresarial, entre otras muchas aplicaciones, con objeto de acometer tareas espaciales complejas. La amplia gama de posibles aplicaciones obedece a las características diversas de los satélites pequeños, entre las que cabe destacar:

- rápido ciclo de producción y lanzamiento;
- proyectos asequibles con una inversión de capital y unos costes de funcionamiento bajos;
- diseño modular normalizado (por ejemplo, con arreglo a la norma CubeSat);
- menor latencia por la utilización de órbitas más bajas;
- cobertura sin fisuras en todas las zonas del mundo al utilizarse constelaciones;
- facilidad de ampliación, modernización, renovación, expansión y sustitución de la flota de satélites.

En los últimos años no han dejado de lanzarse pequeños satélites, lo que ha puesto de manifiesto paulatinamente la viabilidad de las constelaciones de dicho tipo de satélites. En el sector se ha registrado un aumento sin precedentes del número de satélites pequeños lanzados recientemente. Cabe esperar que en el

futuro los satélites pequeños que incorporan tecnologías avanzadas y sistemas de inteligencia artificial (IA) y aprendizaje automático traigan consigo nuevas aplicaciones en la esfera de las comunicaciones por satélite.

La utilización de la tecnología de satélites pequeños constituye una herramienta cada vez más eficaz para diversas misiones, funciones y capacidades que pueden resultar trascendentales para satisfacer la necesidad de prestar servicios sin fisuras a escala mundial. Esa tendencia en la adopción de la citada tecnología relativa a satélites pequeños "democratiza" el espacio para todas las naciones con independencia de su situación económica y facilita a las mismas el cumplimiento de los objetivos de desarrollo sostenible (ODS).

Habida cuenta de las diversas aplicaciones de los satélites pequeños, el sector puede atraer a nuevos proveedores que carecen de conocimientos o experiencia sobre la UIT y el Reglamento de Radiocomunicaciones de la misma, incluidos los procedimientos conexos. La elaboración de un manual del UIT-R para abordar diversos aspectos, en particular cuestiones de reglamentación, procedimientos e información clave relativa a los satélites pequeños, incluidos los satélites de misiones de breve duración en casos aplicables análogos, sería útil para las administraciones, los operadores de satélites, los fabricantes y los proveedores de servicios interesados en explotar o utilizar satélites pequeños.

Cabe señalar que ya existe un mecanismo de formación en la UIT en diversas esferas. Se han organizado y llevado a cabo periódicamente programas de formación sobre radiocomunicaciones, incluido el Seminario Mundial de Radiocomunicaciones de la UIT, que se celebra cada dos años, así como varios talleres regionales temáticos. Sin embargo, esos seminarios y talleres abordan en pocas ocasiones de forma específica la aplicación del Reglamento de Radiocomunicaciones a los efectos de investigación, lanzamiento y aplicación de pequeños satélites.

Se han realizado estudios en el marco del Grupo de Trabajo 7B del UIT-R para dar respuesta a la Cuestión UIT-R 254/7 y se han elaborado los Informes UIT-R SA.2312, UIT-R SA.2348, UIT-R SA.2425 y UIT-R SA.2426 (véase la sección 4.9), entre otros, centrados en las características y los requisitos de espectro, así como en la situación práctica relativa a la notificación de nanosatélites y picosatélites. No obstante, se ha subrayado la necesidad de hacer un mayor hincapié en el entorno reglamentario y en los procedimientos necesarios para los nuevos operadores y proveedores de servicios en el sector, a tenor de las disposiciones de la Resolución UIT-R 68.

Habida cuenta de lo anterior, el UIT-R ha elaborado el presente manual específico, independiente del Manual de comunicaciones por satélite o del Manual del servicio móvil por satélite (SMS), de carácter más general, a fin de promover eficazmente el desarrollo de los satélites pequeños y atender mejor las necesidades de los miembros y del sector de las comunicaciones por satélite en su conjunto.

1.1 Finalidad del presente manual

Sobre la base de las reflexiones y observaciones anteriormente referidas, a continuación se enumeran los objetivos del presente Manual sobre satélites pequeños:

- fomentar la cooperación internacional entre todos los Estados Miembros, entidades y organizaciones de la UIT para el desarrollo y la utilización racional de satélites pequeños;
- promover la adopción de tecnologías de satélites pequeños a escala mundial, al tiempo que se satisfice de forma racional, equitativa, eficaz, eficiente, económica y oportuna la utilización del espectro de radiofrecuencias y de los recursos de órbita de los satélites;
- proporcionar una orientación pormenorizada sobre el entorno y los procedimientos de reglamentación, en particular la aplicación del Reglamento de Radiocomunicaciones, a las administraciones, los operadores de pequeños satélites y los proveedores de servicio a los efectos de estudio o análisis, diseño, lanzamiento y aplicación de pequeños satélites;
- promover la asistencia técnica para los países en desarrollo, empresas y particulares en cuanto a utilización de satélites pequeños, y brindar dicha asistencia;
- prestar ayuda a las administraciones o a los nuevos operadores mediante el suministro de información sobre los servicios espaciales pertinentes con atribución del espectro de radiofrecuencias, clasificación y descripción de los satélites pequeños, características de los segmentos espacial y terreno, tipos de misiones, inscripción de objetos espaciales, aspectos de lanzamiento y reducción de residuos espaciales;

- aumento de la concienciación de la opinión pública internacional sobre las prácticas y aplicaciones actuales, incluidos los factores más destacados que las impulsan y las principales limitaciones, dificultades y oportunidades;
- garantizar el funcionamiento sin interferencia de los sistemas de satélites pequeños mediante la aplicación del Reglamento de Radiocomunicaciones y de acuerdos regionales, así como la actualización de esos sistemas de manera eficaz y oportuna en el marco de procesos de intercambio de información y cooperación a escalas mundial y regional;
- proporcionar una herramienta de referencia a los operadores de satélites y proveedores de servicios interesados en explotar o utilizar este tipo de satélites, así como a los organismos de reglamentación nacional para gestionar las aplicaciones de los satélites pequeños.

1.2 Definición de términos clave utilizados en el presente manual

Las abreviaturas y los acrónimos que se utilizan en este manual se definen en el Anexo A.

Por lo general, el espectro de radiofrecuencias para la gama de frecuencias de 3 kHz a 3 000 GHz se subdivide en nueve bandas de frecuencias, a tenor de lo dispuesto en el Artículo 2 del RR. No obstante, en la norma del Instituto de Ingenieros Eléctricos y Electrónicos (IEEE) también suele aludirse al espectro de radiofrecuencias como bandas de frecuencias. Los siguientes términos, que deben interpretarse forma inequívoca, se recogen en este Manual por utilizarse en él con frecuencia.

Banda	Gamas de frecuencias
Banda L	1-2 GHz
Banda S	2-4 GHz
Banda C	4-8 GHz
Banda X	8-12 GHz
Banda Ku	12-18 GHz
Banda K	18-26,5 GHz
Banda Ka	26,5-40 GHz
Banda Q	40-50 GHz

1.3 Visión retrospectiva sobre los satélites pequeños

El Sputnik 1 fue el primer satélite artificial "pequeño" de la Tierra, lanzado el 4 de octubre de 1957 provisto de antenas de radiocomunicaciones externas destinadas a la transmisión de impulsos radioeléctricos. Era una esfera de metal pulido de 58 cm de diámetro y 83 kg de peso, que incorporaba un transmisor de 1 W en las frecuencias de 20,005 y 40,002 MHz. El análisis de las señales radioeléctricas se utilizó para obtener información sobre la densidad de electrones de la ionosfera.

A finales del decenio de 1980 surgieron los pequeños satélites modernos, un nuevo tipo de satélites que permitió el desarrollo de una nueva clase de aplicaciones espaciales. Los problemas de diseño más destacados y las limitaciones que afectan a la estructura principal de un satélite pequeño de bajo coste pueden determinarse mediante el enfoque basado en subsistemas. Los aspectos clave de diseño comprenden la mejora de la tecnología de baterías y el desarrollo de un conjunto de paneles solares desplegable, equipos de control de posición, procesamiento y almacenamiento de datos a bordo y adquisición de datos en estaciones terrenas. Aunque el satélite previsto también tendría que ser algo mayor, más potente y, sobre todo, más sofisticado que los pequeños satélites anteriores, se considera que se trata de un avance natural en cuanto a investigación en esa esfera, y ello forma parte de un estudio futuro más detallado.

En los últimos años, el sector de los satélites ha desarrollado un conjunto integrado de subsistemas y estructuras para satélites pequeños. Entre los subsistemas cabe destacar los de comunicaciones, detección y control de posición, transformación y distribución de energía y procesamiento de datos a bordo. Poseen características inherentes modulares, fácilmente adaptables a diferentes configuraciones de satélites, concepto denominado normalización parcial. Dicho concepto es aplicable a dos estructuras principales genéricas de bajo coste, a

saber, MicroSIL, para satélites de 40-80 kg de masa, y MiniSIL, para satélites de 100-500 kg. Su estructura se basa en subsistemas de normalización parcial, si bien son fácilmente modificables para utilizar subsistemas de otros fabricantes. Admiten todos los métodos de estabilización, incluidos los de rotación, control basado en tres ejes, y gradiente de gravedad, y pueden adaptarse a una gran variedad de misiones, en particular las de exploración de la Tierra e investigación espacial, así como misiones educativas, científicas y experimentales, establecimiento de comunicaciones y realización de demostraciones tecnológicas.

Los sistemas de satélites pequeños recientes forman habitualmente una constelación de decenas (en algunos casos centenares) de pequeños satélites, ya lanzados, o cuyo lanzamiento se prevé en años sucesivos. Habida cuenta de ello, es necesario producir un gran número de vehículos espaciales en un breve período de tiempo. El concepto tradicional de producción espacial ya no es adecuado para cumplir los requisitos de esos nuevos sistemas, de ahí que haya que aplicar un nuevo enfoque de ensamblaje, integración y pruebas (AIT) que satisfaga las necesidades de un ritmo de producción intensivo, pero sin implantar una automatización completa de los procesos. El sector espacial avanza hacia un futuro en el que habrá grandes constelaciones de pequeños satélites con capacidad para prestar todo tipo de servicios en amplias zonas geográficas o en todo el planeta.

1.4 Tipos de satélites pequeños

No existe ninguna definición legal o reglamentaria de satélite pequeño en la actualidad. No obstante, los satélites pueden agruparse en distintas categorías con arreglo a su masa, la duración de su misión o su densidad funcional, entre otros factores.

El segmento de los satélites pequeños se beneficia de innovaciones recientes, en particular la miniaturización y la existencia de componentes tecnológicos (eléctricos, electrónicos y electromecánicos) disponibles comercialmente (por ejemplo, en el sector de la automoción), con prestaciones que facilitan un elevado grado de integración, un bajo consumo y una masa reducida, así como un factor de forma compacta.

Con arreglo a su definición habitualmente aceptada, los satélites pequeños pueden clasificarse en las categorías que se enumeran a continuación:

- Minisatélites: su peso suele oscilar entre 100 y 500 kg, y suelen destinarse a misiones operativas que requieran rentabilidad; su forma y factor ofrecen capacidad técnica y bajo coste, y son adecuados para la producción en masa en el marco de sistemas formados por constelaciones.
- Microsatélites: por lo general, su masa húmeda es inferior a 100 kg, y pueden incorporar funciones limitadas (por ejemplo, en cuanto a orientación o vida útil), aunque con cargas útiles adecuadas para situaciones que requieren viabilidad económica. Esta categoría se ajusta a aplicaciones con varios satélites, a fin de propiciar una mayor disponibilidad para los usuarios en múltiples ocasiones.
- Nanosatélites: categoría establecida y promovida inicialmente en el marco de la gama "CubeSat", sobre la base del factor de forma 1U (aproximadamente 1 litro para una masa de 1 a 1,2 kg). Los nanosatélites han evolucionado para lograr una mayor capacidad mediante un aumento de masa y volumen, hasta alcanzar un factor de forma de 12 a 20 U, lo que permite la realización de misiones más complejas.
- Picosatélites: satélites muy pequeños cuya masa oscila entre 0,1 y 1 kg, de capacidad muy limitada, pero que pueden incorporar características de misión de gran utilidad mediante una configuración de vuelo formada por varios picosatélites que funcionan de forma conjunta, en determinados casos con un satélite primario de mayor tamaño.
- Femto-satélites: satélites muy pequeños, de peso inferior a 100 gramos, diseñados a lo largo de los últimos quince años aprovechando las ventajas que brinda la nanotecnología más avanzada. La mayoría de estos satélites pequeños se han utilizado como complemento de satélites primarios que proporcionan señales operativas (algunos femtosatélites modernos pueden funcionar de forma autónoma).

En el informe UIT-R SA.2312 (09/2014) se clasifican asimismo los satélites con arreglo a su masa, como se muestra en el Cuadro 1.

CUADRO 1
Características habituales de los satélites pequeños

Categoría	Masa (kg)	Potencia máxima del mód. de servicio (W)	Coste habitual (USD)	Dimensiones máx. (m)	Duración de producción (años)	Órbita	Duración de misión (años)
Minisatélite	100-500	1 000	30-200 M	3-10	3-10	GEO MEO LEO HEO	5-10
Microsatélite	10-100	150	10-150 M	1-5	2-5	LEO (HEO)	2-6
Nanosatélite	1-10	20	100 k-10 M	0,1-1	1-3		1-3
Picosatélite	0,1-1	5	50 k-2 M	0,05-0,1			< 1
Femtosatélite	< 0,1	1	< 50 k	0,01-0,1	1		< 1

Nota: Este cuadro, basado en el informe anteriormente referido, se elaboró en 2014 y podría ser necesario actualizar su información sobre la base de los datos estadísticos de que se disponga en futuras revisiones de este manual.

En dicho informe se menciona asimismo que el tamaño o la masa no son el principal factor que debe tenerse en cuenta para la gestión de frecuencias, sino la duración de la misión, la incertidumbre orbital, la baja potencia isotrópica radiada equivalente del satélite (p.i.r.e.) y la rapidez de producción.

Además de la clasificación que figura en el Cuadro 1, cabe destacar el tipo de satélite miniaturizado CubeSat, cuyo factor de forma normalizado se basa en un cubo de 10 cm × 10 cm × 10 cm (1 unidad o "1U"). El tamaño más pequeño de CubeSat es 0,25U y el mayor 27U. El factor de forma más habitual es 3U. Los de mayor tamaño, como 6U y 12U, constan de varios 3U dispuestos conjuntamente. Los CubeSats suelen pesar de 0,2 a 40 kg y utilizan habitualmente componentes electrónicos y estructurales disponibles comercialmente.

El objetivo fundamental de la norma CubeSat, establecida por la Universidad Politécnica Estatal de California (CalPoly) y la Universidad de Stanford en 1999, es facilitar la realización de misiones por un coste asequible con fines educativos. Esa normalización propició el surgimiento de un sistema específico con componentes homologados de coste muy bajo, en particular estructuras, componentes electrónicos habituales o contenedores de lanzamiento, como consecuencia de las economías de escala. Ello dio lugar asimismo a una reducción de los costes de lanzamiento de los satélites CubeSat.

Los sistemas de satélites no geoestacionarios (no OSG) pueden clasificarse en sistemas con misión de larga duración o de breve duración. Los primeros suelen estar formados por grandes constelaciones y basarse en proyectos comerciales, y por lo general cuentan con grandes inversiones de capital. Los segundos poseen una vida útil máxima de tres años y suelen constar de un satélite o de una constelación formada por pocos satélites, habitualmente para fines no comerciales o fases inicial de puesta en marcha.

1.5 Ingeniería de sistemas para satélites pequeños

La ingeniería de sistemas aborda la calidad de funcionamiento general de un sistema con varios fines (en relación con la masa, el coste o la potencia, entre otros factores). El proceso de ingeniería de sistemas constituye un enfoque metódico para armonizar las necesidades y funciones de varios subsistemas con el fin de mejorar la calidad de funcionamiento del sistema en su conjunto. Las limitaciones de tamaño, volumen o masa, que con frecuencia no se tienen en cuenta en los programas de desarrollo de satélites pequeños, así como la demanda cada vez más habitual de los clientes para disponer de más capacidad en satélites de tamaño determinado, hacen que los métodos de ingeniería de sistemas revistan particular importancia en relación con los satélites pequeños.

Las características de los satélites pequeños pueden diferir de las de los grandes satélites habituales en lo referente a varios aspectos, entre los que cabe destacar los siguientes:

- los satélites pequeños suelen incorporar paneles solares fijos, en lugar de paneles solares orientables;
- los satélites pequeños no suelen disponer de paneles solares y antenas desplegadas;
- su pequeña masa conlleva inercia térmica recurrente;
- su reducido tamaño limita la capacidad de generación y almacenamiento de energía;
- su volumen puede ser muy restrictivo;
- disponer de la superficie necesaria para la carga útil o el módulo de servicio de un satélite pequeño puede ser complejo;
- los satélites pequeños utilizan componentes de menor tamaño y nuevas tecnologías, en particular sistemas microelectromecánicos (MEMS), cuyos proveedores son específicos.

Debido a esas diferencias, aunque el proceso necesario para diseñar satélites pequeños sea análogo al de los satélites de mayor tamaño, los componentes y la duración de producción que deben tenerse en cuenta son muy diferentes.

CAPÍTULO 2

2 Características de los sistemas de satélites pequeños

De forma análoga a los sistemas de satélites grandes, cabe destacar dos segmentos principales relativos a los sistemas de satélites pequeños, a saber, el segmento espacial y el segmento terreno. Con respecto a los sistemas de satélites grandes, las características habituales de los sistemas de satélites pequeños son las siguientes:

- a) plazos de desarrollo razonablemente breves;
- b) equipos de desarrollo relativamente pequeños;
- c) modestos requisitos de infraestructuras de desarrollo y realización de pruebas; y
- d) costes de desarrollo y explotación asequibles a nivel de desarrollo, que dan lugar a un proceso "más rápido, más barato y más reducido".

Cabe considerar que el factor de forma de los satélites pequeños ofrece un nuevo enfoque para lograr un despliegue rápido de sistemas espaciales de bajo coste, con mayor riesgo con respecto a los satélites clásicos de mayor tamaño; en particular, los satélites pequeños carecen de redundancia, fiabilidad y calidad en cuanto a piezas comerciales, o éstas son limitadas. En consecuencia, los satélites pequeños pueden ofrecerse por un precio o rendimiento inferior al de los satélites de mayor tamaño, lo que permite reducir en gran medida los obstáculos de entrada para aplicar nuevos conceptos y fomentar la economía espacial. Con el transcurso del tiempo, el ritmo de innovación tecnológica y la adopción de normas y procedimientos más parecidos a los de la electrónica de consumo han venido contribuyendo a reducir aún más los precios y a lograr una mayor calidad de funcionamiento.

2.1 Segmento espacial

El segmento espacial de un sistema de satélites es uno de los dos componentes operativos (el otro es el segmento terreno). Abarca el satélite, o la constelación de satélites, y los enlaces ascendente y descendente del satélite.

El propio vehículo espacial constituye el segmento espacial, junto con los enlaces con otras estaciones espaciales. Un vehículo espacial suele describirse en términos de carga útil y módulo de servicio o "estructura principal". La capacidad del módulo de servicio de un satélite guarda relación con su capacidad para contener cargas útiles y cumplir los requisitos de la misión.

Los requisitos para contener una carga útil son numerosos, en particular, masa, geometría (volumen, interfaces mecánicas y campos de visión), interfaces térmicas, potencia (vatios, tensiones y ciclos de trabajo), datos (velocidad e interfaces), entorno de polución y límites de interferencia electromagnética, así como conocimiento y control de la orientación del vehículo espacial (velocidades de desviación y asentamiento, estabilidad y fluctuación).

El diseño de la misión impone otros requisitos al módulo de servicio del vehículo espacial, en particular, el procesamiento de datos a bordo, la memoria de datos y los enlaces de comunicación, la capacidad de la batería y la necesidad de propulsión (introducción en órbita, mantenimiento en la misma, desplazamiento en formación y decaimiento orbital al final de la misión). La vida útil del vehículo espacial (bienes fungibles, dosis de radiación y degradación de los paneles solares), la fiabilidad y el grado de redundancia constituyen requisitos adicionales de la misión.

Por lo general, el módulo de servicio de un vehículo espacial incluye una gran cantidad de subsistemas, en particular los de propulsión, control térmico, energía y distribución de energía, control de posición, gestión y control de telemetría, transmisores y antenas, computadores o sistemas informáticos y de procesamiento a bordo, y elementos estructurales.

Todas las misiones espaciales vienen limitadas por la calidad de funcionamiento del vehículo de lanzamiento (masa hasta la órbita) y el volumen de carenado, es decir, la cubierta aerodinámica que protege el vehículo espacial en su desplazamiento a través de la atmósfera. Esas limitaciones pueden ser mayores en el caso de los pequeños vehículos de lanzamiento que no se reutilizan y dar lugar a complejos diseños de elementos "desplegables" (como los paneles solares) para poder estibar el satélite con arreglo al carenado. Habida cuenta de esas limitaciones, el diseñador del satélite generalmente desea aprovechar todo lo posible los recursos disponibles en cuanto a carga útil y minimizar los necesarios para el módulo de servicio del vehículo espacial. En consecuencia, gran parte de los esfuerzos de desarrollo tecnológico de satélites pequeños se han encaminado a reducir el volumen, la masa y el consumo energético de dicho módulo de servicio, al tiempo que se proporciona capacidad suficiente mediante el aumento de la capacidad de la batería, la eficiencia del conjunto de elementos solares, la memoria de datos y el índice de procesamiento, entre otros factores. Cabe esperar que esa tendencia prosiga en materia de aviónica, así como en la esfera aún incipiente de los sistemas electromecánicos en microminiatura. La tecnología de los satélites pequeños ha avanzado hasta el grado de estar en medida de ofrecer gran capacidad para un conjunto de elementos relativamente pequeño.

Los satélites pequeños están limitados por sus propias características en cuanto a equipos, funciones y capacidad que pueden incorporar. Por lo general, sus funciones mínimas de plataforma son las siguientes:

- El subsistema de control de potencia que genera, almacena, regula y distribuye la energía eléctrica para el funcionamiento del vehículo espacial, y en particular, de la carga útil. Ello incluye los paneles solares, con frecuencia desplegados para aumentar su superficie, y las baterías en los satélites pequeños pueden proporcionar una potencia de centenares de W, hasta 1 kW como máximo.
- El sistema de control orbital y de posición (AOCS), que determina y supervisa la posición, el apuntamiento y la situación orbital del vehículo espacial.
- El subsistema de telemetría, seguimiento y telemando (TTC) que se comunica con el centro de control del satélite para facilitar el control a distancia y el seguimiento del mismo. En el caso de los satélites pequeños, el enlace TTC se establece principalmente en la banda S, y en ocasiones en las bandas de ondas métricas o decimétricas autorizadas.
- El subsistema de propulsión para proporcionar capacidad de empuje necesaria para ajustar la órbita y la posición. Con frecuencia, los satélites pequeños suelen incorporar sistemas de propulsión química o eléctrica muy limitados (con suministro limitado de combustible), de tenerlos. Ello puede limitar sustancialmente su vida útil y su capacidad para mantener su órbita con precisión.

En función de la misión de que se trate, los satélites pequeños incorporan cargas útiles específicas que también vienen limitadas por el tamaño, el peso y la potencia admisibles del satélite. Las cargas útiles habituales pueden incluir:

- Telescopios para la observación electroóptica de la Tierra, cuyo tamaño suele estar limitado por el tamaño del satélite.
- Sensores de radiofrecuencia (RF) y, en particular, cargas útiles de radares de apertura sintética (SAR), que poseen un tamaño y una potencia disponible para instrumentos activos como el radar limitados.
- Cargas útiles de comunicaciones por satélite, cuyas antenas poseen un tamaño y una forma adecuados para establecer enlaces bidireccionales entre el satélite pequeño y los terminales de en tierra del usuario, de un lado, y las estaciones de pasarela (conexión), del otro.

La utilización de estructuras desplegables en los satélites pequeños, en particular antenas, es un modo de superar las limitaciones de tamaño.

2.2 Segmento terreno

El segmento terreno incluye todos los elementos que se utilizan en tierra para obtener y difundir información desde el satélite hasta el usuario. Los principales elementos de un sistema en tierra incluyen estaciones terrenales, para funciones de telemetría, seguimiento e interfaz de telemando con el vehículo espacial; redes terrenales, que proporcionan conexión entre varios elementos en tierra; centros de control, que gestionan las

operaciones del vehículo espacial; y terminales remotos, que constituyen la interfaz de usuario para obtener la información transmitida con fines de procesamiento ulterior.

El diseño del segmento terreno viene determinado por un conjunto de factores, en particular los que se enumeran a continuación:

- el volumen de datos necesario para satisfacer los requisitos de la misión;
- la ubicación de los elementos terrestres con respecto a los parámetros de la órbita de la misión;
- la existencia de restricciones presupuestarias;
- la distribución del equipo;
- la responsabilidad del control del vehículo espacial;
- los requisitos reglamentarios.

El sistema terreno es el encargado de obtener y distribuir el activo más útil de la misión: los datos. Utilizar el sistema terreno adecuado es fundamental para garantizar el éxito de la misión.

2.2.1 Sistemas en tierra para la gama de satélites pequeños de altas prestaciones (de peso superior a 100 kg)

Los sistemas en tierra para la gama de satélites pequeños de altas prestaciones (de peso superior a 100 kg) son muy similares a los de los satélites de mayor tamaño.

Dichos sistemas incluyen todos los elementos que se utilizan en tierra a los efectos de telemando y control del vehículo espacial, preparación de su carga útil y misión, y obtención, procesado y transmisión de los datos desde el satélite hasta el usuario.

- La comunicación en tierra se establece mediante estaciones situadas en tierra que proporcionan una interfaz TTC con el vehículo espacial.
- Las redes en tierra proporcionan la conectividad necesaria entre los elementos situados en tierra, que pueden localizarse en varias zonas, en función de las necesidades de la misión.
- El centro de control gestiona las funciones de telemando y control del vehículo espacial, la supervisión de su estado de funcionamiento y sus operaciones cotidianas. Proporciona los medios para obtener, almacenar, visualizar y gestionar los datos de telemetría del satélite y enviar datos de telemando al satélite. Por lo general, también incluye el sistema de dinámica de vuelo (FDS), que se utiliza para determinar la órbita del satélite mediante datos de distancia, así como datos de navegación del sistema de telemetría del Sistema Mundial de Navegación por Satélite (GNSS), y para establecer los parámetros de las maniobras de control de la órbita en los casos en que se necesiten realizar maniobras del satélite (mantenimiento de su órbita y mantenimiento de la estación, así como maniobras para evitar colisiones).

Por otro lado, se dispone de un centro de control que suele incluir software de gestión de alto nivel para facilitar o automatizar funciones (de planificación y gestión de estaciones en tierra, entre otras). De ser necesario, también se utilizan equipos de cifrado y descifrado para garantizar funciones de comunicación seguras.

Por lo general, el centro de control también posee una conexión con servicios externos que proporcionan información para evitar colisiones y la generación de residuos.

El centro de control también se utiliza durante la fase de lanzamiento y de órbita inicial (LEOP) del satélite, en la que se pueden utilizar estaciones en tierra adicionales (las estaciones de apoyo se conectan temporalmente a través de la red situada en tierra).

- El centro de la misión permite a los operadores gestionar las necesidades de los usuarios y configurar la carga útil del satélite, o programar el plan de misión del mismo.
- Un centro de procesamiento de datos de la carga útil obtiene los datos brutos de telemetría relativos a la carga útil que reciben las estaciones en tierra, los procesa para elaborar información destinada al usuario final y los archiva, y posteriormente difunde la información procesada a los usuarios finales.

- A tal efecto, suelen utilizarse instalaciones adicionales. Pueden centralizarse en el segmento terreno o implantarse en cada uno de los centros definidos anteriormente para la gestión de la infraestructura de hardware, la gestión de usuarios, la gestión de registros y la gestión de la seguridad, entre otras funciones.

Si se precisa un elevado grado de automatización, cabe definir y aplicar herramientas de automatización específicas para reducir la necesidad de realizar actividades manuales (en particular para la gestión del vuelo de constelaciones de satélites, con el fin de reducir los costes operativos y la carga de trabajo del operador, así como asegurar operaciones rutinarias).

2.3 Tipos de órbitas

Tras lanzarse un satélite o un vehículo espacial, suele situarse en alguna órbita específica alrededor de la Tierra, o puede utilizarse para emprender un viaje interplanetario, en cuyo caso ya no orbitará alrededor de la Tierra, sino alrededor del Sol, hasta su llegada a su destino final, que puede ser Marte, Júpiter u otro planeta.

Existen muchos factores que determinan la órbita idónea de un satélite, en función de los objetivos del diseño del mismo.

Los satélites pequeños suelen desplegarse en una órbita terrestre baja (LEO), si bien en el marco de algunas misiones de lanzamiento pueden situarse en una órbita terrestre media (MEO), y en determinadas misiones de demostración se despliegan en una órbita de transferencia geosíncrona (GTO). Las nuevas gamas de satélites pequeños se sitúan en una órbita terrestre geostacionaria (GEO) o una órbita terrestre geosíncrona (GSO) con objeto de analizar nuevas misiones, en particular en la esfera de las telecomunicaciones. Algunas misiones científicas o de exploración también prevén actualmente la utilización de satélites pequeños combinados con un satélite primario para lograr observaciones más diversas.

Los parámetros orbitales de los sistemas de satélites pequeños no suelen diferir de los de los satélites tradicionales. En el caso de los satélites muy pequeños, como los nanosatélites y los picosatélites, por lo general dichos parámetros no se conocen de forma exacta hasta una fase avanzada del diseño del sistema de satélites debido a la posibilidad de efectuar su lanzamiento como cargas útiles secundarias, y al objetivo de su misión, que es realizar algún tipo de demostración tecnológica, en particular control de posición, maniobras de acoplamiento o verificación en órbita de materiales o componentes eléctricos; en consecuencia, no están restringidos a órbitas especiales, siempre que la comunicación entre la estación en tierra y el vehículo espacial tenga lugar de forma periódica.

2.3.1 Órbita terrestre geostacionaria o geosíncrona (OSG)

A continuación se definen la abreviación y el significado de los términos satélite geosíncrono, satélite geostacionario y órbita de satélite geostacionario, de conformidad con los números **1.188**, **1.189** y **1.190** del RR:

1.188 *Satélite geosíncrono*: satélite de la Tierra cuyo período de revolución es igual al período de rotación de la Tierra alrededor de su eje.

1.189 *Satélite geostacionario*: *Satélite geosíncrono* cuya órbita circular y directa se encuentra en el plano ecuatorial de la Tierra y que, por consiguiente, está fijo con respecto a la Tierra; por extensión, *satélite geosíncrono* que está aproximadamente fijo con respecto a la Tierra. (CMR-03).

1.190 *Órbita de un satélite geostacionario*: órbita de un *satélite geosíncrono* cuya órbita circular y directa se encuentra en el plano ecuatorial de la Tierra.

En una órbita terrestre geostacionaria o geosíncrona (OSG), el satélite orbita en el sentido de rotación la Tierra a gran altitud, a 36 000 km de la Tierra, con un período aproximado de 24 horas y por lo general con baja inclinación con respecto al plano ecuatorial, a fin de facilitar una orientación fija de las antenas en tierra hacia el satélite.

Un vehículo espacial en órbita geosíncrona parece permanecer sobre la Tierra a una longitud constante, aunque pueda parecer que se desplaza hacia el norte y el sur. El vehículo regresa al mismo punto del cielo a la misma hora cada día. Para cualquier inclinación, una órbita geosíncrona se sincroniza con el período de rotación de la Tierra. Un observador en tierra observaría el satélite como si estuviera en una posición fija, sin movimiento.

Aunque los satélites geosíncronos pueden tener cualquier inclinación, la diferencia fundamental con respecto a la órbita geoestacionaria es que se encuentran en el mismo plano que la línea ecuatorial, con excentricidad cero y una inclinación inferior o igual a 15 grados. En el marco del presente manual, se considerará que un satélite geoestacionario es un satélite geosincrónico con una órbita cuya inclinación es inferior o igual a 15° (véase el número **A.9.6A** del RR).

Con objeto de adaptarse plenamente a la rotación de la Tierra, la velocidad de los satélites OSG debe ser de unos 3 km por segundo a una altitud de 35 786 km. Desde el centro de la Tierra, ello corresponde a alrededor de 42 164 km. Esa distancia de la Tierra es mucho mayor que la de muchos satélites.

La órbita OSG es utilizada por los satélites que deben permanecer constantemente por encima de un lugar específico sobre la Tierra, por ejemplo, los satélites de telecomunicaciones. Ello permite fijar una antena en la superficie de la Tierra para que permanezca siempre apuntando hacia ese satélite sin moverse. También la utilizan los satélites de supervisión meteorológica, puesto que pueden observar ininterrumpidamente zonas específicas para analizar en ellas el desarrollo de fenómenos meteorológicos.

Los satélites OSG abarcan una amplia superficie de la Tierra, y únicamente con tres satélites equidistantes puede proporcionarse una cobertura casi mundial. Ello obedece al hecho de que cuando un satélite está tan lejos de la Tierra, puede abarcar amplias regiones geográficas de modo simultáneo. En cierto modo, ello es equiparable a ver más partes de un mapa a un metro de distancia que a un centímetro. En consecuencia, para ver toda la Tierra simultáneamente desde una órbita GEO o OSG se necesitan muchos menos satélites que a menor altitud.

La órbita OSG no es adecuada para las misiones de pequeños satélites, puesto que la calidad de funcionamiento actual de la carga útil de los pequeños satélites (en particular, la resolución de los instrumentos de exploración de la Tierra, o la anchura de banda y la potencia de las comunicaciones) es bastante limitada si se compara con la que ofrecen los satélites habituales de gran tamaño. Sin embargo, cada vez hay más satélites pequeños (incluso microsátélites o nanosatélites) adaptados o diseñados para funcionar en una órbita OSG, en el marco de misiones de telecomunicaciones. Ese funcionamiento en una órbita OSG presenta más restricciones, al requerirse sistemas de comunicaciones avanzados a 36 000 km de altitud y sistemas de propulsión adecuados para este tipo de misiones.

Los satélites pequeños se beneficiarán de los servicios de lanzamiento que posean la capacidad necesaria para facilitar una puesta en órbita geoestacionaria de forma directa (viaje compartido), habida cuenta de la gran capacidad de propulsión necesaria (masa de combustible o potencia eléctrica, según la tecnología de propulsión de que se trate) para recorrer completamente la distancia que existe entre la órbita de transferencia geosíncrona (GTO) y la órbita OSG.

2.3.2 Órbita terrestre baja (LEO)

Una órbita terrestre baja (LEO) es, como su nombre indica, una órbita relativamente cercana a la superficie de la Tierra. Por lo general, se encuentra a una altitud inferior a los 2.000 km, pero puede situarse únicamente a 160 km sobre el nivel del mar¹, una altitud baja con respecto a la de otras órbitas, aunque siga estando muy alejada de la superficie de la Tierra.

A título comparativo, la mayoría de los aviones comerciales no vuelan a altitudes muy superiores a 14 km, por lo que incluso la LEO más baja se sitúa a una altitud más de diez veces superior a la de los aviones comerciales.

A diferencia de los satélites GEO, que siempre deben orbitar a lo largo de la línea ecuatorial de la Tierra, los satélites LEO no deben seguir siempre una trayectoria específica alrededor de la Tierra de la misma manera, y su plano puede estar inclinado. Ello conlleva la existencia de más trayectorias posibles para los satélites LEO, una de las razones por la que la órbita LEO es muy utilizada.

La proximidad de la órbita LEO a la Tierra la hace útil por varias razones. Es la órbita más utilizada para la toma de imágenes por satélite, ya que al estar cerca de la superficie terrestre permite tomar imágenes de mayor resolución. También es la órbita utilizada por la Estación Espacial Internacional (ISS), al ser más sencillo para los astronautas trasladarse hasta la misma a través de una menor distancia. Los satélites situados en esta órbita

¹ Recomendación UIT-R S.673-2.

se desplazan a una velocidad de unos 7,8 km por segundo; a esa velocidad, un satélite tarda aproximadamente 90 minutos en dar la vuelta a la Tierra, y en consecuencia, la ISS se desplaza en torno a la Tierra unas 16 veces al día.

Un satélite LEO independiente es menos útil para determinadas aplicaciones, por ejemplo las telecomunicaciones, porque se desplaza a mucha velocidad por el cielo y ello dificulta ampliamente su seguimiento desde las estaciones en tierra. En consecuencia, los satélites de comunicaciones LEO suelen formar parte de una gran combinación o constelación de satélites, a fin de ofrecer una cobertura constante. Para aumentar dicha cobertura, en ocasiones se lanzan de forma conjunta varias constelaciones, formadas por varios satélites iguales o similares, que crean una "red" alrededor de la Tierra. Ese funcionamiento conjunto les permite abarcar simultáneamente amplias zonas de la Tierra.

La mayor parte de los satélites pequeños son de tipo LEO, por existir más oportunidades de lanzamiento a baja altitud, de 500 a 600 km, por un precio asequible con respecto a las órbitas de mayor altitud. La evolución comercial de los lanzamientos ha propiciado la existencia de muchas más posibilidades al respecto, en particular lanzamientos compartidos con misiones primarias habituales y lanzamientos específicos de varios satélites. Véase el capítulo 7.

La órbita LEO también es adecuada para las constelaciones masivas de pequeños satélites a los efectos de prestación de servicios de telecomunicaciones de banda ancha en los casos en que se necesite una baja latencia, pero lograr una cobertura mundial requiera varios miles de satélites en órbita, por ejemplo, los 550 km de altitud de Starlink.

El entorno de radiación es menos adverso con respecto a otras órbitas, lo que ofrece condiciones más ventajosas en cuanto a utilización de componentes comerciales EEE (eléctricos, electrónicos y electromecánicos) para satélites pequeños.

Las órbitas terrestres muy bajas (vLEO), de 300 a 400 km de altitud, vienen suscitando cada vez más interés, especialmente para los satélites pequeños, puesto que cabe esperar que ofrezcan latencias más bajas, así como mejores balances de enlace y valores de relación señal-ruido debido a su menor distancia hasta la superficie de la región que se prevé abarcar. Como la resistencia atmosférica a esas altitudes es aún bastante elevada, hay que tener en cuenta medidas específicas, en particular un diseño más "aerodinámico" del vehículo espacial y combustible adicional para garantizar el mantenimiento en órbita, por ejemplo mediante propulsión eléctrica "basada en gases atmosféricos residuales", con objeto de lograr una vida útil adecuada.

La utilización habitual de satélites LEO de todos los tamaños, pero cada vez más pequeños, da lugar a un problema de congestión espacial, ya que los satélites corren el riesgo de acercarse demasiado entre sí y pasar unos junto a otros a gran velocidad; si colisionan, no sólo se destruyen, sino que crean una nube de residuos que conlleva un riesgo para otros satélites. La probabilidad de que ello suceda aumenta a un ritmo alarmantemente rápido, y muchos de los satélites más pequeños carecen de capacidad de maniobra para evitarlo.

Habida cuenta de la degradación a gran altitud que provoca la resistencia atmosférica residual, cabe esperar que las órbitas LEO se "autoregeneren" a largo plazo mediante una reentrada natural de satélites pequeños en un plazo de 25 años; no obstante, el aumento del número de satélites LEO supera en gran medida al de la reentrada de satélites.

La polución orbital, en particular la que afecta al campo de visión de los telescopios astronómicos en tierra, constituye otro problema provocado por el gran aumento del número de satélites pequeños. Actualmente se despliegan esfuerzos técnicos, reglamentarios y de procedimiento para intentar mitigar el problema.

También se llevan a cabo estudios sobre la utilización de satélites en órbitas ultrabajas, situadas cerca del límite superior de la atmósfera habitualmente aceptado. Entre las aplicaciones objeto de estudio cabe destacar las de establecimiento de comunicaciones, observación o realización de misiones científicas. A tal efecto, los satélites tendrían que ser "pequeños" para reducir costes y minimizar la resistencia atmosférica, y requerirían sistemas de propulsión ininterrumpida; habida cuenta de ello, este tipo de satélites diferiría sustancialmente de lo que habitualmente se entiende por satélites pequeños convencionales.

2.3.3 Órbita terrestre media (MEO)

La órbita terrestre media comprende un amplio conjunto de órbitas situadas entre las órbitas LEO y GEO, y por lo general, su altitud es de unos 10 000 km por encima del nivel del mar². De forma análoga a la órbita LEO, los satélites no necesitan seguir en ella trayectorias específicas alrededor de la Tierra, y se utiliza para una gran variedad de satélites y aplicaciones.

Esta órbita es muy habitual para los satélites de navegación, en particular el sistema europeo Galileo. Dicho sistema permite el establecimiento de sistemas de comunicaciones para varios tipos de navegación en toda Europa, incluidos el seguimiento de grandes aeronaves Jumbo y la obtención de direcciones a través de teléfonos inteligentes. Galileo utiliza una constelación de varios satélites para proporcionar cobertura en amplias regiones del mundo de forma simultánea.

La órbita MEO es adecuada asimismo para constelaciones masivas de satélites pequeños utilizadas para telecomunicaciones de banda ancha; pese a que su latencia es algo mayor que la de la órbita LEO, un pequeño número de satélites permite proporcionar cobertura total de la Tierra, si se compara con la órbita LEO a unos 1 200 km de altitud.

El entorno de radiación es más adverso que en la órbita LEO y afecta en mayor medida a las misiones de satélites pequeños de gama baja, en particular los de tipo Nanosat, Cubesat o Picosat.

2.3.4 Órbita muy elíptica (HEO)

Una órbita muy elíptica (HEO) es una órbita elíptica de gran excentricidad, entendida por lo general como órbita alrededor de la Tierra. Entre las órbitas HEO inclinadas cabe destacar las órbitas Molniya, cuyo nombre obedece al de los satélites de comunicaciones soviéticos Molniya que las utilizaban, y las órbitas Tundra.

Este tipo de órbitas, de gran longitud, brinda la ventaja a los cuerpos situados en ellas de permanecer durante mucho tiempo en un punto del cielo durante el inicio y el final de la fase de apogeo. En esa larga fase, dichos cuerpos se desplazan lentamente y permanecen a gran altitud sobre emplazamientos en tierra ubicados a gran latitud por largos períodos de tiempo. Eso hace que las órbitas elípticas sean adecuadas para los satélites de comunicaciones.

2.3.5 Órbita heliosíncrona (SSO)

Los satélites en órbita polar suelen seguir trayectorias alrededor de la Tierra en sentido norte-sur, en lugar de oeste-este, que abarcan aproximadamente los Polos de la Tierra. No obstante, su órbita no incluye necesariamente los Polos Norte y Sur, y se sigue considerando órbita polar aun en los casos en que su desviación sea de 20 a 30 grados. Las órbitas polares son un tipo específico de órbita terrestre baja, puesto que se encuentran a altitudes bajas, que oscilan entre los 200 y 1.000 km.

La órbita heliosíncrona (SSO) es un tipo específico de órbita polar. Los satélites SSO, que orbitan la Tierra sobre las regiones polares, están sincronizados con el Sol. Esa sincronización hace que se sitúen siempre en una posición "fija" con respecto al Sol. Es decir, el satélite siempre visita el mismo punto del cielo a la misma hora local, por ejemplo, al pasar por la ciudad de París todos los días exactamente a mediodía.

Una órbita heliosíncrona es una órbita casi polar en torno a la Tierra, en la que el satélite pasa por encima de un punto determinado de la superficie de la Tierra a la misma hora local. En términos técnicos, una órbita será heliosíncrona si su velocidad de precesión es igual a la velocidad angular del movimiento de la Tierra alrededor del Sol, que es de 360° por año, es decir, aproximadamente $1,99 \times 10^{-7}$ (rad/s). Las misiones de observación de la Tierra son ejemplos de sistemas que utilizan una órbita heliosíncrona.

Para este tipo de misiones conviene que el satélite observe siempre un punto de la Tierra como si estuviera constantemente sobre él a la misma hora del día, función muy útil para las aplicaciones que utilizan imágenes de satélite para estudiar la evolución de un lugar determinado de la Tierra con respecto al tiempo.

² Recomendación UIT-R S.673-2.

Los científicos utilizan imágenes de ese tipo para estudiar pautas meteorológicas, facilitar la predicción meteorológica o de tormentas, analizar los efectos de incendios forestales o inundaciones en situaciones de emergencia, o recopilar datos sobre las consecuencias a largo plazo de la deforestación o del aumento del nivel del océano, entre otros fenómenos adversos.

Con frecuencia, los satélites SSO se sincronizan para que su situación con respecto a la Tierra coincida siempre con el amanecer o el atardecer, a fin de evitar ángulos para los que la Tierra se interponga entre ellos y el Sol. Un satélite en órbita heliosíncrona suele situarse a una altitud de 600 a 800 km.

La mayor parte de los satélites pequeños son satélites LEO, y en menor medida, MEO, SSO o GEO. Los parámetros orbitales de los sistemas de satélites pequeños no suelen diferir de los de los satélites tradicionales. En el caso de los satélites muy pequeños, en particular los nanosatélites y los picosatélites, por lo general dichos parámetros no se conocen de forma exacta hasta una fase avanzada del diseño del sistema de satélites debido a la posibilidad de efectuar su lanzamiento como cargas útiles secundarias, y al objetivo de su misión, que es realizar algún tipo de demostración tecnológica, en particular control de posición, maniobras de acoplamiento o verificación en órbita de materiales o componentes eléctricos; en consecuencia, no están restringidos a órbitas especiales, siempre que la comunicación entre la estación en tierra y el vehículo espacial tenga lugar de forma periódica.

En la sección 3.9.1.3 se amplía información sobre la SSO.

2.3.6 Período orbital, apogeo y perigeo

El período orbital (o período de revolución) es el tiempo que tarda una estación espacial determinada en completar una órbita alrededor de otro objeto. El tiempo necesario para que el satélite efectúe una revolución completa se conoce como período orbital.

El apogeo es el punto de la órbita de un satélite terrestre situado a la máxima distancia del centro de la Tierra, y el perigeo es el punto de la órbita de dicho satélite situado a la mínima distancia del centro de la Tierra.

El período orbital de un satélite se calcula habitualmente mediante los valores de la altitud del apogeo y del perigeo. Puesto que tanto el período como la altitud del apogeo y del perigeo se proporcionan en la notificación de una red de satélites, en virtud de lo establecido en el Apéndice 4 del Reglamento de Radiocomunicaciones si el cuerpo de referencia es la Tierra, es necesario garantizar la coherencia de esos valores.

En el caso de órbitas específicas, como las basadas en puntos de Lagrange, para las que el período orbital no puede calcularse simplemente mediante los valores de la altitud del apogeo y el perigeo, debe proporcionarse una explicación en un anexo a la notificación (véase la sección 2.1.8).

2.3.7 Órbita de transferencia geosíncrona (GTO)

La utilización de la órbita de transferencia geosíncrona (GTO) se ha considerado a lo largo de los últimos años para efectuar misiones de demostración de microsátélites, habida cuenta de sus numerosas posibilidades en cuanto a lanzamiento compartido. No obstante, su entorno de radiación es muy adverso (cinturón de radiación de Van Allen) y la vida útil de esas misiones puede ser bastante limitada debido a las dificultades de su entorno orbital.

2.3.8 Otras órbitas o trayectorias

Actualmente se considera la utilización de satélites pequeños, incluidos los nanosatélites, para aplicaciones de exploración espacial, en particular la interceptación de cometas y la realización de misiones científicas, por ejemplo, observatorios solares o cósmicos, principalmente como complemento de un satélite primario, a fin de beneficiarse de sus funciones de comunicación y su capacidad de propulsión, así como de un servicio de inyección en órbita al alcanzar una zona de interés o una trayectoria específica. Los satélites pequeños complementarios ofrecen un despliegue flexible y rentable de misiones espaciales, y una gran diversidad de observación desde múltiples ubicaciones, aunque con un equilibrio diferente en cuanto a precio, calidad de funcionamiento, fiabilidad o riesgo que las misiones primarias. Algunas de esas órbitas se utilizan para misiones en el espacio lejano (por ejemplo, la misión HERA a un asteroide), o de transferencia u órbita lunar, y también se prevé la realización de misiones de satélites pequeños a puntos de Lagrange, en particular los L1 y L5, regiones específicas en las que un satélite puede ser casi estable en cuanto a ubicación relativa con

respecto a la Tierra y al Sol. Otras órbitas, como la órbita de halo o la órbita de halo casi rectilínea (NRHO), también pueden utilizarse para misiones de satélites pequeños.

Los puntos de Lagrange son puntos de equilibrio para objetos de masa pequeña bajo la influencia de dos cuerpos masivos en órbita, en los que las fuerzas gravitatorias ambos cuerpos de gran tamaño y la fuerza centrífuga se equilibran mutuamente. Habida cuenta de ello, los puntos de Lagrange ofrecen una ubicación estable para los satélites, puesto que se necesitan pocas maniobras de corrección de órbita para mantenerlos en la órbita deseada. Existen cinco puntos de Lagrange posibles en el plano orbital de ambos cuerpos de gran tamaño, para cada combinación de dos cuerpos orbitales. Las órbitas habituales que utilizan puntos de Lagrange incluyen las de los sistemas Sol-Tierra y Tierra-Luna.

CAPÍTULO 3

3 Procedimientos sobre reglamentación de radiocomunicaciones para satélites pequeños

En el presente capítulo se presentan únicamente los reglamentos pertinentes de la UIT, habida cuenta de que los operadores de satélites pequeños deberán tener en cuenta asimismo los reglamentos en vigor a escala nacional.

3.1 Breve presentación de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT)

3.1.1 Reseña histórica

El primer Convenio Telegráfico Internacional fue suscrito por sus veinte miembros fundadores en París el 17 de mayo de 1865, y se constituyó la Unión Telegráfica Internacional (primer nombre de la UIT) para supervisar las enmiendas ulteriores del acuerdo.

Desde 1865, con objeto de fomentar la cooperación entre las redes internacionales de telegrafía de entonces, la UIT comenzó a desarrollar su labor antes que muchos otros organismos de normalización, y su larga y destacada historia incluye varias "primicias" importantes, como la normalización de la utilización del código Morse y las primeras redes fijas mundiales de radiocomunicaciones y telecomunicaciones. A lo largo de los años, el mandato de la Unión se ha ampliado para abarcar la invención de la telefonía vocal, el desarrollo de las radiocomunicaciones, el lanzamiento de los primeros satélites de comunicaciones y, recientemente, la era de la información basada en las telecomunicaciones.

3.1.2 Principales funciones de la UIT

La UIT fomenta la cooperación y la solidaridad internacionales en la prestación de asistencia técnica y la creación, el desarrollo y la mejora de equipos y redes de telecomunicaciones y tecnologías de la información y la comunicación (TIC) en los países en desarrollo, con el fin de facilitar y promover el desarrollo de las telecomunicaciones y las TIC. Desempeña funciones primordiales en el ámbito de las telecomunicaciones y las tecnologías de la información y la comunicación (TIC), y hace hincapié en la gestión del espectro de radiofrecuencias, la normalización de las telecomunicaciones a escala mundial, las telecomunicaciones de emergencia, el desarrollo de marcos políticos y reglamentarios para las telecomunicaciones y las TIC, la reducción de la brecha digital, la creación de capacidad y la asistencia técnica a sus Estados Miembros, al tiempo que desempeña el papel de plataforma para la cooperación y la coordinación internacionales.

3.1.3 Instrumentos jurídicos de la UIT

El régimen jurídico de la UIT, en relación con la gestión internacional de frecuencias del espectro y recursos orbitales, figura en su Constitución (CS) y su Convenio (CV), así como en el Reglamento de Radiocomunicaciones (RR) y las correspondientes Reglas de Procedimiento (RoP). Únicamente las administraciones de los países que representan a los Estados Miembros de la UIT pueden solicitar a la UIT, en su nombre o en el de un operador de satélites, la utilización de los recursos orbitales y del espectro de radiofrecuencias.

Puede ampliarse información al respecto en el sitio web de la UIT: <https://www.itu.int>

3.1.4 Miembros de la UIT

La UIT cuenta entre sus miembros con 193 Estados Miembros, más de 900 empresas de los sectores público y privado, universidades e institutos de investigación, así como entidades internacionales y regionales de telecomunicaciones, denominadas Miembros de Sector y Asociados, incluidas pequeñas y medianas empresas (PYME) e instituciones académicas.

Los miembros de la UIT representan a un grupo diverso de personas y organizaciones de gobiernos, pequeñas y grandes empresas, instituciones académicas y organizaciones internacionales de todo el mundo. Varían en cuanto a tamaño, estructura, características y objetivo. Sin embargo, con respecto a la UIT, comparten el convencimiento de la importancia que reviste la tecnología como motor para el bien. Trabajan de consuno para

forjar el futuro de las TIC, en particular los macrodatos, la tecnología 5G e Internet de las cosas, así como la inteligencia artificial, la radiodifusión y los multimedios, las ciudades inteligentes, las tecnologías de información cuántica y los sistemas de transporte inteligentes. La UIT establece normas internacionales, armoniza la utilización del espectro de radiofrecuencias y de las órbitas de satélites, y facilita el desarrollo de la infraestructura digital y la reforma de las políticas y la reglamentación.

La UIT posee tres Sectores, a saber, los de Radiocomunicaciones, Normalización de las Telecomunicaciones y Desarrollo de las Telecomunicaciones. Cada "Miembro de Sector" (sector privado o académico) corresponde al menos a uno de esos tres sectores de trabajo de la UIT.

Los Miembros de Sector pueden participar plenamente en amplios ámbitos de trabajo de la UIT, al tener derecho a participar en todas las Comisiones de Estudio del Sector de la UIT al que pertenezcan. Algunas empresas y organizaciones deciden pertenecer a más de un Sector de la UIT.

Por otro lado, las entidades que poseen un interés específico pueden participar en una única Comisión de Estudio incorporándose a la UIT en calidad de asociadas. Las pequeñas y medianas empresas (PYME) pueden participar como asociadas en cualquier Comisión de Estudio con arreglo a cuotas reducidas. Los Miembros de Sector de los países en desarrollo también se benefician de cuotas reducidas.

Las instituciones académicas, las universidades y sus correspondientes centros de investigación que se adhieran a la UIT pueden participar en los tres Sectores sobre la base de una cuota única con tarifas preferentes.

Puede ampliarse información al respecto en la siguiente página web: <https://www.itu.int/hub/membership/our-members/>

Las candidaturas para ser miembro de la UIT pueden presentarse a través de la siguiente página web:

<https://www.itu.int/hub/membership/become-a-member/>

Téngase en cuenta que conviene examinar la información en materia de beneficios, cuotas, participación y condiciones de adhesión que figura en dicha página web antes de presentar una solicitud.

3.1.4.1 Servicio de intercambio de información sobre telecomunicaciones de la UIT

El Servicio de intercambio de información sobre telecomunicaciones (TIES) es un conjunto de recursos y servicios de información en red destinado exclusivamente a los Miembros de la UIT, a título gratuito, para facilitar su participación en las actividades de la Unión.

Una cuenta de usuario con acceso TIES permite acceder a los recursos de información de la UIT, incluidas las contribuciones y otros documentos de trabajo. Para presentar notificaciones de redes de satélites a la Oficina de Radiocomunicaciones a través del sistema de presentación electrónica, es necesario disponer de una cuenta TIES (véase la sección 3.5.1.4.1).

Para acceder a las reuniones virtuales de un evento es necesario inscribirse previamente en línea. Para la mayoría de los eventos estatutarios de la UIT, también es necesario obtener la aprobación del correspondiente coordinador de inscripción.

Puede ampliar información al respecto, consulte la página web <https://www.itu.int/en/ties-services/Pages/default.aspx>.

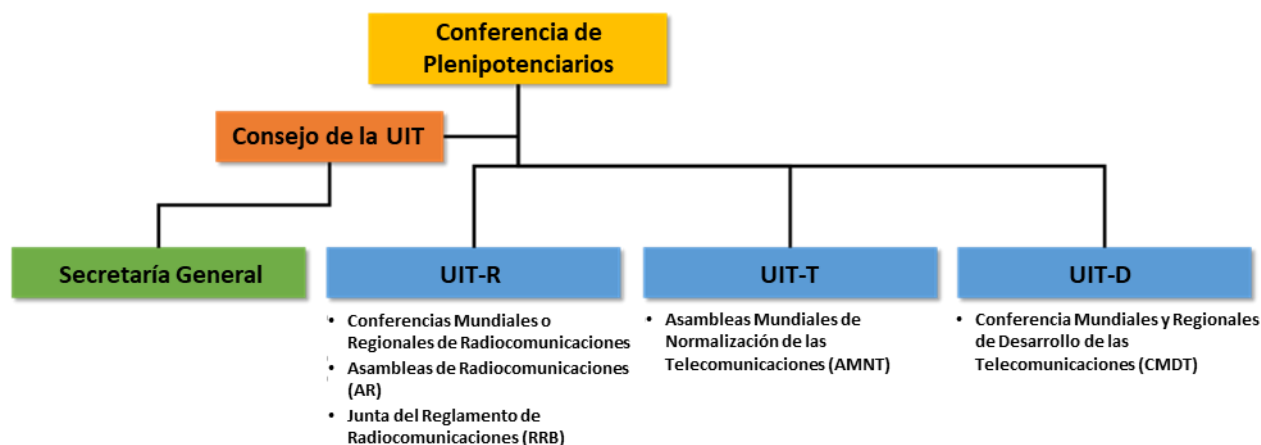
3.1.5 Estructura de la UIT

De conformidad con lo establecido en el Artículo 7 de la Constitución de la UIT, la Unión está integrada por:

- a) la Conferencia de Plenipotenciarios (PP), el órgano supremo de la Unión;
- b) el Consejo, que actúa en nombre de la Conferencia de Plenipotenciarios;
- c) las conferencias mundiales sobre telecomunicaciones internacionales;
- d) el Sector de Radiocomunicaciones (UIT-R), incluidas las conferencias mundiales y regionales de radiocomunicaciones, las Asambleas de Radiocomunicaciones (AR) y la Junta del Reglamento de Radiocomunicaciones (RRB);

- e) el Sector de Normalización de las Telecomunicaciones (UIT-T), incluidas las Asambleas Mundiales de Normalización de las Telecomunicaciones (AMNT);
- f) el Sector de Desarrollo de las Telecomunicaciones (UIT-D), incluidas las conferencias mundiales y regionales de desarrollo de las telecomunicaciones;
- g) la Secretaría General (SG).

A continuación se representa gráficamente la estructura de la UIT:



3.1.6 UIT-R

El Sector de Radiocomunicaciones tendrá como función, teniendo presente las preocupaciones particulares de los países en desarrollo, el logro de los objetivos de la Unión en materia de radiocomunicaciones enunciados en el Artículo 1 de la presente Constitución:

- garantizando la utilización racional, equitativa, eficaz y económica del espectro de frecuencias radioeléctricas para todos los servicios de radiocomunicaciones, incluidos los que utilizan la órbita de los satélites geoestacionarios u otras órbitas, a reserva de lo dispuesto en el Artículo 44 de la presente Constitución, y
- realizando estudios sin limitación de gamas de frecuencias y adoptando Recomendaciones sobre radiocomunicaciones.

El Sector de Radiocomunicaciones cumple sus funciones a través de:

- a) Conferencias mundiales y regionales de radiocomunicaciones, incluida la Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones (CMR);
 - la Reunión Preparatoria de la Conferencia (RPC), que elabora un informe refundido sobre los estudios preparatorios del UIT-R y las posibles soluciones para los puntos del orden del día de la CMR, a fin de facilitar los trabajos de las Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones.
- b) La Junta del Reglamento de Radiocomunicaciones (RRB);
 - La RRB está integrada por un máximo de doce miembros, o por un número que corresponde al 6 por ciento del número total de Estados Miembros, si este número es mayor que el primero;
 - Las funciones de la RRB consisten en:
 - aprobar las Reglas de Procedimiento (RdP), que incluyen criterios técnicos, de conformidad con el Reglamento de Radiocomunicaciones y con toda decisión que puedan adoptar las conferencias de radiocomunicaciones competentes. Dichas Reglas de Procedimiento serán utilizadas por el Director y la Oficina al aplicar el

Reglamento de Radiocomunicaciones para inscribir las asignaciones de frecuencias efectuadas por los Estados Miembros;

- considerar cualquier otro asunto que no pueda resolverse mediante la aplicación de las citadas Reglas de Procedimiento;
- toda función adicional, relacionada con la asignación y utilización de frecuencias, a tenor de lo dispuesto en el número 78 de la Constitución de la UIT, de conformidad con los procedimientos previstos en el Reglamento de Radiocomunicaciones, y según lo prescrito por una conferencia competente o por el Consejo, previa aprobación de la mayoría de los Estados Miembros, al preparar o cumplir los acuerdos de dicha conferencia.

c) Las Asambleas de Radiocomunicaciones (AR);

- Las AR son responsables de la estructura, el programa y la aprobación de estudios de radiocomunicaciones. Se celebran normalmente cada tres o cuatro años y pueden coincidir en tiempo y lugar con las Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones (CMR).

d) Comisiones de Estudio de Radiocomunicaciones (CE);

- Más de 1 500 especialistas de organizaciones y administraciones de telecomunicaciones de todo el mundo participan en los trabajos de las Comisiones de Estudio, encargadas de:
 - redactar las bases técnicas para las conferencias de radiocomunicaciones;
 - elaborar proyectos de Recomendaciones;
 - recopilar manuales.

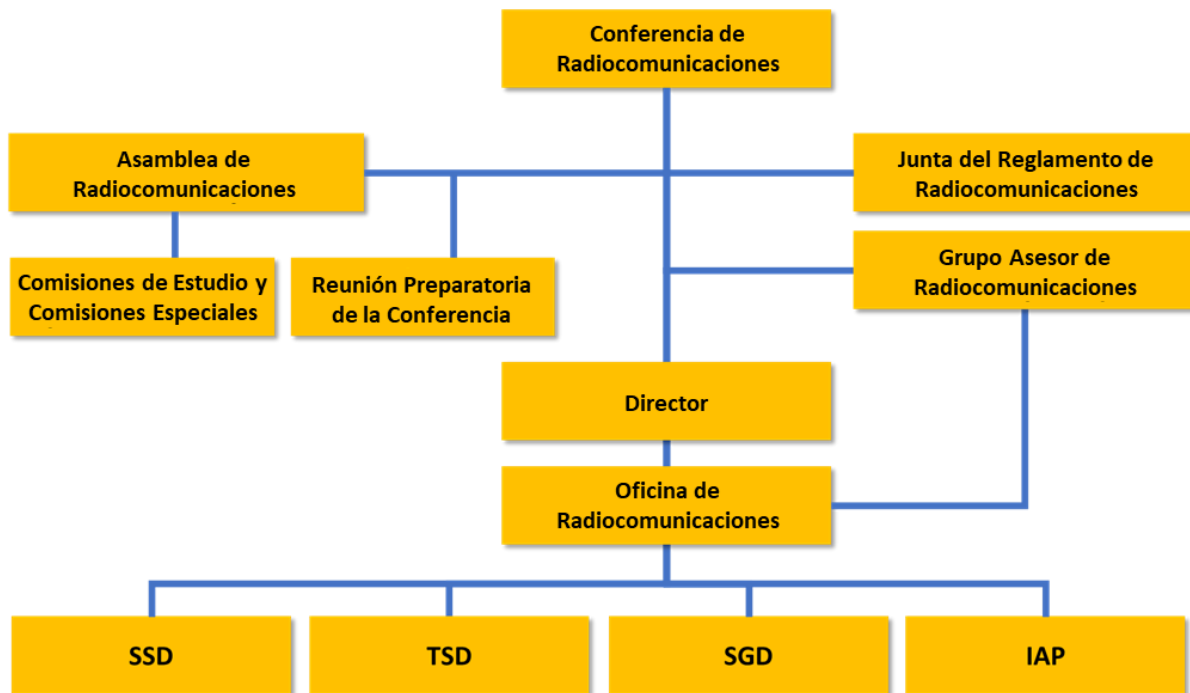
e) El Grupo Asesor de Radiocomunicaciones (GAR);

- El GAR se encarga de:
 - examinar las prioridades y estrategias adoptadas en el Sector;
 - orientar los trabajos de las Comisiones de Estudio;
 - recomendar medidas para fomentar la cooperación y la coordinación con otras organizaciones y con los demás Sectores de la UIT.
- El GAR presta asesoramiento sobre esos asuntos al Director de la Oficina de Radiocomunicaciones. La AR puede remitir al GAR asuntos específicos de su competencia (Convenio número 137A).

f) La Oficina de Radiocomunicaciones (BR), dirigida por el Director electo;

- La Oficina (BR) comprende el Departamento de Servicios Espaciales (SSD), el Departamento de Servicios Terrenales (TSD), el Departamento de las Comisiones de Estudio de Radiocomunicaciones (SGD) y el Departamento de sistemas Informáticos, Administración y Publicaciones (IAP).

La estructura del UIT-R se representa en el gráfico siguiente.

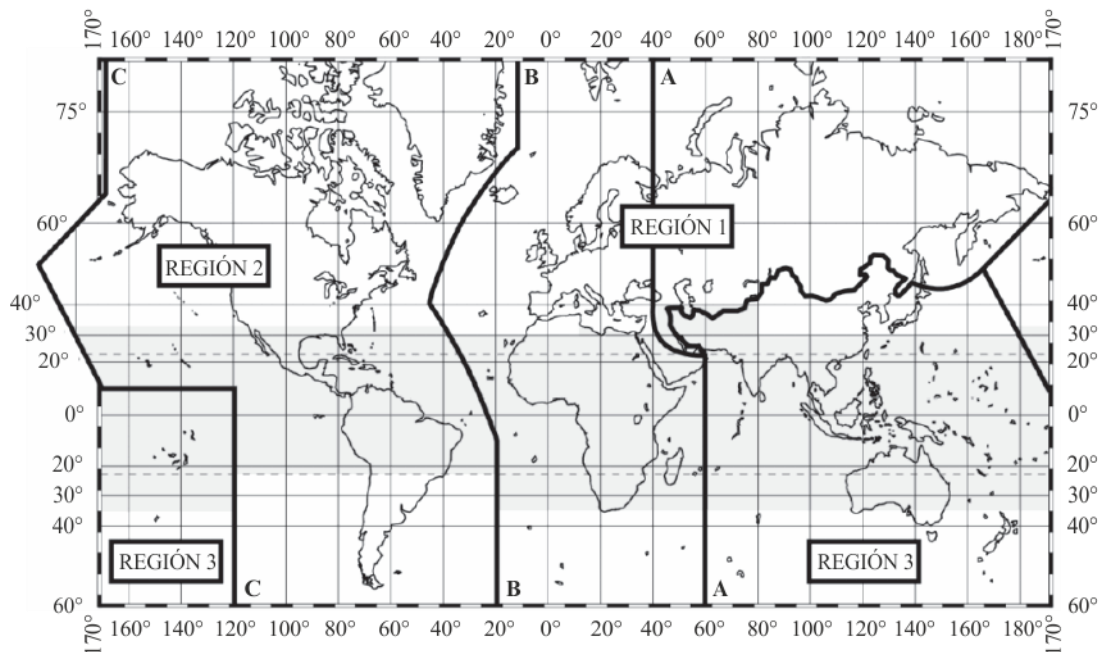


3.2 Atribución de frecuencias

Una de las cuestiones fundamentales que cabe tener en cuenta en las primeras etapas de un programa de satélites pequeños es la selección de las radiofrecuencias. Todas las frecuencias atribuidas a los servicios espaciales utilizados por satélites no OSG son aplicables asimismo a los satélites pequeños. En el Capítulo 4 se describen los servicios habituales y el espectro de radiofrecuencias que utilizan los satélites pequeños.

El Cuadro de atribución de bandas de frecuencias (Artículo 5 del RR) y los principios conexos constituyen el punto de partida para la planificación e implementación de los servicios de radiocomunicaciones. A los efectos de la atribución de frecuencias, dicho Cuadro abarca tres Regiones del mundo, como se muestra en el siguiente mapa (véase la Fig. 1) y se describe en los números 5.3 a 5.9 del RR. El actual enfoque actual se basa en una metodología de atribución por bloques con notas. La banda de frecuencias objeto de reglamentación (8,3 kHz – 3 000 GHz) se divide en bandas más pequeñas y se atribuye a más de cuarenta servicios de radiocomunicación establecidos (Artículo 1 del RR). Los servicios de radiocomunicaciones pueden atribuirse a título primario o secundario (los segundos no provocarán interferencia perjudicial a los primeros, ni reclamarán protección frente a ellos), y se utilizan notas para especificar cómo deben asignarse o utilizarse las frecuencias.

FIGURA 1
Regiones de la UIT a los efectos de atribución de frecuencias del RR



Manual sobre satélites pequeños-1

Región 1: La Región 1 incluye la zona delimitada al este por la línea A (las líneas A, B y C se definen más adelante) y al oeste por la línea B, excluido el territorio de la República Islámica de Irán, situado entre esos límites. También incluye la totalidad del territorio de Armenia, Azerbaiyán, la Federación de Rusia, Georgia, Kazajstán, Mongolia, Uzbekistán, Kirguistán, Tayikistán, Turkmenistán, Turquía y Ucrania, así como la zona al norte de la Federación de Rusia situada entre las líneas A y C.

Región 2: La Región 2 abarca la zona limitada al este por la línea B y al oeste por la línea C.

Región 3: La Región 3 comprende la zona limitada al este por la línea C y al oeste por la línea A, excepto cualquier parte del territorio de Armenia, Azerbaiyán, la Federación de Rusia, Georgia, Kazajstán, Mongolia, Uzbekistán, Kirguistán, Tayikistán, Turkmenistán, Turquía y Ucrania, así como la zona situada al norte de la Federación de Rusia. También incluye la parte del territorio de la República Islámica de Irán situada fuera de esos límites.

En el Artículo 5 del RR se proporciona información suplementaria. La Oficina ha puesto a disposición de los usuarios una útil herramienta denominada Programa informático del Cuadro de atribución de bandas de frecuencias (TFA), en el marco del Artículo 5 del RR. Dicho programa, de fácil utilización, permite a los usuarios identificar fácilmente las bandas de frecuencias asignadas a servicios espaciales específicos, y viceversa, en todas las regiones de la UIT. En la sección 3.5.5.2 se proporciona información adicional sobre el acceso a dicho programa.

3.3 Principios generales sobre utilización de los recursos de espectro y orbitales

Los Estados Miembros de la UIT deben cumplir lo dispuesto en la Constitución de la UIT, el Convenio y los reglamentos administrativos, y tomar las medidas necesarias para imponer su cumplimiento a los organismos de explotación en todas las oficinas y estaciones de telecomunicaciones establecidas o explotadas por ellos que presten servicios a escala internacional, o que puedan causar interferencia perjudicial a servicios de radiocomunicaciones de otros países.

Al asignar frecuencias a estaciones, los Estados Miembros tendrán en cuenta que esas asignaciones deberán realizarse de conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias, entre otras disposiciones del Reglamento de Radiocomunicaciones.

Cualquier red o sistema de satélites planificado debe haber sido presentado a la UIT por su Administración en la fase de diseño, antes del lanzamiento, aunque sus fines sean únicamente experimentales, a fin de obtener reconocimiento internacional, proteger sus asignaciones de frecuencias y resolver de antemano posibles dificultades, si las hubiera, para garantizar que no existirá interferencia perjudicial al desplegarse la estación espacial.

Al autorizar estaciones espaciales, las administraciones velarán por que se establezcan suficientes estaciones terrenas de telemando antes del lanzamiento, con objeto de garantizar que pueda erradicarse de inmediato toda interferencia perjudicial causada por emisiones de la estación espacial (véase el número **22.1** del RR).

Con respecto a la sostenibilidad espacial, las administraciones deberán tener la capacidad de identificar sus propias estaciones espaciales y realizar un seguimiento de las mismas para evitar riesgos a otros activos espaciales.

Habida cuenta del Cuadro de atribución de bandas de frecuencias del Artículo **5** del RR, la autoridad de gestión del espectro de frecuencias de cada Administración selecciona las frecuencias adecuadas con miras a asignarlas a las estaciones de un determinado servicio de radiocomunicaciones en cada país.

Antes de tomar la decisión definitiva de asignar una frecuencia a una estación de un determinado servicio de radiocomunicaciones, para una banda de frecuencias específica, y de conceder la correspondiente licencia, la autoridad correspondiente deberá conocer las demás condiciones por las que se rige la utilización de las frecuencias en la banda de que se trate, en particular:

- ¿Está atribuida dicha banda de frecuencias al servicio de radiocomunicación de que se trate, de conformidad con lo establecido en el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias, con arreglo al Artículo **5** del RR de la UIT?
- ¿Existen otras disposiciones del RR de la UIT que rijan la utilización de las frecuencias?
- ¿Es necesario llevar a cabo el procedimiento de coordinación antes de la notificación de la asignación o asignaciones de frecuencias de que se trate a la Oficina de Radiocomunicaciones de la UIT, o su puesta en servicio?

La inscripción de una asignación de frecuencias en el Registro con una conclusión favorable en virtud del número **11.31** del RR otorga derecho de reconocimiento internacional a la asignación. Para dicha asignación, dicho derecho conlleva que las demás administraciones deberán tenerla en cuenta al efectuar sus propias asignaciones, con el fin de evitar interferencia perjudicial (véase el número **8.3** del RR).

Se entiende por asignación de frecuencia no conforme a la asignación que no se ajuste al Cuadro de atribución de bandas de frecuencias o a las demás disposiciones del Reglamento de Radiocomunicaciones. Dicha asignación se inscribirá con fines informativos, únicamente si la administración notificante señala que se explotará con arreglo al número **4.4** del RR (véase el número **8.4** del RR y las Reglas de Procedimiento sobre el número **4.4** del RR).

Si la utilización de una asignación de frecuencias que no cumpla lo dispuesto en el número **11.31** del RR provoca interferencia perjudicial a la recepción de una estación cuya asignación se ajusta a lo dispuesto en dicho número **11.31** del RR, la estación que utilice la primera asignación de frecuencias deberá suprimir de inmediato esa interferencia perjudicial en cuanto reciba aviso de ello (véase el número **8.5** del RR).

Por otro lado, si el organismo que explota el sistema de satélites no figura aún en los Cuadros 12A/12B del Prefacio de la BR IFIC (Servicios espaciales), deberá facilitarse su nombre a través de la Administración correspondiente, y la Oficina asignará un nuevo símbolo y actualizará el Prefacio en consecuencia. También se recomienda que se faciliten a la Oficina los datos de contacto de dicho organismo encargado de la explotación.

La utilización de algunas bandas de frecuencias y servicios para las redes de satélites puede estar sujeta a procedimientos de coordinación, como se establece en las Secciones II o IA del Artículo **9** del RR, respectivamente. Antes de que las asignaciones de frecuencias de las redes de satélite sujetas a coordinación

puedan inscribirse en el Registro, deben someterse al proceso de coordinación. Los procedimientos reglamentarios relativos a las redes de satélites sujetas a coordinación difieren de los de las redes de satélites no sujetas a coordinación, y se describen en los apartados siguientes.

3.4 Redes de satélites sujetas a coordinación

Los procedimientos de coordinación oficiales figuran en la Sección II del Artículo 9 del RR. Con objeto de determinar si una banda de frecuencias o un servicio utilizado por una red de satélites no OSG están sujetos a dichos procedimientos, cabe consultar el Reglamento de Radiocomunicaciones, en particular los números del Cuadro de atribución de bandas de frecuencias en el marco del Artículo 5 del RR.

Por lo general, las redes de satélites geoestacionarios (OSG) están sujetas a coordinación en virtud de la Sección II del Artículo 9 del RR, salvo que la utilización de enlaces entre satélites de una estación espacial geoestacionaria que se comunique con una estación espacial no geoestacionaria que no esté sujeta al procedimiento de coordinación requiera la aplicación del procedimiento de publicación anticipada.

Los procedimientos de coordinación, más habituales para las redes de satélites no geoestacionarios, se identifican por referencia a los números 9.21 y 9.11A del RR (incluidas las subdisposiciones relativas a los números 9.12 y 9.12A del RR), sobre la base de una nota en el Artículo 5 del RR.

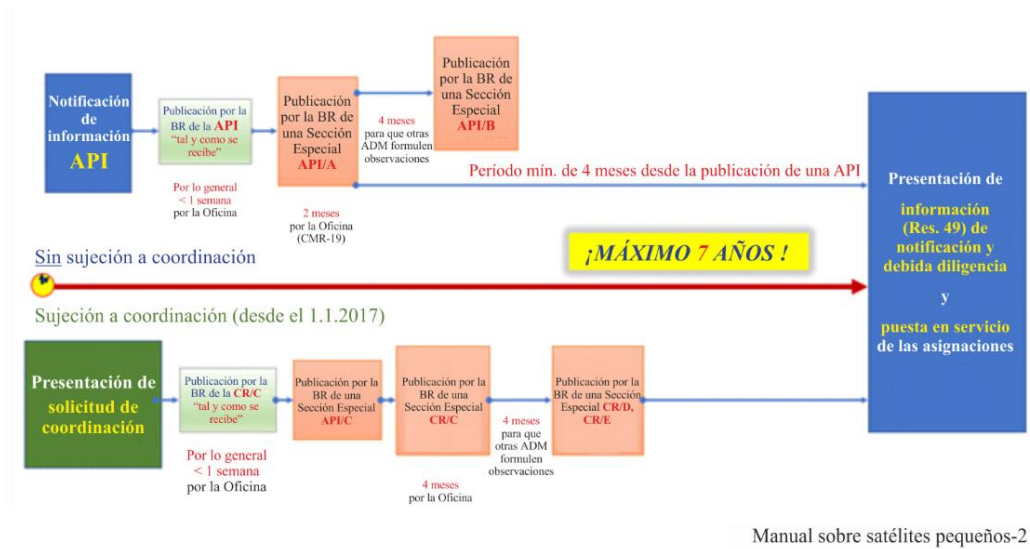
- El número 5.364 del RR constituye un ejemplo de ello: "La utilización de la banda 1 610-1 626,5 MHz por el servicio móvil por satélite (Tierra-espacio) y por el servicio de radiodeterminación por satélite (Tierra-espacio) está sujeta a coordinación en virtud del número 9.11A".
- El número 5.286 del RR constituye otro ejemplo: "La banda 449,75-450,25 MHz puede utilizarse para el servicio de operaciones espaciales (Tierra-espacio) y el servicio de investigación espacial (Tierra-espacio), a reserva de obtener el acuerdo que se indica en el número 9.21".

Cabe señalar que la coordinación con arreglo al número 9.11A del RR (incluidos los números 9.12 y 9.12A del RR) no sólo es necesaria para el servicio especificado en la nota, sino también para otros servicios que tienen atribuciones en igualdad de derechos (véanse las Reglas de Procedimiento relacionadas con el número 9.11A del RR). A título de referencia rápida, en el Cuadro 9.11A-1 de las Reglas de Procedimiento se enumeran todas las bandas de frecuencias, sentidos de transmisión y servicios sujetos al número 9.11A del RR.

3.5 Conjunto de procedimientos reglamentarios de la UIT

A continuación se ilustra el conjunto de procedimientos reglamentarios de la UIT:

FIGURA 2
Conjunto de procedimientos reglamentarios de la UIT



En la sección 3.5.1 se describen los procedimientos de notificación de redes de satélite no sujetas a coordinación en virtud de la Sección II del Artículo 9 del RR, al tiempo que en la sección 3.5.2 se describen los procedimientos de notificación de redes de satélite sujetas a coordinación en virtud de dicha Sección II del Artículo 9 del RR.

3.5.1 Procedimientos relativos a redes de satélite no sujetas a coordinación

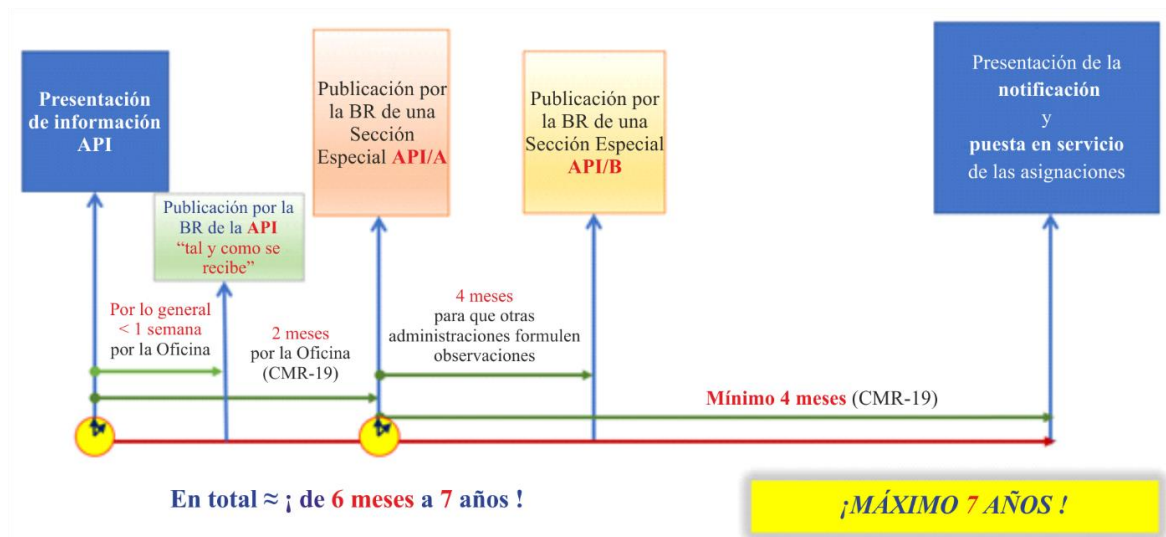
Los satélites pequeños suelen estar diseñados para utilizar bandas de frecuencia que no están sujetas a coordinación.

En la CMR-15 de la UIT se suprimió la presentación de información de publicación anticipada (API) para los sistemas de satélite sujetos al procedimiento de coordinación de la Sección II del Artículo 9 del RR por las administraciones, y en consecuencia, se modificaron las disposiciones relativas a los números 9.1 y 9.2, siendo la disposición relativa al número 9.2B aplicable únicamente a API para los sistemas de satélite que no están sujetos a dicho procedimiento de coordinación de la Sección II del Artículo 9 del RR.

En la Fig. 3 siguiente se describen las etapas del proceso de notificación de API de la UIT aplicables a bandas de frecuencias y servicios no sujetos al procedimiento de coordinación con arreglo a la Sección II del Artículo 9 del RR.

FIGURA 3

Proceso de notificación de la UIT para redes de satélite no sujetas a coordinación



Manual sobre satélites pequeños-3

Como se representa en la Fig. 3, una vez que la Oficina de Radiocomunicaciones de la UIT recibe una presentación de API, la publicará "tal y como la haya recibido" en un breve período de tiempo, por lo general, en el plazo de una semana, a través del sistema de presentación electrónica *e-Submission* (como se describe en la sección 3.5.1.4 del presente manual), y posteriormente publicará una sección especial API/A completa en el plazo de dos meses a partir de la fecha oficial de recepción de la notificación, si no existe ninguna necesidad de aclaración por la administración notificante (véase la información pormenorizada al respecto en las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad).

Tras la publicación de la sección especial API/A, toda administración que considere que puede producirse interferencia inaceptable a sus redes o sistemas de satélite, existentes o previstos, deberá formular una observación a la administración notificante, y enviar una copia de la misma a la Oficina, en un plazo de cuatro meses a partir de la fecha de publicación de la sección especial.

La Oficina de Radiocomunicaciones de la UIT publicará posteriormente una sección especial API/B en la que se incluirán todas las observaciones recibidas, de conformidad con los números **9.3.1** y **9.5** del RR.

Toda asignación de frecuencias a una estación transmisora y a sus correspondientes estaciones receptoras, salvo las que figuran en los números **11.13** y **11.14** del RR, deberá notificarse a la Oficina y ponerse en servicio en un plazo de siete años a partir de la fecha de recepción de la información íntegra de la API.

En la fase de notificación, la información será examinada por la Oficina con arreglo al número **11.31** del RR (véase la sección 3.5.4).

3.5.1.1 Presentación de información para publicación anticipada

Para los sistemas no sujetos a coordinación, son aplicables las disposiciones del Artículo **9** del RR, subsección IA (*Publicación anticipada de información relativa a las redes o sistemas de satélites que no están sujetos a coordinación con arreglo al procedimiento de la Sección II*), y la presentación de información de publicación anticipada (API) a la Oficina será un procedimiento obligatorio con arreglo al número **9.1** del RR. Dicha información será tramitada por la Oficina y publicada en una sección especial API/A de la BR IFIC de la UIT.

A raíz de la revisión del Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT que entró en vigor el 1 de abril de 2017, ya no es necesario presentar API para las redes de satélites OSG sujetas a coordinación. De conformidad con el número **9.1A** del RR, la Oficina pondrá a disposición la información de publicación anticipada para

dichas redes de satélite sobre la base de la información presentada para una solicitud de coordinación y la publicará en una sección especial API/C de la BR IFIC de la UIT.

La mayor parte de las presentaciones API para redes de satélites no sujetas a coordinación son redes de satélites no geoestacionarios (no OSG).

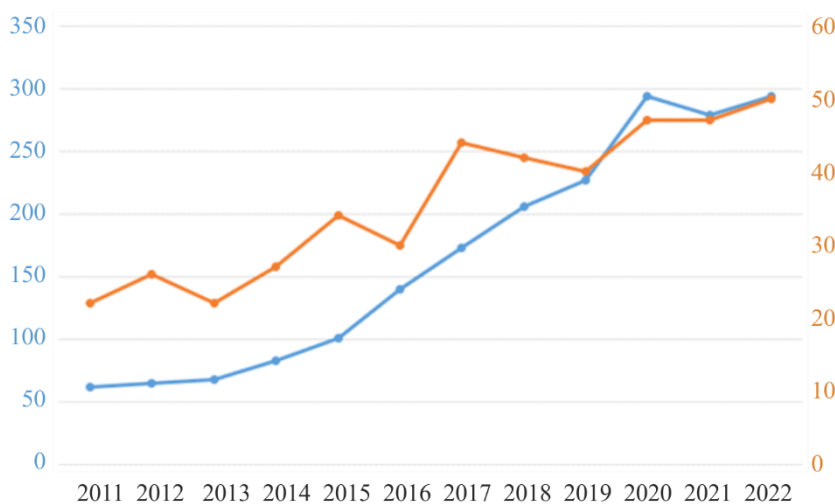
En el caso de las redes de satélites geoestacionarios que utilicen enlaces entre satélites de una estación espacial geoestacionaria que se comuniquen con una estación espacial no geoestacionaria que no estén sujetas al procedimiento de coordinación, las características relativas al Apéndice 4 del RR que deben facilitarse para la información de publicación anticipada (API) en la BR IFIC serán las mismas que las que se enumeran para la coordinación de una red de satélites geoestacionarios (OSG).

3.5.1.1.1 Evolución del número de presentaciones API no OSG

A lo largo de los últimos años se ha registrado un aumento sustancial del número de presentaciones API para redes de satélites no geoestacionarios que no están sujetas a procedimientos de coordinación. Si bien el número de esas presentaciones ha aumentado levemente desde 2011, el ritmo al que lo ha hecho desde 2015 es mayor, y actualmente la BR de la UIT recibe seis veces más que en 2011. Se prevé que ese aumento de aproximadamente 50 solicitudes en 2011 a casi 300 por año desde 2020 siga siendo cada vez mayor. Por otro lado, el número de administraciones que presentan información API para sistemas no OSG también ha aumentado de forma ininterrumpida, y el número de administraciones que lo hacen desde 2020 duplica el de las que lo hacían en 2011 (véase la Fig. 4).

FIGURA 4

Presentación de API no OSG para redes o sistemas de satélites no sujetos a coordinación



Eje izquierdo – Número de API no OSG recibidas por año
Eje derecho – Número de administraciones notificantes por año

Manual sobre satélites pequeños-4

En mayo de 2023, noventa administraciones habían presentado API a la Oficina, lo que representa un número sustancial de Estados Miembros que poseen satélites en el espacio o tienen previsto lanzarlos al mismo. Además, hay algunas API para constelaciones de satélites presentadas por una administración en nombre de otras administraciones. También se han presentado API en relación con la Luna, el Sol, Júpiter, Venus o Marte, no sólo la Tierra, como cuerpos celestes de referencia, así como en relación con el espacio lejano.

3.5.1.2 Información necesaria para una API

La información de publicación anticipada (API) incluye, por lo general:

- una base de datos de notificaciones que contenga la información necesaria en virtud del Apéndice 4 del RR, obtenida por medio del software SpaceCap de la BR;
- una base de datos GIMS que contenga información gráfica obtenida mediante el programa informático de gestión gráfica de la interferencia (GIMS);
- adjuntos o notas pertinentes.

3.5.1.2.1 Base de datos de notificaciones SNS y base de datos de diagramas GIMS

La información API que debe proporcionarse figura en el Apéndice 4 del RR y ha de presentarse en formato electrónico a la Oficina (véase la Resolución 55 (Rev.CMR-19)). El formato de presentación corresponde al de la base de datos SNS especificado en el Prefacio a la BR IFIC (Servicios espaciales) (<https://www.itu.int/en/ITU-R/space/Pages/prefaceMain.aspx>) para las características de las asignaciones de frecuencias, y al formato GIMS mdb para la información gráfica.

Con objeto de ayudar a las administraciones a obtener la información necesaria para una API y validar la exhaustividad de los datos, la Oficina ha puesto a su disposición las siguientes herramientas informáticas: SpaceCap, GIMS y BRSIS-Validation. Dichas herramientas pueden descargarse a través de la página web que figura a continuación:

<https://www.itu.int/en/ITU-R/software/Pages/space-network-software.aspx>

Las administraciones deben utilizar la versión más reciente del software de obtención de datos SpaceCap de la BR para obtener información de la base de datos de notificaciones en formato SNS, y la versión más reciente del software GIMS (Sistema gráfico de gestión de la interferencia) de la BR para obtener información de la base de datos de diagramas en formato GIMS.

3.5.1.2.2 Diagrama de radiación de antenas

Con respecto a la base de datos de diagramas en formato GIMS, debe incluirse la información importante sobre el diagrama de radiación de antena para todas las notificaciones no OSG, todos los haces y todas las estaciones terrenas conexas, y puede presentarse como:

- un ID de diagrama, disponible en la APL en línea, a partir de la base de datos de notificaciones SNS a través de SpaceCap (disponible en <https://www.itu.int/en/ITU-R/software/Pages/ant-pattern.aspx>), o
- un diagrama en la base de datos GIMS

Si ninguna de las dos opciones anteriores es viable, el diagrama de antena puede proporcionarse como ecuaciones y fórmulas. Si se considera que cumple las normas mencionadas a continuación, la Oficina le asignará un ID de diagrama y lo inscribirá en la base de datos de notificaciones SNS para su publicación.

Véase también la sección 3.5.4.1.2.

Reglas generales sobre diagramas de antena presentados como imágenes o ecuaciones y fórmulas

Con objeto de presentar las características de los diagramas de radiación de antena para una estación espacial y su correspondiente estación terrena, cabe consultar la información pormenorizada que se proporciona al respecto en la Biblioteca de diagramas de antena (APL), disponible en la página web <http://www.itu.int/en/ITU-R/software/Pages/ant-pattern.aspx>. A tal efecto, puede seleccionarse un ID de diagrama de antena adecuado en la APL e introducirlo en la base de datos de notificaciones SNS, de ser posible.

No obstante, si no figura ningún diagrama de antena en la APL para describir adecuadamente la antena utilizada para la red de satélites, el usuario debe presentar el diagrama de antena como un diagrama, que se presentará en un formato de datos gráficos compatible con el programa informático de obtención de datos GIMS (sistema de gestión gráfica de la interferencia) de la BR, de conformidad con la Resolución 55 (Rev.CMR-19).

Al presentar diagramas de radiación de antena como imágenes, deben tenerse en cuenta las directrices enumeradas a continuación. Un diagrama de radiación de antena presentado que no sea un ID de diagrama definido en la APL, debe cumplir los siguientes requisitos:

- el diagrama de radiación copolar de la antena debe trazarse como la ganancia de la antena (dBi) en función del ángulo fuera del eje en grados;
- la ganancia de la antena debe definirse para todos los ángulos fuera del eje comprendidos entre 0 y 180 grados;
- la ganancia máxima de antena copolar debe corresponder a la ganancia máxima de antena respectiva para el mismo haz y la correspondiente estación terrena, tal como figura en la base de datos de notificaciones;
- para cualquier ángulo fuera del eje, sólo debe definirse un valor de ganancia.

3.5.1.3 Comprobación previa a la presentación

Antes de la presentación, la administración deberá ejecutar la versión más reciente del programa informático BRSIS-Validation, a fin de realizar una validación cruzada entre la base de datos de notificaciones electrónicas y la base de datos en formato GIMS, y garantizar que toda la información obligatoria especificada en el Apéndice 4 del RR figura en ambas bases de datos. Si existiera algún error relevante, deberá corregirse antes de su presentación a la Oficina.

Si los errores relevantes identificados mediante el programa BRSIS-Validation no pudieran subsanarse, la administración podrá solicitar asistencia a la Oficina en la carta de presentación que acompañe a la presentación (o antes de la misma por correo electrónico a la dirección brmail@itu.int).

Si una notificación no se valida con arreglo a la versión más reciente del programa BRSIS-Validation, es posible que falte información obligatoria o que el formato de los datos sea incorrecto. Si la Oficina constata esa deficiencia tras la recepción de la notificación, de conformidad con los §§ 3.5 a 3.8 de las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad, dicha notificación podrá considerarse incompleta, y la Oficina no establecerá ninguna fecha oficial de recepción de la notificación. Sólo se establecerá una nueva fecha oficial de recepción una vez que se haya recibido la información de manera íntegra.

3.5.1.4 Presentación a la BR

De conformidad con las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad, el archivo mdb de notificación electrónica definitivo en formato SNS, junto con la base de datos en formato GIMS y, en su caso, anexos adicionales, se presentarán a través del sistema de presentación en línea de la Oficina *e-Submission of satellite network filings* (presentación electrónica de notificaciones de redes de satélites), disponible en <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/e-submission> (véase la sección 3.5.1.4.1 para ampliar información).

Las notificaciones que se presenten a través de dicho sistema de presentación electrónica para servicios espaciales no requieren ninguna confirmación específica por facsímil o correo. No obstante, conviene adjuntar una carta de presentación al transmitir la notificación, a fin de destacar aspectos pertinentes relativos a la misma, en particular, información sobre el organismo encargado de la explotación o la dirección a la que debe remitirse la factura para la recuperación de costes.

Antes de presentar notificaciones electrónicas a la Oficina, las administraciones deberán ejecutar la versión más reciente del programa informático BR-SIS-Validation de la BR (disponible en <http://www.itu.int/ITU-R/software/space>), con el fin de identificar posibles errores relevantes y corregir todos los errores identificados en relación con las notificaciones antes de que se presenten a la Oficina, de conformidad con el § 3.4 de las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad.

Si se ha obtenido información gráfica en la base de datos GIMS, por ejemplo el diagrama de radiación de antena, debe comprobarse la validación cruzada de los datos gráficos con respecto a los datos SNS para una red determinada, por medio de la versión más reciente del programa informático BR-SIS-Validation de la BR.

En la página web de presentación de información gráfica que figura a continuación figura una guía para la obtención de diagramas y archivos adjuntos sobre redes no OSG mediante los programas informáticos de la BR SpaceCap y BR-SIS Validation:

www.itu.int/go/space/non-GSO/graphical-submission

La API que se haya presentado de forma satisfactoria a la Oficina se publicará dentro de un breve plazo de tiempo "tal y como se ha recibido" a través del sistema de presentación electrónica de la página web de la UIT.

3.5.1.4.1 Sistema de presentación electrónica

Como se reseña en la sección 3.5.1.4, de conformidad con las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad, en vigor desde el 1 de agosto de 2018, todas las notificaciones con arreglo a los Artículos 9 y 11 del RR, los Apéndices 30, 30A y 30B del RR y las Resoluciones 49 (Rev.CMR-19), 552 (Rev.CMR-19) y 553 (Rev.CMR-15), o las observaciones de SpaceCom relativas a la BR IFIC, deben presentarlas las administraciones notificantes a la Oficina mediante la interfaz web de la UIT del sistema de presentación electrónica de notificaciones de redes de satélites: <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/e-submission>.

Dicho sistema comprende seis categorías de funciones de usuario:

- (1) Gestor de administración,
- (2) Usuario de administración,
- (3) Gestor de operador,
- (4) Usuario de operador,
- (5) Gestor de organización intergubernamental de satélites,
- (6) Usuario de organización intergubernamental de satélites.

Para cada administración, la Oficina es responsable de inscribir la función de gestor de administración, por medio de una solicitud oficial de la administración. Dicho gestor de administración, una vez que lo haya inscrito la Oficina, podrá inscribir otros usuarios de administración y cuentas de usuario para operadores.

Únicamente los gestores de administración y los usuarios de administración podrán enviar notificaciones de satélites a la Oficina. Los usuarios de operador y de organización intergubernamental de satélites (IGSO) sólo podrán enviar notificaciones a la administración.

En la página web <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/e-submission/Pages/User-categories.aspx> se amplía información sobre cada permiso de cuenta de usuario

Por motivos de seguridad, el acceso al sistema de presentación electrónica de notificaciones de redes de satélites está restringido únicamente a usuarios TIES inscritos. En la sección 3.1.4.1 se proporciona información pormenorizada relativa a los servicios TIES de la UIT. Por lo general, es necesaria una cuenta TIES para transmitir la notificación como operador a través del citado sistema a la administración, y posteriormente la administración podrá validar la presentación y presentarla a la UIT. La cuenta TIES deberá ser autorizada por la administración del país de que se trate. Únicamente los miembros de la UIT pueden poseer una cuenta TIES.

Para tener acceso al sistema, las administraciones deben designar en primer lugar un gestor de administración con cuenta TIES con respecto a la Oficina por medio del sistema de comunicación electrónica que figura en la dirección web <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/e-submission>, o por facsímil (+41 22 730 5785). Dicho gestor podrá autorizar posteriormente el acceso al sistema a otros usuarios de administración, gestores de operador y usuarios de operador.

Se invita a las administraciones y a las organizaciones intergubernamentales de satélites que aún no hayan establecido la lista inicial de una o varias personas (o entidades) designadas para la función de gestor de administración o de gestor de organización intergubernamental de satélites, a que lo hagan y comuniquen esa información por vía electrónica a la Oficina a través de la página web <https://www.itu.int/ITU-R/go/space-communications> o por correo electrónico mediante la dirección brmail@itu.int, indicando el nombre de la persona designada y su cargo, dirección de correo electrónico, número de teléfono y nombre de usuario TIES.

Cabe tener en cuenta que sólo los organismos de explotación que figuran en el Cuadro 12A/12B del Prefacio de la BR IFIC (Servicios espaciales) pueden obtener cuentas de operador. Si el organismo de explotación no figura en dicho cuadro, la administración puede solicitar su inclusión a la Oficina indicando el nombre del organismo de explotación y las direcciones de contacto pertinentes, en particular dirección postal y dirección

electrónica, por correo electrónico a la dirección brmail@itu.int o a través del sistema de comunicación electrónica *e-Communications* que figura en <https://www.itu.int/ITU-R/go/space-communications>.

De forma análoga, únicamente las organizaciones intergubernamentales de satélites que figuran en el Cuadro 2 del Prefacio de la BR IFIC (Servicios espaciales) pueden obtener cuentas de usuario IGSO.

3.5.1.4.2 Sistema de comunicación electrónica

El sistema de comunicación electrónica *e-Communications* es una plataforma de comunicación en línea que permite a las administraciones y a la Oficina enviar y recibir correspondencia administrativa relacionada con los servicios espaciales a través de una interfaz en línea, en lugar de utilizar a tal efecto correo electrónico o facsímil. Dicho sistema lo desarrolló la Oficina en virtud de la Resolución **907 (Rev. CMR-15)** y está disponible en <https://www.itu.int/ITU-R/go/space-communications>.

Todos los usuarios deben utilizar una cuenta de usuario específica para acceder al sistema.

El sistema *e-Communications* incluye dos tipos de función de usuario: (1) gestor de administración, y (2) usuario de administración. En futuras versiones del sistema se añadirán otros tipos de usuario.

A este respecto, se invita a las administraciones que aún no hayan realizado su inscripción a que comuniquen a la Oficina a través de la dirección de correo electrónico brmail@itu.int la lista inicial de una o varias personas (o entidades) designadas para la función de gestor de administración, indicando el nombre de la persona y su cargo, dirección de correo electrónico, número de teléfono y nombre de usuario TIES.

Cabe tener en cuenta que la Oficina es la única entidad responsable de inscribir cuentas relativas a la función de gestor de administración. Dicho gestor podrá otorgar acceso al sistema *e-Communications* a otros usuarios de administración.

Por motivos de seguridad, el acceso a dicho sistema de comunicación electrónica está restringido exclusivamente a usuarios TIES inscritos.

Se proporciona información más detallada sobre el sistema *e-Communications* en la Carta Circular CR/450 de la BR de 25 de octubre de 2019 y en la página web <https://www.itu.int/ITU-R/go/space-communications>.

3.5.1.5 Admisibilidad de notificaciones

A continuación se enumeran algunos aspectos adicionales en materia de comprobación de la admisibilidad de notificaciones:

- Las bandas de frecuencias y los servicios incluidos en la API no deben estar sujetos a coordinación; si ello no es así, la Oficina informará al respecto a la administración de que se trate para que los presente de forma independiente como solicitud de coordinación.
- Si una notificación no contiene toda la información obligatoria que figura en el Apéndice 4 del RR, la tramitación ulterior de la notificación quedará en suspenso y no se establecerá una fecha de recepción hasta que se reciba la información que falta.
- Si se ha presentado toda la información obligatoria, pero se precisan aclaraciones adicionales sobre su exactitud, la Oficina solicitará a la administración notificante que facilite esas aclaraciones en un plazo de 30 días.
- Si se recibe la información de forma completa y correcta dentro de dicho plazo de 30 días, se mantendrá la fecha inicial de recepción; de lo contrario, se establecerá una nueva fecha de recepción cuando se reciba la información requerida.
- Cuando la Oficina haya determinado que se ha recibido la información de forma completa y correcta, publicará la correspondiente sección especial API/A en la BR IFIC en un plazo de dos meses.

3.5.1.6 Publicación de una sección especial API/A

La publicación de una sección especial API/A contiene información para publicación anticipada relativa a una red de satélites planificada, de conformidad con lo dispuesto en el número **9.2B** del RR.

La descripción de la información incluida en dicha publicación figura en la página web siguiente:

<http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/>

A continuación se proporciona, a título de ejemplo, un resumen de una publicación no OSG en una sección especial API/A:



UNION INTERNATIONALE DES TÉLÉCOMMUNICATIONS
BUREAU DES RADIOCOMMUNICATIONS

INTERNATIONAL TELECOMMUNICATION UNION
RADIOCOMMUNICATION BUREAU

UNIÓN INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES
OFICINA DE RADIOCOMUNICACIONES

© I.T.U.

RÉSEAU À SATELLITE SATELLITE NETWORK RED DE SATELITE		JANUS-1		SECTION SPÉCIALE N° SPECIAL SECTION No. SECCIÓN ESPECIAL N.º		API/A/13036	
				BR IFIC / DATE BR IFIC / DATE BR IFIC / FECHA		2969 / 19.04.2022	
ADM. RESPONSABLE RESPONSABLE ADM. ADM. RESPONSABLE	D	LONGITUDE NOMINALE NOMINAL LONGITUDE LONGITUD NOMINAL	NGSO	NUMÉRO D'IDENTIFICATION IDENTIFICATION NUMBER NÚMERO DE IDENTIFICACIÓN		122545048	
RENSEIGNEMENTS REÇUS PAR LE BUREAU LE / INFORMATION RECEIVED BY THE BUREAU ON / INFORMACIÓN RECIBIDA POR LA OFICINA EL						10.03.2022	

Ces renseignements reçus par le Bureau des radiocommunications, en application du numéro 9.1/9.2 du Règlement des radiocommunications, sont publiés conformément au numéro 9.2B.

This information, received by the Radiocommunication Bureau pursuant to No.9.1/9.2 of the Radio Regulations, is published in accordance with No. 9.2B.

Esta información, recibida por la Oficina de Radiocomunicaciones con arreglo al número 9.1/9.2 del Reglamento de Radiocomunicaciones, se publica de acuerdo con lo dispuesto en el número 9.2B.

Une administration qui estime que des brouillages inacceptables risquent d'être causés à ses réseaux ou à ses systèmes à satellites existants ou en projet communique à l'administration qui a demandé la publication des renseignements ses observations, avec copie au Bureau des radiocommunications, dans le délai indiqué ci-après.

Any administration which believes that unacceptable interference may be caused to its existing or planned satellite networks or systems shall communicate its comments to the publishing administration, with a copy to the Radiocommunication Bureau, by the deadline indicated below.

Cualquier administración que estime que se podría causar interferencia perjudicial a sus redes o sistemas de satélites existentes o planificados deberá comunicar sus comentarios a la administración que publica, con copia a la Oficina de Radiocomunicaciones, en el plazo que se indica más abajo.

DATE LIMITE POUR LA RÉCEPTION DES COMMENTAIRES EXPIRY DATE FOR THE RECEIPT OF COMMENTS FECHA LÍMITE PARA LA RECEPCIÓN DE LOS COMENTARIOS	19.08.2022
--	------------



国际电信联盟
无线电通信局

МЕЖДУНАРОДНЫЙ СОЮЗ ЭЛЕКТРОСВЯЗИ
БЮРО РАДИОСВЯЗИ

الاتحاد الدولي للاتصالات
مكتب الاتصالات الراديوية

© I.T.U.

卫星网络 СПУТНИКОВАЯ СЕТЬ الشبكة الساتلية		JANUS-1		特节编号 СПЕЦИАЛЬНАЯ СЕКЦИЯ № القسم الخاص رقم		API/A/13036	
				无线电通信局国际频率信息通报 / 日期 ИФИК БР / ДАТА النشرة الإعلامية الدولية للترددات / وقتها وتاريخها		2969 / 19.04.2022	
负责主管部门 ОТВЕТСТВЕННАЯ АДМ. الإدارة المسؤولة	D	标称经度 НОМИНАЛЬНАЯ ДОЛГОТА خط الطول الاسمي	NGSO	识别号 ИДЕНТИФИКАЦИОННЫЙ НОМЕР رقم تعريف الهوية		122545048	
通信局收到资料的日期 / ДАТА ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ БЮРО / معلومات استلمها المكتب في						10.03.2022	

无线电通信局根据《无线电规则》第9.1/9.2款收到的该资料将按照9.2B款得到公布。

Данная информация, полученная Бюро радиосвязи в соответствии с п.9.1/9.2 Регламента радиосвязи, публикуется в соответствии с п. 9.2B.

اسم مكتب الاتصالات الراديوية هذه المعلومات بموجب الرقم 2.9/1.9 من لوائح الراديو، وتُشر هذه المعلومات طبقاً للرقم 9.2B.

如果任何主管部门认为对其现有的或规划的卫星网络或系统可能产生无法接受的干扰，请在下述截止日期前将其意见寄送公布主管部门，副本抄送无线电通信局。

Любая администрация, которая считает, что ее существующим или планируемым спутниковым сетям или системам могут быть причинены неприемлемые помехи, должна направить свои замечания публикующей администрации с копией Бюро радиосвязи к указанному ниже предельному сроку.

كل إدارة ترى أن تداخلات غير مقبولة قد تؤثر في شبكتها أو أنظمة الساتلية، الموجود منها أو المخطط له، عليها أن ترسل تعليقاتها إلى الإدارة التي طلبت النشر مع نسخة منها إلى مكتب الاتصالات الراديوية قبل الموعد النهائي للمين أدناه.

接收意见的截止日期： ПРЕДЕЛЬНАЯ ДАТА ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАМЕЧАНИЙ: الموعد النهائي لاستلام التعليقات	19.08.2022
--	------------

On trouvera la description des éléments de données utilisés dans les publications dans le document: - ItemsDescription_F.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/	The description of the data items used in the publications can be found in the document: - ItemsDescription_E.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/	La descripción de los datos empleados en las publicaciones figura en el documento: - ItemsDescription_S.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/
出版物中使用的数据项说明，见文件： - ItemsDescription_C.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/	Описание элементов данных, используемых в данной публикации, содержится в документе: - ItemsDescription_R.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/	يمكن الاطلاع على وصف عناصر المعطيات المستعملة في المنشورات في الوثيقة: ItemsDescription_A.pdf http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/

API/A/13036										
SECTION SPECIALE / SPECIAL SECTION / SECCIÓN ESPECIAL / 特节 / СПЕЦИАЛЬНАЯ СЕКЦИЯ / القسم الخاص										
A	A1a Sat. Network	JANUS-1	A1f1 Notif. adm.	D	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	10.03.2022	BR20 BR IFIC no.	2969
BR6a/BR6b Id. no.		122545048	BR3a Provision reference		9.1/IA	BR2 Adm. serial no.				

Résumé / Summary / Resumen / 綜述 / Резюме / خلاصة

Article 9, sous-section IA / Article 9, sub-section IA / Artículo 9, sub-sección IA / المادة 9، القسم الفرعي IA
 第9条第1A分节 / Статья 9, подраздел IA /

B1a Beam designation	B2 Emi-Rcp	BR8 Action code	BR7a Group id.	BR9 Action code	BR47 Frequency band (MHz)	BR62 Expiry date for bringing into use	C4a Class of station
SRX	R		122618336		2040 - 2055	10.03.2029	ET, EW
STX	E		122618335		2240 - 2255	10.03.2029	ET, EW
XTX	E		122618334		8025 - 8400	10.03.2029	EW

API/A/13036										
SECTION SPECIALE / SPECIAL SECTION / SECCIÓN ESPECIAL / 特节 / СПЕЦИАЛЬНАЯ СЕКЦИЯ / القسم الخاص										
A	A1a Sat. Network	JANUS-1	A1f1 Notif. adm.	D	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	10.03.2022	BR20 BR IFIC no.	2969
BR6a/BR6b Id. no.		122545048	BR3a Provision reference		9.1/IA	BR2 Adm. serial no.			SRX	R

A1f2 Submitted on behalf

A1g Short Mission Duration Res 32 N Y

A4b1 No. of orbital planes A4b2 Ref. body

A4b1a Constellation N I A4b1b Configuration type A4b1c Number of sub-sets mutually exclusive A4b1d Attachment no.

A4b3a No. of space stations simult. trans. on Northern Hemisphere A4b3b No. of space stations simult. trans. on Southern Hemisphere

Orbital plane id. no.	A4b4a Inclination angle	A4b4b No. of satellites in this plane	A4b4c Period	A4b4d Apogee	A4b4e Perigee	A4b4f Min. altitude	A4b4i Arg. of perigee	A4b4j Long. asc. node	A4b4m,n,o Sun synchronous		
									Y/N	Node reference time	Node local time
1	97.4	1	0-01:35	5e2	5e2	5e2			Y	D	10:30:00

Orbital plane no.	Satellite no.	A4b4h Initial phase angle	A4b4k Date	A4b4l Time	B4a Orbit link / List of beams
1	1				

B1a/BR17 Beam designation B1b Steerable B2 Emi-Rcp B3a1 Max. co-polar gain

B2a1 Transmit only when visible from notified service area Y N B2a2 Min. Elev. Angle

Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	B3c1 Co-polar antenna pattern	Co-polar rad. diag.
ND=SPACE				

List of orbital planes
ALL

B4a3a1 Angle alpha B4a3a2 Angle beta

BR92 Attach. for missing angle alpha/beta

BR7a/BR7b Group id. BR1 Date of receipt C2c RR No. 4.4

BR14 Special Section

C4a Class of station EW C3a Assigned freq. band

C4b Nature of service CV C6a Polarization type

C11a2 Service area C5a Noise temperature C6b Polarization angle

A2b Period of valid. A3a Op. agency A3b Adm. resp. M Y BR16 Value of type C8b

BR96 Start date for 9.1/9.1A

BR60 Regulatory deadline(s) 11.44/11.44.1

C1 Frequency Range	
C1a Lower limit	C1b Upper limit
2040 MHz	2055 MHz

C7a Design. of emission	C8a1/C8b1 Max. peak pwr	C8a2/C8b2 Max. pwr dens.	C8c1 Min. peak pwr	C8c2 Attch.	C8c3 Min. pwr dens.	C8c4 Attch.	C8e1 C/N ratio	C8e2 Attch.	C8f2 E.i.r.p. on the beam axis
1 5M00G1D--	10	-57	-10		-77		10		
2 2M50G1D--	10	-54	-10		-74		10		
3 1M30G1D--	10	-51	-10		-71		10		



SECTION SPECIALE / SPECIAL SECTION / SECCIÓN ESPECIAL / 特节 / СПЕЦИАЛЬНАЯ СЕКЦИЯ / القسم الخاص										APIA/13036																																																																																																																																																
A A1a Sat. Network JANUS-1		A1f1 Notif. adm. D		A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt 10.03.2022		BR20 BR IFIC no. 2969																																																																																																																																																		
BR6a/BR6b Id. no. 122545048		BR3a Provision reference 9.1/IA		BR2 Adm. serial no.				SRX		R																																																																																																																																																
C7b Carrier frequency of the emissions (5M00G1D--)																																																																																																																																																										
2042.5		MHz		2047.5		MHz		2052.5		MHz																																																																																																																																																
C7b Carrier frequency of the emissions (2M50G1D--)																																																																																																																																																										
2042.5		MHz		2047.5		MHz		2052.5		MHz																																																																																																																																																
C7b Carrier frequency of the emissions (1M30G1D--)																																																																																																																																																										
2042.5		MHz		2047.5		MHz		2052.5		MHz																																																																																																																																																
<table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>C10b1 Assoc. earth station id.</th> <th>C10b2 Type</th> <th colspan="2">C10c1 Geographical coord.</th> <th>C10c2 Ctry</th> <th colspan="2">C10d1/C10d2 Cls. / Nat.</th> <th>C10d3 Max. iso. gain</th> <th>C10d4 Bmwdth</th> <th></th> <th></th> <th></th> <th></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>SEOUL</td> <td>S</td> <td>127E01 03</td> <td>36N44 27</td> <td>KOR</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>HAWAII</td> <td>S</td> <td>158W05 25</td> <td>21N20 13</td> <td>HWA</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>PORTLAND</td> <td>S</td> <td>119W37 55</td> <td>45N51 16</td> <td>USA</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>COLUMBUS</td> <td>S</td> <td>083W11 51</td> <td>40N06 03</td> <td>USA</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>DUBLIN</td> <td>S</td> <td>006W13 28</td> <td>53N24 24</td> <td>IRL</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>STOCKHOLM</td> <td>S</td> <td>016E35 05</td> <td>59N38 57</td> <td>S</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>CAPE TOWN</td> <td>S</td> <td>018E43 07</td> <td>34S01 39</td> <td>AFS</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>BAHRAIN</td> <td>S</td> <td>050E30 11</td> <td>26N03 05</td> <td>BHR</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>SYDNEY</td> <td>S</td> <td>150E46 01</td> <td>34S02 12</td> <td>AUS</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>PUNTA ARENAS</td> <td>S</td> <td>070W50 59</td> <td>52S56 28</td> <td>CHL</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.3</td> <td>1.2</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>												C10b1 Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.		C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.		C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwdth					SEOUL	S	127E01 03	36N44 27	KOR	1 TT	CV	42.3	1.2					HAWAII	S	158W05 25	21N20 13	HWA	1 TT	CV	42.3	1.2					PORTLAND	S	119W37 55	45N51 16	USA	1 TT	CV	42.3	1.2					COLUMBUS	S	083W11 51	40N06 03	USA	1 TT	CV	42.3	1.2					DUBLIN	S	006W13 28	53N24 24	IRL	1 TT	CV	42.3	1.2					STOCKHOLM	S	016E35 05	59N38 57	S	1 TT	CV	42.3	1.2					CAPE TOWN	S	018E43 07	34S01 39	AFS	1 TT	CV	42.3	1.2					BAHRAIN	S	050E30 11	26N03 05	BHR	1 TT	CV	42.3	1.2					SYDNEY	S	150E46 01	34S02 12	AUS	1 TT	CV	42.3	1.2					PUNTA ARENAS	S	070W50 59	52S56 28	CHL	1 TT	CV	42.3	1.2				
C10b1 Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.		C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.		C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwdth																																																																																																																																																		
SEOUL	S	127E01 03	36N44 27	KOR	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
HAWAII	S	158W05 25	21N20 13	HWA	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
PORTLAND	S	119W37 55	45N51 16	USA	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
COLUMBUS	S	083W11 51	40N06 03	USA	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
DUBLIN	S	006W13 28	53N24 24	IRL	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
STOCKHOLM	S	016E35 05	59N38 57	S	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
CAPE TOWN	S	018E43 07	34S01 39	AFS	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
BAHRAIN	S	050E30 11	26N03 05	BHR	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
SYDNEY	S	150E46 01	34S02 12	AUS	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
PUNTA ARENAS	S	070W50 59	52S56 28	CHL	1 TT	CV	42.3	1.2																																																																																																																																																		
C10d5a Co-polar antenna pattern																																																																																																																																																										
<table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>C10b1 Assoc. earth station id.</th> <th>Co-polar ref. pattern</th> <th>Coef. A</th> <th>Coef. B</th> <th>Coef. C</th> <th>Coef. D</th> <th>Phi1</th> <th>Co-polar rad. diag.</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>SEOUL</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>HAWAII</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>PORTLAND</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>COLUMBUS</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>DUBLIN</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>STOCKHOLM</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>CAPE TOWN</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>BAHRAIN</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>SYDNEY</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>PUNTA ARENAS</td> <td>REC-465-5</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>												C10b1 Assoc. earth station id.	Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Coef. C	Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.	SEOUL	REC-465-5							HAWAII	REC-465-5							PORTLAND	REC-465-5							COLUMBUS	REC-465-5							DUBLIN	REC-465-5							STOCKHOLM	REC-465-5							CAPE TOWN	REC-465-5							BAHRAIN	REC-465-5							SYDNEY	REC-465-5							PUNTA ARENAS	REC-465-5																																																													
C10b1 Assoc. earth station id.	Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Coef. C	Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.																																																																																																																																																			
SEOUL	REC-465-5																																																																																																																																																									
HAWAII	REC-465-5																																																																																																																																																									
PORTLAND	REC-465-5																																																																																																																																																									
COLUMBUS	REC-465-5																																																																																																																																																									
DUBLIN	REC-465-5																																																																																																																																																									
STOCKHOLM	REC-465-5																																																																																																																																																									
CAPE TOWN	REC-465-5																																																																																																																																																									
BAHRAIN	REC-465-5																																																																																																																																																									
SYDNEY	REC-465-5																																																																																																																																																									
PUNTA ARENAS	REC-465-5																																																																																																																																																									
13C Remarks																																																																																																																																																										
<table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td>B1a/BR17 Beam designation</td> <td>STX</td> <td>B1b Steerable</td> <td></td> <td>B2 Emi-Rcp</td> <td>E</td> <td>B3a1 Max. co-polar gain</td> <td>1</td> </tr> </table>												B1a/BR17 Beam designation	STX	B1b Steerable		B2 Emi-Rcp	E	B3a1 Max. co-polar gain	1																																																																																																																																							
B1a/BR17 Beam designation	STX	B1b Steerable		B2 Emi-Rcp	E	B3a1 Max. co-polar gain	1																																																																																																																																																			
B2a1 Transmit only when visible from notified service area <input type="checkbox"/> Y																																																																																																																																																										
B2a2 Min. Elev. Angle <input type="text"/>																																																																																																																																																										
Page / Página / 页 / ctp. / 6 الصفحة																																																																																																																																																										

SECTION SPECIALE / SPECIAL SECTION / SECCIÓN ESPECIAL / 特节 / СПЕЦИАЛЬНАЯ СЕКЦИЯ / القسم الخاص										APIA/13036																																																																		
A A1a Sat. Network JANUS-1		A1f1 Notif. adm. D		A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt 10.03.2022		BR20 BR IFIC no. 2969																																																																				
BR6a/BR6b Id. no. 122545048		BR3a Provision reference 9.1/IA		BR2 Adm. serial no.				SRX		E																																																																		
B3c1 Co-polar antenna pattern																																																																												
Co-polar ref. pattern		Coef. A		Coef. B		Co-polar rad. diag.																																																																						
ND-SPACE																																																																												
List of orbital planes																																																																												
ALL																																																																												
B4a3a1 Angle alpha <input type="text"/>		B4a3a2 Angle beta <input type="text"/>																																																																										
BR92 Attach. for missing angle alpha/beta <input type="text"/>																																																																												

BR7a/BR7b Group id. 122618335		BR1 Date of receipt 10.03.2022		C2c RR No. 4.4																																																																								
BR14 Special Section APIA/13036																																																																												
C4a Class of station ET EW		C3a Assigned freq. band <input type="text"/>																																																																										
C4b Nature of service CV CV		C6a Polarization type L		C6b Polarization angle 0																																																																								
C8d1 Max. tot. peak pwr. <input type="text"/>		C8d2 Contiguous bandwidth <input type="text"/>																																																																										
C11a2 Service area XAA		C11a3 Service area diagram <input type="text"/>																																																																										
A2b Period of valid. 3		A3a Op. agency 178		A3b Adm. resp. M		BR16 Value of type C8b <input type="text"/>																																																																						
BR96 Start date for 9.1/9.1A 10.03.2022																																																																												
BR60 Regulatory deadline(s) 11.44/11.44.1 10.03.2029																																																																												
C1 Frequency Range																																																																												
C1a Lower limit 2240 MHz		C1b Upper limit 2255 MHz																																																																										
<table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>C7a Design. of emission</th> <th>C8a1/C8b1 Max. peak pwr</th> <th>C8a2/C8b2 Max. pwr dens.</th> <th>C8c1 Min. peak pwr</th> <th>C8c2 Atch.</th> <th>C8c3 Min. pwr dens.</th> <th>C8c4 Atch.</th> <th>C8e1 C/N ratio</th> <th>C8e2 Atch.</th> <th>C8f1 E.i.r.p. on the beam axis</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1 5M00G1D--</td> <td>3</td> <td>-64</td> <td>-10</td> <td></td> <td>-77</td> <td></td> <td>10</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>2 2M50G1D--</td> <td>3</td> <td>-61</td> <td>-10</td> <td></td> <td>-74</td> <td></td> <td>10</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>3 1M30G1D--</td> <td>3</td> <td>-58</td> <td>-10</td> <td></td> <td>-71</td> <td></td> <td>10</td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>												C7a Design. of emission	C8a1/C8b1 Max. peak pwr	C8a2/C8b2 Max. pwr dens.	C8c1 Min. peak pwr	C8c2 Atch.	C8c3 Min. pwr dens.	C8c4 Atch.	C8e1 C/N ratio	C8e2 Atch.	C8f1 E.i.r.p. on the beam axis	1 5M00G1D--	3	-64	-10		-77		10			2 2M50G1D--	3	-61	-10		-74		10			3 1M30G1D--	3	-58	-10		-71		10																											
C7a Design. of emission	C8a1/C8b1 Max. peak pwr	C8a2/C8b2 Max. pwr dens.	C8c1 Min. peak pwr	C8c2 Atch.	C8c3 Min. pwr dens.	C8c4 Atch.	C8e1 C/N ratio	C8e2 Atch.	C8f1 E.i.r.p. on the beam axis																																																																			
1 5M00G1D--	3	-64	-10		-77		10																																																																					
2 2M50G1D--	3	-61	-10		-74		10																																																																					
3 1M30G1D--	3	-58	-10		-71		10																																																																					
C7b Carrier frequency of the emissions (5M00G1D--)																																																																												
2242.5		MHz		2247.5		MHz		2252.5		MHz																																																																		
C7b Carrier frequency of the emissions (2M50G1D--)																																																																												
2242.5		MHz		2247.5		MHz		2252.5		MHz																																																																		
C7b Carrier frequency of the emissions (1M30G1D--)																																																																												
2242.5		MHz		2247.5		MHz		2252.5		MHz																																																																		
<table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>C10b1 Assoc. earth station id.</th> <th>C10b2 Type</th> <th colspan="2">C10c1 Geographical coord.</th> <th>C10c2 Ctry</th> <th colspan="2">C10d1/C10d2 Cls. / Nat.</th> <th>C10d3 Max. iso. gain</th> <th>C10d4 Bmwdth</th> <th>C10d6 Noise temp.</th> <th></th> <th></th> <th></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>SYDNEY</td> <td>S</td> <td>150E46 01</td> <td>34S02 12</td> <td>AUS</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.8</td> <td>1.15</td> <td>292</td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>DUBLIN</td> <td>S</td> <td>006W13 28</td> <td>53N24 24</td> <td>IRL</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.8</td> <td>1.15</td> <td>292</td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>STOCKHOLM</td> <td>S</td> <td>016E35 05</td> <td>59N38 57</td> <td>S</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.8</td> <td>1.15</td> <td>292</td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>PUNTA ARENAS</td> <td>S</td> <td>070W50 59</td> <td>52S56 28</td> <td>CHL</td> <td>1 TT</td> <td>CV</td> <td>42.8</td> <td>1.15</td> <td>292</td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>												C10b1 Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.		C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.		C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwdth	C10d6 Noise temp.				SYDNEY	S	150E46 01	34S02 12	AUS	1 TT	CV	42.8	1.15	292				DUBLIN	S	006W13 28	53N24 24	IRL	1 TT	CV	42.8	1.15	292				STOCKHOLM	S	016E35 05	59N38 57	S	1 TT	CV	42.8	1.15	292				PUNTA ARENAS	S	070W50 59	52S56 28	CHL	1 TT	CV	42.8	1.15	292			
C10b1 Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.		C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.		C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwdth	C10d6 Noise temp.																																																																			
SYDNEY	S	150E46 01	34S02 12	AUS	1 TT	CV	42.8	1.15	292																																																																			
DUBLIN	S	006W13 28	53N24 24	IRL	1 TT	CV	42.8	1.15	292																																																																			
STOCKHOLM	S	016E35 05	59N38 57	S	1 TT	CV	42.8	1.15	292																																																																			
PUNTA ARENAS	S	070W50 59	52S56 28	CHL	1 TT	CV	42.8	1.15	292																																																																			
Page / Página / 页 / ctp. / 7 الصفحة																																																																												

SECTION SPECIALE / SPECIAL SECTION / SECCIÓN ESPECIAL / 特节 / СПЕЦИАЛЬНАЯ СЕКЦИЯ / القسم الخاص										API/A/13036	
A	A1a Sat. Network	JANUS-1	A1f1 Notif. adm.	D	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	10.03.2022	BR20 BR IFIC no.	2969	
BR6a/BR6b Id. no.		122545048	BR3a Provision reference		9.1/IA		BR2 Adm. serial no.		STX E		
SEOUL	S	127E01 03	36N44 27	KOR	2 TW 1 TT	CV CV	42.8	1.15	292		
CAPE TOWN	S	018E43 07	34S01 39	AFS	1 TT 2 TW	CV CV	42.8	1.15	292		
BAHRAIN	S	050E30 11	26N03 05	BHR	1 TT 2 TW	CV CV	42.8	1.15	292		
C10d5a Co-polar antenna pattern											
C10b1 Assoc. earth station id.	Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Coef. C	Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.				
SYDNEY	REC-465-5										
DUBLIN	REC-465-5										
STOCKHOLM	REC-465-5										
PUNTA ARENAS	REC-465-5										
SEOUL	REC-465-5										
CAPE TOWN	REC-465-5										
BAHRAIN	REC-465-5										
13C Remarks											
B1a/BR17 Beam designation		XTX		B1b Steerable		B2 Emi-Rcp		E		B3a1 Max. co-polar gain	12
B2a1 Transmit only when visible from notified service area			Y		B2a2 Min. Elev. Angle						
B3c1 Co-polar antenna pattern											
Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B					Co-polar rad. diag.				
							1				
List of orbital planes											
ALL											
B4a3a1 Angle alpha				B4a3a2 Angle beta							
BR92 Attach. for missing angle alpha/beta											

BR7a/BR7b Group id.		122619334		BR1 Date of receipt		10.03.2022		C2c RR No. 4.4			
BR14 Special Section											
AFI/A/13036											
C4a Class of station		EW		C3a Assigned freq. band							
C4b Nature of service		CV		C6a Polarization type		CR		C6b Polarization angle			
C8d1 Max. tot. peak pwr.				C8d2 Contiguous bandwidth							
C11a2 Service area		XAA		C11a3 Service area diagram							
A2b Period of valid.		3		A3a Op. agency		I78		A3b Adm. resp.		M	
BR96 Start date for 9.1/9.1A		10.03.2022									
BR60 Regulatory deadline(s)		11.44/11.44.1		10.03.2029							
C1 Frequency Range											
C1a Lower limit		8025		C1b Upper limit		8400					
		MHz				MHz					

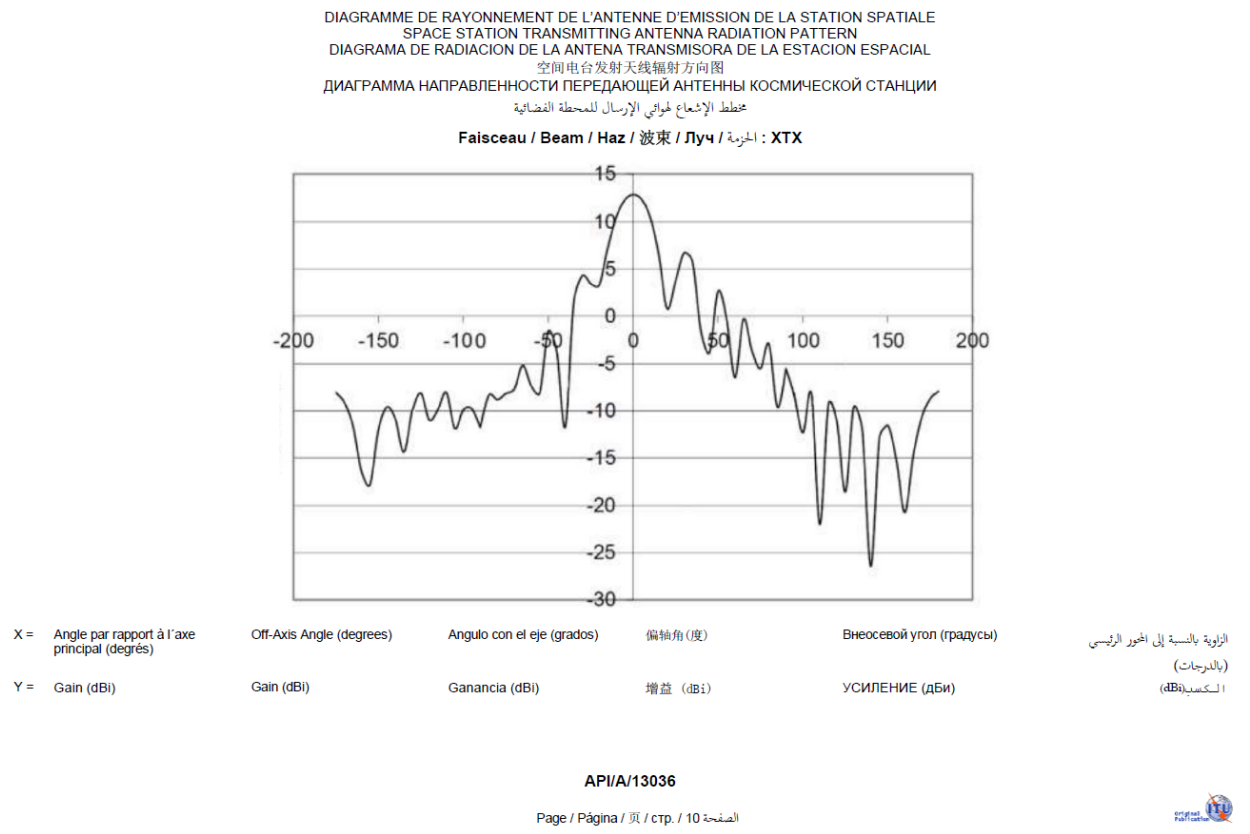


SECTION SPECIALE / SPECIAL SECTION / SECCIÓN ESPECIAL / 特节 / СПЕЦИАЛЬНАЯ СЕКЦИЯ / القسم الخاص										API/A/13036
A	A1a Sat. Network	JANUS-1	A1f1 Notif. adm.	D	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	10.03.2022	BR20 BR IFIC no.	2969
BR6a/BR6b Id. no.		122545048	BR3a Provision reference		9.1/IA		BR2 Adm. serial no.		XTX E	
C7a Design of emission	C8a1/C8b1 Max. peak pwr	C8a2/C8b2 Max. pwr dens.	C8c1 Min. peak pwr	C8c2 Attach.	C8c3 Min. pwr dens.	C8c4 Attach.	C8e1 C/N ratio	C8e2 Attach.	C8f1 E.i.r.p. on the beam axis	
1 30M0G1D--	0	-75	-10		-85		9			
2 20M0G1D--	0	-73	-10		-83		9			
3 10M0G1D--	0	-70	-10		-80		9			
C7b Carrier frequency of the emissions (30M0G1D--)										
8050	MHz	8100	MHz	8150	MHz	8200	MHz	8250	MHz	8300
C7b Carrier frequency of the emissions (20M0G1D--)										
8050	MHz	8100	MHz	8150	MHz	8200	MHz	8250	MHz	8300
C7b Carrier frequency of the emissions (10M0G1D--)										
8050	MHz	8100	MHz	8150	MHz	8200	MHz	8250	MHz	8300
C10b1 Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.		C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.	C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwidth	C10d6 Noise temp.		
SYDNEY	S	150E46 01	34S02 12	AUS	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
DUBLIN	S	006W13 28	53N24 24	IRL	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
STOCKHOLM	S	016E35 05	59N38 57	S	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
PUNTA ARENAS	S	070W50 59	52S56 28	CHL	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
SEOUL	S	127E01 03	36N44 27	KOR	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
HAWAII	S	158W05 25	21N20 13	HWA	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
PORTLAND	S	119W37 55	45N51 14	USA	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
COLUMBUS	S	083W11 51	40N06 03	USA	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
CAPE TOWN	S	018E43 07	34S01 39	AFS	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
BAHRAIN	S	050E30 11	26N03 05	BHR	1 TW 1 TT	CV CV	55.2	0.3	200	
C10d5a Co-polar antenna pattern										
C10b1 Assoc. earth station id.	Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Coef. C	Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.			
SYDNEY	REC-465-5									
DUBLIN	REC-465-5									
STOCKHOLM	REC-465-5									
PUNTA ARENAS	REC-465-5									
SEOUL	REC-465-5									
HAWAII	REC-465-5									
PORTLAND	REC-465-5									
COLUMBUS	REC-465-5									
CAPE TOWN	REC-465-5									
BAHRAIN	REC-465-5									
13C Remarks										

BR22 Administration remarks										
BR23 Radiocommunication Bureau comments										



Figure / Figura / 图 / Рисунок / 1 الشكل



3.5.1.7 Procedimientos de formulación de observaciones y de resolución de dificultades

Pese a que las redes de satélites publicadas en las secciones especiales API/A no están sujetas al procedimiento de coordinación relativo a la Sección II del Artículo 9 del RR, en el marco del número 9.3 del RR existe al respecto un procedimiento de presentación de observaciones y de resolución de dificultades.

Tras la publicación de una sección especial API/A, toda administración que considere que sus redes o sistemas de satélite existentes o previstos pueden ser objeto de interferencia inaceptable presentará una observación a la administración notificante, y enviará una copia de la misma a la Oficina, en un plazo de cuatro meses a partir de la fecha de publicación de la sección especial. La copia de la observación a la Oficina se efectuará mediante el software SpaceCom y se presentará a través del sistema *e-Submission* (véase la sección 3.5.1.4.1).

Si no se recibe observación alguna de ninguna administración en relación con la API publicada en el plazo de cuatro meses previsto para la formulación de observaciones, se supondrá que la administración de que se trate no tiene objeción alguna con respecto a las redes o los sistemas de satélites publicados.

Con objeto de aplicar los requisitos del número 9.3.1 del RR, la Oficina publicará esas observaciones "tal como y como las haya recibido" en el sitio web de la UIT. Al final del período de cuatro meses, refundirá las observaciones recibidas y publicará la lista de administraciones que han formulado observaciones en una sección especial API/B de la BR IFIC.

El procedimiento de colaboración y resolución de dificultades se describe en los números 9.3 y 9.4 del RR, como se especifica a continuación:

- Ambas administraciones harán todo lo posible para colaborar a fin de resolver cualquier dificultad e intercambiarán la información adicional pertinente de la que puedan disponer.
- Cualquiera de las partes podrá solicitar la asistencia de la Oficina de Radiocomunicaciones.
- En caso de dificultad, la administración responsable de la red de satélites prevista estudiará todas las opciones posibles para resolver las dificultades sin considerar la posibilidad de realizar reajustes en las redes de satélites de otras administraciones.

- Si dicha administración responsable de la red de satélites prevista no encuentra ninguna solución, podrá solicitar a las demás administraciones que estudien todas las opciones posibles para satisfacer sus necesidades.
- Las administraciones afectadas harán todo lo posible para subsanar las dificultades mediante el reajuste de sus redes de satélites de forma mutuamente acordada.

En relación con las redes de satélites que se explotan para el servicio de aficionados por satélite, el operador o la administración notificante deberá ponerse en contacto con la Unión Internacional de Radioaficionados (IARU) para obtener asistencia en el proceso de coordinación de frecuencias (<https://www.iau.org/reference/satellites/>). Véase la sección 3.5.1.10 para ampliar información al respecto.

Por último, las administraciones deberán tener presente la Carta Circular CR/420 de la BR relativa a la aplicación del número 9.3 del RR en las bandas 2 025-2 110 MHz (Tierra-espacio) y 2 200-2 290 MHz (espacio-Tierra).

3.5.1.7.1 Publicación de una sección especial API/B

En una sección especial API/B se enumeran las administraciones que han formulado observaciones con arreglo al número 9.3 del RR, publicadas de conformidad con el número 9.5 del RR.

La descripción de la información utilizada en su publicación figura en la siguiente página web:

<http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/>

A continuación se proporciona, a título de ejemplo, el resumen de una publicación en una sección especial API/B.

UNION INTERNATIONALE DES TÉLÉCOMMUNICATIONS BUREAU DES RADIOCOMMUNICATIONS		INTERNATIONAL TELECOMMUNICATION UNION RADIOCOMMUNICATION BUREAU		UNIÓN INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES OFICINA DE RADIOCOMUNICACIONES	
RÉSEAU À SATELLITE SATELLITE NETWORK RED DE SATELITE		USASAT-30M		SECTION SPÉCIALE N ^o SPECIAL SECTION No. SECCIÓN ESPECIAL N.º	
				API/B/1701	
				BR IFIC / DATE BR IFIC / DATE BR IFIC / FECHA	
				2955 / 21.09.2021	
ADM. RESPONSABLE RESPONSIBLE ADM. ADM. RESPONSABLE	USA	LONGITUDE NOMINALE NOMINAL LONGITUDE LONGITUD NOMINAL	NGSO	NUMÉRO D'IDENTIFICATION IDENTIFICATION NUMBER NÚMERO DE IDENTIFICACIÓN	121545046
RÉFÉRENCE DE LA SECTION SPÉCIALE (BR IFIC / DATE) SPECIAL SECTION REFERENCE (BR IFIC / DATE) REFERENCIA DE LA SECCIÓN ESPECIAL (BR IFIC / FECHA)					
API/A/12786 (BR IFIC 2943 / 06.04.2021)					
1. La présente Section spéciale est publiée conformément au numéro 9.5 du Règlement des radiocommunications, et concerne la demande de coordination publiée dans la section spéciale API/A indiquée ci-dessus.		1. This Special Section is published in accordance with No. 9.5 of the Radio Regulations, in respect of the request for coordination published in the API/A Special Section referenced above.		1. Esta Sección Especial se publica de conformidad con lo dispuesto en el número 9.5 del Reglamento de Radiocomunicaciones, en lo que respecta a la solicitud de coordinación publicada en la Sección Especial API/A antes citada.	
2. Les administrations qui ont soumis des observations au titre du numéro 9.3 dans le délai de quatre mois suivant la date de publication de la Section spéciale API/A précitée, sont indiquées ci-dessous et le tableau contient un résumé de ces observations.		2. Administrations that have submitted comments under No. 9.3 within four months of the date of publication of the mentioned API/A Special Section are listed below and the table contains a summary of the comments.		2. Las administraciones que han presentado comentarios conforme al número 9.3 dentro de un plazo de cuatro meses a partir de la fecha de publicación de la Sección Especial API/A mencionada, se indican a continuación y en el cuadro se presenta un resumen de los comentarios.	
ALG, ARG, ARS, AUS, AZE, BUL, CAN, CHN, CYP, D/EUM, D, E, EGY, F/ESA, F, G, HOL, I/GLS, I, IND, IRN, J, KAZ, KOR, LIE, LTU, LUX, MCO, MRC, NOR, PAK, PNG, QAT, RUS, SLM, SUI, THA, TUR, UAE					

Tableau / Table / Cuadro / 表 / Таблица / الجدول

RÉSUMÉ DES OBSERVATIONS / SUMMARY OF COMMENTS / RESUMEN DE LOS COMENTARIOS

意见摘要 / РЕЗЮМЕ ЗАМЕЧАНИЙ / ملخص بالتعليقات

	ADM
E	ALG, ARS, EGY, IRN, QAT, THA
T	ALG, EGY, IRN, J, QAT, THA, UAE
S	ALG, ARG, AUS, AZE, BUL, CAN, CHN, CYP, D/EUM, D, E, EGY, F/ESA, F, G, HOL, I/GLS, I, IND, IRN, J, KAZ, KOR, LIE, LTU, LUX, MCO, MRC, NOR, PAK, PNG, QAT, RUS, SLM, SUI, THA, TUR, UAE

Symboles utilisés dans le résumé des observations / Symbols used for the Summary of comments / Símbolos utilizados en el resumen de los comentarios /
意见摘要使用的符号 / Условные обозначения, используемые в резюме замечаний / الرموز المستعملة في ملخص التعليقات

ADM: Administration / Administration / Administración / 主管部门 / Администрация / الإدارة

E: Exclusion du territoire / Excluding territory / Territorio excluido / 领土除外 / Исключая территорию / باستثناء أراضي

T: Brouillage causé aux services de Terre / Interference to the terrestrial services / Interferencia a los servicios terrenales / 对地面业务的干扰 / Помехи наземным службам / تداخل في خدمات الأرض

S: Brouillage causé aux services spatiaux / Interference to the space services / Interferencia a los servicios espaciales / 对空间业务的干扰 / Помехи космическим службам / تداخل في الخدمات الفضائية

3.5.1.8 Modificación de las características de una red de satélites

Toda modificación de la información publicada en una sección especial API/A debe comunicarse a la Oficina en cuanto esté disponible. Es una buena práctica presentar la modificación de una API de forma que se incluya cualquier cambio en las características orbitales o las zonas de servicio, así como la adición de las correspondientes estaciones terrenas, entre otros parámetros, puesto que ello permitirá a otras administraciones y a otros operadores formular observaciones antes de que se notifiquen las modificaciones para su inscripción en el Registro.

En particular, la modificación de la siguiente información sobre notificaciones de satélites OSG requerirá una nueva API:

- banda de frecuencias adicionales;
- modificación del sentido de transmisión;
- modificación del organismo de referencia.

Si, al presentar la notificación, hubiera otros cambios en las características con respecto a la información publicada en la API/A, otras administraciones podrán presentar observaciones tras la publicación de la Parte I-S (número **11.28.1** del RR).

3.5.1.9 Satélites no OSG para misiones de breve duración

En los últimos años, un número cada vez mayor de instituciones académicas, organizaciones de aficionados por satélite y organismos gubernamentales han desarrollado sistemas de satélites no OSG con misiones de breve duración mediante nano y picosatélites. Por misión de breve duración se entiende toda misión que posee un período de validez limitado, por lo general no superior a tres años. En los informes UIT-R SA.2425 y UIT-R SA.2426 se especifica que el término "misión de breve duración" no guarda relación directa con la vida útil del satélite. Por ejemplo, la utilización de un satélite determinado cuya vida útil sea inferior a tres años, para el que su operador no lanza un satélite de reemplazo o sustitución, constituye una misión de breve duración. Sin embargo, en el caso de un satélite (o varios) cuya vida útil sea inferior a tres años, para el que el operador lanza un satélite (o varios) de reemplazo o sustitución, de forma que el operador posee una asignación de frecuencias ininterrumpida superior a tres años, no se considera una misión de breve duración.

Habida cuenta de que los satélites no OSG utilizados en misiones de breve duración (SDM no OSG) en órbitas terrestres bajas (LEO) se destinan a una gran variedad de aplicaciones, entre ellas la teledetección, la investigación meteorológica espacial, el estudio de las capas superiores de la atmósfera, la astronomía, las

comunicaciones, y la demostración tecnológica y la docencia, y que, en consecuencia, pueden explotarse en el marco de varios servicios de radiocomunicaciones, y que los avances en la esfera de la tecnología de satélites han dado lugar a que las SDM no OSG haya facilitado la participación de los países en desarrollo en actividades espaciales, la CMR-19 adoptó los nuevos procedimientos que figuran en la Resolución **32 (CMR-19)** sobre las redes o los sistemas de satélites no geoestacionarios identificados como misiones de breve duración.

Al presentar una red o un sistema de esas características, la administración deberá llevar a cabo su identificación en la base de datos de notificaciones, y marcar el indicador relativo al elemento de datos **A.1.g** del Apéndice 4 del RR mediante el programa informático SpaceCap de la BR para API, incluidos los avisos de notificaciones.

3.5.1.9.1 Limitaciones relativas a los satélites no OSG para misiones de breve duración

Con respecto a las SDM no OSG, en la Resolución anteriormente referida figuran varias restricciones adicionales, en particular:

- Las SDM no OSG tendrán lugar en el marco de cualquier servicio de radiocomunicaciones espaciales en bandas de frecuencias no sujetas a la aplicación de la Sección II del Artículo 9 del RR.
- El número total de satélites de una SDM no OSG no será superior a diez.
- El período máximo de funcionamiento y validez de las asignaciones de frecuencias de una SDM no OSG no será superior a tres años a partir de la fecha de puesta en servicio de las asignaciones de frecuencias, y no se autorizará una nueva prórroga; transcurrido dicho período, se anularán las asignaciones inscritas.
- Las SDM no OSG deberán cumplir las condiciones de utilización de la banda de frecuencias atribuida al servicio para el que se explotan.
- Las redes o los sistemas SDM no OSG deberán tener la capacidad de interrumpir la transmisión de inmediato a fin de suprimir la interferencia perjudicial.

Con respecto a la notificación de inscripción de redes de satélite:

- Es necesario el compromiso adicional (elemento de datos **A.24.a** del Apéndice 4 del RR) de la administración de que, en el caso de que no se resuelva la interferencia inaceptable causada por una SDM no OSG, la administración tomará medidas para suprimir la interferencia o reducirla a un nivel aceptable.
- La información de notificación sólo puede presentarse después del lanzamiento del primer satélite, pero no más de dos meses después de la fecha de puesta en servicio de las asignaciones de frecuencias.
- La fecha de puesta en servicio de las asignaciones de frecuencias de SDM no OSG corresponderá a la fecha de lanzamiento del primer satélite.
- Las disposiciones relativas a la modificación de las características de las asignaciones inscritas y a la suspensión de las asignaciones (números **11.43A**, **11.43B** y **11.49** del RR) no pueden aplicarse a las SDM no OSG.
- En la fecha de vencimiento del período de validez, la BR publicará la supresión de la correspondiente sección especial y anulará la inscripción en el Registro.

Las limitaciones anteriormente enumeradas se suman a las demás disposiciones del RR aplicables habitualmente a todas las redes de satélites. Cabe señalar que, aunque cualquier red de satélites no geoestacionarios que utilice un servicio de radiocomunicaciones espaciales en cualquier banda de frecuencias sin sujeción a la aplicación de la Sección II del Artículo 9 del RR puede presentarse como una SDM no OSG, puede no convenir hacerlo debido a dichas limitaciones adicionales anteriormente enumeradas.

3.5.1.9.2 Atribuciones de frecuencias al servicio de operaciones espaciales para satélites no OSG para misiones de breve duración

Las bandas de frecuencias 137,175-137,825 MHz (espacio-Tierra) y 148-149,9 MHz (Tierra-espacio), atribuidas al servicio de operaciones espaciales (SOE) a condición de que se presenten en el marco de SDM no OSG, de conformidad con la Resolución **32 (CMR-19)** del RR, no están sujetas a procedimientos de coordinación, habida cuenta de las condiciones indicadas en los números **5.203C**, **5.209A**, **5.218A** del RR y en la Resolución **660 (CMR-19)**, además de las enumeradas en la Resolución **32 (CMR-19)**.

Si no se presenta en el marco de una SDM, la banda 137,175-137,825 MHz (espacio-Tierra) para el SOE está sujeta al procedimiento de coordinación con arreglo al número **9.11A del RR**, y la banda 148-149,9 MHz (Tierra-espacio) para el SOE está sujeta al procedimiento de coordinación con arreglo al número **9.21 del RR**.

3.5.1.9.2.1 Utilización del SOE (e-T) en la banda de frecuencias 137,025-138 MHz para SDM no OSG

De conformidad con la Resolución **660 (CMR-19)**, la utilización del servicio de operaciones espaciales (SOE) (espacio-Tierra) en la gama de frecuencias de 137-138 MHz para satélites no OSG en el marco de misiones de breve duración se limitará a la gama 137,025-138 MHz. La anchura de banda total ocupada por las emisiones deberá mantenerse íntegramente dentro de la banda de frecuencias atribuida a la aplicación identificada en el SOE para misiones de breve duración, incluidas posibles compensaciones debidas al desplazamiento Doppler o a la tolerancia de frecuencias, entre otras.

En la Resolución **660 (CMR-19)** también se especifica que, en la banda de frecuencias 137,025-138 MHz, la densidad de flujo de potencia (dfp) en cualquier punto de la superficie de la Tierra producida por una estación espacial de sistemas del SOE no OSG utilizados en el marco de misiones de breve duración, de conformidad con el Apéndice **4** del RR, no rebasará $-140 \text{ dB(W/(m}^2 \cdot 4 \text{ kHz))}$.

El cálculo de la dfp se realizará para las condiciones orbitales más adversas en cuanto a altitud y elevación (cuando la estación espacial está más cercana a la Tierra), a saber, con arreglo a la hipótesis de altitud orbital mínima prevista durante la vida útil de las operaciones del satélite, y de mayor elevación, sobre la estación en tierra propuesta.

La fórmula general para el cálculo de la DFP ($\text{dB(W/(m}^2 \cdot 4 \text{ kHz))}$) en cualquier punto de la superficie de la Tierra se proporciona en la ecuación (1).

$$DFP = P_{Tx} + G_{Tx} - 20 \log(d) - 71 \quad (1)$$

siendo:

- G_{Tx} ganancia máxima de la antena en sentido de la superficie terrestre (dBi)
- P_{Tx} potencia máxima para cualquier valor de anchura de banda de 4 kHz (dB(W/4 kHz))
- d distancia de la estación espacial a la superficie de la Tierra (km).

La potencia máxima para la anchura de banda de referencia de 4 kHz, P_{Tx} , puede obtenerse mediante la ecuación (2):

$$P_{Tx} = PSD_{Max} + 36 \quad (2)$$

siendo:

PSD_{Max} : densidad espectral de potencia máxima (dB(W/Hz)).

Para el cálculo de la densidad espectral de potencia máxima, promediada para 4 kHz, de portadoras con modulación angular, digitales o de seguimiento, telemetría y telemando (TTC), debe aplicarse la versión más reciente de la Recomendación UIT-R SF.675. En el caso de portadora digital con anchura de banda necesaria superior a 4 kHz, la PSD_{Max} puede obtenerse mediante la siguiente fórmula:

$$PSD_{Max} = P_c - 10 \log(B_{Nec}) \quad (3)$$

siendo:

P_c potencia total de la portadora (dBW)

B_{Nec} : anchura de banda necesaria de la emisión digital (Hz).

En los casos de portadoras idénticas múltiples cuya anchura de banda sea inferior a 4 kHz y se tenga constancia de que la banda de 4 kHz no la ocuparán completamente esas portadoras, cabe aplicar la ecuación (4):

$$PSD_{Max} = 10 \log(N) + P_c - 36 \quad (4)$$

siendo:

N número máximo de portadoras, o de partes de las mismas, cuya anchura de banda es inferior a 4 kHz con respecto a la ocupación de cualquier banda de 4 kHz

P_c : potencia total de una única portadora (dBW).

Con respecto a las portadoras TTC de banda estrecha en bandas de frecuencias inferiores a 15 GHz, es necesario prestar particular atención al evaluar la potencia máxima por banda de 4 kHz para dichas portadoras. Ello obedece al hecho de que dichas portadoras pueden incluir varias componentes espectrales diferentes y sustanciales. Habida cuenta de ello, conviene tener en cuenta la forma espectral real de dichas portadoras TTC al seleccionar la anchura de banda de 4 kHz con la mayor potencia de transmisión posible, a fin de evaluar la densidad de potencia máxima.

3.5.1.9.2 Utilización del SOE (Tierra-espacio) en la banda de frecuencias 148-149,9 MHz por SDM no OSG

En virtud del número **5.218A** del RR, la banda de frecuencias 148-149,9 MHz del servicio de operaciones espaciales (Tierra-espacio) puede utilizarse para SDM no OSG. Esa utilización, de conformidad con la Resolución **32 (CMR-19)**, no está sujeta a la obtención de un acuerdo en virtud del número **9.21** del RR. En la fase de coordinación, son asimismo aplicables las disposiciones de los números **9.17** y **9.18** del RR.

En la banda de frecuencias 148-149,9 MHz, las SDM no OSG no provocarán interferencia inaceptable a los servicios atribuidos a título primario en esta banda de frecuencias, ni reclamarán protección frente a los mismos, ni impondrán restricciones adicionales a los servicios de operaciones espaciales ni a los servicios móviles por satélite.

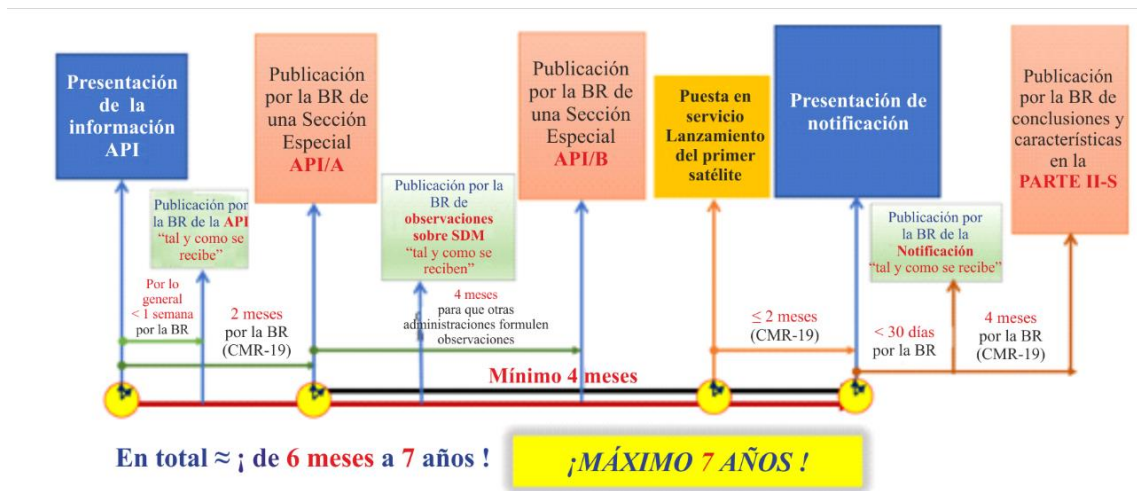
Por otro lado, las estaciones terrenas de SDM no OSG del servicio de operaciones espaciales en la banda de frecuencias 148-149,9 MHz no rebasarán un valor de dfp de -149 dB(W/(m² · 4 kHz)) durante más del 1 por ciento del tiempo en la zona limítrofe del territorio de los siguientes países: Armenia, Azerbaiyán, Belarús, China, Corea (Rep. de), Cuba, Federación de Rusia, India, Irán (República Islámica de), Japón, Kazajistán, Malasia, Uzbekistán, Kirguistán, Tailandia y Viet Nam. En caso de que se rebase dicho límite de dfp, deberá obtenerse el acuerdo que figura en el número **9.21** del RR de los países mencionados en el mismo.

3.5.1.9.3 Proceso de notificación en la UIT de satélites no OSG para misiones de breve duración

El proceso de notificación en la UIT de redes o sistemas de satélites para SDM no OSG no sujetos a coordinación en virtud de la Resolución **32 (CMR-19)** se muestra en la Fig. 5 siguiente.

FIGURA 5

Proceso de notificación en la UIT de redes o sistemas de satélites para SDM no OSG presentados en el marco de la Resolución 32 (CMR-19)



Manual sobre satélites pequeños-5

Como se muestra en la Fig. 5, una vez que la Oficina de Radiocomunicaciones de la UIT recibe una presentación API, la publicará "tal y como la haya recibido" en un breve período de tiempo, por lo general, en el plazo de una semana, a través del sistema *e-Submission*, y posteriormente publicará una sección especial API/A completa en el plazo de dos meses a partir de la fecha oficial de recepción de la notificación, si no existe ninguna necesidad de aclaración por la administración notificante (véase la información pormenorizada al respecto en las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad).

Tras la publicación de la sección especial API/A, toda administración que considere que puede producirse interferencia inaceptable a sus redes o sistemas de satélite, existentes o previstos, deberá formular una observación a la administración notificante, y enviar una copia de la misma a la Oficina, en un plazo de cuatro meses a partir de la fecha de publicación de la sección especial.

Las observaciones relativas a las secciones especiales API/A sobre redes de satélites SDM no OSG también se publican "tal como y como se han recibido", en un breve período de tiempo, en el sitio web de la UIT, de conformidad con el número **9.3.1** del RR. La Oficina de Radiocomunicaciones de la UIT publicará una sección especial API/B que incluirá todas las observaciones recibidas posteriormente (para ampliar información, véase la sección 3.5.1.7).

La fecha de puesta en servicio de las asignaciones de frecuencias de SDM no OSG corresponderá a la fecha de lanzamiento del primer satélite.

En aplicación del número **9.1** del RR, la información sobre notificaciones no puede comunicarse a la Oficina de la UIT de forma simultánea y sólo puede presentarse después del lanzamiento de un satélite en el caso de una red, o del primer satélite en el caso de un sistema que prevea varios lanzamientos. Las notificaciones relativas a redes o a sistemas no OSG identificadas como misiones de breve duración se comunicarán a la BR únicamente después del lanzamiento de un satélite en el caso de una red de satélites, o del primer satélite en el caso de un sistema que prevea varios lanzamientos, y a más tardar dos meses después de la fecha de puesta en servicio. La Oficina de Radiocomunicaciones de la UIT publicará en un breve período de tiempo en su sitio web las notificaciones "tal y como las haya recibido".

Con independencia de la fecha de recepción de las características notificadas de la red o del sistema no OSG en el marco de una misión de breve duración con arreglo a la Resolución **32 (CMR-19)**, el período máximo de validez de las asignaciones de frecuencias del sistema no será superior a tres años a partir de la fecha de

puesta en servicio de las asignaciones de frecuencias. Al vencer el período de validez, la BR de la UIT publicará la supresión de la sección especial correspondiente.

Con respecto a las redes o los sistemas de satélites SDM no OSG, las conclusiones y las características del sistema se publicarán en la BR IFIC y en el sitio web de la UIT en un plazo de cuatro meses a partir de la fecha de recepción de la información completa relativa a la notificación.

3.5.1.10 Requisitos específicos del servicio de aficionados por satélite en el Reglamento de Radiocomunicaciones.

Las bandas de frecuencias atribuidas al servicio de aficionados por satélite han sido muy utilizadas por satélites pequeños a lo largo de los últimos 20 años. Sin embargo, varias aplicaciones y operaciones en esas bandas de frecuencias no cumplen todos los requisitos del servicio de aficionados y sólo se han autorizado para operaciones experimentales.

La utilización del servicio de aficionados o de aficionados por satélite sólo procede si se cumple íntegramente la definición del servicio de aficionados (número **1.56** del RR) y del servicio de aficionados por satélite (número **1.57** del RR), a saber, la siguiente: "servicio de radiocomunicaciones con fines de autoformación, intercomunicación y realización de estudios técnicos, llevado a cabo por aficionados, esto es, por personas debidamente autorizadas interesadas en técnicas radioeléctricas con carácter exclusivamente personal y sin fines de lucro". Habida cuenta de ello, el servicio de aficionados por satélite se utilizará de forma no comercial y sin ánimo de lucro, lo que es incompatible con las operaciones comerciales.

Con respecto a muchos aspectos, el enfoque que se adopta en las bandas atribuidas al servicio de aficionados por satélite es casi idóneo, puesto que existe un proceso sencillo y claramente definido que hay que seguir y los costes asociados a ese enfoque son mínimos.

Los sistemas de satélites del servicio de aficionados por satélite son, por lo general, sistemas de satélites no geoestacionarios no sujetos a ninguna forma de coordinación. Para esos sistemas, cabe aplicar las disposiciones de la Subsección IA del Artículo **9** del RR (información para publicación anticipada (API) sobre redes o sistemas de satélites que no están sujetos al procedimiento de coordinación relativo a la Sección II). Las asignaciones de frecuencias a estaciones espaciales del servicio de aficionados por satélite deben notificarse a la Oficina, al tiempo que, como excepción, las asignaciones de frecuencias a estaciones terrenas del servicio de aficionados por satélite no deben notificarse para su inscripción en el Registro.

Al igual que para otros servicios espaciales, debe prepararse una API para las frecuencias y los servicios que no están sujetos a coordinación, y debe presentarse a la UIT para las redes de satélites del servicio de aficionados por satélite. Se alienta a presentar dicha API a la UIT antes de solicitar la coordinación de frecuencias con la IARU. No obstante, es posible realizar la coordinación con la IARU antes de la presentación a la UIT si así lo prefiere la administración de que se trate.

Las administraciones que preparan una API para el servicio de aficionados por satélite deben considerar una posible modificación de las bandas de frecuencias tras el proceso de coordinación y consulta de frecuencias con la IARU, y no deben presentar una banda de frecuencias muy estrecha en la fase de API. Si la frecuencia definitiva escogida queda fuera de la banda notificada en la API, debe presentarse una API nueva o modificada. Se recomienda a todas las administraciones que hagan todo lo posible para subsanar todas las dificultades antes de la notificación, con el fin de evitar una posible interferencia perjudicial.

Las administraciones que autoricen estaciones espaciales para el servicio de aficionados por satélite velarán por que se establezcan suficientes estaciones terrenas de control antes del lanzamiento, a fin de garantizar que pueda ponerse fin de inmediato a toda interferencia perjudicial causada por las emisiones de la estación (véanse los números **22.1** y **25.11** del RR).

El servicio de aficionados por satélite está exento del canon de recuperación de costos, y cabe señalar que para que una notificación se beneficie de dicha exención, sólo debe incluir un servicio principal (clase de estación EA), sin que existan otros servicios espaciales principales (por ejemplo, clase de estación EW para el servicio de exploración de la Tierra por satélite, EH para el servicio de investigación espacial o ET para el servicio de operaciones espaciales).

Por otro lado, si no existe ninguna atribución al servicio de operaciones espaciales en la banda de frecuencias escogida para el servicio de aficionados por satélite, las funciones de operaciones espaciales (seguimiento, telemetría o telemando espaciales) para clases específicas de estación EK, ER, ED, podrían efectuarse, por lo general, con el servicio principal del servicio de aficionados por satélite (clase de estación EA) en el que funcione la estación espacial, con exención equiparable del canon de recuperación de costos (véase la sección 3.5.6).

Con objeto de ayudar a las administraciones a planificar la presentación de "satélites pequeños" en bandas de frecuencias atribuidas al servicio de aficionados por satélite, la Oficina publicó la Carta Circular CR/303 (<https://www.itu.int/md/R00-CR-CIR-0303/en>) relativa al servicio de aficionados por satélite y puso en marcha la página web conexas <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/support/smallsat/Pages/default.aspx>.

3.5.1.10.1 Coordinación con la Unión Internacional de Radioaficionados

Por lo general, los sistemas de satélites pequeños que utilizan espectro del servicio de aficionados por satélite no están sujetos al procedimiento de coordinación previsto en la Sección II del Artículo 9 del RR. Cabe esperar que los satélites no coordinados provoquen interferencia perjudicial a estaciones de todo el mundo y sean objeto de interferencia de otras, lo que podría impedir un resultado satisfactorio de la misión. Para resolver las posibles dificultades, es útil aplicar el proceso descrito por la IARU en la página web <https://www.iaru.org/spectrum>.

Las solicitudes de coordinación de frecuencias relativas al servicio de aficionados por satélite deben realizarse por medio de un formulario específico. Puede ampliarse información al respecto a través de la página web <https://www.iaru.org/reference/satellites/>

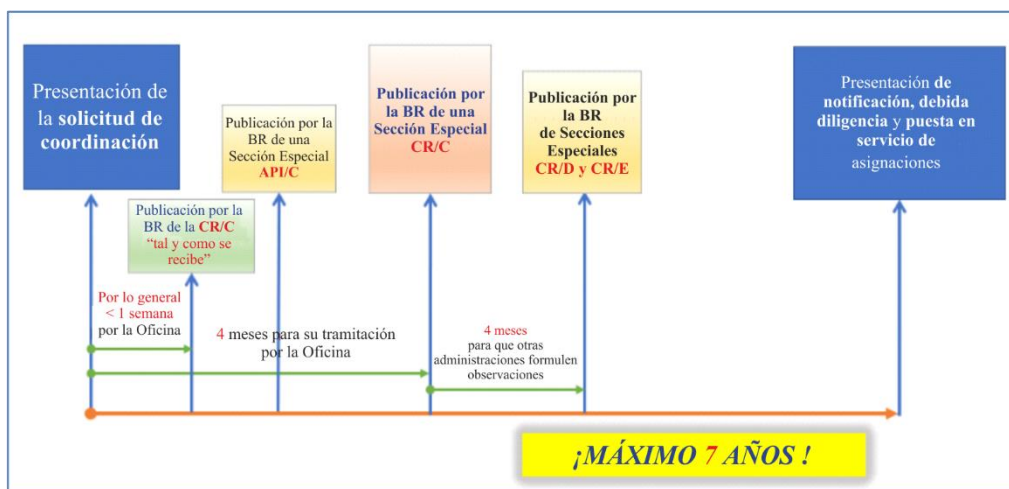
Puesto que el equipo de coordinación de la IARU se reúne cada dos semanas, el plazo habitual de tramitación de las solicitudes de coordinación es inferior a cuatro semanas, siempre que se facilite toda la información necesaria.

3.5.2 Procedimientos relativos a redes de satélites sujetas a coordinación

En la Fig. 6 se sintetizan las etapas del proceso de notificación en la UIT aplicable a bandas de frecuencias y a servicios sujetos al procedimiento de coordinación previsto en la Sección II del Artículo 9 del RR.

FIGURA 6

Proceso en la UIT relativo a redes de satélites sujetas a coordinación



Como se muestra en la Fig. 6, en el caso de las redes de satélite sujetas a coordinación en virtud de la Sección II del Artículo 9 del RR, es necesario presentar en primer lugar una solicitud de coordinación (CR).

Por lo general, toda solicitud de coordinación (CR) completa incluirá:

- una base de datos de notificaciones que contenga la información necesaria en virtud del Apéndice 4 del RR, obtenida por medio del software SpaceCap de la BR;
- una base de datos GIMS que contenga información gráfica obtenida mediante el software de gestión gráfica de la interferencia (GIMS);
- datos sobre compromisos, demostraciones, dfp y máscaras de p.i.r.e, en su caso;
- documentos adjuntos o notas pertinentes .

En la página web www.itu.int/go/space/non-GSO/graphical-submission se proporciona una guía para la obtención de diagramas y documentos anexos sobre redes no OSG mediante software de la BR.

De conformidad con las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad, el archivo mdb de notificación electrónica definitivo en formato SNS, junto con la base de datos en formato GIMS y, en su caso, anexos adicionales, se presentarán a través del sistema de presentación en línea de la Oficina e-*Submission of satellite network filings* (presentación electrónica de notificaciones de redes de satélites),

Una vez que haya recibido la información completa sobre la CR, la BR publicará en un breve período de tiempo dicha información "tal y como la haya recibido", y posteriormente, extraerá las características básicas de la CR y las publicará en una sección especial API/C.

La BR llevará a cabo el examen de la red de satélites de conformidad con el número 9.35 del RR, identificará las administraciones con las que pueda ser necesario llevar a cabo una coordinación de conformidad con el número 9.36 del RR y publicará la conclusión de su examen en una sección especial CR/C en un plazo de cuatro meses.

A partir de la fecha de la publicación se iniciará un período de cuatro meses para que otras administraciones formulen observaciones con arreglo a las disposiciones de coordinación. Transcurridos esos cuatro meses, la BR refundirá y publicará todas las observaciones de las demás administraciones en las correspondientes secciones especiales CR/D y CR/E.

En el plazo de siete años a partir de la fecha de recepción de la CR, la administración deberá presentar la notificación y la debida diligencia, y poner en servicio las correspondientes asignaciones de frecuencias, a fin de evitar que se suprima la red de satélites. Tanto en la fase de coordinación como en la de notificación, la presentación será examinada por la Oficina con arreglo al número 11.31 del RR (véase la sección 3.5.4). Por otro lado, en el caso de las notificaciones sujetas a coordinación, se examinarán asimismo con arreglo a los números 11.32 y 11.32A del RR, según proceda.

También deberá presentarse la debida diligencia administrativa pertinente con arreglo a la Resolución 49 (Rev.CMR-19) para toda red o todo sistema de satélites del servicio fijo por satélite, del servicio móvil por satélite o del servicio de radiodifusión por satélite con asignaciones de frecuencias sujetas a coordinación, en un plazo de 30 días a partir del final del plazo fijado para la puesta en servicio con arreglo al número 11.44 del RR.

3.5.2.1 Presentación de solicitudes de coordinación

3.5.2.1.1 Evolución del número de presentaciones de solicitudes de coordinación no OSG (CR/C)

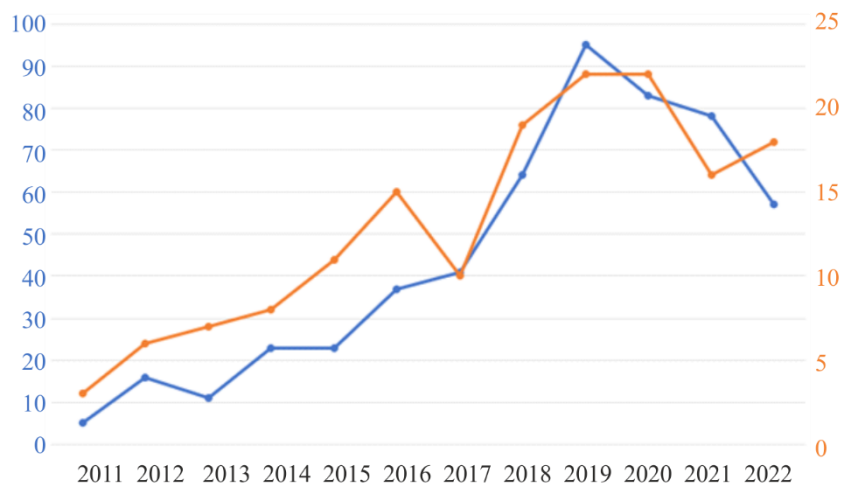
Con respecto a las solicitudes de coordinación de sistemas de satélites no geoestacionarios (no OSG), antes de 2011, el número de solicitudes se mantuvo relativamente constante y muy bajo, muy pocas por año, ya que muy pocas administraciones presentaban este tipo de solicitudes.

Desde 2011, la Oficina ha constatado una evolución general al alza del número de solicitudes de coordinación recibidas. Como se muestra en la Fig. 7, la Oficina recibió cinco solicitudes de coordinación no OSG en 2011, 95 en 2019 y 83 en 2020. En los dos últimos años, su número ha disminuido levemente, si bien aún sigue

bastante elevado. Actualmente, el número de solicitudes de coordinación no OSG es aproximadamente tres veces superior al registrado en 2014 y en 2015.

FIGURA 7

Presentación de solicitudes de coordinación no OSG de redes o sistemas de satélites sujetos a coordinación



Eje izquierdo – Número de CR no OSG recibidas por año
 Eje derecho – Número de administraciones notificantes por año

Manual sobre satélites pequeños-7

3.5.2.2 Publicación de una sección especial CR/C

La publicación de una sección especial CR/C contiene las solicitudes de coordinación presentadas con arreglo a los números **9.7** a **9.14** y **9.21** del RR de asignaciones de frecuencias a una estación espacial o a una estación terrena de una red de satélites, publicadas de conformidad con la disposición número **9.38** del RR.

La descripción de los elementos de datos utilizados para dicha la publicación figura en la siguiente página web:

<http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/>

A continuación se proporciona, a título de ejemplo, el resumen de una publicación no OSG en una sección especial CR/C.



UNION INTERNATIONALE DES TÉLÉCOMMUNICATIONS BUREAU DES RADIOCOMMUNICATIONS		INTERNATIONAL TELECOMMUNICATION UNION RADIOCOMMUNICATION BUREAU		UNIÓN INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES OFICINA DE RADIOCOMUNICACIONES		© I.T.U.	
RÉSEAU À SATELLITE SATELLITE NETWORK RED DE SATELITE		GOCS-T		SECTION SPÉCIALE N° SPECIAL SECTION No. SECCIÓN ESPECIAL N.º		CR/C/5520	
STATION TERRIENNE EARTH STATION ESTACIÓN TERRENA		---		BR IFIC / DATE BR IFIC / DATE BR IFIC / FECHA		2954 / 07.09.2021	
ADM. RESPONSABLE RESPONSIBLE ADM. ADM. RESPONSABLE		CHN		LONGITUDE NOMINALE NOMINAL LONGITUDE LONGITUD NOMINAL		NGSO	
RENSEIGNEMENTS REÇUS PAR LE BUREAU LE / INFORMATION RECEIVED BY THE BUREAU ON / INFORMACIÓN RECIBIDA POR LA OFICINA EL						20.01.2021	
<p>Cette demande de coordination, reçue par le Bureau des radiocommunications en vertu du numéro 9.30 du Règlement des radiocommunications, a été examinée au titre des numéros 9.35 et 9.36 et est publiée conformément au numéro 9.38. Elle est subordonnée au type de coordination indiqué dans la colonne de gauche par un X dans la case pertinente.</p>		<p>This request for coordination, received by the Radiocommunication Bureau pursuant to No. 9.30 of the Radio Regulations, has been examined under Nos. 9.35 and 9.36 and is published in accordance with No. 9.38. It is subject to the form of coordination indicated in the left-hand column by an X in the relevant box.</p>		<p>Esta solicitud de coordinación, recibida por la Oficina de Radiocomunicaciones de conformidad con el punto N° 9.30 del Reglamento de Radiocomunicaciones, se ha examinado de conformidad con los N° 9.35 y 9.36 y se publica de conformidad con el N° 9.38. Está sujeta al formulario de coordinación indicado en la columna de la izquierda con una X en la casilla correspondiente.</p>			
Type de coordination mentionné dans le Tableau I / Form of coordination referred to in Table I / Forma de coordinación mencionada en el cuadro I							
<p>9.7</p> <p>9.7A</p> <p>9.7B</p> <p>AP30#7.1</p> <p>AP30A#7.1</p>		<p>Conformément aux numéros 9.50 à 9.52 du Règlement des radiocommunications, les Administrations identifiées dans le Tableau I ci-après sont priées de communiquer leur décision à l'Administration responsable et au Bureau avant la date limite indiquée ci-dessous.</p>		<p>In accordance with Nos. 9.50-9.52 of the Radio Regulations, the Administrations identified in Table I below are requested to communicate their decision to the Responsible administration and the Bureau by the deadline indicated below.</p>		<p>De conformidad con los N° 9.50-9.52 del Reglamento de Radiocomunicaciones, se solicita a las Administraciones señaladas en el cuadro I a continuación que comuniquen su decisión a la administración responsable y a la Oficina antes del plazo indicado más abajo.</p>	
Type de coordination mentionné dans le Tableau II / Form of coordination referred to in Table II / Formulario de coordinación remitido al cuadro II							
<p>9.11</p> <p>9.11A</p> <p>9.12</p> <p>9.12A</p> <p>9.13</p> <p>9.14</p> <p>9.21/A</p> <p>9.21/B</p> <p>9.21/C</p>		<p>Les Administrations, énumérées ou non dans le Tableau II ci-après, qui n'acceptent pas la demande de coordination au titre des numéros 9.11 à 9.14 et 9.21, sont priées de communiquer leurs observations à l'Administration responsable et au Bureau avant la date limite indiquée ci-dessous. Toute Administration qui ne réagira pas au titre du numéro 9.52 avant cette date limite sera considérée comme n'étant pas affectée et, dans les cas couverts par les numéros 9.11 à 9.14, les dispositions des numéros 9.48 et 9.49 s'appliqueront.</p>		<p>Administrations listed or not listed in Table II below, which do not agree to the request for coordination under Nos. 9.11 to 9.14 and 9.21 are requested to communicate their comments to the responsible administration and the Bureau by the deadline indicated below. Any administration not responding under No. 9.52 within this deadline shall be regarded as unaffected and, in the cases of Nos. 9.11 to 9.14, the provisions of Nos. 9.48 and 9.49 shall apply.</p>		<p>Se ruega a las Administraciones que figuran en la lista del Cuadro II siguiente, que no están de acuerdo con la solicitud de coordinación con arreglo a los números 9.11 a 9.14 y 9.21 que comuniquen sus comentarios a la administración responsable y a la Oficina dentro del plazo que se indica más adelante. Se considerará que toda administración que no responda con arreglo a lo dispuesto en el núm. 9.52 dentro del plazo indicado no se ve afectada y, en los casos de los números 9.11 a 9.14, se aplicarán las disposiciones de los números 9.48 y 9.49.</p>	
DATE LIMITE POUR LA DÉCISION / EXPIRY DATE FOR DECISION / FECHA LÍMITE PARA LA DECISIÓN						07.01.2022	

Tableau I / Table I / Cuadro I / 表一 / Таблица I / الجدول I			
Disposition / Provision / Disposición / 条款 / Положение / حكم	Résumé des conditions régissant la coordination 协调要求概述	Summary of coordination requirements Сводные потребности в координации	Resumen de los requisitos de coordinación موجز متطلبات التنسيق
9.7			
9.7A			
9.7B			
AP30#7.1			
AP30A#7.1			

Tableau II / Table II / Cuadro II / 表二 / Таблица II / الجدول II			
Disposition / Provision / Disposición / 条款 / Положение / حكم	Administrations susceptibles d'être défavorablement influencées (à titre d'information uniquement, voir numéro 9.36.1) 可能受影响的主管部门(仅供参考, 见第 9.36.1款)	Potentially affected administrations (for information only, see No. 9.36.1) Потенциально затрагиваемые администрации (исключительно для информации, см. п. 9.36.1)	Administraciones posiblemente afectadas (sólo para información, véase el N° 9.36.1) إدارات يُحتمل أن تتأثر فأراً غير مؤثّر (انظر الرقم 1.36.9، على سبيل الإطلاع فقط)
9.11			
9.11A			
9.12			
9.12A			
9.13			
9.14			
9.21/A ¹			
9.21/B ¹			
X 9.21/C ¹	AZE, BLR, CUB, KOR, RUS, VTN		

¹ 9.21/A, 9.21/B and 9.21/C – au titre du numéro 9.21, administrations ayant des réseaux OSG, des réseaux non-OSG et des stations de Terre, respectivement.

¹ 9.21/A, 9.21/B and 9.21/C – Under No. 9.21, administrations with GSO networks, Non-GSO networks and terrestrial stations, respectively.

¹ 9.21/A, 9.21/B y 9.21/C – De conformidad con el N° 9.21, administraciones con redes OSG, redes no OSG y estaciones terrestres, respectivamente.

¹ 9.21/A, 9.21/B and 9.21/C – 根据第9.21款, 分别为有对地静止卫星轨道网络、非对地静止卫星轨道网络和地面站的主管部门

¹ 9.21/A, 9.21/B и 9.21/C – в соответствии с п. 9.21 администрации, имеющие сети ГСО, сети НГСО и наземные станции, соответственно.

¹ 9.21/A, 9.21/B و 9.21/C – بموجب الرقم 21.9، إدارات لها شبكات مستقرة بالنسبة إلى الأرض وشبكات غير مستقرة بالنسبة إلى الأرض ومحطات للأرض على التوالي.

SECTION SPECIALE / SPECIAL SECTION / SECCIÓN ESPECIAL / 特节 / СПЕЦИАЛЬНАЯ СЕКЦИЯ / القسم الخاص										CR/C/5520
A	A1a Sat. Network	GDCS-T	A1ff1 Notif. adm.	CHN	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	20.01.2021	BR20/BR21 BR IFIC no./part	2954/
	BR6a/BR6b Id. no.	121520012	BR3a/BR3b Provision reference	3.6	C	BR2 Adm. serial no.				

Résumé / Summary / Resumen / 概述 / Резюме / خلاصة

B1a Beam designation	B2 Emi-Rcp	BR8 Action code	BR7a Group id.	BR9 Action code	13A Conformity with RR	C3a Assigned freq. band	BR47 Frequency band (MHz)	BR62 Expiry date for bringing into use	BR15 Provision reference	BR53 Nb of freq.	C4a Class of station	BR54 Nb of emiss.	BR55 Nb of units
VDE1	E		121618015		A-----	150	161.7875 - 161.9375	20.01.2028	9.21	1	EG	1	1
			121618016		A-----	150	157.1875 - 157.3375	20.01.2028	9.21	1	EG	1	1
BR57 Category												C1	
BR56 Total number of units												2	

Résumé des caractéristiques orbitales du réseau à satellite non OSG
 NGSO卫星网络轨道特性总结

Summary of orbital characteristics for NGSO satellite network
 Резюме орбитальных характеристик НГСО спутниковой сети

Resumen de las características orbitales para red de satélites no geostacionarios

ملخص الخصائص المدارية للشبكة الساتلية غير المستقرة بالنسبة إلى الأرض (NGSO)

A4b1 No. of orbital planes A4b2 Ref. body BR43 Orbital configuration
 A4b1a Constellation A4b1b Configuration type A4b1c Number of sub-sets mutually exclusive A4b1d Attachment no.
 A4b6bis Limited or Extended set

Orbital plane id. no.	A4b4a Inclination angle	A4b4b No. of satellites in this plane	A4b4c Period	A4b4d Apogee	A4b4e Perigee	A4b4f Min. altitude	A4b4g Right asc.	A4b4i Arg. of perigee
1	97.8	1	0-01:36	600e0	600e0	600e0		0
2	88	4	0-01:36	600e0	600e0	600e0		0
3	88	4	0-01:36	600e0	600e0	600e0		0

OBSERVATIONS DU BUREAU DES RADIOCOMMUNICATIONS

Relatives à la Conclusion conformément au No 9.35 / 11.31

FAVORABLE pour toutes les assignations de fréquence.

RADIOCOMMUNICATION BUREAU COMMENTS

Relating to the Findings with respect to No. 9.35 / 11.31

FAVORABLE for all frequency assignments.

OBSERVACIONES DE LA OFICINA DE RADIOCOMUNICACIONES

Relativas a la Conclusión según N.º 9.35 / 11.31

FAVORABLE para todas las asignaciones de frecuencia.

Ces assignations ont un statut secondaire.

These assignments are of secondary category.

Estas asignaciones son a título secundario.

Sens de transmission Direction of transmission Dirección de transmisión	Fréquence assignée (MHz) Assigned frequency (MHz) Frecuencia asignada (MHz)	Largeur de la bande (kHz) Bandwidth (kHz) Anchura de banda (kHz)	Bande de fréquences (MHz) Frequency band (MHz) Banda de frecuencias (MHz)	Classe de station Class of station Clase de estación
E	157.2625; 161.8625	150	157.1875 - 161.9375	EG

La coordination au titre du numéro 9.21/C s'applique vis-à-vis des services de Terre de AZE, BLR, CUB, KOR, RUS, VTN (voir le numéro 5.228AC).

Coordination under No. 9.21/C applies with respect to the terrestrial services in AZE, BLR, CUB, KOR, RUS and VTN (No. 5.228AC refers).

Se aplica la coordinación con arreglo al núm. 9.21/C respecto de los servicios terrenales en AZE, BLR, CUB, KOR, RUS, VTN (véase el núm. 5.228AC).

根据第9.21/C款进行的协调适用于AZE、BLR、CUB、KOR、RUS、VTN的地面业务（参见第5.228AC款）。

Применяется координация согласно п. 9.21/C в отношении наземных служб в AZE, BLR, CUB, KOR, RUS, VTN (см. п. 5.228AC).

ينطبق التنسيق بموجب الرقم 9.21/C فيما يتعلق بخدمات الأرض في أذربيجان وبيلاروس وكوبا وكوريا وروسيا وفيتنام (انظر الرقم

(228AC.5).

Sens de transmission Direction of transmission Dirección de transmisión	Fréquence assignée (MHz) Assigned frequency (MHz) Frecuencia asignada (MHz)	Largeur de la bande (kHz) Bandwidth (kHz) Anchura de banda (kHz)	Bande de fréquences (MHz) Frequency band (MHz) Banda de frecuencias (MHz)	Classe de station Class of station Clase de estación
传输方向 Направление передачи اتجاه الإرسال	指定频率 (MHz) Присвоенная частота (МГц) التردد المخصص (MHz)	带宽 Ширина полосы (кГц) عرض النطاق (kHz)	频段 (MHz) Полоса частот (МГц) نطاق التردد (MHz)	台站类别 Класс станции صنف المحطة
E	157.2625; 161.8625	150	157.1875 - 161.9375	EG

Les dispositions suivantes s'appliquent aux bandes de fréquences listées dans le tableau ci-dessous:

以下条款适用于下表列出的频段:

The following provisions apply to the frequency bands listed in the table below:

Следующие положения применяются к полосам частот, перечисленным в таблице ниже:

Las siguientes disposiciones se aplican a las bandas de frecuencias listadas en la tabla a continuación:

تنطبق الأحكام التالية على نطاقات التردد المدرجة في الجدول أدناه:

Disposition relative à la coordination Coordination provision Disposición de coordinación 协调条款 Положение о координации الحكم المتعلق بالتنسيق	Renvois faisant référence à cette disposition relative à la coordination Footnotes referring to this coordination provision Notas que se refieren a esta disposición de coordinación 参引此协调条款的脚注 Примечания, в которых содержится ссылка на это положение о координации الحواشي التي تشير إلى هذا الحكم المتعلق بالتنسيق	Gamme de fréquences (MHz) Frequency range (MHz) Gama de frecuencias (MHz) 频率范围 (MHz) Диапазон частот (МГц) مدى التردد (MHz)	Sens de transmission Direction of Transmission Dirección de transmisión 传输方向 Направление передачи اتجاه الإرسال
9.21/C	5.228AC	157.1875 - 157.3375	E
	5.228AC	161.7875 - 161.9375	E

III. Administrations susceptibles d'être défavorablement influencées au niveau du groupe (à titre d'information uniquement, voir N° 9.36.1)

三、在组的层面潜在的受干扰的主管部门 (仅供参考, 见第9.36.1款)

III. Potentially affected administrations at group level (for information only, see No. 9.36.1)

III. Потенциально затрагиваемые администрации на уровне группы (исключительно для информации, см. п. 9.36.1)

III. Administraciones posiblemente afectadas a nivel de grupo (sólo para información, véase el N.º 9.36.1)

III. الإدارات التي يُحتمل أن تتأثر تأثيراً غير مؤات على مستوى المجموعة (انظر الرقم 1.36.9 للعلم فقط)

B1a Beam designation	B2 Emi-Rcp	BR7a Group id.	GHz	Administrations susceptibles d'être défavorablement influencées au titre du N° 9.21/C 潜在的受干扰的主管部门 9.21/C	Potentially affected administrations under No. 9.21/C Администрации, потенциально затрагиваемые согласно № 9.21/C	Administraciones posiblemente afectadas según N.º 9.21/C الإدارات التي يُحتمل أن تتأثر بموجب الرقم 9.21/C
VDE1	E	121618015	0	AZE BLR CUB KOR RUS VTN		
		121618016	0	AZE BLR CUB RUS		

3.5.2.3 Identificación de requisitos de coordinación

En el Apéndice 5 del RR se señalan los criterios técnicos que deben utilizarse para efectuar la coordinación o buscar un acuerdo en virtud del artículo 9 del RR, así como para identificar las administraciones con las que debe efectuarse dicha coordinación o buscarse el citado acuerdo.

En el Cuadro 5-1 del Apéndice 5 del RR se enumeran las condiciones técnicas de coordinación basadas (en particular) en la información siguiente:

- disposición reglamentaria relativa a las formas de coordinación;
- caso hipotético sobre compartición relativo a la notificación;
- tipo de estación;
- superposición de la anchura de banda de frecuencias;
- región de la zona de servicio;
- servicio;
- umbral y condición;
- método de cálculo.

En los Cuadros 5-1 y 5-2 y en el Anexo 1 del Apéndice 5 del RR se describen pormenorizadamente varios casos de determinación de necesidades de coordinación.

3.5.2.3.1 Criterios en materia de coordinación

En el Apéndice 5 del RR figuran varios criterios, en particular sobre superposición de frecuencias, nivel de dfp y umbral de coordinación de la densidad de flujo de potencia equivalente (dfpe) utilizados en los números 9.7A y 9.7B del RR, como se reseña a continuación.

3.5.2.3.1.1 Criterio sobre superposición de frecuencias

A los efectos de coordinación entre sistemas no OSG y OSG (números **9.12A**, **9.21** (**9.21/A** en el Prefacio) del RR) y entre sistemas no OSG (números **9.12**, **9.21** (**9.21/B** en el Prefacio) del RR), el criterio de superposición de frecuencias sólo se aplica para activar la coordinación, en particular en relación con las redes o los sistemas afectados cuyo sentido de funcionamiento sea opuesto al de transmisión.

El programa informático FOS (para el examen de la superposición de frecuencias) del Sistema de interfaz gráfica para cálculos por lotes (GIBC) desarrollado por la Oficina de Radiocomunicaciones puede utilizarse para determinar los requisitos de coordinación con arreglo a los números **9.12**, **9.12A**, **9.21/A** y **9.21/B**, sobre la base de la superposición de frecuencias.

Por otro lado, dicho programa elabora la lista de redes o sistemas de satélites afectados, de conformidad con lo establecido en el número **9.36.1** del RR. El programa puede descargarse a través de la siguiente página web:

<https://www.itu.int/ITU-R/go/space-software/en>

A los efectos de coordinación entre sistemas no OSG y servicios terrenales (números **9.14**, **9.21** (**9.21/C** en el Prefacio) del RR):

- la superposición de frecuencias se aplica para activar la coordinación en las bandas en las que no existe ningún límite de activación de la coordinación de dfp;
- el criterio de superposición de frecuencias se aplica de forma conjunta con el de nivel de dfp para activar la coordinación en las bandas en las que existe un límite de activación de la coordinación de dfp.

3.5.2.3.1.2 Criterio sobre nivel de dfp

El método de nivel de dfp sirve para evaluar la compatibilidad entre las redes de satélites no OSG y los servicios terrenales y consiste en comparar el nivel de dfp producido en la superficie de la Tierra para un límite de activación específico. Si éste se supera, es necesaria la coordinación con arreglo a los números **9.11**, **9.14** o **9.21** del RR o, en el caso de aplicación del número **11.32A** del RR, se considera que puede provocar interferencia perjudicial.

3.5.2.3.1.3 Determinación de la necesidad de coordinar estaciones espaciales del SMS y del SRDS (espacio-Tierra) y estaciones terrenales

Por lo general, la determinación de la necesidad de coordinación entre estaciones espaciales del SMS (espacio-Tierra) y servicios terrenales, así como de la coordinación entre estaciones espaciales del SRDS (espacio-Tierra) y servicios terrenales, se basa en la aplicación de umbrales de dfp. No obstante, para facilitar la compartición entre estaciones digitales del servicio fijo y estaciones espaciales del SMS no OSG, se adoptó el concepto de degradación fraccionaria de la calidad de funcionamiento (FDP).

En el presente documento se describe el método para determinar la necesidad de coordinación entre las estaciones espaciales del SMS y del SRDS (espacio-Tierra) y los servicios terrenales que comparten la misma banda de frecuencias en la gama 1 a 3 GHz, como se reseña en el Anexo 1 del Apéndice 5 del RR.

No es necesario coordinar las asignaciones de las estaciones espaciales transmisoras del SMS y del SRDS con respecto a los servicios terrenales si la dfp producida en la superficie de la Tierra o el valor de la degradación fraccionaria de la calidad de funcionamiento (FDP) de una estación del servicio fijo no supera los valores umbral indicados en el Cuadro 5-2 del Apéndice 5 del RR, que se reproduce a continuación. Véase el citado Anexo 1 del Apéndice 5 del RR para consultar el método de cálculo del valor de FDP.

Banda de frecuencias (MHz)	Servicio terrenal que se debe proteger	Valores umbral de coordinación				
		Estaciones espaciales OSG		Estaciones espaciales no OSG		
		Factores de cálculo de la dfp (por estación espacial) (NOTA 2)		Factores de cálculo de la dfp (por estación espacial) (NOTA 2)		% FDP (en 1 MHz) (NOTA 1)
		<i>P</i>	<i>r</i> dB/ grados	<i>P</i>	<i>r</i> dB/ grados	
1 518-1 525	Telefonía analógica del servicio fijo (NOTA 5)	-146 dB(W/m ²) en 4 kHz y -128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	-146 dB(W/m ²) en 4 kHz y -128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	
	Todos los demás casos (NOTA 4 y NOTA 8)	-128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	-128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	25
1 525-1 530	Telefonía analógica del servicio fijo (NOTA 5)	-146 dB(W/m ²) en 4 kHz y -128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	-146 dB(W/m ²) en 4 kHz y -128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	
	Todos los demás casos	-128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	-128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	25
2 160-2 200 (NOTA 3)	Telefonía analógica del servicio fijo (NOTA 5)	-46 dB(W/m ²) en 4 kHz y -28 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	-141 dB(W/m ²) en 4 kHz y -123 dB(W/m ²) en 1 MHz (NOTA 6)	0,5	
	Todos los demás casos	-128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	-123 dB(W/m ²) en 1 MHz (NOTA 6)	0,5	25
2 483,5-2 500 (servicio móvil por satélite)	Todos los casos	-146 dB(W/m ²) en 4 kHz y -128 dB(W/m ²) en 1 MHz	0,5	-144 dB(W/m ²) en 4 kHz y -126 dB(W/m ²) en 1 MHz (NOTA 9)	0,65	
2 483,5-2 500 (servicio de radio-determinación por satélite) ADD (NOTA 10)	Todos los casos, salvo el servicio de radiolocalización en los países indicados en 5.398A	-152 dB(W/m ²) en 4 kHz -128 dB(W/m ²) en 1 MHz	–	-153 dB(W/m ²) en 4 kHz -129 dB(W/m ²) en 1 MHz (NOTA 9)		
2 500-2 520 (SUP – CMR-07)						
2 520-2 535 (SUP – CMR-07)						

3.5.2.3.1.4 Coordinación basada en el valor umbral de dfpe

Como se especifica en el Apéndice 5 del RR, para la identificación de los requisitos de coordinación con arreglo a los números 9.7A y 9.7B del RR, cabe aplicar el criterio de umbral de dfpe.

Véase también la sección 3.5.4.2.

3.5.2.3.2 Parámetros que afectan a la coordinación

En el Reglamento de Radiocomunicaciones se especifican límites de dfp para los servicios espaciales con el fin de proteger los servicios terrenales. Los parámetros específicos de la red o del sistema de satélites, en particular características orbitales, zona de servicio, ángulos operativos de elevación mínima de estaciones terrenas y niveles de potencia, podrían afectar a la coordinación con los servicios terrenales.

La especificación de un diagrama de antena normalizado o no normalizado que represente de forma fidedigna el diagrama de radiación de la antena real propiciará una utilización más eficaz del espectro de radiofrecuencias. Entre los diagramas de antena normalizados más habituales cabe destacar los que figuran en:

- la Recomendación UIT-R S.1528 - Diagramas de radiación de antena de satélite para antenas de satélite en órbita no geoestacionaria que funcionan en el servicio fijo por satélite por debajo de 30 GHz;
- Recomendación UIT-R S.672 - Diagrama de radiación de antenas de satélite para su utilización como objetivo de diseño en el servicio fijo por satélite que emplea satélites geoestacionarios. Aunque este diagrama de antena se proporciona para satélites OSG, puede considerarse asimismo para satélites no OSG en órbitas muy elípticas con arco activo próximo a la altitud de la órbita OSG;
- Recomendación UIT-R M.1091 - Diagramas de radiación fuera del eje de referencia para antenas de estaciones terrenas móviles que funcionan en el servicio móvil terrestre por satélite en la gama de frecuencias 1 a 3 GHz.

El conjunto de parámetros que se especifican a continuación definirá la zona de cobertura OSG y, en consecuencia, podría determinar la lista de países afectados.

Envolvente orbital

Ciertos tipos de órbitas, como las ecuatoriales o las muy elípticas, pueden tener su cobertura limitada a regiones específicas.

Por ejemplo, una órbita muy elíptica que tenga su arco activo sobre el hemisferio norte (argumento del perigeo igual a 270 grados) abarcaría el hemisferio norte y los países situados en el hemisferio sur no se verían afectados.

Para las órbitas circulares, la inclinación orbital determinaría asimismo la parte visible de la Tierra. En el caso concreto de la órbita ecuatorial (inclinación igual a 0), únicamente son visibles los países situados cerca de la línea ecuatorial.

Zona de servicio e indicador de transmisión continua

En virtud del Apéndice 4 del Reglamento de Radiocomunicaciones, punto **B.2.a.1**, *indicador para especificar si la estación espacial sólo transmite cuando es visible desde la zona de servicio notificada*, y punto **B.2.a.2**, *para especificar si la transmisión del haz del satélite no OSG es discontinua, el ángulo de elevación mínimo por encima del cual se produce la transmisión cuando la estación espacial es visible desde la zona de servicio notificada*, se determina si la estación espacial transmitirá sólo cuando sea visible desde la zona de servicio notificada, así como la elevación mínima a la que se produce esta transmisión.

En caso de transmisión discontinua, sólo debe tenerse en cuenta el período de tiempo en que podría producirse la transmisión real (cuando sea visible desde la zona de servicio notificada por encima del ángulo de elevación mínimo) con objeto de definir otra zona geográfica visible susceptible de verse afectada. Ese enfoque para especificar la zona de servicio exacta y el ángulo de elevación mínimo puede contribuir a limitar la carga de coordinación.

Puesto que la utilización de haces orientables es cada vez más frecuente, cabe mencionar que al presentar notificaciones que incluyan haces orientables, las asignaciones de frecuencias relativas a los mismos sólo recibirán conclusiones reglamentarias favorables a los efectos de conformidad con los citados límites de dfp si se cumplen las siguientes condiciones especificadas en las Reglas de Procedimiento del número **21.16** del Reglamento de Radiocomunicaciones:

- (a) existe al menos una posición del haz orientable para la que se cumplen los límites de dfp aplicables sin reducción alguna de la densidad de potencia notificada; y
- (b) la administración declara que los límites de dfp aplicables se cumplirán mediante la aplicación de un método cuya descripción deberá presentarse a la UIT.

3.5.2.4 Enfoques en cuanto a coordinación

La reglamentación vigente para la coordinación de la utilización de frecuencias y órbitas por sistemas de satélites no OSG que explotan servicios no planificados se rige por las disposiciones de los Artículos **9** y **11** del Reglamento de Radiocomunicaciones. La administración notificante deberá resolver las dificultades que existan o coordinar su sistema con otras administraciones.

Los debates de coordinación sobre redes o sistemas de satélites se han basado hasta ahora en la celebración de reuniones bilaterales entre las partes, con arreglo a la hipótesis de que las limitaciones resultantes serían suficientes para garantizar un entorno de interferencia mutuamente aceptable para todas las redes de las partes.

A continuación se enumeran varias técnicas de coordinación aplicables a sistemas no OSG para facilitar la compartición entre esas redes:

- a) En la fase de coordinación, utilización de órbitas homogéneas:
 - Acuerdo sobre los parámetros operativos, la carga del transpondedor y la zona de cobertura.
 - Acuerdo sobre un nivel aceptable de interferencia.
 - Segmentación de bandas, basada en la utilización de frecuencias no superpuestas.
- b) En la fase operativa, acuerdo sobre un nivel aceptable de interferencia:
 - Control de potencia y codificación y modulación adaptativas.
 - Diversidad de satélites para evitar eventos en línea, y transmisión de tráfico de operadores a través de satélites que evitan la alineación de haces y, en consecuencia, la interferencia.
 - Diversidad de aislamiento geográfico, es decir, aislamiento adecuado entre zonas de cobertura diferentes.

El mejor resultado sólo puede lograrse mediante la coordinación entre todas las partes de buena fe.

Por otro lado, el tipo de sistemas del SFS no OSG notificados hasta ahora a la UIT, que poseen un gran número de satélites y una gran diversidad de características orbitales (altura e inclinación del plano) y coberturas mundiales visibles de la Tierra, puede requerir nuevos enfoques innovadores en materia de coordinación. Las administraciones y los operadores pueden acordar un enfoque de coordinación más versátil basado, en particular, en la sincronización orbital y la utilización de sistemas en tiempo real, habida cuenta de todos los sistemas no OSG en funcionamiento.

En ese caso, más allá del enfoque tradicional de coordinación bilateral y con objeto de garantizar que los datos relativos a dicho enfoque de coordinación versátil estén fácilmente disponibles y se actualicen periódicamente, cabe considerar un nuevo proceso de coordinación basado en reuniones multilaterales periódicas en las que participen las partes pertinentes, con hitos sobre el desarrollo de la constelación, análogas a reuniones de consulta (como en el marco de las Resoluciones **609 (Rev. CMR-07)** y **769 (CMR-19)**) o a reuniones de reevaluación (como en el marco de la Resolución **222 (Rev. CMR-12)**).

En determinadas Recomendaciones UIT-R (<https://www.itu.int/rec/R-REC-S/en>) se proporcionan métodos para mejorar la compartición del espectro entre servicios o una metodología para evaluar la interferencia, en particular:

- Recomendación UIT-R S.1431 - Métodos para mejorar la compartición entre los sistemas del SFS no OSG (excepto los enlaces de conexión del SMS) en las bandas de frecuencias comprendidas entre 10 y 30 GHz.
- Recomendación UIT-R S.1526 - Metodología para evaluar el entorno de interferencia en relación con los números **9.12**, **9.12A** y **9.13** del Reglamento de Radiocomunicaciones al intervenir sistemas del servicio fijo por satélite en órbita no geoestacionaria.
- Recomendación UIT-R S.1595 - Técnicas de reducción de la interferencia para facilitar la coordinación entre sistemas del servicio fijo por satélite no geoestacionario en órbita muy elíptica y sistemas del servicio fijo por satélite no geoestacionario en órbitas terrestres baja y media.
- Recomendación UIT-R S.1419 - Técnicas de reducción de la interferencia para facilitar la coordinación entre los enlaces de conexión del servicio móvil por satélite no geoestacionario y las redes del servicio fijo por satélite geoestacionario en las bandas 19,3-19,7 GHz y 29,1-29,5 GHz.

3.5.3 Notificación a los efectos de inscripción en el Registro

El objetivo último de la inscripción de las asignaciones de frecuencias en el Registro Internacional de Frecuencias (MIFR), o Registro, es obtener el derecho a reconocimiento internacional. Ello obedece al hecho de que, de conformidad con el Reglamento de Radiocomunicaciones, los derechos y obligaciones internacionales de las administraciones con respecto a sus propias asignaciones de frecuencias y a las de otras administraciones se derivan de la inscripción de esas asignaciones de frecuencias en el Registro (véase el número **8.1** del RR). Gozar de derecho a reconocimiento internacional conlleva asimismo que las demás administraciones tengan en cuenta las asignaciones de frecuencias inscritas al efectuar sus propias asignaciones, a fin de evitar interferencia perjudicial (véase el número **8.3** del RR). Conviene señalar asimismo que, si bien existen derechos al amparo de las asignaciones inscritas, también existen obligaciones recíprocas para evitar la interferencia perjudicial a las asignaciones de frecuencias que hayan inscrito otras administraciones y adaptar la nueva inscripción de asignaciones de frecuencias en el Registro.

Por lo general, el Artículo **11** del Reglamento de Radiocomunicaciones establece que toda asignación de frecuencias de estaciones terrenas y espaciales transmisoras o receptoras debe notificarse si:

- puede provocar interferencia perjudicial;
- se utiliza para radiocomunicaciones internacionales;
- está sujeta a un plan mundial o regional de adjudicación o asignación de frecuencias que no disponga de su propio procedimiento de notificación;
- prevé obtener reconocimiento internacional;
- prevé su inscripción únicamente con fines informativos; o
- prevé la inscripción de una asignación no conforme, cuya utilización no se ajusta al Cuadro de atribución de bandas de frecuencias o a otras disposiciones del Reglamento de Radiocomunicaciones (véase el número **8.4** del RR). Como excepción, las asignaciones de frecuencias a estaciones terrenas del servicio de aficionados por satélite **no** deben notificarse a los efectos de inscripción en el Registro. No obstante, cabe señalar que las asignaciones de frecuencias a estaciones espaciales del servicio de aficionados por satélite **deben** notificarse a la Oficina.

La información necesaria para la presentación de una notificación figura en el Apéndice **4** del RR. La obtención, validación y presentación de una notificación tienen lugar de forma análoga a la descrita en las secciones 3.5.1.2 a 3.5.1.5 para las notificaciones API.

El plazo más breve que cabe tener en cuenta para considerar recibida una notificación es cuatro meses a partir de la fecha de publicación de la correspondiente sección especial API/A. A tenor de ello, si la Oficina recibe una notificación antes de los cuatro meses prescritos, su fecha oficial de recepción será de cuatro meses después de la publicación de la API, puesto que es el plazo más breve en que una notificación puede considerarse admisible.

No obstante, a fin de armonizar el proceso de colaboración y resolución de dificultades con otras administraciones que hayan formulado observaciones a raíz de la publicación de la API, tal como se describe en la sección 3.5.1.7 del presente manual, las administraciones deberán completar en la medida de lo posible el proceso de resolución de dificultades con otras administraciones antes de notificar las asignaciones de frecuencias de estaciones espaciales que no estén sujetas a procedimientos de coordinación en virtud del Artículo 9 del RR.

En el caso de asignaciones de frecuencias de estaciones espaciales que estén sujetas a coordinación con arreglo a la Sección II del Artículo 9 del RR, las administraciones deben esforzarse por completar la coordinación con otras administraciones antes de presentar las asignaciones de frecuencias para su notificación.

Con respecto a las asignaciones de frecuencia de estaciones terrenas, la notificación debe realizarse después de completar la coordinación de las asignaciones de frecuencias de la estación terrena con las administraciones cuyas estaciones se encuentran dentro de la zona de coordinación de la estación terrena, y después de que la correspondiente estación espacial haya sido notificada e inscrita en el Registro. Ello se hace con arreglo al § 2.1.2 de las Reglas de Procedimiento del número 11.32 del RR. Sobre la base del principio de que el elemento principal de una red de satélites es la estación espacial y de que daría lugar a confusión inscribir en el Registro estaciones terrenas para las que no se ha inscrito previamente una estación espacial (o red de estaciones), una estación terrena no puede inscribirse en el Registro antes que su correspondiente estación espacial.

De conformidad con las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad, el archivo mdb de notificación electrónica definitivo en formato SNS, junto con la base de datos en formato GIMS y, en su caso, anexos adicionales, se presentarán a través del nuevo sistema de presentación en línea de la Oficina *e-Submission of satellite network filings* (presentación electrónica de notificaciones de redes de satélites).

Al presentar una notificación a través del sistema *e-Submission*, la Oficina publica en el sitio web de la UIT la información "tal y como la haya recibido" de las administraciones. Dicha información no se somete previamente a ningún control de exhaustividad y puede considerarse completa o no. Se trata simplemente de la información tal y como se presentó a la Oficina.

La fecha oficial de recepción se establece cuando la Oficina confirma que la información presentada por la administración es completa y correcta. Habida cuenta de ello, si una notificación recibida por la Oficina no contiene toda la información obligatoria que se prevé en el Anexo 2 del Apéndice 4 del RR, la notificación se considerará incompleta, y la Oficina informará inmediatamente a la administración para recabar la información que no se haya facilitado. La tramitación ulterior de la notificación por la Oficina quedará en suspenso. La fecha oficial de recepción no se establecerá hasta que se reciba la información que falta. En ese caso, la fecha oficial de recepción corresponderá a la fecha en que se reciba la información completa en el formato adecuado.

Si tras comprobar que se ha presentado toda la información obligatoria se requirieran aclaraciones adicionales sobre la exactitud de la información obligatoria presentada, la Oficina solicitará a la administración que facilite las aclaraciones pertinentes en un plazo de 30 días.

Si las aclaraciones necesarias se reciben en dicho plazo de 30 días, se mantendrá la fecha inicial de recepción. Si la aclaración se recibe después del plazo de 30 días, se establecerá una nueva fecha de recepción. Si no se recibe ninguna aclaración, la notificación se considerará no admisible y no se seguirá tramitando.

Una vez que se haya verificado que la información es completa, la notificación se publicará en la Parte I-S de la BR IFIC, con fecha oficial de recepción. Posteriormente, la notificación se examinará pormenorizadamente con arreglo a los números 11.31, 11.32 y 11.32A del RR, según proceda, y se establecerán las correspondientes conclusiones.

Las conclusiones se publicarán en la Parte II-S de la BR IFIC si la conclusión es favorable, y en la Parte III-S de la BR IFIC si la conclusión es desfavorable.

- Parte I-S: Notificaciones recibidas sobre nuevas asignaciones de frecuencias o modificaciones o supresiones de asignaciones inscritas;
- Parte II-S: Asignaciones de frecuencias inscritas en el Registro;
- Parte III-S: Asignaciones de frecuencias devueltas a la administración notificante.

La descripción de los elementos de datos utilizados en las publicaciones figura en la siguiente página web:

<http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/>

A continuación figuran varios ejemplos de publicaciones de notificaciones en la BR IFIC.

3.5.3.1 Publicación en la Parte I-S de la BR IFIC

La publicación en la Parte I-S debe considerarse un acuse de recibo de la información completa relativa a la notificación recibida y publicada de conformidad con lo dispuesto en el número **11.28** del RR, y en ella se describen pormenorizadamente las asignaciones de frecuencias de las estaciones de los servicios de radiocomunicaciones espaciales recibidas por la Oficina para su inscripción en el Registro.

A continuación se proporciona, a título de ejemplo, un resumen de una publicación en la Parte I-S.

UNION INTERNATIONALE DES TÉLÉCOMMUNICATIONS BUREAU DES RADIOCOMMUNICATIONS		INTERNATIONAL TELECOMMUNICATION UNION RADIOCOMMUNICATION BUREAU		UNIÓN INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES OFICINA DE RADIOCOMMUNICACIONES		© I.T.U.		
RÉSEAU À SATELLITE SATELLITE NETWORK RED DE SATELITE			HYSIS		PARTIE PART PARTE		I-S	
STATION TERRIENNE EARTH STATION ESTACIÓN TERRENA			---		BR IFIC / DATE BR IFIC / DATE BR IFIC / FECHA		2971 / 17.05.2022	
ADM. RESPONSABLE RESPONSIBLE ADM. ADM. RESPONSABLE		IND	LONGITUDE NOMINALE NOMINAL LONGITUDE LONGITUD NOMINAL		NGSO		NUMÉRO D'IDENTIFICATION IDENTIFICATION NUMBER NÚMERO DE IDENTIFICACIÓN	122500037
RENSEIGNEMENTS REÇUS PAR LE BUREAU LE / INFORMATION RECEIVED BY THE BUREAU ON / INFORMACIÓN RECIBIDA POR LA OFICINA EL						24.02.2022		

Notifications reçues au titre de		Notifications received under		Notificaciones recibidas en virtud de lo dispuesto en	
X	Article 11 du Règlement des radiocommunications	X	Article 11 of the Radio Regulations	X	Artículo 11 del Reglamento de Radiocomunicaciones
	Article 5 des Appendices 30 et/ou 30A		Article 5 of Appendices 30 and/or 30A		Artículo 5 de los Apéndices 30 y/o 30A
	Article 8 de l'Appendice 30B		Article 8 of Appendix 30B		Artículo 8 del Apéndice 30B

Pour plus d'informations sur les dispositions réglementaires et l'explication des codes ou symboles utilisés dans cette publication, veuillez consulter la Préface .	For more details on the regulatory provisions and the explanation of the codes or symbols used in this publication, please consult the Preface .	Para más detalles sobre las disposiciones reglamentarias y la explicación de los códigos o símbolos utilizados en esta publicación, sírvase consultar el Prefacio .
--	--	---



国际电信联盟
无线电通信局

МЕЖДУНАРОДНЫЙ СОЮЗ ЭЛЕКТРОСВЯЗИ
БЮРО РАДИОСВЯЗИ

الاتحاد الدولي للاتصالات
مكتب الاتصالات الراديوية

© I.T.U.

卫星网络 СПУТНИКОВАЯ СЕТЬ الشبكة الساتلية	HYSIS		部分 ЧАСТЬ الجزء	I-S
地球站 ЗЕМЛЯНАЯ СТАНЦИЯ محطة الأرضية	---		无线电通信局国际频率信息通报 / 日期 ИФИК БР / ДАТА	2971 / 17.05.2022
负责主管部门 ОТВЕТСТВЕННАЯ АДМ. الإدارة المسؤولة	IND	标称经度 НОМИНАЛЬНАЯ ДОЛГОТА خط الطول الاسمي	NGSO	识别号 ИДЕНТИФИКАЦИОННЫЙ НОМЕР رقم تعريف الهوية
通信局收到资料的日期 / ДАТА ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ БЮРО / معلومات استلمها المكتب في				24.02.2022

根据以下条款收到的通知	Заявления, полученные согласно	بطاقات تبلغ مستلمة بموجب
X 《无线电规则》第11条	X Статья 11 Регламента радиосвязи	المادة 11 من لوائح الراديو X
附录30和或30A第5条	Статья 5 Приложений 30 и/или 30A	المادة 5 من التذييلين 30 و/أو 30A
附录30B第8条	Статья 8 Приложения 30B	المادة 8 من التذييل 30B

欲更详细了解本公报资料中使用的规则性条款和代码或符号的说明，请查阅 前言 。	Более подробная информация о регламентарных положениях и разъяснение кодов либо обозначений, используемых в настоящей публикации, содержится в Предисловии .	يرجى الرجوع إلى المقدمة للاطلاع على مزيد من التفاصيل الخاصة بالأحكام التنظيمية وتفسير الرموز والمعطيات المستعملة في هذا القسم.
--	--	--

On trouvera la description des éléments de données utilisés dans les publications dans le document: - ItemsDescription_F.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/	The description of the data items used in the publications can be found in the document: - ItemsDescription_E.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/	La descripción de los datos empleados en las publicaciones figura en el documento: - ItemsDescription_S.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/
出版物中使用的数据项说明，见文件： - ItemsDescription_C.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/	Описание элементов данных, используемых в данной публикации, содержится в документе: - ItemsDescription_R.pdf - http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/	يمكن الاطلاع على وصف عناصر المعطيات المستعملة في المنشورات في الوثيقة: ItemsDescription_A.pdf http://www.itu.int/ITU-R/space/brific/legend/

PARTIE I-S / PART I-S / PARTE I-S / 第I-S部分 / ЧАСТЬ I-S / I-S الجزء										
A	A1a Sat. Network	HYSIS	A1f1 Notif. adm.	IND	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	24.02.2022	BR20/BR21 BR IFIC no./part	2971/1
	BR6a/BR6b Id. no.	122500037	BR3a/BR3b Provision reference	11.2	N	BR2 Adm. serial no.	011			

Résumé / Summary / Resumen / 綜述 / Резюме / خلاصة

B1a Beam designation	B2 Emi-Rcp	BR8 Action code	BR7a Group id.	BR9 Action code	C3a Assigned freq. band	BR47 Frequency band (MHz)	BR53 Nb of freq.	C4a Class of station	BR54 Nb of emiss.
S1R	R		122622785		750	2081.079 - 2081.829	1	ED, EK	1
S1T	E		122622783		500	2262.61 - 2263.11	1	EK, ER	1
X1T	E		122622784		320000	8040 - 8360	1	EW	1

A1f2 Submitted on behalf

A1g Short Mission Duration Res 32 N A24a SDM commitment N

A4b1 No. of orbital planes 1 A4b2 Ref. body T

A4b1a Constellation N

A4b3a No. of space stations simult. trans. on Northern Hemisphere 1 A4b3b No. of space stations simult. trans. on Southern Hemisphere

A4b7a Max. sat. rcv. simult. A4b7b Avg. no. of As. E-stn A4b7c Avg. distance

A4b7d1 Excl. zone type A4b7d2 Excl. zone width

A4b6bis Limited or Extended set

Orbital plane id. no.	A4b4a Inclination angle	A4b4b No. of satellites in this plane	A4b4c Period	A4b4d Apogee	A4b4e Perigee	A4b4f Min. altitude	A4b4m,n,o Sun synchronous			A4b4g Right asc.	A4b6c Station keeping	A4b6e Specific modelled station	A4b4j Long. asc. node
							Y/N	Node reference time	Node local time	A4b4i Arg. of perigee	A4b6d Repeat period	A4b6f Precession rate	A4b6j Long. tolerance
1	97.9	1	0-01:38	630e0	630e0	630e0							

Orbital plane no.	Satellite no.	A4b4h Initial phase angle	A4b4k Date	A4b4l Time	B4a Orbit link / List of beams
1	1				

A17a Compliance with PFD limit dB(W/(m²·1MHz)) in the band 1164 - 1215 MHz

A17a.bis Calculated EPFD value in the band 1610.6 - 1613.8 MHz dB(W/(m²·20 kHz))

A17b2 Calculated aggregate PFD value in the band 5030.0 - 5150.0 MHz dB(W/(m²·150 kHz))

A17b3 EPFD in the band 4990.0 - 5000.0 MHz dB(W/(m²·10 MHz))

A17d Mean PFD dB(W/(m²·1 MHz))

A17e1a Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA SDT dB(W/(m²·1 GHz))

A17e1b Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA SDT dB(W/(m²·500 kHz))

A17e1c Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA VLBI dB(W/(m²·500 kHz))

A15a EPFD compliance A18a Aircraft earth station commitment

BR104 Commitment Res 770 BR103 Demonstration Res 770

B1a/BR17 Beam designation S1R B1b Steerable B2 Emi-Rcp R B3a1 Max. co-polar gain 0

B2a1 Transmit only when visible from notified service area B2a2 Min. Elev. Angle

B3c1 Co-polar antenna pattern

Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Co-polar rad. diag.
ND-SPACE			

List of orbital planes

ALL

B4a3a1 Angle alpha B4a3a2 Angle beta

BR92 Attach. for missing angle alpha/beta

BR7a/BR7b Group id. 122622785 BR1 Date of receipt 24.02.2022 C2c RR No. 4.4 BR97 No. 11.43A BR98 For use in accordance with Res 163/164

A2a Date of bringing into use 29.11.2018 A2b Period of valid. 30 A3a Op. agency 011 A3b Adm. resp. A BR16 Value of type C8b A4b7c/bis Min. elevation angle

BR62 Expiry date for bringing into use 23.10.2024 BR63 Confirmed date of bringing into use BR64 Date of receipt of 1st Res49

BR14 Special Section

C4a Class of station ED EK C3a Assigned freq. band 750 C5a Noise temperature 1200 B4b5 Peak of pfd

C4b Nature of service CO CO C6a Polarization type M C6b Polarization angle

C11a1 Service area no. C11a2 Service area IND C11a3 Service area diagram

A5/A6 Coordinations/Agreements

C2a1 Assigned frequency

2081.454	Mhz												

A13 Ref. to Special Sections

Ref.	C7a Design. of emission	C8a1/C8b1 Max. peak pwr	C8a2/C8b2 Max. pwr dens.	C8c1 Min. peak pwr	C8c2 Attach.	C8c3 Min. pwr dens.	C8c4 Attach.	C8e1 C/N ratio	C8e2 Attach.
API/A/12080	1 750KG2D--	30	-28.8	17		-41.8		15	

C7b Carrier frequency of the emissions (750KG2D--)

2081.454	Mhz												

C10b1 Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.	C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.	C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwidth		C10d7 Ant. diameter		C8g1 Max. aggr. pwr.	C8g2 Aggr. bandwidth	C8g3 Transp. bandwidth = Aggr. bandwidth
SGS10	T			1 TD 2 TR	CO CO	43.2	1.05					

C10d5a Co-polar antenna pattern

C10b1 Assoc. earth station id.	Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Coef. C	Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.
SGS10	REC-465-5						

13C Remarks

B1a/BR17 Beam designation S1T B1b Steerable B2 Emi-Rcp E B3a1 Max. co-polar gain 0

B2a1 Transmit only when visible from notified service area B2a2 Min. Elev. Angle

B3b1d Applicable PFD will be met by applying the method in Annex 1 of ROP 21.16 Attach. no.

B3c1 Co-polar antenna pattern

Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Co-polar rad. diag.
ND-SPACE			

List of orbital planes

ALL

B4a3a1 Angle alpha B4a3a2 Angle beta

BR92 Attach. for missing angle alpha/beta

BR7a/BR7b Group id. 122622783 BR1 Date of receipt 24.02.2022 C2c RR No. 4.4 BR97 No. 11.43A BR98 For use in accordance with Res 163/164

A2a Date of bringing into use 29.11.2018 A2b Period of valid. 30 A3a Op. agency 011 A3b Adm. resp. A BR16 Value of type C8b A4b7c/bis Min. elevation angle

PARTIE I-S / PART I-S / PARTE I-S / 第I-S部分 / ЧАСТЬ I-S / I-S部分													
A	A1a Sat. Network	HYISIS	A1f1 Notif. adm.	IND	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	24.02.2022	BR20/BR21 BR IFIC no./part	2971/1			
	BR6a/BR6b Id. no.	122500037	BR3a/BR3b Provision reference	11.2	N	BR2 Adm. serial no.	011	S1R	R				
	BR7a/BR7b Group id.	122622785	BR1 Date of receipt	24.02.2022	C2c RR No. 4.4		BR97 No. 11.43A		BR98 For use in accordance with Res 163/164				
A2a	Date of bringing into use	29.11.2018	A2b Period of valid.	30	A3a Op. agency	011	A3b Adm. resp.	A	BR16 Value of type C8b		A4b7c/bis Min. elevation angle		
BR62	Expiry date for bringing into use	23.10.2024	BR63 Confirmed date of bringing into use		BR64 Date of receipt of 1st Res49								
BR14	Special Section												
C4a	Class of station	ED EK	C3a Assigned freq. band	750	C5a Noise temperature	1200	B4b5 Peak of pfd						
C4b	Nature of service	CO CO	C6a Polarization type	M	C6b Polarization angle								
C11a1	Service area no.		C11a2 Service area	IND	C11a3 Service area diagram								
A5/A6	Coordinations/Agreements												
C2a1 Assigned frequency													
2081.454	MHz												
A13 Ref. to Special Sections													
API/A/12080		C7a Design. of emission	C8a1/C8b1 Max. peak pwr	30	C8a2/C8b2 Max. pwr dens.	-28.8	C8c1 Min. peak pwr	17	C8c3 Min. pwr dens.	-41.8	C8c4 Attach.	C8e1 C/N ratio	15
C7b Carrier frequency of the emissions (750KG2D--)													
2081.454	MHz												
C10b1	Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.	C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cts. / Nat.	C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwth		C10d7 Ant. diameter		C8g1 Max. aggr. pwr.	C8g2 Aggr. bandwidth	C8g3 Transp. bandwidth = Aggr. bandwidth
SGS10		T			1 TD 2 TK	CO CO	43.2	1.05					
C10d5a Co-polar antenna pattern													
C10b1	Assoc. earth station id.	Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Coef. C	Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.					
SGS10		REC-465-5											
13C Remarks													
B1a/BR17 Beam designation S1T													
B1b	Steerable		B2 Emi-Rcp	E	B3a1	Max. co-polar gain	0						
B2a1	Transmit only when visible from notified service area		B2a2	Min. Elev. Angle									
B3b/b	Applicable PFD will be met by applying the method in Annex 1 of ROP 21.16		Attach. no.										
B3c1 Co-polar antenna pattern													
Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B					Co-polar rad. diag.						
ND-SPACE													
List of orbital planes													
ALL													
B4a3a1	Angle alpha		B4a3a2	Angle beta									
BR92	Attach. for missing angle alpha/beta												
	BR7a/BR7b Group id.	122622783	BR1 Date of receipt	24.02.2022	C2c RR No. 4.4		BR97 No. 11.43A		BR98 For use in accordance with Res 163/164				
A2a	Date of bringing into use	29.11.2018	A2b Period of valid.	30	A3a Op. agency	011	A3b Adm. resp.	A	BR16 Value of type C8b		A4b7c/bis Min. elevation angle		

PARTIE I-S / PART I-S / PARTE I-S / 第I-S部分 / ЧАСТЬ I-S / I-S部分														
A	A1a Sat. Network	HYISIS	A1f1 Notif. adm.	IND	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	24.02.2022	BR20/BR21 BR IFIC no./part	2971/1				
BR6a/BR6b Id. no.		122500037	BR3a/BR3b Provision reference		11.2	N	BR2 Adm. serial no.		011	SIT E				
BR62 Expiry date for bringing into use			23.10.2024			BR63 Confirmed date of bringing into use								
BR14 Special Section														
C4a Class of station		EK ER	C3a Assigned freq. band			500		B4b5 Peak of pfd						
C4b Nature of service		CO CO	C6a Polarization type			M		C6b Polarization angle						
C8d1 Max. tot. peak pwr.		-6.5	C8d2 Contiguous bandwidth											
C11a1 Service area no.			C11a2 Service area			IND		C11a3 Service area diagram						
A5/A6 Coordinations/Agreements														
C2a1 Assigned frequency														
2262.86		MHz												
A13 Ref. to Special Sections		C7a Design. of emission		C8a1/C8b1 Max. peak pwr		C8a2/C8b2 Max. pwr dens.		C8c1 Min. peak pwr		C8c2 Attach.	C8c3 Min. pwr dens.	C8c4 Attach.	C8e1 C/N ratio	C8e2 Attach.
API/A/12080		1 500RG2D--		-6.5		-63.5		-6.5			-63.5		15	
C7b Carrier frequency of the emissions (500KG2D--)														
2262.86		MHz												
C10b1 Assoc. earth station id.		C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.		C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.		C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwidth	C10d6 Noise temp.	C10d7 Ant. diameter			
SGS10		T				1 TK CO 2 TR CO		43.2	1.08	282				
C10d5a Co-polar antenna pattern														
C10b1 Assoc. earth station id.		Co-polar ref. pattern	Coef. A		Coef. B		Coef. C		Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.			
SGS10		REC-465-5												
13C Remarks														
B1a/BR17 Beam designation		X1T		B1b Steerable		B2 Emi-Rcp		E		B3a1 Max. co-polar gain		21		
B2a1 Transmit only when visible from notified service area				B2a2 Min. Elev. Angle										
B3b1b Applicable PFD will be met by applying the method in Annex 1 of ROP 21.16				Attach. no.										
B3c1 Co-polar antenna pattern														
Co-polar ref. pattern		Coef. A		Coef. B		Coef. C		Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.				
										1				
List of orbital planes														
ALL														
B4a3a1 Angle alpha		B4a3a2 Angle beta												
BR92 Attach. for missing angle alpha/beta														
BR7a/BR7b Group id.		12262784		BR1 Date of receipt		24.02.2022		C2c RR No. 4.4		BR97 No. 11.43A	BR98 For use in accordance with Res 163/164			
A2a Date of bringing into use		29.11.2018		A2b Period of valid.		30		A3a Op. agency		011		A3b Adm. resp.	A	
BR62 Expiry date for bringing into use		23.10.2024		BR63 Confirmed date of bringing into use				BR16 Value of type C8b		A4b7cbis Min. elevation angle				
BR14 Special Section														

C4a Class of station		EW		C3a Assigned freq. band			3200000		B4b5 Peak of pfd					
C4b Nature of service		CP		C6a Polarization type			M		C6b Polarization angle					
C8d1 Max. tot. peak pwr.		3		C8d2 Contiguous bandwidth										
C11a1 Service area no.				C11a2 Service area			IND		XAX		C11a3 Service area diagram			
A5/A6 Coordinations/Agreements														
C2a1 Assigned frequency														
8200		MHz												
A13 Ref. to Special Sections		C7a Design. of emission		C8a1/C8b1 Max. peak pwr		C8a2/C8b2 Max. pwr dens.		C8c1 Min. peak pwr		C8c2 Attach.	C8c3 Min. pwr dens.	C8c4 Attach.	C8e1 C/N ratio	C8e2 Attach.
API/A/12080		1 320MG2D--		3		-82.1		3			-82.1		15	
C7b Carrier frequency of the emissions (320MG2D--)														
8200		MHz												
C10b1 Assoc. earth station id.		C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.		C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.		C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwidth	C10d6 Noise temp.	C10d7 Ant. diameter			
XGS7.5		T				1 TW CP		52.8	0.34	126				
C10d5a Co-polar antenna pattern														
C10b1 Assoc. earth station id.		Co-polar ref. pattern	Coef. A		Coef. B		Coef. C		Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.			
XGS7.5		REC-465-5												
13C Remarks														

**NOTE DU BUREAU
DES RADIOCOMMUNICATIONS**

En ce qui concerne le faisceau d'émission X1T, l'administration a soumis le diagramme de rayonnement copolaire de l'antenne pour la station spatiale (élément **B.3.c.1** de l'Appendice 4) sous la forme d'un diagramme saisi dans une base de données GIMS. Les plages des angles hors axe qui ne sont pas couvertes dans ce diagramme conserveront une valeur uniforme correspondant à la valeur des angles hors axe maximaux ou minimaux indiqués dans le diagramme.

无线电通信局的注解

关于发射波束X1T, 主管部门以GIMS数据库中捕获的图表形式提交了空间电台的同极化天线辐射方向图(附录4的B.3.c.1项)。这些图表中未涵盖的偏轴角度范围将保留与图中所示的最大/最小偏轴角度值相对应的固定值。

**RADIOCOMMUNICATION BUREAU
NOTE**

With respect to the transmitting beam X1T, the administration has submitted the co-polar antenna radiation pattern for the space station (item **B.3.c.1** of Appendix 4) in the form of diagram captured in a GIMS database. The ranges of the off-axis angles that are not covered in this diagram will retain a flat value corresponding to the value at the maximum/minimum off-axis angles shown in the diagram.

**ПРИМЕЧАНИЕ
БЮРО РАДИОСВЯЗИ**

В отношении передающего луча X1T администрация представила диаграмму направленности антенны космической станции для составляющих с совпадающей поляризацией (элемент данных **B.3.c.1** Приложения 4) в виде диаграммы, введенной в базу данных GIMS. В диапазонах внеосевых углов, которые не охвачены этой диаграммой, сохраняется постоянное значение, соответствующее значению при максимальном/минимальном внеосевых углах, показанных на диаграммах.

**NOTA DE LA OFICINA
DE RADIOCOMUNICACIONES**

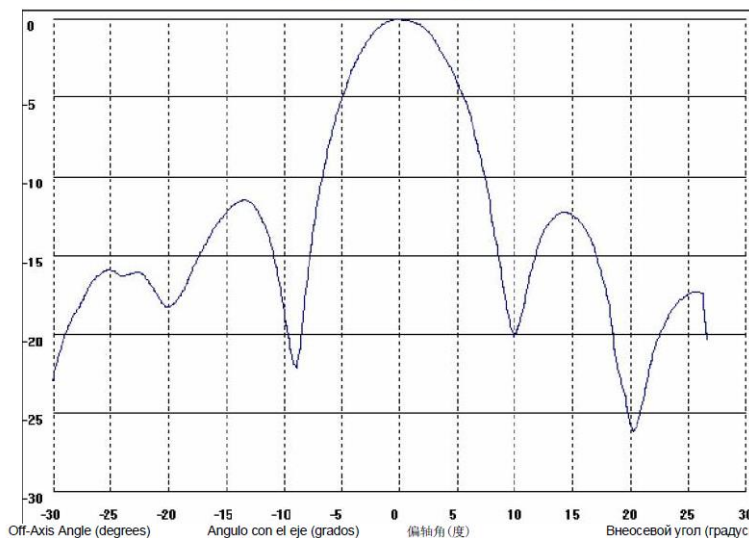
Con respecto al haz de transmisión X1T, la administración ha presentado el diagrama de radiación de antena copolar para la estación espacial (punto **B.3.c.1** del Apéndice 4) en forma de diagrama recogido en una base de datos GIMS. Las gamas de los ángulos fuera del eje que no se contemplan en este diagrama conservarán el mismo valor uniforme correspondiente al valor en los ángulos fuera del eje máximos/mínimos indicados en el diagrama

ملاحظة مكتب الاتصالات الراديوية

فيما يتعلق بحزمة الإرسال X1T, قدمت الإدارة مخطط الإشعاع للهوائي متحد الاستقطاب للمحطة الفضائية (البند B.3.c.1 ج. 1 من التذييل 4) في نسق رسم بياني مدرج في قاعدة بيانات للنظام البياني لإدارة التداخل (GIMS). وستحفظ مدىات الزوايا خارج المحور التي لا يغطيها هذا المخطط بقيمة موحدة تقابل القيمة عند الزوايا القصوى/الذنية خارج المحور على النحو المبين في المخطط.

Figure / Figura / 图 / Рисунок / 1 الشكل

DIAGRAMME DE RAYONNEMENT COPOLAIRE DE L'ANTENNE D'ÉMISSION DE LA STATION SPATIALE
SPACE STATION TRANSMITTING CO-POLAR ANTENNA RADIATION PATTERN
DIAGRAMA DE RADIACIÓN COPOLAR DE LA ANTENA DE TRANSMISIÓN DE LA ESTACIÓN ESPACIAL
空间电台发射天线同极辐射方向图
ДИАГРАММА НАПРАВЛЕННОСТИ ИЗЛУЧЕНИЯ ПЕРЕДАЮЩЕЙ АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ СОВПАДАЮЩЕЙ ПОЛЯРИЗАЦИИ
مخطط الإشعاع متحد الاستقطاب لهوائي الإرسال للمحطة الفضائية
Faisceau / Beam / Haz / 波束 / Луч / الحزمة : X1T



X = Angle par rapport à l'axe principal (degrés)

Off-Axis Angle (degrees)

Angulo con el eje (grados)

偏轴角(度)

Внеосевой угол (градусы)

الزاوية بالنسبة إلى المحور الرئيسي (بالدرجات)

Y = Gain (dBi)

Gain (dBi)

Ganancia (dBi)

增益 (dBi)

УСИЛЕНИЕ (дБи)

الكتسب (dBi)



3.5.3.2 Publicación en la Parte II-S de la BR IFIC

La publicación en la Parte II-S se refiere a las asignaciones de frecuencia que se inscribirán en el Registro, tras la publicación en la Parte I-S y una vez que haya concluido el examen técnico y reglamentario de forma


pormenorizada. Por lo general, se trata de asignaciones de frecuencia que han recibido conclusiones favorables, o las que se inscribirán con arreglo al número **11.41** del RR o a título meramente informativo.

Las conclusiones se formulan con respecto a:

- su conformidad con el Convenio, el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias y las demás disposiciones del Reglamento de Radiocomunicaciones;
- la aplicación de un procedimiento de coordinación en el marco del Reglamento de Radiocomunicaciones; o
- la probabilidad de que se produzca interferencia perjudicial, según proceda.

Si surge la necesidad de revisar una conclusión con respecto a una asignación de frecuencias que se ha inscrito en el Registro, ya sea por iniciativa de la Oficina o a petición de una administración, la asignación modificada resultante se publica en la Parte II-S de la BR IFIC.

A continuación se proporciona, a título de ejemplo, un resumen de una publicación en la Parte II-S.



UNION INTERNATIONALE DES TÉLÉCOMMUNICATIONS INTERNATIONAL TELECOMMUNICATION UNION UNIÓN INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES
BUREAU DES RADIOCOMMUNICATIONS RADIOCOMMUNICATION BUREAU OFICINA DE RADIOCOMMUNICACIONES © I.T.U.

RÉSEAU À SATELLITE SATELLITE NETWORK RED DE SATELITE		NETSAT	PARTIE PART PARTE	II-S
STATION TERRIENNE EARTH STATION ESTACIÓN TERRENA		---	BR IFIC / DATE BR IFIC / DATE BR IFIC / FECHA	2955 / 21.09.2021
ADM. RESPONSABLE RESPONSIBLE ADM. ADM. RESPONSABLE	D	LONGITUDE NOMINALE NOMINAL LONGITUDE LONGITUD NOMINAL	NGSO	NUMÉRO D'IDENTIFICATION IDENTIFICATION NUMBER NÚMERO DE IDENTIFICACIÓN
				120500260
RENSEIGNEMENTS REÇUS PAR LE BUREAU LE / INFORMATION RECEIVED BY THE BUREAU ON / INFORMACIÓN RECIBIDA POR LA OFICINA EL				11.12.2020

Assignations de fréquence inscrites dans le Fichier de référence au titre de	Frequency assignments recorded in the Master Register under	Asignaciones de frecuencia inscrites en el Registro con arreglo al
<input checked="" type="checkbox"/> Article 11 du Règlement des radiocommunications	<input checked="" type="checkbox"/> Article 11 of the Radio Regulations	<input checked="" type="checkbox"/> Artículo 11 del Reglamento de Radiocomunicaciones
<input type="checkbox"/> Article 5 des Appendices 30 et/ou 30A	<input type="checkbox"/> Article 5 of Appendices 30 and/or 30A	<input type="checkbox"/> Artículo 5 de los Apéndices 30 y/o 30A
<input type="checkbox"/> Article 8 de l'Appendice 30B	<input type="checkbox"/> Article 8 of Appendix 30B	<input type="checkbox"/> Artículo 8 del Apéndice 30B

Pour plus d'informations sur les dispositions réglementaires et l'explication des codes ou symboles utilisés dans cette publication, veuillez consulter la Préface .	For more details on the regulatory provisions and the explanation of the codes or symbols used in this publication, please consult the Preface .	Para más detalles sobre las disposiciones reglamentarias y la explicación de los códigos o símbolos utilizados en esta publicación, sírvase consultar el Prefacio .
--	--	---

PARTIE II-S / PART II-S / PARTE II-S / 第II-S部分 / ЧАСТЬ II-S / II-S-جزء					
A	A1a Sat. Network	NETSAT	A1f1 Notif. adm.	D	A1f3 Inter. sat. org.
	BR1 Date of receipt	11.12.2020	BR20/BR21 BR IFIC no./part	2955/2	
BR6a/BR6b Id. no.	120500260	BR3a/BR3b Provision reference	11.2	BR2 Adm. serial no.	

<p>Modification des caractéristiques techniques</p> <p>Veillez noter que les caractéristiques techniques</p> <p><input type="checkbox"/> ont été modifiées</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> n'ont pas été modifiées</p> <p>depuis la publication de la fiche de notification dans la Partie I-S de la BRIFIC 2941 / 09.03.2021.</p>	<p>Changes in Technical Characteristics</p> <p>Please note that the technical characteristics</p> <p><input type="checkbox"/> have been modified</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> have not been modified</p> <p>since the publication of the notice in Part I-S of BRIFIC 2941 / 09.03.2021.</p>	<p>Cambios en las características técnicas</p> <p>Sírvase tomar nota de que las características técnicas</p> <p><input type="checkbox"/> se han modificado</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> no se han modificado</p> <p>desde la publicación de la notificación en la Parte I-S de la BRIFIC 2941 / 09.03.2021.</p>
<p>技术特性的变化</p> <p>请注意，自BRIFIC 2941 / 09.03.2021 I-S 部分中的通知公布以来，技术特性</p> <p><input type="checkbox"/> 已经修改</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> 未经修改</p>	<p>Изменения в технических характеристиках</p> <p>Просьба учесть, что технические характеристики</p> <p><input type="checkbox"/> были изменены</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> не были изменены</p> <p>после публикации заявки в Части I-S BRIFIC 2941 / 09.03.2021.</p>	<p>تغييرات في الخصائص التقنية</p> <p>يرجى ملاحظة أن الخصائص التقنية</p> <p><input type="checkbox"/> خضعت للتعديل</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> لم تخضع للتعديل</p> <p>منذ نشر معلومات بطاقة التبليغ في الجزء I-S من النشرة الإعلامية الدولية للترددات : 09.03.2021 / 2941BRIFIC</p>

PARTIE II-S / PART II-S / PARTE II-S / 第II-S部分 / ЧАСТЬ II-S / II-S-جزء

A A1a Sat. Network NETSAT A1f1 Notif. adm. D A1f3 Inter. sat. org. BR1 Date of receipt 11.12.2020 BR20/BR21 BR IFIC no./part 2955/2

BR6a/BR6b Id. no. 120500260 BR3a/BR3b Provision reference 11.2 N BR2 Adm. serial no.

Résumé / Summary / Resumen / 綜述 / Резюме / خلاصة

B1a Beam designation	B2 Emi-Rcp	BR8 Action code	BR7a Group id.	BR9 Action code	13A Conformity with RR	C3a Assigned freq. band	BR47 Frequency band (MHz)	BR62 Expiry date for bringing into use	BR15 Provision reference	BR53 Nb of freq.	C4a Class of station
ISLRUHF	R		120730545	N-----		10	435.595 - 435.605	06.09.2023		1	ES
UPLUHF	R		120730546	A-----		10	435.595 - 435.605	06.09.2023		1	EA
DOWNLUHF	E		120730543	A-----		10	435.595 - 435.605	06.09.2023		1	EA
ISLTUHF	E		120730544	N-----		10	435.595 - 435.605	06.09.2023		1	ES

PARTIE II-S / PART II-S / PARTE II-S / 第II-S部分 / ЧАСТЬ II-S / II-S-جزء

A A1a Sat. Network NETSAT A1f1 Notif. adm. D A1f3 Inter. sat. org. BR1 Date of receipt 11.12.2020 BR20/BR21 BR IFIC no./part 2955/2

BR6a/BR6b Id. no. 120500260 BR3a/BR3b Provision reference 11.2 N BR2 Adm. serial no. ISLRUHF R

BR19 Ref. to BR IFIC I 2941

A1f2 Submitted on behalf

A1g Short Mission Duration Res 32 N A24a SDM commitment X

A4b1 No. of orbital planes 1 A4b2 Ref. body T BR43 Orbital configuration

A4b1a Constellation N

A4b3a No. of space stations simul. trans. on Northern Hemisphere A4b3b No. of space stations simul. trans. on Southern Hemisphere

A4b7a Max. sat. rcv. simul. A4b7b Avg. no. of As. E-stn A4b7c Avg. distance

A4b7d1 Excl. zone type A4b7d2 Excl. zone width

A4b6bis Limited or Extended set

Orbital plane id. no.	A4b4a Inclination angle	A4b4b No. of satellites in this plane	A4b4c Period	A4b4d Apogee	A4b4f Min. altitude	A4b4m,n,o Sun synchronous		A4b4g Right asc.	A4b6c Station keeping	A4b6e Specific modelled station	A4b4j Long. asc. node
				A4b4e Perigee		Y/N	Node reference time	Node local time	A4b4i Arg. of perigee	A4b6d Repeat period	A4b6f Precession rate
1	97	4	0-01:37	400e0 400e0	400e0						

Orbital plane no.	Satellite no.	A4b4h Initial phase angle	A4b4k Date	A4b4l Time	B4a Orbit link / List of beams
1	1				
	2				
	3				
	4				

A17a Compliance with PFD limit dB(W/(m²·1MHz)) in the band 1164 - 1215 MHz

A17a.bis Calculated EPFD value in the band 1610.6 - 1613.8 MHz dB(W/(m²·20 kHz))

A17b2 Calculated aggregate PFD value in the band 5030.0 - 5150.0 MHz dB(W/(m²·150 kHz))

A17b3 EPFD in the band 4990.0 - 5000.0 MHz dB(W/(m²·10 MHz))

A17d Mean PFD dB(W/(m²·1 MHz))

A17e1a Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA SDT dB(W/(m²·1 GHz))

A17e1b Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA SDT dB(W/(m²·500 kHz))

A17e1c Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA VLBI dB(W/(m²·500 kHz))

A15a EPFD compliance A18a Aircraft earth station commitment

BR104 Commitment Res 770 X BR103 Demonstration Res 770

List of orbital planes

ALL

B4a3a1 Angle alpha B4a3a2 Angle beta

BR92 Attach. for missing angle alpha/beta

B1a/BR17 Beam designation UPLUHF B1b Steerable B2 Emi-Rcp R B3a1 Max. co-polar gain 1.7

B2a1 Transmit only when visible from notified service area B2a2 Min. Elev. Angle

B3c1 Co-polar antenna pattern

Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Co-polar rad. diag.
ND-SPACE			

List of orbital planes

ALL

B4a3a1 Angle alpha B4a3a2 Angle beta

BR92 Attach. for missing angle alpha/beta

BR7a/BR7b Group id. 120730546 BR1 Date of receipt 11.12.2020 C2c RR No. 4.4 BR97 No. 11.43A BR98 For use in accordance with Res 163/164

A2a Date of bringing into use 15.09.2020 A2b Period of valid 10 A3a Op. agency 147 A3b Adm. resp. N BR16 Value of type C8b A4b7cbis Min. elevation angle


BR62 Expiry date for bringing into use	06.09.2023	BR63 Confirmed date of bringing into use	15.09.2020	BR64 Date of receipt of 1st Res49	
BR14 Special Section					
C4a Class of station	EA	C3a Assigned freq. band	10	C5a Noise temperature	200
C4b Nature of service	CP	C6a Polarization type	M	C6b Polarization angle	
C11a1 Service area no.		C11a2 Service area	D XAA	C11a3 Service area diagram	
AS/A6 Coordinations/Agreements					
C2a1 Assigned frequency					
435.6 MHz					
A13 Ref. to Special Sections					
API/A/11929	C7a Design. of emission	C8a1/C8b1 Max. peak pwr	C8a2/C8b2 Max. pwr dens.	C8c1 Min. peak pwr	C8c2 Attch.
	1 10K0F2D--	17	-23	17	
C7b Carrier frequency of the emissions (10K0F2D--)					
437.385 MHz					
C10b1 Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.	C10c2 Ctry	C10d1/C10d2 Cls. / Nat.	C10d3 Max. iso. gain
UHF BAND ZFT	T		1 TA CP	10	44.9
C10d5a Co-polar antenna pattern					
C10b1 Assoc. earth station id.	Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Coef. C	Coef. D
UHF BAND ZFT	NO-EARTH				
Findings	2D Date of protection	13A Conformity with RR	13B1 Prov.	13B2 Remarks	13B3 Date of Review
	11.12.2020	A- -- --	S.282	R	
13C Remarks					

3.5.3.3 Publicación en la Parte III-S de la BR IFIC

Por lo general, la publicación en la Parte III-S se refiere a asignaciones de frecuencias que han recibido conclusiones desfavorables por considerarlas no conformes con varias disposiciones del RR.

Esas asignaciones de frecuencias publicadas en la Parte III-S se devuelven a la administración responsable a raíz de la publicación en la Parte I-S y una vez que haya concluido su examen técnico y reglamentario de forma pormenorizada.

A continuación se proporciona, a título de ejemplo, un resumen de una publicación en la Parte III-S.



UNION INTERNATIONALE DES TÉLÉCOMMUNICATIONS BUREAU DES RADIOCOMMUNICATIONS	INTERNATIONAL TELECOMMUNICATION UNION RADIOCOMMUNICATION BUREAU	UNIÓN INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES OFICINA DE RADIOCOMUNICACIONES	© I.T.U.
RÉSEAU À SATELLITE SATELLITE NETWORK RED DE SATELITE	ARTHUR	PARTIE PART PARTE	III-S
STATION TERRIENNE EARTH STATION ESTACIÓN TERRENA	---	BR IFIC / DATE BR IFIC / DATE BR IFIC / FECHA	2954 / 07.09.2021
ADM. RESPONSABLE RESPONSIBLE ADM. ADM. RESPONSABLE	BEL	LONGITUDE NOMINALE NOMINAL LONGITUDE LONGITUD NOMINAL	NGSO
RENSEIGNEMENTS REÇUS PAR LE BUREAU LE / INFORMATION RECEIVED BY THE BUREAU ON / INFORMACIÓN RECIBIDA POR LA OFICINA EL		10.03.2021	

Assignations de fréquence retournées à l'administration notificatrice au titre de	Frequency assignments returned to the notifying Administration under	Asignaciones de frecuencia devueltas a la Administración notificante en virtud de
<input checked="" type="checkbox"/> Article 11 du Règlement des radiocommunications	<input checked="" type="checkbox"/> Article 11 of the Radio Regulations	<input checked="" type="checkbox"/> Artículo 11 del Reglamento de Radiocomunicaciones
<input type="checkbox"/> Article 5 des Appendices 30 et/ou 30A	<input type="checkbox"/> Article 5 of Appendices 30 and/or 30A	<input type="checkbox"/> Artículo 5 de los Apéndices 30 y/o 30A
<input type="checkbox"/> Article 8 de l'Appendice 30B	<input type="checkbox"/> Article 8 of Appendix 30B	<input type="checkbox"/> Artículo 8 del Apéndice 30B

Pour plus d'informations sur les dispositions réglementaires et l'explication des codes ou symboles utilisés dans cette publication, veuillez consulter la Préface .	For more details on the regulatory provisions and the explanation of the codes or symbols used in this publication, please consult the Preface .	Para más detalles sobre las disposiciones reglamentarias y la explicación de los códigos o símbolos utilizados en esta publicación, sírvase consultar el Prefacio .
--	--	---

PARTIE III-S / PART III-S / PARTE III-S / 第三-S部分 / ЧАСТЬ III-S / III-S-جزء										
A	A1a Sat. Network	ARTHUR	A1f1 Notif. adm.	BEL	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	10.03.2021	BR20/BR21 BR IFIC no./part	2954/3
	BR6a/BR6b Id. no.	121512084	BR3a/BR3b Provision reference	1.1.2	N	BR2 Adm. serial no.				

Résumé / Summary / Resumen / 綜述 / Резюме / خلاصة

B1a Beam designation	B2 Emi-Rcp	BR8 Action code	BR7a Group id.	BR9 Action code	13A Conformity with RR	C3a Assigned freq. band	BR47 Frequency band (MHz)	BR62 Expiry date for bringing into use	BR15 Provision reference	BR53 Nb of freq.	C4a Class of station	BR54 Nb of emiss.	BR55 Nb of units
SDOWN	E		121677703		N-----	6000	2280 - 2286	21.03.2026		1	ET	1	1

Recouvrement des coûts / Cost recovery / Recuperación de costes / 成本回收 / Возмещение расходов / استرداد التكاليف

<p>Il y a lieu de noter, dans le cas d'une fiche de notification qui est publiée à la fois dans la Partie II-S et dans la Partie III-S, qu'un seul droit au titre du recouvrement des coûts s'applique et que les renseignements complets correspondant au recouvrement des coûts seront publiés dans la Partie II-S pour la totalité de la fiche de notification avant qu'elle ne soit scindée en deux.</p>	<p>It should be noted that for a notice that is being published in both Part II-S and Part III-S, only one cost recovery fee applies and the complete corresponding cost recovery-related information will be published in Part II-S for the whole notice before the split.</p>	<p>Cabe señalar que en el caso de las notificaciones que se publican tanto en la Parte II-S como en la Parte III-S, se aplica sólo una vez el canon de recuperación de costes, y la correspondiente información relativa a la recuperación de costes se publicará en la Parte II-S de la notificación completa, antes de efectuarse la división.</p>
<p>应当指出，同时正在第II-S和第III-S部分公布的通知，只收取一次成本回收费并且在分开之前，整个通知的相应完整成本回收信息将在第II-S部分公布</p>	<p>Следует отметить, что для заявки, публикуемой как в Части II-S, так и в Части III-S, применяется только один сбор в счет возмещения затрат, и полная соответствующая информация, касающаяся возмещения затрат, будет опубликована в Части II-S для всей заявки до ее разделения.</p>	<p>يجدر بالملاحظة، بالنسبة لتبليغ ينشر في كل من القسم II-S و-III، أن رسوم استرداد التكاليف لا تسحق سوى مرة واحدة وأن المعلومات الكاملة المتعلقة باسترداد التكاليف المعنية سوف تنشر في القسم II-S للتبليغ بأكمله قبل الانقسام.</p>

PARTIE III-S / PART III-S / PARTE III-S / 第三-S部分 / ЧАСТЬ III-S / III-S-جزء										
A	A1a Sat. Network	ARTHUR	A1f1 Notif. adm.	BEL	A1f3 Inter. sat. org.		BR1 Date of receipt	10.03.2021	BR20/BR21 BR IFIC no./part	2954/3
	BR6a/BR6b Id. no.	121512084	BR3a/BR3b Provision reference	1.1.2	N	BR2 Adm. serial no.				

BR19 Ref. to BR IFIC I

A1f2 Submitted on behalf

A1g Short Mission Duration Res 32 A24a SDM commitment

A4b1 No. of orbital planes A4b2 Ref. body BR43 Orbital configuration

A4b1a Constellation

A4b3a No. of space stations simult. trans. on Northern Hemisphere A4b3b No. of space stations simult. trans. on Southern Hemisphere

A4b7a Max. sat. rcv. simult. A4b7b Avg. no. of As. E-stn A4b7c Avg. distance

A4b7d1 Excl. zone type A4b7d2 Excl. zone width

A4b6bis Limited or Extended set

Orbital plane id. no.	A4b4a Inclination angle	A4b4b No. of satellites in this plane	A4b4c Period	A4b4d Apogee	A4b4f Min. altitude	A4b4m,n,o Sun synchronous			A4b4g Right asc.	A4b6c Station keeping	A4b6e Specific modelled station	A4b4j Long. asc. node
				A4b4e Perigee		Y/N	Node reference time	Node local time		A4b4i Arg. of perigee	A4b6d Repeat period	A4b6f Precession rate
1	97.5	1	0-01:35	525e0 525e0	525e0	Y	D	13:30:00		n		

Orbital plane no.	Satellite no.	A4b4h Initial phase angle	A4b4k Date	A4b4l Time	B4a Orbit link / List of beams
1	1				

A17a Compliance with PFD limit dB(W/(m²·1MHz)) in the band 1164 - 1215 MHz

A17a.bis Calculated EPFD value in the band 1610.6 - 1613.8 MHz dB(W/(m²·20 kHz))

A17b2 Calculated aggregate PFD value in the band 5030.0 - 5150.0 MHz dB(W/(m²·150 kHz))

A17b3 EPFD in the band 4990.0 - 5000.0 MHz dB(W/(m²·10 MHz))

A17d Mean PFD dB(W/(m²·1 MHz))

A17e1a Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA SDT dB(W/(m²·1 GHz))

A17e1b Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA SDT dB(W/(m²·500 kHz))

A17e1c Calculated EPFD value in the band 42.5 - 43.5 GHz at RA VLBI dB(W/(m²·500 kHz))

A15a EPFD compliance A18a Aircraft earth station commitment

BR104 Commitment Res 770 BR103 Demonstration Res 770

B1a/BR17 Beam designation B1b Steerable B2 Emi-Rcp B3a1 Max. co-polar gain

B2a1 Transmit only when visible from notified service area B2a2 Min. Elev. Angle

B3b1 Applicable PFD will be met by applying the method in Annex 1 of ROP 21.16 Attach. no.

B3c1 Co-polar antenna pattern			
Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B	Co-polar rad. diag.
			2

List of orbital planes

ALL

B4a3a1 Angle alpha B4a3a2 Angle beta

BR92 Attach. for missing angle alpha/beta			
BR7a/BR7b Group id.	121677703	BR1 Date of receipt	10.03.2021
A2a Date of bringing into use	01.06.2021	A2b Period of valid	2
A3a Op. agency	051	A3b Adm. resp.	A
BR62 Expiry date for bringing into use	21.03.2028	BR63 Confirmed date of bringing into use	
BR14 Special Section		BR64 Date of receipt of 1st Res49	
C4a Class of station	ET	C3a Assigned freq. band	6000
C4b Nature of service	CR	C6a Polarization type	CR
C8d1 Max. tot. peak pwr.	0	C6b Polarization angle	
C8d2 Contiguous bandwidth		C11a1 Service area no.	
C11a2 Service area	NOR	C11a3 Service area diagram	
A5/A6 Coordinations/Agreements			
C2a1 Assigned frequency			
2283 MHz			
A13 Ref. to Special Sections	C7a Design. of emission	C8a1/C8b1 Max. peak pwr	C8a2/C8b2 Max. pwr dens.
API/A/12344	1 1M00G1D--	0	-60
C8c1 Min. peak pwr	C8c2 Attach.	C8c3 Min. pwr dens.	C8c4 Attach.
0		-60	
C8e1 C/N ratio	C8e2 Attach.		
2.5			
C10b1 Assoc. earth station id.	C10b2 Type	C10c1 Geographical coord.	C10c2 Ctry
SVALBARD	S	015822 55 78N13 40	NOR
C10d1/C10d2 Cts. / Nat.	C10d3 Max. iso. gain	C10d4 Bmwidth	C10d6 Noise temp.
1 IT CR	35.4	2.55	230
C10d7 Ant. diameter			
C10d5a Co-polar antenna pattern			
C10b1 Assoc. earth station id.	Co-polar ref. pattern	Coef. A	Coef. B
SVALBARD	REC-465-5		
Coef. C	Coef. D	Phi1	Co-polar rad. diag.
Findings	2D Date of protection	13A Conformity with RR	13B1 Prov
		IS-- --	IK/21.16
13B2 Remarks	13B3 Date of Review		
13C Remarks			

El examen de las redes de satélite no sujetas a coordinación se efectuará con respecto a su conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias, entre otras disposiciones (en particular, los límites de potencia) enumeradas en las Reglas de Procedimiento relativas al número **11.31** del RR. No se examinarán los procedimientos relativos a la coordinación con otras administraciones (número **11.32** del RR) ni la probabilidad de interferencia perjudicial (número **11.32A** del RR).

El examen de las redes de satélites sujetas a coordinación se realizará con respecto a su conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias, entre otras disposiciones (en particular, los límites de potencia) enumeradas en las Reglas de Procedimiento relativas al número **11.31** del RR. También se examinarán los requisitos de coordinación (número **11.32** del RR) o la probabilidad de interferencia perjudicial (número **11.32A** del RR), en su caso.

Las asignaciones cuya coordinación no se haya completado pueden volver a considerarse con arreglo al número **11.41** del RR para su inscripción en el Registro, con indicación de las administraciones para cuyas asignaciones no se haya completado la coordinación.

En relación con este tipo de inscripciones, en caso de que las asignaciones de frecuencias provoquen interferencia perjudicial, la administración responsable de las asignaciones de frecuencias inscritas con arreglo al número **11.41** del RR, tras la recepción de un informe en el que se proporcione información pormenorizada sobre interferencia perjudicial, la suprimirá de inmediato.

Si todos los esfuerzos encaminados a resolver la interferencia perjudicial resultaran infructuosos, ello podría dar lugar a la posible anulación de las asignaciones inscritas en el Registro (véase el número **11.42A** del RR).

Cabe tener en cuenta asimismo que si las asignaciones de frecuencias se publican con conclusiones desfavorables con respecto al número **11.31** del RR, toda solicitud posterior de modificación de las características notificadas con el fin de alcanzar una conclusión favorable se considerará una modificación de la notificación, y se tramitará con una nueva fecha de recepción y se publicará con arreglo a una nueva factura en concepto de recuperación de costes.

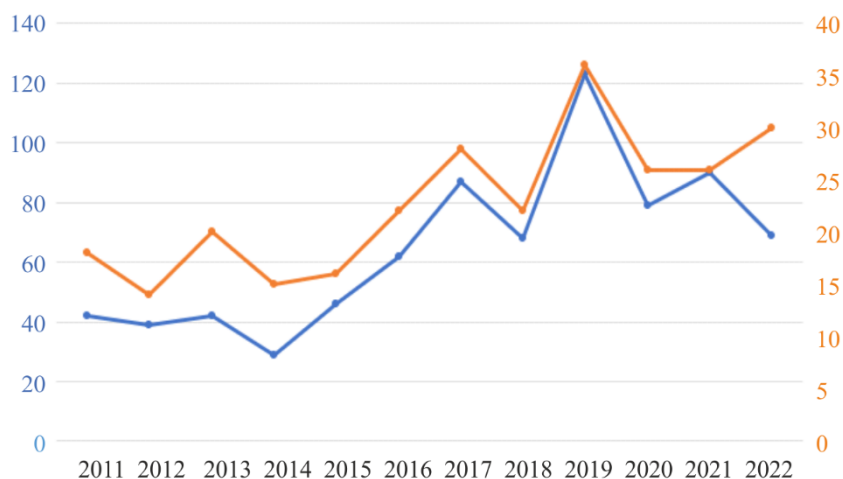
3.5.3.4 Presentación de notificaciones

3.5.3.4.1 Evolución del número de presentaciones de notificaciones no OSG

A lo largo de los últimos años se ha registrado un aumento global del número de presentaciones de notificaciones no OSG. Habida cuenta del aumento sustancial del número de presentaciones de notificaciones API en los últimos años, cabe esperar que dicho número de presentaciones también aumente de forma ininterrumpida, en particular en el caso de notificaciones no OSG que no están sujetas al procedimiento de coordinación.

El número de notificaciones no OSG recibidas por la Oficina cada año se ilustra en la Fig. 8, en la que se representan específicamente las "primeras presentaciones", en lugar de las "nuevas" tras las notificaciones devueltas por no haberse completado su coordinación.

FIGURA 8
Presentación de notificaciones no OSG para redes o sistemas de satélites



Eje izquierdo - Número de primeras presentaciones no OSG por notificación anual recibida
Eje derecho - Número de administraciones notificantes por año

Manual sobre satélites pequeños-8

3.5.4 Examen reglamentario en el marco del número 11.31 del RR

Cada solicitud de coordinación y notificación presentada a la Oficina es examinada por ésta de conformidad con las siguientes disposiciones del RR:

CUADRO 2
Tipos de examen

Etapa	Presentación aplicable
Conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias y las demás disposiciones ³ del Reglamento de Radiocomunicaciones (número 11.31 del RR);	CR/C Notificación de estación espacial Notificación de estación terrena
Conformidad con los procedimientos de coordinación (número 11.32 del RR);	Notificación de estación espacial Notificación de estación terrena
Probabilidad de interferencia perjudicial (números 11.32A y 11.33 del RR), si se solicita.	Notificación de estación espacial

³ Las "otras disposiciones" se identifican en las Reglas de Procedimiento relativas al número **11.31** del RR.

La presente sección abarca un examen realizado de conformidad con el número **11.31** del RR. Este tipo de examen es aplicable a sistemas de satélites no OSG, con independencia de que estén o no sujetos a coordinación.

Cabe señalar que el examen de las notificaciones se lleva a cabo para cada asignación de frecuencias, puesto que las conclusiones se establecen asimismo de esa manera. De ahí que sea posible que para un grupo de asignaciones existan conclusiones diferentes para cada asignación. Esos casos en los que existen conclusiones diferentes en un grupo determinado de asignaciones se denominan con frecuencia "conclusiones divididas", puesto que el grupo de asignaciones se dividirá para reflejar adecuadamente la conclusión correspondiente a cada asignación. Habida cuenta de que las conclusiones se establecen para cada asignación, las asignaciones de frecuencias diferentes pueden ser notificadas en momentos distintos.

En el Cuadro 3 se enumeran de forma general los exámenes que se realizan en virtud del número **11.31** del RR.

CUADRO 3

Tipos de examen con arreglo al número 11.31 del RR

Disposiciones	Descripción general del examen
Artículo 5	Comprueba si la frecuencia se ajusta al Cuadro de atribución de frecuencias, incluidas las notas.
Artículo 21, Sección III	Comprueba que se cumplen los límites de potencia de las estaciones terrenas
Artículo 21, Sección IV	Comprueba que se cumplen los ángulos de elevación mínimos de las estaciones terrenas
Artículo 21, Sección V	Comprueba que se cumplen los límites de densidad de flujo de potencia (dfp) de las estaciones espaciales
Artículo 22, Sección II	Comprueba que se cumplen los límites de dfpe en redes no OSG
Artículo 22, Sección III	Comprueba que se cumple el mantenimiento en posición de las estaciones espaciales
Artículo 22, Sección IV	Comprueba que se cumple la exactitud de apuntamiento de las antenas de los satélites geoestacionarios
Artículo 22, Sección VI	Comprueba que se cumplen las limitaciones de potencia fuera del eje de las estaciones terrenas del servicio fijo por satélite
Artículo 23, Sección II	Comprueba que, si una administración se opone a ser incluida en la zona de servicio de una red de satélites de conformidad con el número 23.13B del RR, el territorio de esa administración queda excluido de la zona de servicio
Número 9.21	Comprueba si se ha llegado a un acuerdo, en su caso
Número 4.4	Reconoce cuándo una estación funciona en una frecuencia que no se ajusta a lo dispuesto en el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias ni en el Reglamento, y si lo hace sin provocar interferencia y sin protección

Si el examen con arreglo al número **11.31** del RR da lugar a una conclusión favorable, la asignación se inscribirá en el Registro o se seguirá examinando con arreglo a los números **11.32** a **11.33** del RR, según proceda.

Cabe señalar que, aun si una asignación se considera desfavorable en virtud del número **11.31** del RR, la asignación puede inscribirse en el Registro a título informativo con sujeción a la aplicación del número **8.5** del RR (supresión de inmediato de la interferencia perjudicial al comunicarse que la asignación causa interferencia perjudicial), si la administración se compromete a que la asignación se explote de conformidad con lo dispuesto en el número **4.4** del RR, a saber, sin provocar interferencia y sin protección.

3.5.4.1 Comprobación del cumplimiento de límites estrictos (límites de dfp con arreglo al Artículo 21 y límites de p.i.r.e.)

Cada sistema de satélite puede estar sujeto a los límites de dfp que figuran en el Artículo 21 del RR. En el Cuadro 21-4 de dicho Artículo del RR se enumeran los límites aplicables a bandas de frecuencias y servicios específicos.

En varios números del Artículo 5 del RR (en particular, el número 5.268) se proporcionan asimismo límites de dfp.

Cabe señalar que el límite de dfp suele aplicarse a una sola estación espacial.

Por lo general, la dfp se calcula mediante la ecuación (5):

$$pfd(\delta) = P + G_t(\delta) - 10 \log(4\pi d^2(\delta)) \quad (5)$$

siendo:

- P : valor de cresta de la potencia de RF para la anchura de banda de referencia del límite (dBW)
- δ : ángulo de incidencia con respecto al plano horizontal
- $G_t(\delta)$: ganancia de la antena de transmisión del satélite en sentido del ángulo de incidencia δ considerado (dBi)
- $d(\delta)$: distancia entre el satélite y el suelo para el ángulo de incidencia δ considerado (m).

En el siguiente ejemplo, obtenido del Cuadro 21-4 del Artículo 21 del RR, se muestra un límite de dfp habitual establecido para varios ángulos de incidencia.

CUADRO 4
Ejemplo de límite de dfp

Banda de frecuencias	Servicio	Límite en dB(W/m ²) para ángulos de incidencia (δ) por encima del plano horizontal			Anchura de banda de referencia
		0°-5°	5°-25°	25°-90°	
10,7-11,7 GHz	Fijo por satélite (espacio-Tierra) (órbita no geoestacionaria)	-126	-126 + 0,5(δ - 5)	-116	1 MHz

La validación del límite de dfp incluye el cálculo de la dfp producida en la superficie de la Tierra para cada ángulo de incidencia, entendido como el "límite" indicado en el cuadro para esa banda de frecuencias y el correspondiente servicio, y la comparación de los valores calculados con respecto al límite de dfp considerado.

La superación del límite de dfp para cualquier ángulo de incidencia indicará que se ha rebasado el límite y se emitirá una conclusión desfavorable en virtud del número 21.16 del RR.

Cabe señalar asimismo que en los casos en los que se requiera el acuerdo de otras administraciones para explotar asignaciones que rebasen los límites de los Artículos 21 ó 22 del RR sobre su territorio, la Oficina formulará una conclusión favorable con arreglo al número 11.31 del RR sólo si se le informa de que existe dicho acuerdo con esas administraciones. Dicho acuerdo es independiente del acuerdo de coordinación requerido en virtud del número 9.6 del RR. Se aplica el mismo enfoque al comprobar el acuerdo en virtud del número 9.21 del RR, en cuyo caso la Oficina considera dicho acuerdo independiente del acuerdo de coordinación en el marco del número 9.6 del RR.

Los límites estrictos de potencia isotropa radiada equivalente (p.i.r.e.) son aplicables a estaciones terrenas transmisoras. En el Cuadro 5 se enumeran los límites de p.i.r.e. aplicables a las estaciones no OSG.

CUADRO 5

Límites aplicables a estaciones terrenas transmisoras

Fuente	Anchura de banda de ref. kHz	Servicio	Límite	Gamas de frecuencias (MHz)
5.364	4	Móvil por satélite	$\text{PIRE media} \leq -3$ $\text{mean_eirp} = \text{pep_max} - 10 * \text{Log10}(\text{emission_bandwidth}) + 10 * \text{Log10}(4000) + \text{GainMaxEarthStation}$	1 610-1 626,5
5.502	-	Fijo por satélite	Diámetro de antena de la ET $\geq 4,5$ m	13 750-14 000
5.503	6 000	Fijo por satélite	PIRE/6 MHz ≤ 51 dBW	13 772-13 778
5.532B	-	Fijo por satélite	Diámetro de antena de la ET $\geq 4,5$ m	24 650-25 250 (Región 1) 24 650-24 750 (Región 3)
5.260A	4 / toda la banda	Móvil por satélite Telemando (sólo para 399,9-400,02 MHz)	5 dBW	399,9-400,05 MHz

Los límites adicionales aplicables a las estaciones terrenas de barco (clase de estación TG) del servicio móvil por satélite figuran en el número **5.506A** del RR y en la Resolución **902 (CMR-03)**.

En la banda 14-14,5 GHz, las estaciones terrenas de barco (clase de estación TG) cuya p.i.r.e. sea superior a 21 dBW, que funcionen en el servicio móvil marítimo por satélite (clase de estación EG) o en el servicio móvil por satélite (clase de estación EI), estarán sujetas a los límites que figuran en el Anexo 2 de la Resolución **902 (CMR-03)**, como se indica en el Cuadro 6 siguiente. Si no se cumple alguno de esos límites, la conclusión será desfavorable.

CUADRO 6

Límites aplicables a las estaciones terrenas transmisoras (14-14,5 GHz)

Diámetro mínimo de antena (véase la nota siguiente)	1,2 m	
Densidad espectral de p.i.r.e. máxima en dirección al horizonte	12,5 dB(W/MHz)	
p.i.r.e. máxima en dirección al horizonte	16,3 dBW	
Máxima densidad de p.i.r.e. fuera del eje	Ángulo fuera del eje (grados)	P.i.r.e. máxima para cualquier banda de 40 kHz dB(W/40 kHz)
	$2 \leq \varphi \leq 7$	$33 - 25 \log \varphi$
	$7 < \varphi \leq 9.2$	12
	$9.2 < \varphi \leq 48$	$36 - 25 \log \varphi$
	$48 < \varphi \leq 180$	-6

Cabe tener en cuenta que no en todos los casos los límites del Reglamento de Radiocomunicaciones requieren el cálculo de la interferencia producida o de la potencia de transmisión. Existen ciertos límites en el Reglamento de Radiocomunicaciones que se comprueban al comparar el valor del límite con los datos que se presentan en el Apéndice 4 del RR. Dichos límites se denominan habitualmente compromisos; por ejemplo, la administración notificante debe comprometerse a cumplir un determinado nivel o a proporcionar el valor del nivel de interferencia producido, que se comparará posteriormente con los límites pertinentes. Dichos compromisos figuran en el Cuadro 7.

CUADRO 7

Cumplimiento de compromisos

Si existe un valor en el siguiente campo	Comparación con los límites siguientes. Si se superan los límites, la conclusión será desfavorable; en caso contrario, favorable	Referencia
A17b3. Valor de dfp equivalente en la banda 4 990-5 000 MHz (dB(W/(m ² · 10 MHz)). Necesario para el SRNS no OSG en 5 010-5 030 MHz Clases: EF ES EO EQ Fuente: c_pfd	-245 dB(W/(m ² · 10 MHz))	Resolución 741 (Rev. CMR-15)
A17b2. Valor de dfp combinada calculado para la banda 5 030-5 150 MHz (dB(W/(m ² · 150 kHz))) Necesario para el SRNS no OSG en 5 010-5 030 MHz Clases: EF ES EO EQ Fuente: c_pfd	-124,5 dB(W/(m ² · 150 kHz))	5.443B
A17d. Valor medio de DFP		
Requerido para el SETS no OSG (activo)/SIE (activo) en la banda 35,5-36 GHz dB(W/(m ²)) Clases: EH EW E1 E3 Fuente: c_pfd	-73,3 dB(W/(m ²)) en 35,5-36 GHz	5.549A

CUADRO 7 (fin)

Si existe un valor en el siguiente campo	Comparación con los límites siguientes. Si se superan los límites, la conclusión será desfavorable; en caso contrario, favorable.	Referencia
Necesario para el SETS no OSG (activo) en la banda 9,9-10,4 GHz dB(W/(m ² · 1 MHz)) Clases: EW E3 Fuente: c_pfd	No se facilita la dfp Se aplica la RdP A.17.d: Las administraciones proporcionarán información sobre la anchura de banda de emisión RAS con arreglo a C.7.a (anchura de banda necesaria) para los sensores activos que funcionan en el servicio de exploración de la Tierra por satélite (activo) en la banda de frecuencias 9 900-10 400 MHz, en lugar de presentar el valor medio de dfp	Artículo 21, Cuadro 21-4 RdP § A.17.d
A17e1. Valor de DFP equivalente calculado para la banda 42,5-43,5 GHz Necesario para el SFS no OSG (espacio-Tierra) y SRS en la banda 42-42,5 GHz Clases: EB EV EC Fuente: c_pfd		5.551H
Para cualquier SDT RA (telescopio de una sola parábola) Fuente: c_pfd c_pfd.ra_stn_type=="S"	-230 dB(W/(m ² · 1 GHz)) -246 dB(W/(m ² · 500 kHz))	
Para cualquier VLBI RA (interferometría con líneas de base muy larga) Fuente: c_pfd c_pfd.ra_stn_type=="V"	-209 dB(W/(m ² · 500 kHz))	
A17.XX [A17abis] Valor de DFP equivalente calculado para la banda 1 610,6-1 613,8 MHz Necesario para el SMS no OSG en la banda 1 613,8-1 626,5 MHz Clases: EI, EG, EJ, EU, E5, E6	-258 dB(W/m ² · 20 kHz))	5.372
B4b5. Valor de cresta calculado de la densidad de flujo de potencia producida para una inclinación OSG de +/-5. Necesario para el SFS no OSG en la banda 6 700-7 075 MHz Clases: EC ED EK ER Fuente: grp.pfd_pk_7g	-168 dB(W/(m ² · 4 kHz))	22.5A
A17a. Compromiso de cumplimiento del nivel de densidad de flujo de potencia por satélite de -129 dB(W/m ² · MHz). Necesario para el SRNS no OSG en la banda 1 164-1 215 MHz Clases: EF ES EO EQ Fuente: non_geo.f_pfd_lim	Indicador	11.31

3.5.4.1.1 Métodos de cálculo aplicables a varios tipos de haces transmisores de satélite

Los haces transmisores de satélite pueden ser fijos u orientables.

En el caso de los haces fijos, el procedimiento de cálculo de la dfp se lleva a cabo para una única posición fija del haz orientado hacia el nadir (apuntando directamente a una dirección por debajo de un satélite). Si se supera el límite de dfp para cualquier ángulo de incidencia, se obtendrá una conclusión desfavorable.

Los haces transmisores orientables pueden apuntar a cualquier dirección por debajo del satélite. Los valores de dfp producidos por asignaciones de haces orientables pueden superar los límites estrictos de dfp aplicables en relación con determinadas posiciones de un haz orientable, si bien pueden existir asimismo varias posiciones en la zona de servicio de un haz orientable al cumplirse el límite de dfp aplicable.

Para reconocer tal situación, en virtud de las Reglas de Procedimiento relativas al número **21.16** del RR se establece que:

En los casos en que las asignaciones de frecuencias de haces orientables de una red de satélites, excepto las asignaciones de frecuencias en el marco del Apéndice 30B, rebasen los límites estrictos aplicables de la dfp, la Oficina establecerá una conclusión favorable únicamente si:

- a) *existe al menos una posición del haz orientable para la que se cumplen los límites de dfp aplicables sin reducción alguna de la densidad de potencia notificada; y*
- b) *la administración declara que los límites de dfp aplicables se cumplirán al aplicar un método cuya descripción debe someterse a la Oficina. En el Anexo de dicha Regla se proporciona un posible ejemplo de dicho método.*

A los efectos de cálculo de la dfp cabe invocar esta Regla de Procedimiento relativa al número **21.16** del RR en el caso de que se rebase el valor de dfp para haces orientables. En relación con las presentaciones de redes de satélite a la UIT, se indicará en el punto pertinente **B.3.b.1** del Apéndice 4 del RR, como se muestra a continuación (véase también el número **21.16** del RR y sus correspondientes Reglas de Procedimiento), que ha de aplicarse el método del Anexo 1 de las Reglas de Procedimiento u otro(s) método(s) (que facilitará la administración) relativos a haces transmisores orientables.

B.3.b.1.b: código obtenido mediante el programa informático SpaceCap de la BR, para indicar si el método requerido en el marco de la RdP **21.16** es de aplicación, y si la DFP pertinente se cumplirá al utilizar el método identificado en el Anexo 1 de la RdP **21.16**, cuadro *s_beam*, campo *f_pfd_steer_default*, u otro(s) método(s) proporcionado(s) por la administración.

De conformidad con las correspondientes Reglas de Procedimiento, siempre y cuando exista una única posición de un haz orientable para la que se cumpla el límite de dfp, se considerará que la asignación de frecuencias sujeta a dicho límite de dfp se ajusta al límite establecido.

3.5.4.1.2 Diagrama de antena del haz de satélite

El diagrama de la antena del satélite es un factor importante que afecta al nivel de dfp generado. Disponer de una descripción precisa del diagrama de antena contribuye a evitar conclusiones desfavorables debido a la superación del límite de dfp en la mayoría de los casos.

Existen varias formas de indicar los diagramas de antena en una presentación (véase la sección 3.5.1.2.2), en particular:

- 1 Indicar el diagrama de antena normalizado mediante ID de diagramas, disponibles en la APL en línea;
- 2 Proporcionar un diagrama de antena no normalizado mediante el GIMS.

Entre los diagramas de antena más habituales cabe destacar los siguientes:

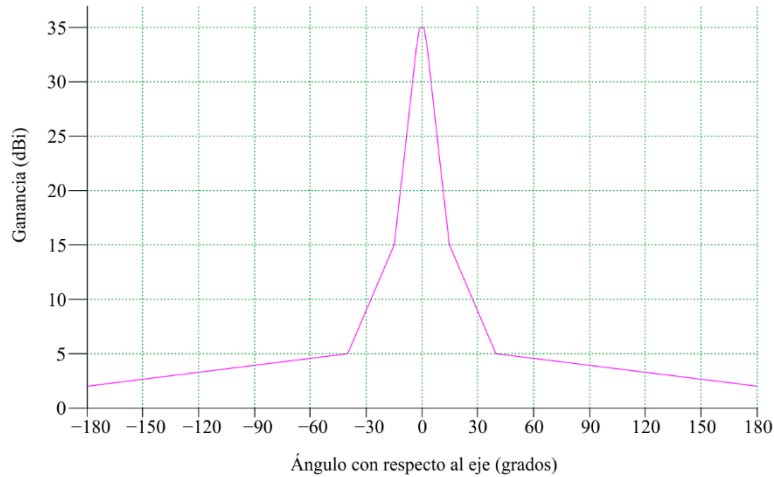
- 1 **ND-SPACE:** diagrama de antena no direccional, por lo general previsto para haces de satélite de baja ganancia;
- 2 **REC-1528:** diagrama de antena basado en la Recomendación UIT-R S.1528. Por lo general, es aplicable a sistemas de satélites LEO y MEO.
- 3 **REC-672:** diagrama de antena basado en la Recomendación UIT-R S.672, que se utiliza habitualmente como diagrama de antena para estaciones espaciales OSG; también es aplicable a estaciones espaciales no OSG que utilizan órbitas con un arco activo próximo a la OSG (sistemas de órbitas muy elípticas).

También es posible obtener diagramas de antena a través del GIMS. En la Fig. 9 se muestra un ejemplo.

FIGURA 9
Diagrama de antena obtenido a través del GIMS

ID de la notificación	1
Motivo de la notificación	C
Nombre del satélite	TEST
Administración	FIN
Nombre del haz	1
Indicador de emisión o recepción	E
Tipo de diagrama	Diagrama de radiación de estación espacial (B3c1)
Número de diagrama	0
Número de secuencia	1

Diagrama de radiación de antena copolar transmisora de estación espacial



Manual sobre satélites pequeños-9

En caso de que el diagrama de antena proporcionado no se incluya en la APL y no esté digitalizado en el GIMS, se utiliza una ganancia máxima constante para los cálculos.

Por otro lado, si el diagrama de radiación de la antena se presenta en forma de imagen, puesto que el software de validación de DFP no puede utilizar esa representación gráfica, se utilizará una ganancia máxima constante a los efectos de examen técnico de la Oficina, lo que puede dar lugar a una conclusión desfavorable para las presentaciones de la UIT debido a la imprecisión de los análisis.

Al proporcionar la descripción correcta del diagrama de antena, se calculará la ganancia del satélite hacia el punto de la Tierra en el que se valide el límite de dfp.

3.5.4.1.3 Obtención de la potencia de transmisión aplicable a los cálculos

En la ecuación (5) de la sección 3.5.4.1 se requiere un valor de cresta de la potencia para la anchura de banda de referencia establecida en el límite.

Existen dos métodos de cálculo de la potencia de transmisión utilizada en la determinación de la dfp, como se detalla a continuación.

Método existente

En determinados exámenes de dfp, se puede elegir entre utilizar la densidad de potencia (P_{ds_max}), expresada en W/Hz, multiplicada por la anchura de banda límite de referencia (B_{ref}) expresada en Hz o la potencia total en la cresta de la envolvente (P_{ep_max}), expresada en W. La elección para cualquier emisión, cuya anchura de banda necesaria sea B (Hz), debe realizarse con arreglo a la regla siguiente:

$$\text{Si } B > B_{ref}$$

$$\text{Si } P_{ds_max} * B_{ref} > P_{ep_max}$$

$$P_{used} = P_{ep_max}$$

si no

$$P_{used} = P_{ds_max} * B_{ref}$$

si no $B \leq B_{ref}$

$$P_{used} = P_{ep_max}$$

Método conforme a la Recomendación UIT-R SF.675

Por otro lado, en la nota 2 de los cuadros A, B, C y D del Anexo 2 del Apéndice 4 del RR se propone utilizar la versión más reciente de la Recomendación UIT-R SF.675 para calcular la densidad espectral de potencia máxima. En particular, para la identificación de la densidad espectral de potencia máxima de varios tipos de portadoras, se recomienda considerar el número máximo posible de portadoras que ocupan una anchura de banda promedio determinada.

Dicha nota 2 reviste particular importancia porque la densidad de potencia máxima se promedia con respecto a 4 kHz para las portadoras por debajo de 15 GHz, y con respecto a 1 MHz para las portadoras por encima de 15 GHz. Conviene que la administración observe esa nota al facilitar los elementos de datos del Apéndice 4 del RR.

Por ejemplo, sobre la base de la Recomendación UIT-R SF.675-4 y considerando una anchura de banda promedio de 1 MHz y una anchura de banda de emisión de 200 kHz, el valor de P_{ds_max} puede determinarse de la forma siguiente:

$$P_{1\text{ MHz}} = (P_t * N) \text{ (W/MHz)} \quad (6)$$

siendo:

P_t : potencia total de una sola portadora (W)

N : número máximo de portadoras, incluidas varias partes de las mismas, con una anchura de banda necesaria inferior a 1 MHz para ocupar cualquier banda de 1 MHz.

Para una anchura de banda promedio de 1 MHz, conviene definir el número posible de emisiones para un 1 MHz. Considérese que el sistema se ha diseñado para funcionar con una anchura de banda contigua para el máximo número de portadoras con emisiones de 200 kHz, cuya anchura de banda de guarda es 50 kHz. En tal caso, para una anchura de banda de 1 MHz podrán utilizarse cuatro portadoras con emisiones de 200 kHz ($N = 4$). Si se considera, por ejemplo, que la potencia total de una sola portadora es -8 dBW:

$$P_{1\text{ MHz}} = -8 + 10 \log(4) = -2 \text{ dBW/1 MHz} \quad (7)$$

$$P_{ds\text{ max}} = P_{1\text{ MHz}}/1 \times 10^6 = -62 \text{ dBW/Hz} \quad (8)$$

Con arreglo a esta definición de P_{ds_max} , la potencia de transmisión utilizada en el cálculo de la dfp se determinará del siguiente modo:

$$averagingbandwidth = B_{ref}$$

$$P_{used} = P_{ds_max} * B_{ref} \quad (9)$$

$$averagingbandwidth > B_{ref}$$

$$\text{si } emi_bdwidth < B_{ref}$$

$$P_{used} = P_{ep_max}$$

$$\text{si no } P_{used} = P_{ds_max} * B_{ref}$$

$$averagingbandwidth < B_{ref}$$

Utilícese el método existente.

Con objeto de evitar que se rebase el límite de dfp, conviene definir la densidad espectral de potencia máxima, tal como se recomienda en la versión más reciente de la Recomendación UIT-R SF.675.

3.5.4.1.4 Utilización de software de la BR para determinar el límite de dfp

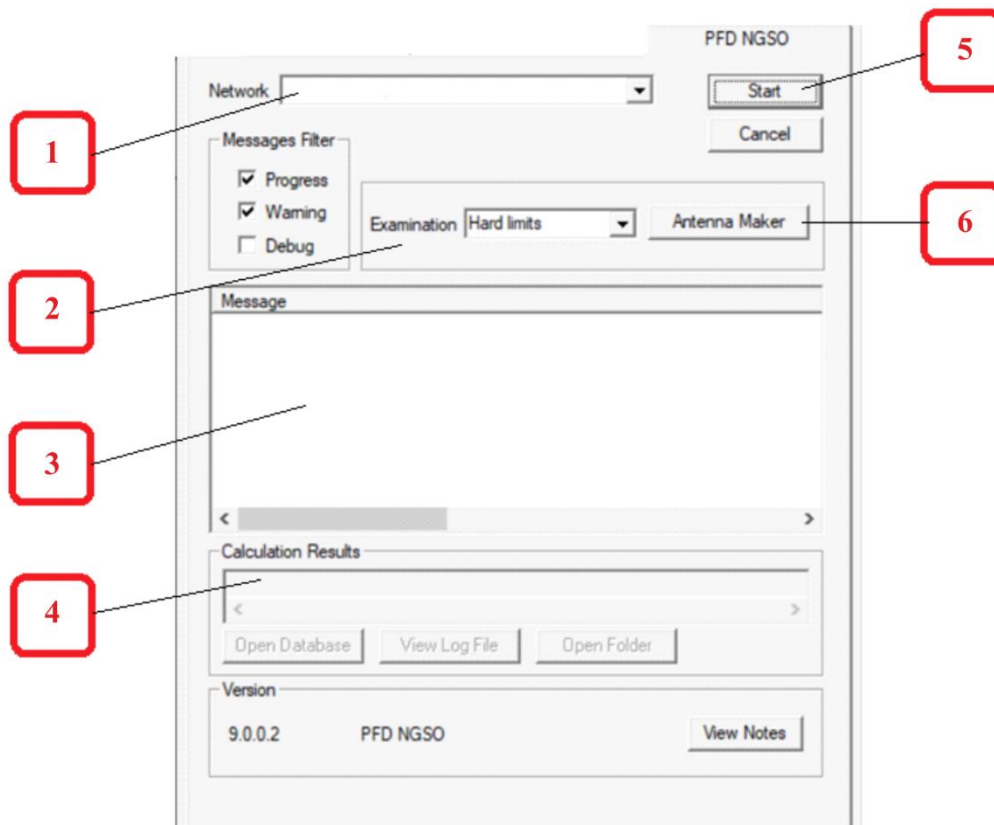
El Sistema de interfaz gráfica para cálculos por lotes (GIBC), software desarrollado por la BR de la UIT, contiene un módulo sobre DFP no OSG para validar los límites relativos al Artículo 21 del RR.

Se puede acceder a la pestaña de DFP no OSG (*DFP NGSO*) desde la interfaz principal del software GIBC.

Las principales opciones de dicha interfaz se presentan en la Fig. 10.

FIGURA 10

Interfaz sobre dfp no OSG del GIBC



Manual sobre satélites pequeños-10

- (1) Introducción de la notificación
- (2) Selección del tipo de examen:
 - Límites estrictos
 - Límites de activación
 - REC608
- (3) Mensajes de estado
- (4) Ubicación de los resultados
- (5) Inicio de los cálculos
- (6) Inicio del programa *Antenna Maker*

Antes de realizar un examen, debe seleccionarse la base de datos SRS y GIMS en la pestaña Herramientas/Opciones.

Para facilitar el análisis de los resultados, el programa genera en cada ejecución una nueva base de datos que contiene los resultados de los cálculos.

- Los resultados de los cálculos de los límites estrictos se almacenan en la carpeta del perfil del usuario ...\`TEX_RESULTS[NOTICE_ID]\ PFD_NGSO_H_[CREATION_TIME]` con el nombre de archivo PFDNGSO_RESULTS.mdb
- Los resultados de los cálculos de los límites de activación se almacenan en ...\`TEX_RESULTS[NOTICE_ID]\ PFD_NGSO_T_[CREATION_TIME]` con el nombre de archivo PFDNGSO_RESULTS.mdb

Esas bases de datos de resultados contienen la información siguiente:

- Resumen de la ejecución
- Para el cálculo de los límites de activación, lista de administraciones afectadas (cuadro *provvn*)
- Resultados pormenorizados de los cálculos para los enlaces descendente y ascendente (en su caso).

3.5.4.2 Verificación del cumplimiento de los límites de dfpe con arreglo al Artículo 22 del RR

El concepto de dfpe se adoptó en la CMR-97 para facilitar la introducción de sistemas no OSG en el servicio fijo por satélite en determinadas bandas Ku y Ka compartidas con el SFS OSG.

La CMR-97 adoptó "límites estrictos" para las emisiones de los sistemas no OSG y los definió de forma diferente a la densidad de flujo de potencia (dfp). La definición adoptada en la CMR-97 de densidad de flujo de potencia equivalente (dfpe) tiene en cuenta la combinación de las emisiones de todos los satélites no OSG en un sistema de satélites no geoestacionarios en la dirección de cualquier estación terrena OSG, con arreglo a la directividad de la antena OSG. Esos límites estrictos permiten a los sistemas del SFS no OSG compartir frecuencias con sistemas OSG y brindarles protección sin necesidad de coordinación específica con todos los sistemas del mundo.

En el Artículo 22 del RR se define la dfpe de la siguiente manera:

22.5C.1 *La densidad de flujo de potencia equivalente se define como la suma de las densidades de flujo de potencia producidas en una estación receptora del sistema de satélites geoestacionarios situada en la superficie de la Tierra o en la órbita de los satélites geoestacionarios, según el caso, por todas las estaciones transmisoras de un sistema de satélites no geoestacionarios, teniendo en cuenta la discriminación fuera del eje de una antena receptora de referencia que se supone apuntada en su dirección nominal. La densidad de flujo de potencia equivalente se calcula mediante la siguiente fórmula:*

$$dfpe = 10 \log_{10} \left[\sum_{i=1}^{N_a} 10^{\frac{P_i}{10}} \cdot \frac{G_t(\theta_i)}{4 \pi d_i^2} \cdot \frac{G_r(\varphi_i)}{G_{r,máx}} \right]$$

siendo:

- N_a : número de estaciones transmisoras del sistema de satélites no geoestacionarios que son visibles desde la estación receptora geoestacionaria considerada situada en la superficie de la Tierra o en la órbita de los satélites geoestacionarios, según el caso
- i : índice de la estación transmisora considerada en el sistema de satélites no geoestacionarios
- P_i : potencia de radiofrecuencia a la entrada de la antena de la estación transmisora, considerada en el sistema de satélites no geoestacionarios (dBW) en la anchura de banda de referencia

- θ_i : ángulo formado por el eje de puntería de la estación transmisora considerada situada en el sistema de satélites no geoestacionarios y la dirección de la estación receptora del sistema de satélites geoestacionarios
- $G_t(\theta_i)$: ganancia de la antena de transmisión (expresada como relación) de la estación considerada en el sistema de satélites no geoestacionarios en dirección de la estación receptora del sistema de satélites geoestacionarios
- d_i : distancia (m) entre la estación transmisora considerada en el sistema de satélites no geoestacionarios y la estación receptora del sistema de satélites geoestacionarios
- φ_i : ángulo que forman el eje de puntería de la estación receptora del sistema de satélites geoestacionarios y la dirección de la estación transmisora i -ésima considerada en el sistema de satélites no geoestacionarios
- $G_r(\varphi_i)$: ganancia (expresada como relación) de la antena receptora de la estación receptora del sistema de satélites geoestacionarios en dirección de la estación transmisora i -ésima considerada en el sistema de satélites no geoestacionarios
- $G_{r,máx}$: máxima ganancia (expresada como relación) de la antena de la estación receptora del sistema de satélites geoestacionarios
- $dfpe$: densidad de flujo de potencia equivalente calculada ($dB(W/m^2)$) en la anchura de banda de referencia. (CMR-2000)

FIGURA 11

Representación geométrica del cálculo de $dfpe$ para el enlace descendente

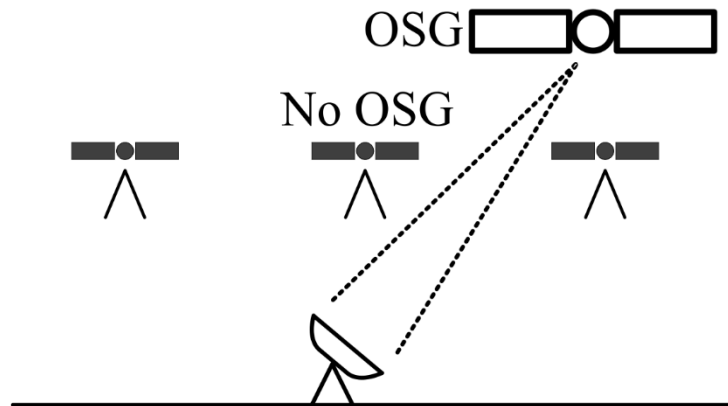
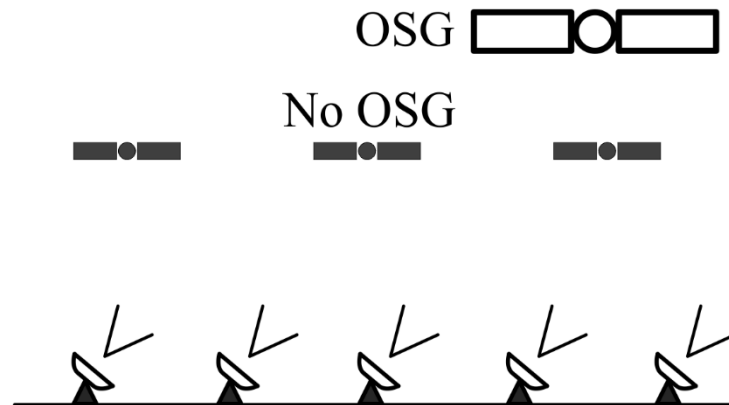


FIGURA 12

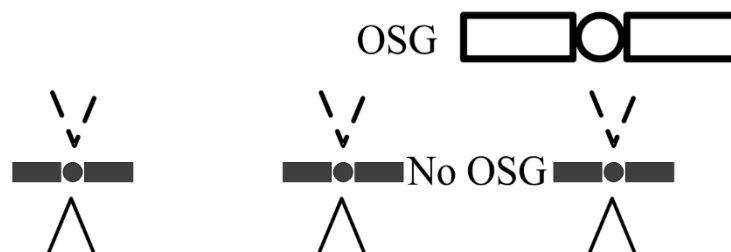
Representación geométrica del cálculo de dfpe para el enlace ascendente



Manual sobre satélites pequeños-12

FIGURA 13

Representación geométrica del cálculo de dfpe para el trayecto entre satélites



Manual sobre satélites pequeños-13

Al igual que la dfp, la dfpe se calcula en la antena receptora; sin embargo, para la dfpe se tiene en cuenta el apuntamiento de la antena con respecto a cada fuente de interferencia. Esto es, la potencia que recibe una antena para su anchura de banda de referencia simultáneamente desde varios transmisores situados a distancias diferentes, en varias direcciones y con arreglo a diversos niveles de dfp incidente, la dfpe equivale a la dfp que, si se recibiera de un solo transmisor en el campo lejano de la antena en la dirección de máxima ganancia, produciría la misma potencia a la entrada del receptor que la que se recibe del conjunto de transmisores.

Este concepto reduce en gran medida el número de parámetros que es preciso conocer acerca de los sistemas receptores. Únicamente es necesario conocer el diagrama de antena de referencia, el tamaño de la antena y la correspondiente ganancia máxima de antena a fin de caracterizar la interferencia para la clase específica del sistema receptor; en el Artículo 22 del RR se proporcionan contornos límite para una serie de configuraciones de estaciones terrenas receptoras que incluyen tamaños de antena que oscilan entre 30 cm y 10 metros, y 15 metros para el caso especial en la banda 3 700 – 4 200 MHz.

En la actualidad, la dfpe se considera ampliamente en el Reglamento de Radiocomunicaciones en los siguientes casos:

- 1) Establecimiento de límites estrictos de dfpe en los sistemas de satélites del SFS no OSG para proteger el SFS/SRS OSG, en el marco del Artículo 22 del RR.

- 2) Establecimiento de límites de activación de coordinación de dfpe aplicables al SFS no OSG y al SFS OSG con arreglo a los números **9.7A** y **9.7B** del RR.
- 3) Establecimiento de límites de dfpe para los sistemas de servicios de radiocomunicaciones que utilizan órbitas no geoestacionarias para proteger las estaciones de radioastronomía en varias bandas de frecuencias. Véanse las Resoluciones **739 (Rev.CMR-19)**, **741 (Rev.CMR-15)** y **743 (CMR-03)**.
- 4) Protección de los sistemas del servicio de radionavegación aeronáutica frente a la dfpe producida por las redes y los sistemas del servicio de radionavegación por satélite en la banda de frecuencias de 1 164-1 215 MHz. Véase la Resolución **609 (Rev.CMR-07)**.

No obstante, sólo para los dos primeros casos mencionados anteriormente existe el requisito de que la Oficina examine si las asignaciones de frecuencias a los sistemas no OSG cumplen los límites del Artículo **22** del RR y del Apéndice **5** del RR.

A tal efecto, la CMR-2000 pidió a la Oficina que alentara a las administraciones a desarrollar un programa informático de validación de dfpe que utilizaría la Oficina para establecer conclusiones en aplicación del Artículo **22** del RR y de los números **9.7A** y **9.7B** del RR.

La metodología de dicho programa informático de validación de dfpe se basa en la Recomendación UIT-R S.1503. En esta Recomendación se describen pormenorizadamente los parámetros que deben utilizarse para calcular los límites de dfpe y los umbrales de coordinación que figuran en el Artículo **22** del RR y en el Apéndice **5** del RR.

Habida cuenta de la complejidad de la metodología, y con objeto de fomentar la confianza en las herramientas informáticas, la Oficina consideró que era necesario contar con dos aplicaciones independientes de la Recomendación UIT-R S.1503. A tenor de ello, dos empresas informáticas desarrollaron herramientas sobre dfpe para comprobar el cumplimiento del Artículo **22** del RR o los requisitos de coordinación de los números **9.7A** y **9.7B** del RR. En 2016, la Oficina concluyó la realización de las herramientas informáticas, de conformidad con la Recomendación UIT-R S.15032 (12/2013). En la página web que se indica a continuación se proporciona información pormenorizada sobre el programa informático de validación de dfpe que prevé utilizar la Oficina para llevar a cabo su examen de conformidad con la Resolución **85 (CMR-03)**:

<https://www.itu.int/ITU-R/go/space-epfd>

La mayor parte de la información necesaria para efectuar exámenes mediante programas informáticos figura en la base de datos SRS. No obstante, debido a las complejas configuraciones de las constelaciones no OSG, es difícil simular las configuraciones exactas de tráfico y los parámetros de transmisión de los sistemas.

A tal efecto, en el marco de la Recomendación UIT-R S.1503-2 se establece el concepto de máscara de dfp y p.i.r.e. producida por estaciones de redes no OSG interferentes. Dicha máscara comprende todas las características relativas a las disposiciones específicas de sistemas no OSG. Puesto que las máscaras pueden contener una gran cantidad de datos para que las administraciones puedan presentar los datos pertinentes electrónicamente y el programa informático sobre dfpe pueda utilizar directamente los datos suministrados, la Oficina ha desarrollado un formato XML para las máscaras de dfp y p.i.r.e.

El programa informático de validación de dfpe está integrado en la herramienta GIBC de la BR, a fin de realizar exámenes sin fisuras de forma similar a los exámenes que se llevan a cabo actualmente en el marco de los módulos relativos al Apéndice **8** del RR y dfp de dicha herramienta GIBC.

Para ampliar información a nivel técnico, puede consultarse la guía del usuario y la documentación de los talleres sobre validación de dfpe, disponibles en línea a través de la siguiente dirección web:

<https://www.itu.int/ITU-R/go/space-epfd>, <https://www.itu.int/epfdsupport>

Toda consulta técnica puede formularse a la Oficina de Radiocomunicaciones mediante la siguiente dirección de correo electrónico:

epfd-support@itu.int

La Carta Circular CR/414 del UIT-R, de fecha 6 de diciembre de 2016, contiene información pormenorizada sobre el proceso de examen de dñpe en los casos que anteriormente hayan sido objeto de conclusiones favorables con reservas. Los resultados de dicho examen y los datos proporcionados a tal efecto pueden consultarse en la siguiente dirección web:

<https://www.itu.int/ITU-R/go/space-epfd-data>

La versión más reciente en vigor de la Recomendación UIT-R S.1503 figura en la siguiente dirección web: <https://www.itu.int/rec/R-REC-S.1503/en>. Esta Recomendación se actualiza periódicamente para reflejar las mejoras en el establecimiento de modelos de sistemas de satélites no geostacionarios, por lo que se recomienda comprobar si el Grupo de Trabajo 4A de la Comisión de Estudio 4 del UIT-R (<https://www.itu.int/en/ITU-R/study-groups/rsg4/rwp4a/Pages/default.aspx>) revisa dicha Recomendación.

3.5.5 Programas informáticos de la BR utilizados para la presentación de notificaciones espaciales a la Oficina

En la página web que figura a continuación se enumeran los programas informáticos más recientes de la BR utilizados para la presentación de notificaciones espaciales a la Oficina:

<https://www.itu.int/ITU-R/go/space-software/en>

Herramientas y ayudas informáticas de la RB	Descripción
Programa informático de obtención de datos espaciales (SpaceCap) (obligatorio)	Programa informático para PC de obtención electrónica de información identificada en el Apéndice 4 del RR en formato SNS para notificaciones API y de coordinación y presentaciones.
Programa informático de gestión gráfica de la interferencia (GIMS) (obligatorio)	Utilidad informática para obtener y modificar datos gráficos sobre notificaciones electrónicas de redes de satélites.
Programa informático de validación de notificaciones espaciales (BRSIS-Validation) (obligatorio)	Programa informático para PC para validar notificaciones electrónicas obtenidas mediante los programas SpaceCap y GIMS
Programa informático para la consulta de datos espaciales (BRSIS-SpaceQry)	Utilidad informática para PC que facilita la consulta de bases de datos en formato SNS y el acceso a las mismas.
Programa informático de publicación espacial (SpacePub)	Utilidad informática para PC para la impresión de datos de redes de satélites y estaciones terrenas mediante una base de datos en formato SNS. Crea un archivo en formato RTF (formato de texto avanzado) compatible con <i>Microsoft Word</i> . También permite al usuario especificar que se incluyan en el documento los datos gráficos correspondientes obtenidos de la base de datos GIMS.
Sistema de obtención de observaciones sobre secciones especiales (SpaceCom)	La utilidad informática SpaceCom es una aplicación autónoma diseñada para brindar asistencia a las administraciones y a la Oficina en la gestión de las observaciones sobre cuatro tipos de secciones especiales: CR/C, API/A, Parte A del AP30-30ª y AP30-30A/F/C.
Interfaz gráfica para cálculos por lotes (GIBC)	Utilidad informática que ofrece al usuario la posibilidad de realizar cálculos sobre redes de satélites para determinar requisitos de coordinación.

En virtud de la Resolución 55 (Rev. CMR-19) y de lo establecido en la sección 3.5.1.2.1, todas las notificaciones especificadas sobre redes de satélite y estaciones terrenas comunicadas a la Oficina con arreglo a los Artículos 9 y 11 del RR deberán presentarse en formato electrónico compatible con el programa informático de recepción de formularios de notificación por vía electrónica de la BR (SpaceCap); todos los datos gráficos relativos a las notificaciones cursadas deberán presentarse en formato de datos gráficos compatible con el programa informático de obtención de datos de la BR (sistema de gestión gráfica de la interferencia (GIMS)).

Las administraciones utilizarán la versión más reciente del programa informático de obtención de datos de la BR, SpaceCap, para acceder a la base de datos de notificaciones en formato SNS, así como la versión más reciente del programa informático de la BR, GIMS, para acceder a la base de datos de diagramas en formato GIMS.

La Oficina utilizará la versión más reciente del programa informático de validación de que dispongan las administraciones al evaluar la integridad de los formularios de notificación relativos al Apéndice 4 del RR. La opción de validación recíproca del programa informático de validación BRSIS debe utilizarse al validar la base de datos de notificación en formato SNS con respecto a la base de datos en formato GIMS, en su caso, a fin de resolver cualquier dificultad identificada en el informe de validación de la notificación de la red de satélites antes de su presentación a la Oficina, de conformidad con el § 3.4 de las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad de formularios de notificación.

En la dirección web que se proporciona a continuación figura una guía en línea con información sobre la forma de obtener números de diagrama o de adjunto mediante SpaceCap, y de validar esa información recíprocamente mediante la base de datos GIMS utilizando BRSIS-Validation, aplicable a SpaceCap V9.0.33.25 y BR SIS Validation V9.0.2 y versiones posteriores: www.itu.int/go/space/non-GSO/graphical-submission.

3.5.5.1 Herramienta de consulta del Reglamento de Radiocomunicaciones

La Herramienta de consulta del Reglamento de Radiocomunicaciones (RRNT), desarrollada por la Oficina de Radiocomunicaciones, es una aplicación informática de escritorio basada en Java para consultar el Reglamento de Radiocomunicaciones (RR) y las Reglas de Procedimiento (RdP). También permite a sus usuarios examinar las disposiciones de esos documentos, entre otra documentación conexas, en particular la Constitución de la UIT, el Convenio de la UIT, las Resoluciones de la Conferencia de Plenipotenciarios de la UIT y las Recomendaciones del UIT-R citadas, pero no incorporadas al RR. Tiene por objeto facilitar a los países y a las empresas la consulta de esos documentos.

Dicha herramienta de consulta permite visualizar los documentos en formato PDF únicamente, y es compatible con todos los sistemas operativos de uso generalizado, incluidos Windows, Mac OS X y Linux, sin necesidad de descargas adicionales. Facilita a sus usuarios la consulta de más de 15 000 referencias, incluidos artículos, disposiciones y anexos. A tal efecto, la herramienta almacena el historial de navegación del usuario a fin de facilitar la consulta y ofrece una función de búsqueda muy eficaz en los cuatro volúmenes del RR, así como un rápido acceso a las RdP aplicables a una disposición determinada.

La herramienta puede adquirirse a través de las siguientes páginas web de la UIT:

<https://www.itu.int/en/publications/ITU-R/Pages/default.aspx>

<https://www.itu.int/hub/publication/r-reg-rrx-2021/>

Se proporciona un vídeo introductorio en la siguiente dirección:

https://www.youtube.com/watch?v=9aZnTMcbLmA&t=13s&ab_channel=ITU

3.5.5.2 Programa informático sobre el Cuadro de atribución de frecuencias del Artículo 5 del RR

3.5.5.2.1 Generalidades

El programa informático relativo al Cuadro de atribución de bandas de frecuencias del Artículo 5 del RR es una aplicación autónoma que proporciona un mecanismo para utilizar, consultar y analizar electrónicamente dicho Cuadro de atribución de bandas de frecuencias y sus notas correspondientes, tal y como figuran en el Artículo 5 del Reglamento de Radiocomunicaciones, así como otros textos conexos (en particular Resoluciones, Recomendaciones del UIT-R y Reglas de Procedimiento). La aplicación se ejecuta en el computador personal del usuario y no requiere conexión a la red ni a Internet. Se restringe al ámbito y al alcance del Artículo 5 del RR y es el complemento idóneo del RR, al incorporar las decisiones de las Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones (CMR).

Desarrollado a partir de un modelo de base de datos relacional, el programa informático está provisto de diversas herramientas y utilidades que permiten, entre otras cosas, realizar complejas funciones de búsqueda

avanzada, exportar datos a diversos formatos, y analizar y comparar la evolución del Cuadro del Artículo 5 y sus notas correspondientes (desde la edición de 2001).

Para ampliar información al respecto y obtener instrucciones pormenorizadas, cabe consultar las directrices en línea que se proporcionan a continuación:

RR5FATViewer_User's_Guide.pdf (disponible en:

https://www.itu.int/en/ITU-R/space/support/smallsat/sshandbook/Documents/RR5FATViewer_UsersGuide.pdf)

Guía simplificada sobre RR5FATViewer para servicios espaciales (disponible en: https://www.itu.int/en/ITU-R/space/support/smallsat/sshandbook/Documents/RR5FATViewer_GuideForSpaceServices.pdf).

3.5.5.2.2 Adquisición del programa informático

El programa informático puede descargarse a través del sitio web de publicaciones del UIT-R, o poniéndose en contacto con el Departamento de Ventas de la UIT (sales@itu.int). Tras su adquisición y descarga, el usuario debe proporcionar una clave de licencia, para un máximo de tres dispositivos personales diferentes, antes de utilizar el programa. Con objeto de ampliar la licencia a 2-10 usuarios, o para toda una organización, póngase en contacto con el departamento de ventas de la UIT. Si desea formular alguna consulta técnica o precisa asistencia posterior a la compra, puede enviar un correo electrónico al departamento de soporte técnico de la BR (BR-RRTools@itu.int) con la descripción del problema. Para ampliar información al respecto, consulte la página web

<https://www.itu.int/en/publications/ITU-R/Pages/publications.aspx?lang=en&media=electronic&parent=R-REG-RR5-2020>

3.5.5.2.3 Actualización de utilidades informáticas

La versión principal de las utilidades informáticas corresponde a las nuevas ediciones del Reglamento de Radiocomunicaciones. La versión principal activa se refiere a la edición del **RR de 2020 (CMR-19)**. **Es necesaria una nueva licencia para cada nueva versión principal** (por lo general, tras la celebración de cada CMR). Se prevé que la próxima versión se publique después de la **CMR-23**.

Entre dos versiones principales (aproximadamente cada cuatro años), las utilidades son objeto de actualización tanto en lo que respecta a los datos como a las aplicaciones informáticas. La versión actualizada se distribuye **gratuitamente a los abonados de las utilidades con licencia**.

3.5.6 Principios de recuperación de costes y tasas de tramitación de notificaciones de redes de satélites

El Consejo de la UIT determina los principios de recuperación de costes y las tasas para la tramitación de las notificaciones de redes de satélites por la Oficina de Radiocomunicaciones (BR).

Las notificaciones de redes de satélites para publicación anticipada y la notificación de inscripción de asignaciones de frecuencias en el Registro Internacional de Frecuencias están sujetas a tasas de recuperación de costes, en virtud de lo establecido en el [Acuerdo 482 del Consejo de la UIT](#), disponible en la página web siguiente:

<http://www.itu.int/ITU-R/go/space-cost-recovery/en>

A tenor de la modificación de dicho Acuerdo 482 del Consejo de la UIT (C2020), la versión vigente en el momento de redactar este documento:

- para las redes o los sistemas de satélites no sujetos a coordinación, las tasas son las siguientes:
 - API: 570 CHF
 - Notificación: 7 030 CHF
- para las redes o los sistemas por satélites sujetos a coordinación, las tasas son las siguientes:
 - Solicitud de coordinación:
 - de 5 560 CHF a 33 467 CHF, según las categorías y unidades;

- cabe tener en cuenta que, desde 2019, de conformidad con el Acuerdo 482 del Consejo de la UIT modificado (C2019 y C2020), para una solicitud de coordinación de una red de satélites no geoestacionarios que incluya subconjuntos diferentes mutuamente excluyentes de características orbitales, las tasas de recuperación de costes se calcularán específicamente para cada subconjunto.
- Notificación:
 - 7 030 CHF, en caso de sujeción al número **9.21** del RR;
 - de 15 910 CHF a 57 920 CHF, en función de las categorías y unidades (excepto las notificaciones sujetas únicamente al número **9.21** del RR).

Como se ha mencionado anteriormente, en el caso de las notificaciones sujetas a coordinación, la tasa varía en función de la categoría y el número de unidades. La categoría se determina a partir del número de disposiciones de coordinación aplicables para la notificación de que se trate, y el número de unidades determina el tamaño de la red de satélites como el producto del número de asignaciones de frecuencias, el número de emisiones y el número de clases de estaciones sumados para todos los grupos.

En el caso de las redes de satélites OSG, dicha tasa variable se desglosa en una tasa inicial y una tasa por unidad de 1 a 100 unidades, y posteriormente la tasa pasa a ser fija, independientemente del número de unidades, una vez que éstas superan las 100.

En el caso de las redes de satélites no OSG, la tasa variable se desglosa de una tasa inicial y en una tasa por unidad de 1 a 100 unidades, y posteriormente la tasa pasa a ser fija, hasta 25 000 unidades, y vuelve a aumentar con arreglo a una tasa por unidad hasta 75 000 unidades, tras lo cual la tasa se mantiene fija, independientemente del número de unidades, una vez que éstas superan las 75 000.

Para las solicitudes de coordinación de redes de satélites no OSG, se pueden presentar subconjuntos de características orbitales diferentes mutuamente excluyentes. Para estas redes, las tasas de recuperación de costes se calcularán específicamente para cada subconjunto, y posteriormente, se sumarán para obtener la tasa global de la red de satélites.

No se cobra ninguna tasa de recuperación de costes por la presentación de una notificación de satélites en el servicio de aficionados por satélite.

Con objeto de que una notificación se beneficie de esa exención de tasas, sólo debe existir un servicio principal (clase de estación EA) en la notificación, sin que existan otros servicios espaciales principales.

Si no existe ninguna atribución al servicio de operaciones espaciales (clase de estación ET) en la banda de frecuencias seleccionada para aficionados por satélite, las funciones de dicho servicio de operaciones espaciales (seguimiento, teledirigida y teledirigida espaciales) con las clases de estaciones EK, ER, ED específicas, podrían prestarse de forma habitual con el servicio principal del servicio de aficionados por satélite (clase de estación EA) en el que funciona la estación espacial (véase la sección 4.1.1), con exención de la tasa de recuperación de costes. Sin embargo, si la banda presentada está atribuida a la clase de estación ET, la notificación con dos servicios espaciales principales EA y ET estará sujeta a pago (véase la sección 3.5.1.10).

Cada Estado Miembro tiene derecho a la publicación de secciones especiales o de partes de la BR IFIC (Servicios espaciales) en relación con una notificación de red de satélites por año sin las tasas anteriormente referidas. Cada Estado Miembro, en calidad de administración notificante, podrá determinar qué red se beneficiará de las exenciones de pago pertinentes.

La designación de dichas exenciones por año natural, con respecto a recepción por la Oficina de la notificación de la red de satélites con arreglo a la fecha oficial de recepción de la notificación, será efectuada por el Estado Miembro a más tardar al final del plazo de pago de la factura.

Si no se recibe el pago de la factura pertinente en el plazo previsto a tal efecto, se anulará la red de satélites. Cabe señalar que, aun después de la anulación de la red de satélites, la factura deberá pagarse íntegramente.

El derecho de exención de pago no puede aplicarse a una notificación anulada previamente por impago.

3.6 Falta de conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias (número 4.4 del RR)

Al realizar asignaciones de frecuencias a estaciones, los Estados Miembros deberán garantizar que esas asignaciones estén en consonancia con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias, en virtud del Artículo 5 del RR, entre otras disposiciones del Reglamento (véase el número 4.2 del RR). En consecuencia, se alienta a las administraciones a no utilizar asignaciones que no se realicen de conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias, entre otras disposiciones del Reglamento de Radiocomunicaciones.

No obstante, si se desea lo contrario, en virtud de lo dispuesto en el número 4.4 del RR, *"las administraciones de los Estados Miembros no asignarán a una estación frecuencia alguna que no se ajuste al Cuadro de atribución de bandas de frecuencias incluido en este capítulo o a las demás disposiciones del presente Reglamento, excepto en el caso de que tal estación, al utilizar dicha asignación de frecuencia, no produzca interferencia perjudicial a una estación que funcione de acuerdo con las disposiciones de la Constitución, del Convenio y del presente Reglamento ni reclame protección contra la interferencia perjudicial causada por dicha estación."*

Habida cuenta de ello, las administraciones que prevean autorizar la utilización del espectro con arreglo al número 4.4 del RR siguen teniendo la obligación, en virtud de las Secciones I y II del Artículo 9 del RR y de los números 11.2 y 11.3 del RR, de notificar a la Oficina toda asignación de frecuencias si su utilización puede provocar interferencia perjudicial a cualquier servicio de otra administración.

Ello obedece al hecho de que la responsabilidad de determinar si una asignación de frecuencias a una estación transmisora provoca interferencia perjudicial a las estaciones de otra administración que funcionan de conformidad con el Reglamento de Radiocomunicaciones no recae únicamente en la administración que explota la estación transmisora susceptible de provocar la interferencia. Otras administraciones también deben disponer de información sobre utilización conforme al número 4.4 del RR con el fin de evaluar su potencial de interferencia o identificar la fuente de interferencia perjudicial.

Puesto que la utilización de una asignación con arreglo al número 4.4 del RR viene determinada por la condición de que esa utilización "no provoque interferencia perjudicial" a otras estaciones que se explotan de conformidad con lo establecido en el Reglamento de Radiocomunicaciones, la inscripción de una asignación con una referencia al número 4.4 del RR requiere que la administración notificante suprima de inmediato toda interferencia perjudicial provocada a otras asignaciones de frecuencias explotadas de conformidad con el Reglamento de Radiocomunicaciones, tan pronto como reciba la comunicación pertinente al respecto.

De conformidad con las Reglas de Procedimiento relativas al número 4.4 del RR, antes de poner en servicio cualquier asignación de frecuencias a una estación transmisora que funciona con arreglo al número 4.4 del RR, las administraciones deberán garantizar:

- a) que la utilización prevista de la asignación de frecuencias a la estación en virtud del número 4.4 del RR no provoque interferencia perjudicial a las estaciones de otras administraciones que funcionan de conformidad con el Reglamento de Radiocomunicaciones;
- b) que se adoptan las medidas necesarias para cumplir el requisito de suprimir de inmediato la interferencia perjudicial, de conformidad con el número 8.5 del RR.

Habida cuenta de ello, al notificar la utilización de asignaciones de frecuencias con arreglo al número 4.4 del RR, las administraciones deberán confirmar que han determinado que dichas asignaciones de frecuencias cumplen las condiciones mencionadas en los apartados a) y b) anteriores.

3.7 Puesta en servicio de asignaciones de frecuencias notificadas

El plazo reglamentario para la puesta en servicio una asignación de frecuencias a una estación espacial de una red de satélites no sujeta a ningún Plan es de siete años, como se especifica en el número 11.44 del RR.

En el caso de redes o sistemas de satélite no sujetos al procedimiento de coordinación en el marco de la Sección II del Artículo 9 del RR, el plazo reglamentario de siete años cuenta a partir de la fecha de recepción por la Oficina de la información para publicación anticipada (sección especial API/A), con arreglo a los números 9.1 ó 9.2 del RR.

En el caso de redes o sistemas de satélite sujetos al procedimiento de coordinación previsto en la Sección II del Artículo 9 del RR, el plazo reglamentario de siete años cuenta a partir de la fecha de recepción de la información para publicación anticipada (sección especial API/C) referida en el número 9.1A del RR, que es un extracto de la solicitud de coordinación recibida en virtud del número 9.30 del RR.

Toda asignación de frecuencias que no se haya puesto en servicio en el plazo previsto será anulada por la Oficina, tras haber informado a la administración de que se trate al menos tres meses antes del vencimiento de dicho plazo. La Oficina enviará a la administración un recordatorio a tal efecto a través de un telegrama circular del UIT-R (CTITU) de la serie CTITU (disponible en <https://www.itu.int/md/R00-CTITU-CIR/en>).

La información relativa a la fecha de puesta en servicio (FPE) debe facilitarse:

- en la notificación, por medio de los formularios de notificación del Apéndice 4 del RR (número 11.15 del RR); y
- al confirmar la fecha de puesta en servicio (números 11.47, 11.44B, 11.44C, 11.44D y 11.44E del RR).

Habida cuenta de que la primera información relativa a la FPE se proporciona al notificar las asignaciones de frecuencias para su inscripción con arreglo al número 11.2 del RR en el marco de la información del Apéndice 4 del RR, dicha información debe proporcionarse para cada asignación o grupo de asignaciones.

De conformidad con el número 11.25 del RR, las notificaciones relativas a asignaciones a estaciones de servicios espaciales deberán recibirse en la Oficina con una antelación no superior a tres años a la fecha de puesta en servicio de las asignaciones. En consecuencia, la FPE que figure en la notificación de una estación espacial no deberá ser superior a tres años a partir de la fecha de recepción de la notificación.

Si la FPE indicada en la notificación para una estación espacial es superior a tres años a partir de la fecha de recepción de la notificación, ésta se considerará no admisible y se devolverá a la administración responsable de la red (véase el § 4.1 de las Reglas de Procedimiento sobre Admisibilidad).

Si la FPE indicada en la notificación es anterior a la fecha de recepción de la notificación, la FPE que se haya indicado se considerará la FPE real.

La Oficina no aceptará ninguna información relativa a la puesta en servicio que reciba sin haber presentado una notificación.

3.7.1 Inscripción a título provisional

Si la FPE de la notificación de una asignación de frecuencias a una red de satélite es posterior a la fecha de recepción de la notificación, dicha FPE se considerará la FPE prevista para la asignación de frecuencias. Ésta se tramitará con arreglo al número 11.47 del RR, lo que dará lugar a una inscripción a título provisional en el Registro de la asignación de frecuencias.

3.7.2 Confirmación de la FPE de una asignación de frecuencias inscrita a título provisional

Al poner en servicio asignaciones que se hayan inscrito a título provisional, la administración comunicará la información a la Oficina.

La Oficina debe recibir la información sobre la puesta en servicio efectiva de las asignaciones a más tardar 30 días después del vencimiento del plazo reglamentario de siete años y la FPE deberá estar dentro de dicho plazo reglamentario.

Si la Oficina no recibe la confirmación de puesta en servicio en el plazo establecido, se enviará un recordatorio a la administración notificante a más tardar 15 días antes de que finalice el plazo reglamentario de siete años.

Si la Oficina sigue sin recibir ninguna confirmación en los 30 días posteriores al vencimiento del plazo reglamentario de siete años, se anulará la inscripción en el Registro.

3.7.3 Redes o sistemas no OSG del SFS, SMS o SRS

Para las asignaciones de frecuencias a una estación espacial de una red o un sistema de satélites no OSG del servicio fijo por satélite (SFS), el servicio móvil por satélite (SMS) o el servicio de radiodifusión por satélite (SRS), cabe tener en cuenta aspectos adicionales en materia de puesta en servicio, con arreglo a lo establecido en los números **11.44C**, **11.44.2**, **11.44C.1**, **11.44C.3** y **11.44C.4** del RR.

Por lo general, en estos casos, la confirmación de la FPE tiene lugar en dos etapas:

- Primera etapa: comunicación de la información inicial relativa a la FPE;
- Segunda etapa: confirmación de que las asignaciones se han puesto en servicio por un período ininterrumpido de 90 días en un plazo de 30 días a partir del final del período de 90 días.

En la información inicial relativa a la FPE se comunica la puesta en servicio de una asignación de frecuencias a una estación espacial. Sin embargo, en esta fase dicha asignación aún no se ha explotado de forma ininterrumpida por un período de 90 días, a tenor de lo establecido en el número **11.44C** del RR. En el caso de que se haya proporcionado dicha información inicial, se enviará a la administración un recordatorio relativo a la confirmación con arreglo al número **11.44C** del RR 90 días después de la FPE comunicada.

La confirmación de la puesta en servicio de la asignación de frecuencias se considerará comunicada a la Oficina cuando una estación espacial capaz de transmitir o recibir con arreglo a esa asignación de frecuencias se haya desplegado y mantenido en uno de los planos orbitales notificados de la red o del sistema satélites no geoestacionarios por un período ininterrumpido de 90 días, con independencia del número de planos orbitales y de satélites por plano orbital de la red o del sistema que se hayan notificado, de conformidad con el número **11.44C** del RR.

La administración notificante informará a la Oficina de la confirmación de la puesta en servicio según lo indicado anteriormente en un plazo de 30 días a partir del final del período de 90 días, como se describe en el número **11.44.C** del RR. La FPE notificada de una asignación de frecuencias a una estación espacial de una red o un sistema de satélites será la fecha de inicio del período de 90 días, a tenor de lo establecido en el número **11.44.2** del RR.

En los casos en que la asignación de frecuencias se haya puesto en servicio más de 120 días antes de la fecha de recepción de la información relativa a la notificación, la puesta en servicio de dicha asignación de frecuencias se considerará confirmada si la administración notificante confirma que una estación espacial en una órbita de satélites no geoestacionarios capaz de transmitir o recibir con arreglo a esa asignación de frecuencias se ha desplegado y mantenido en uno de los planos orbitales notificados conforme a lo dispuesto en el número **11.44C** del RR por un período ininterrumpido desde la fecha notificada de puesta en servicio hasta la fecha de recepción de la información de notificación de esa asignación de frecuencias.

Cuando la administración notificante informe a la Oficina de la puesta en servicio de un sistema no OSG, deberá identificar el número del plano orbital incluido en la información de notificación más reciente recibida o publicada por la Oficina, que corresponde al plano orbital en el que se ha desplegado la estación espacial para poner en servicio las asignaciones de frecuencias, de conformidad con el número **11.44C.4** del RR.

En particular, a continuación se describe un enfoque basado en hitos para los sistemas sujetos a la Resolución **35 (CMR-19)**.

3.7.3.1 Enfoque basado en objetivos intermedios para el despliegue de sistemas no OSG

La Oficina de Radiocomunicaciones informó a la CMR-15 del aumento del número de presentaciones de sistemas de satélites del SFS no OSG con varios planos orbitales. Los sistemas del SFS no OSG notificados contenían un gran número de satélites, características orbitales de índole muy diversa (altitud del plano e inclinación) y coberturas mundiales terrestres visibles que requieren nuevos enfoques innovadores en materia de coordinación.

La puesta en servicio de asignaciones de frecuencia a una estación espacial de una red de satélites se rige por lo dispuesto en el número **11.44** del RR. Como práctica de la Oficina, en el caso de una red de satélites que utilice órbitas de satélites no geoestacionarios, se considera que una asignación de frecuencias a dicha red de satélites se pone en servicio cuando se ha desplegado un único satélite con capacidad para transmitir o recibir

con arreglo a esa asignación de frecuencias en uno de los planos orbitales notificados, con independencia del número de satélites y de planos orbitales de la constelación de la red de satélites. Se considera necesario un período ininterrumpido de al menos tres meses de funcionamiento de dicho satélite para confirmar la puesta en servicio.

Habida cuenta de las numerosas notificaciones de sistemas no OSG recibidas por la Oficina, y del posible carácter especulativo de las mismas, susceptibles de dar lugar a almacenamiento del espectro y al resurgimiento de las denominadas "redes de satélites ficticios", la Oficina propuso un posible enfoque para la puesta en servicio de una red de satélites no OSG que podría basarse, en particular, en un enfoque por etapas con objetivos intermedios determinados por un satélite o una proporción del número total de satélites desplegados al final del plazo de siete años (número **11.44** del RR) y la finalización del despliegue total dentro de un plazo razonable, después de la puesta en servicio.

A raíz de dicha propuesta, se adoptó la Resolución **35 (CMR-19)**. Los principios fundamentales establecidos en el marco de dicha Resolución **35 (CMR-19)** son los siguientes:

- Los sistemas no OSG sujetos a la Resolución **35 (CMR-19)** tendrán que desplegar el 10 por ciento de su constelación en un plazo de dos años a partir del final del período reglamentario en vigor para la puesta en servicio, el 50 por ciento en un plazo de cinco años y llevar a cabo íntegramente el despliegue en un plazo de siete años (véase el Cuadro 8).

CUADRO 8

Enfoque por etapas para el despliegue de sistemas no OSG

	1^{er} objetivo intermedio	2^o objetivo intermedio	3^{er} objetivo intermedio
Años	2	5	7
Proporción	10	50	100

- El enfoque contribuirá a garantizar que el Registro esté en consonancia con el despliegue real de los sistemas de satélites no OSG.
- El procedimiento tiene por objeto lograr un equilibrio entre la prevención del almacenamiento de espectro, el buen funcionamiento de los mecanismos de coordinación, notificación y registro, y los requisitos operativos relacionados con el despliegue de sistemas no OSG.
- Se establece el principio fundamental de modificar los parámetros orbitales en caso de que el sistema de satélites no se despliegue íntegramente.

Cabe señalar que la Resolución **35 (CMR-19)** sólo es aplicable a las bandas de frecuencias y a los servicios enumerados en el Cuadro 9.

CUADRO 9

Bandas de frecuencias y servicios sujetos a la aplicación del enfoque por etapas anteriormente referido

Bandas de frecuencias (GHz)	Servicios de radiocomunicaciones espaciales		
	Región 1	Región 2	Región 3
10,70-11,70	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)	
11,70-12,50	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)		
12,50-12,70	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) SATÉLITE FIJO (Tierra-espacio)	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)	RADIODIFUSIÓN POR SATÉLITE FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)

CUADRO 9 (fin)

Bandas de frecuencias (GHz)	Servicios de radiocomunicaciones espaciales		
	Región 1	Región 2	Región 3
12,70-12,75	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)	RADIODIFUSIÓN POR SATÉLITE FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)
12,75-13,25	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)		
13,75-14,50	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)		
17,30-17,70	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)	Ninguno	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)
17,70-17,80	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)
17,80-18,10	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)		
18,10-19,30	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)		
19,30-19,60	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra), FIJO POR SATÉLITE (Tierra-Espacio)		
19,60-19,70	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) (Tierra-Espacio)		
19,70-20,10	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) MÓVIL POR SATÉLITE (espacio-Tierra)	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)
20,10-20,20	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) MÓVIL POR SATÉLITE (espacio-Tierra)		
27,00-27,50		FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)	
27,50-29,50	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)		
29,50-29,90	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio) MÓVIL POR SATÉLITE (Tierra-espacio)	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)
29,90-30,00	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio) MÓVIL POR SATÉLITE (Tierra-espacio)		
37,50-38,00	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)		
38,00-39,50	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra)		
39,50-40,50	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) MÓVIL POR SATÉLITE (espacio-Tierra)		
40,50-42,50	FIJO POR SATÉLITE (espacio-Tierra) RADIODIFUSIÓN POR SATÉLITE		
47,20-50,20	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)		
50,40-51,40	FIJO POR SATÉLITE (Tierra-espacio)		

Del cuadro anterior se desprende que dicho enfoque por etapas no es aplicable a los mismos servicios, ni a otros, por debajo de 10,7 GHz o por encima de 51,4 GHz. Cabe señalar, en particular, que no se aplica al servicio de radionavegación por satélite (SRNS) ni a los servicios científicos (como el servicio de exploración de la Tierra por satélite y el servicio de investigación espacial). Se aplica principalmente al SFS y a las bandas 12,5-12,75 GHz (en la Región 3) y 40,5-42,5 GHz para el SRS; y a las bandas 19,7-20,2 GHz, 29,5-30 GHz, 39,5-40,5 GHz en determinadas Regiones para el SMS, como se recoge en el cuadro.

Puede ampliarse información al respecto en la Circular CR 475 del UIT-R, relativa a la aplicación de la Resolución **35 (CMR-19)**, *Métodos por etapas para la implementación de asignaciones de frecuencias a estaciones espaciales de sistemas de satélites no geoestacionarios en bandas de frecuencias y servicios específicos*, de 17 de mayo de 2021, disponible en la página web siguiente:

<https://www.itu.int/md/R00-CR-CIR-0475/en>

3.7.4 Redes o sistemas no OSG que no son del SFS, SMS o SRS

Para las asignaciones de frecuencias a una estación espacial de una red o un sistema de satélites no OSG que no sea del SFS, SMS o SRS, cabe tener en cuenta aspectos adicionales en materia de puesta en servicio, con arreglo a lo establecido en los números **11.44D**, **11.44D.1**, **11.44D.3** y **11.44E** del RR.

Para una red o un sistema que tenga la "Tierra" como cuerpo de referencia, la confirmación de la puesta en servicio de la asignación de frecuencias se considerará comunicada a la Oficina cuando la administración informe a la Oficina de que una estación espacial con capacidad para transmitir o recibir con arreglo a esa asignación de frecuencias se ha desplegado y mantenido en uno de los planos orbitales notificados de la red o del sistema de satélites no geoestacionarios, independientemente del número notificado de planos orbitales y de satélites por plano orbital en la red o el sistema, como se describe en el número **11.44D** del RR.

Cuando la administración notificante informe a la Oficina de la puesta en servicio, identificará el número de plano orbital correspondiente a la información de notificación más reciente recibida o publicada por la Oficina, que será el plano orbital en el que se ha desplegado la estación espacial para poner en servicio las asignaciones de frecuencias, de conformidad con lo establecido en el número **11.44D.3** del RR.

Para una red o un sistema cuyo cuerpo de referencia no sea la "Tierra", la confirmación de la puesta en servicio de una asignación de frecuencias se considerará comunicada a la Oficina cuando la administración informe a la Oficina de que una estación espacial con capacidad para transmitir o recibir con arreglo a esa asignación de frecuencias se ha desplegado de conformidad con la información de la notificación, a tenor de lo dispuesto en el número **11.44E** del RR. Puesto que no se requiere información relativa a los planos orbitales para dicha red o dicho sistema, no es necesario identificar y comunicar el identificador del plano orbital en el que se ha puesto en servicio la estación espacial.

3.7.5 Prórroga del plazo para la puesta en servicio de asignaciones de frecuencias por la Junta del Reglamento de Radiocomunicaciones

En caso de *fuerza mayor* o de retraso por lanzamiento colectivo relativo a un satélite, la administración notificante podrá presentar una solicitud a la Junta del Reglamento de Radiocomunicaciones (RRB) para que considere una prórroga del plazo reglamentario para la puesta en servicio de asignaciones de frecuencias.

En la sección 3.1.4.b) se amplía información en relación con la RRB.

3.8 Suspensión de una asignación inscrita

Cuando se suspenda la utilización de una asignación de frecuencias inscrita a una estación espacial por un período superior a seis meses, la administración notificante informará a la Oficina de la fecha en que se suspendió dicha utilización. Si se vuelve a poner en servicio la asignación inscrita, la administración notificante, a reserva de lo dispuesto en los números **11.49**, **11.49.1**, **11.49.2**, **11.49.3** u **11.49.4** del RR, según proceda, informará de ello a la Oficina lo antes posible. La fecha en que vuelve a ponerse en servicio la asignación inscrita no será posterior en tres años a partir de la fecha de suspensión de la utilización de la asignación de frecuencias, siempre y cuando la administración notificante informe a la Oficina de la suspensión en un plazo de seis meses a partir de la fecha de suspensión de la utilización. Si la administración notificante informa a la Oficina de la suspensión más de seis meses después de la fecha en que se suspendió la utilización

de la asignación de frecuencias, el plazo de tres años se verá reducido. En ese caso, esa reducción del período de tres años será equiparable al período de tiempo transcurrido entre el final del período de seis meses y la fecha en que se informó a la Oficina de la suspensión. Si la administración notificante informa a la Oficina de la suspensión más de 21 meses después de la fecha en que se suspendió la utilización de la asignación de frecuencia, se anulará la asignación de frecuencias.

3.9 Decisiones de la CMR relacionadas con asuntos reglamentarios sobre satélites no OSG

La Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones de la UIT de 2019 (CMR-19 de la UIT) abordó varios aspectos destacados en materia de reglamentación sobre la utilización de órbitas no geoestacionarias para diversos servicios y aplicaciones.

Algunos conceptos planteados en la CMR-19 de la UIT, en particular las misiones de corta duración (SDM) y el enfoque basado en objetivos intermedios para el despliegue de sistemas no OSG, se abordan en las secciones 3.5.1.9 y 3.7.3.1 de forma específica.

Entre otros aspectos de interés abordados en la CMR-19 de la UIT cabe destacar las "megaconstelaciones" y los proyectos de pequeños satélites. Desde 2013 se ha registrado un aumento ininterrumpido de notificaciones de sistemas de satélites no geoestacionarios a la UIT. Ello obedece al surgimiento de nuevas tendencias en el desarrollo de "megaconstelaciones" y de proyectos de satélites pequeños. Tanto en el marco de los proyectos de "megaconstelaciones" como en el de los de satélites pequeños se exigió una mayor mejora del reglamento internacional sobre utilización del espectro orbital.

3.9.1 Nuevos puntos del Apéndice 4 del RR sobre sistemas de satélites no OSG

3.9.1.1 "Constelación"

El término "constelación" se introdujo para los sistemas de satélites no OSG con más de un plano orbital para los que la posición relativa mutua de cada plano orbital y de cada satélite en su plano orbital reviste importancia. Ello conlleva que, para un sistema de este tipo, la continuidad de cobertura venga dada por todos los satélites en todos los planos orbitales y la desalineación de determinados parámetros orbitales pueda interrumpir la continuidad de cobertura para el sistema en su conjunto.

Por lo general, las constelaciones se diseñan de modo que los satélites tengan parámetros orbitales análogos. Habida cuenta de ello, cualquier perturbación afecta a cada satélite aproximadamente de la misma forma. De ese modo, la disposición geométrica puede garantizarse sin un mantenimiento excesivo de las estaciones, lo que reduce el consumo de combustible y aumenta la vida útil de los satélites.

Otro aspecto destacado es la disposición de cada satélite en un plano orbital que permita mantener una separación suficiente para evitar colisiones o la interferencia en las intersecciones de los planos orbitales.

Las órbitas circulares son habituales porque el satélite está a una altitud constante y requiere una señal de intensidad constante para comunicarse.

La CMR-19 de la UIT añadió el dato obligatorio **A.4.b.1.a** del Apéndice 4 del RR, indicador que determina si el sistema de satélites no OSG representa una "constelación". Los sistemas no OSG en bandas de frecuencias sujetas a lo dispuesto en los números **9.12**, **9.12A**, **22.5C**, **22.5D**, **22.5F** o **22.5L** del RR se consideran siempre "constelaciones".

Si se considera que un sistema de satélites es una "constelación", se deben proporcionar otros parámetros obligatorios con la notificación no OSG para su presentación a la UIT, en particular:

- Un indicador de configuración única o varias mutuamente excluyentes para determinar si todos los planos orbitales describen:
 - a) una configuración única en la que se utilizarán todas las asignaciones de frecuencias al sistema de satélites, o

- b) configuraciones múltiples mutuamente excluyentes, para las que un subconjunto de las asignaciones de frecuencias al sistema de satélites se utilizará en uno de los subconjuntos de parámetros orbitales que se determinarán en la fase de notificación e inscripción del sistema de satélites.
 - Únicamente necesario a los efectos de:
 - 1) información para publicación anticipada de un sistema de satélites no geoestacionarios que represente una constelación (punto **A.4.b.1.a** del Apéndice 4 del RR), y
 - 2) formulación de una solicitud de coordinación para sistemas de satélites no geoestacionarios.
- El número de subconjuntos de características orbitales mutuamente excluyentes y el identificador de cada plano orbital, si los planos orbitales se ajustan a varias configuraciones mutuamente excluyentes:
 - Únicamente necesario a los efectos de:
 - 1) información para publicación anticipada de un sistema de satélites no geoestacionarios que representa una constelación, y
 - 2) formulación de una solicitud de coordinación para sistemas de satélites no geoestacionarios.
- El argumento del perigeo (ω_p), medido en el plano orbital, en sentido del movimiento, desde el nodo ascendente hasta el perigeo ($0^\circ \leq \omega_p < 360^\circ$).
- El ángulo de fase inicial (ω_i) del i-ésimo satélite en su plano orbital para la hora de referencia $t = 0$, medido desde el punto del nodo ascendente ($0^\circ \leq \omega_i < 360^\circ$).
 - El ángulo de fase inicial es el argumento del perigeo más la anomalía verdadera.
- La longitud del nodo ascendente (LAN):
 - La longitud del nodo ascendente (θ_j) para el j-ésimo plano orbital, medida en sentido levógiro en el plano ecuatorial desde el meridiano de Greenwich hasta el punto en que la órbita del satélite cruza de sur a norte el plano ecuatorial ($0^\circ \leq \theta_j < 360^\circ$).
- La ascensión recta del nodo ascendente (RAAN):
 - La ascensión recta del nodo ascendente (Ω_j) para el j-ésimo plano orbital, medida en sentido levógiro en el plano ecuatorial desde la dirección del punto vernal hasta el punto en que la órbita del satélite cruza de sur a norte del plano ecuatorial ($0^\circ \leq \Omega_j < 360^\circ$), con arreglo a la hora de referencia indicada en los puntos **A.4.b.4.k** y **A.4.b.4.l** del Apéndice 4 del RR;
 - Necesario únicamente para las estaciones espaciales que funcionan en una banda de frecuencias sujeta a lo dispuesto en los números **9.12** ó **9.12A** del RR, con arreglo a lo especificado en la solicitud y notificación de coordinación.
- Fecha y hora de referencia para las que el satélite se encuentra en el lugar determinado por la longitud del nodo ascendente (θ_j):
 - Todos los satélites en todos los planos orbitales deben regirse por la misma hora de referencia;
 - Si no se indica ninguna hora de referencia en los puntos **A.4.b.4.k** y **A.4.b.4.l** del Apéndice 4 del RR, se supondrá que $t = 0$.
- Además de los parámetros anteriormente enumerados, el argumento del perigeo, el ángulo de fase inicial y la longitud del nodo ascendente deben especificarse en:
 - 1) la información para publicación anticipada, en relación con toda asignación de frecuencias no sujeta a lo dispuesto en la Sección II del Artículo 9 del RR;
 - 2) la solicitud de coordinación, en relación con toda asignación de frecuencias sujeta a lo dispuesto en los números **9.12**, **9.12A**, **22.5C**, **22.5D**, **22.5F** o **22.5L** del RR;
 - 3) la notificación, en todos los casos.

3.9.1.2 Configuraciones orbitales múltiples

El diseño de sistemas no OSG en la fase de coordinación puede no ser definitivo, y los parámetros que definen las características orbitales pueden no ser idóneos a lo largo del procedimiento de coordinación.

De ahí que pueda ser necesario presentar varios conjuntos de características orbitales a los efectos de coordinación, a fin de notificar y poner en servicio un único conjunto.

Como se menciona en la sección 3.9.1.1, en la CMR-19 de la UIT se añadieron elementos de datos adicionales para facilitar la obtención de información y describir configuraciones múltiples.

De conformidad con el Acuerdo 482 del Consejo de la UIT (modificado en 2020), para una solicitud de coordinación de una red de satélites no OSG que contenga varios subconjuntos mutuamente excluyentes, las tasas de recuperación de costes se calcularán de forma específica para cada subconjunto.

3.9.1.3 Órbita heliosíncrona

La CMR-19 de la UIT añadió el dato obligatorio **A.4.b.4.m** del Apéndice 4 del RR, a saber, un indicador para determinar si la estación espacial utiliza una órbita heliosíncrona. También se introdujeron elementos adicionales para establecer si el satélite atraviesa la línea ecuatorial en trayectoria ascendente o descendente, así como la hora local del lugar en que el satélite atraviesa dicha línea ecuatorial en trayectoria ascendente o descendente. Ese dato es obligatorio únicamente en las bandas de frecuencias no sujetas a lo dispuesto en los números **9.12** ó **9.12A** del RR, esto es, sujetas únicamente al número **9.21** del RR.

Cabe destacar asimismo los puntos **A.4.b.4.n** y **A.4.b.4.o** del Apéndice 4 del RR relacionados con la órbita heliosíncrona, que se especifican a continuación:

- **A.4.b.4.n:** Indicador que determina, en el caso en que la estación espacial utilice una órbita heliosíncrona, si la referencia de dicha estación incluye la hora local del nodo ascendente o del nodo descendente, que se designará A (ascendente) o D (descendente) en la base de datos de notificaciones;
- **A.4.b.4.o:** Indicador que determina si la referencia de la estación espacial incluye la utilización de órbita heliosíncrona y la hora local del nodo ascendente (o descendente, con arreglo al punto **A.4.b.4.n**), que es la hora local solar cuando la estación espacial atraviesa el plano ecuatorial en sentido sur-norte (o norte-sur) en formato horas: minutos.

La inscripción de ambos puntos en la base de datos de notificaciones para su presentación a la UIT es facultativa. No obstante, si se presentan, deberá facilitarse la información correspondiente a ambos puntos.

Véase también la sección 2.3.5.

3.9.2 Disposiciones reglamentarias para las bandas Q/V

En la CMR-19 de la UIT se abordó la elaboración de disposiciones técnicas, operativas y reglamentarias para las bandas de frecuencias Q/V 37,5-39,5 GHz (espacio-Tierra), 39,5-42,5 GHz (espacio-Tierra), 47,2-50,2 GHz (Tierra-espacio) y 50,4-51,4 GHz (Tierra-espacio), también denominadas bandas de frecuencias 50/40 GHz, a fin de facilitar la compartición entre los servicios fijos por satélite (SFS) no OSG y OSG, el servicio de radiodifusión por satélite (SRS) y los sistemas del servicio móvil por satélite (SMS).

La CMR-19 de la UIT llegó a la conclusión de que el establecimiento de límites de dfpe basados en los parámetros operativos de un único sistema específico no OSG da lugar a ineficiencias en materia de espectro de otros sistemas no OSG. Por otro lado, adoptó una metodología alternativa que proporciona más flexibilidad en cuanto a diseño y funcionamiento de los sistemas no OSG en las bandas de frecuencias 50/40 GHz.

Esta metodología se basa en la aplicación de los límites de una sola fuente y combinados para sistemas no OSG que figuran en el Artículo 22 del RR, números **22.5L** y **22.5M**, para el servicio fijo por satélite en las bandas de frecuencias Q/V 37,5-39,5 GHz (espacio-Tierra), 39,5-42,5 GHz (espacio-Tierra), 47,2-50,2 GHz (Tierra-espacio) y 50,4-51,4 GHz (Tierra-espacio).

Un sistema del SFS no OSG no deberá superar (número **22.5L** del RR):

- un aumento de una sola fuente del 3 por ciento del margen de tiempo de los valores de C/N asociados al porcentaje de tiempo más bajo especificado en el objetivo de calidad de funcionamiento a corto plazo para los enlaces genéricos de referencia en la órbita de los satélites geoestacionarios; y
- un margen admisible de interferencia de una sola fuente de no más del 3 por ciento de reducción de la eficiencia espectral promediada en el tiempo calculada sobre una base anual para los enlaces genéricos de referencia en la órbita de los satélites geoestacionarios con codificación y modulación adaptables.

La metodología para verificar este límite se establece en la Resolución **770 (CMR-19)**. El enfoque es análogo al de los números **22.5C**, **22.5D** y **22.5F** del RR, pero en lugar de utilizar límites de $dfpe$ determinados previamente, se establece un conjunto de enlaces de referencia OSG que deben protegerse. Ese enfoque permite tener en cuenta la protección en regiones con diferentes índices pluviométricos. La Recomendación UIT-R S.1503 debe utilizarse como punto de partida para generar datos estadísticos sobre interferencia.

Por otro lado, se establece una nueva coordinación con arreglo al número **9.12** del RR:

- entre sistemas no OSG del SFS y del SMS en la banda 39,5-40,5 GHz (espacio-Tierra) (véase el número **5.550E** del RR);
- entre sistemas no OSG del SFS en las bandas 37,5-42,5 GHz (espacio-Tierra), 47,2-50,2 GHz (Tierra-espacio) y 50,4-51,4 GHz (Tierra-espacio) (véase el número **5.550C** del RR).

El nuevo procedimiento de coordinación con arreglo al número **9.12** del RR establecido por la CMR-19 de la UIT no es aplicable a los sistemas de satélite notificados a la Oficina antes del 23 de noviembre de 2019. No obstante, dichos sistemas se consideran afectados al establecer requisitos de coordinación para los sistemas de satélite notificados el 23 de noviembre de 2019 o posteriormente.

Además de los límites de una sola fuente del número **22.5L** del RR, en el número **22.5M** del RR se establece el límite combinado que deben respetar todos los sistemas SFS no OSG.

Las administraciones garantizarán que la interferencia combinada a las redes de satélites geoestacionarios del SFS, SMS y SRS provocada por todos los sistemas de satélites no geoestacionarios del SFS que funcionan en las bandas Q/V no supere los valores indicados a continuación, que se utilizan para determinar el efecto de la interferencia en cada enlace de referencia OSG genérico y suplementario.

- un aumento del 10 por ciento del margen de tiempo del valor de C/N asociado al porcentaje de tiempo más bajo especificado en el objetivo de calidad de funcionamiento a corto plazo para los enlaces de referencia genéricos en la órbita de los satélites geoestacionarios; y
- una reducción máxima del 8 por ciento de la eficacia espectral mediada en el tiempo anual calculada para los enlaces de referencia genéricos en la órbita de los satélites geoestacionarios que utilizan codificación y modulación adaptables.

En la Resolución **769 (CMR-19)** se aborda la protección de redes OSG frente a las emisiones combinadas de sistemas no OSG. Las administraciones que exploten o tengan previsto explotar sistemas del SFS no OSG deben acordar en el marco de reuniones de colaboración y consulta el margen de interferencia combinada autorizado para todos los sistemas del SFS no OSG que comparten las bandas de frecuencias Q/V, con el fin de lograr el grado de protección previsto para las redes OSG del SFS, SMS y SRS, según prevé el número **22.5M** del RR.

La Resolución **769 (CMR-19)** establece un proceso de consulta entre las administraciones que explotan sistemas del SFS no OSG a fin de garantizar el cumplimiento de los límites de interferencia combinada. Si no se alcanza ningún acuerdo y se rebasan dichos límites, cada sistema del SFS no OSG deberá reducir proporcionalmente su contribución de una sola fuente.

3.10 Retos en materia de reglamentación sobre satélites pequeños

El Reglamento de Radiocomunicaciones establece un marco para la utilización de los recursos de frecuencias, órbitas y espectro, con el fin de evitar la posibilidad de que se produzca interferencia perjudicial. A raíz de la generalización de los proyectos de satélites pequeños, cabe destacar varios riesgos que hay que tener en cuenta.

3.10.1 Retraso en el inicio del procedimiento de reglamentación

El operador de satélites debe comenzar el proceso reglamentario con suficiente antelación. El plazo mínimo entre la publicación de una API y la presentación de una notificación es de cuatro meses, y el máximo de siete años. Habida cuenta de ello, siempre que el operador presente la API con suficiente antelación en el marco de su proyecto, por lo general podrá llevar la etapa de notificación de forma oportuna.

Por otro lado, el proceso reglamentario puede iniciarse demasiado pronto en el marco del proyecto, lo que podría dar lugar a una notificación que no se ajuste a los requisitos reales del mismo. Sin embargo, en ese caso el riesgo es menor, puesto que puede presentarse una modificación de la notificación en cualquier etapa del proyecto.

3.10.2 Espectro insuficiente para la realización de todas las operaciones

La demanda de espectro es cada vez mayor, y habida cuenta de que éste es un recurso escaso también necesario en gran medida para muchos servicios de radiocomunicaciones, podría darse la situación de que el espectro atribuido a los servicios espaciales sea insuficiente para el número de satélites y sistemas de satélites que se prevé lanzar. No obstante, en las Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones (CMR) de la UIT se examina periódicamente la idoneidad del espectro disponible con arreglo a las necesidades de espectro de muchas aplicaciones de radiocomunicaciones, incluidas las relativas a los satélites pequeños. Se recomienda a los operadores de dichos satélites que hayan previsto dificultades para la obtención de espectro que consulten con su organismo de reglamentación nacional la posibilidad de abordar esa cuestión en el marco de próximas Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones de la UIT.

Por otro lado, es posible que nuevas normas adoptadas en el marco de determinadas CMR no puedan aplicarse de forma inmediata. Podría ser necesario desarrollar las herramientas informáticas pertinentes, o que las Comisiones de Estudio del UIT-R o la RRB realicen estudios adicionales pormenorizados.

3.10.3 Bandas de frecuencias no conformes

En las notificaciones de redes y sistemas de satélites no OSG se utilizan cada vez más bandas de frecuencias que no están atribuidas a los servicios que se prevé desplegar. Ello plantea muchos riesgos a los operadores que prestan servicios existentes, que pueden ser objeto de interferencia perjudicial de estas nuevas redes de satélites. Habida cuenta de ello, la Oficina de la UIT no recomienda ese tipo de prácticas.

Como se describe en la sección 3.6, al notificar la utilización de asignaciones de frecuencia que deben explotarse con arreglo al número 4.4 del RR, la administración notificante deberá garantizar:

- que la utilización prevista de la asignación de frecuencias a la estación en virtud del número 4.4 del RR no provoque interferencia perjudicial a las estaciones de otras administraciones que funcionan de conformidad con el Reglamento de Radiocomunicaciones;
- que se adoptan las medidas necesarias para cumplir el requisito de suprimir de inmediato la interferencia perjudicial, **de conformidad** con el número 8.5 del RR; y
- que dicha administración notificante no reclame protección frente a toda interferencia perjudicial que puedan provocar asignaciones de frecuencias explotadas de conformidad con el Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT.

Con objeto de mitigar el riesgo de interferencia perjudicial, las administraciones no deberán asignar a una estación ninguna frecuencia que no se ajuste al Cuadro de atribución de bandas de frecuencias o a las demás disposiciones del Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT.

Por último, cabe señalar la posibilidad de que los operadores de satélites que utilicen frecuencias con arreglo al número 4.4 del RR afronten dificultades añadidas para obtener licencias a escala nacional a fin de explotar su sistema de satélites y las correspondientes estaciones terrenas.

3.10.4 Posibilidad de que se produzca interferencia a raíz de una coordinación incompleta

En el caso de las redes de satélite que utilizan bandas de frecuencias no sujetas a coordinación en virtud de la Sección II del Artículo 9 del RR, se deberá llevar a cabo el proceso de resolución de dificultades pertinente con otras administraciones que hayan formulado observaciones. Puesto que no es obligatorio verificar la conclusión del procedimiento relativo al número 9.3 del RR al presentar la notificación a la Oficina de la UIT, existe el riesgo de que algunas administraciones no lleven a cabo adecuadamente el procedimiento de resolución de dificultades.

Si dicho proceso no se aplica adecuadamente, al lanzarse el satélite podría provocarse interferencia perjudicial a otras redes de satélites que ya estén en funcionamiento.

3.10.5 Incumplimiento de reglamentación internacional

A lo largo de los últimos años se han reducido los obstáculos a la entrada de nuevos operadores en el sector de la explotación de satélites pequeños. El surgimiento de tecnologías innovadoras ha dado lugar al riesgo que conlleva que nuevos operadores ignoren total o parcialmente el marco regulador en vigor. En determinados casos, ello puede obedecer al desconocimiento de los procedimientos reglamentarios, o de la función de la UIT y del Reglamento de Radiocomunicaciones de la misma.

Cabe esperar que ese incumplimiento o desconocimiento de la reglamentación internacional plantee a los operadores de satélites dificultades para obtener las autorizaciones pertinentes a escala nacional a fin de prestar sus servicios.

Por ejemplo, uno de los principales problemas que afrontan los pequeños operadores de servicios de aficionados por satélite y las instituciones académicas (en particular, las universidades y los centros de investigación) es la falta de conocimientos y de comprensión sobre las obligaciones internacionales relativas a la utilización compartida de los recursos de órbita y espectro. Al desarrollar proyectos de satélites, en ocasiones no se tiene en cuenta la necesidad de seguir y cumplir el Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT y las disposiciones de la IARU (en la sección 3.5.1.10 se amplía información al respecto).

Pese a que los procedimientos API y de notificación son aplicables a los proyectos de satélites pequeños o de pruebas, y son relativamente sencillos, cabe citar varias razones por las que puede resultar complejo para los pequeños operadores cumplir dichos procedimientos, en particular:

- La duración de la misión del satélite es breve, y el proceso de reglamentación llevaría más tiempo que la duración de la propia misión.
- Existencia de recursos y conocimientos limitados para comenzar el proceso de notificación.
- Falta de definición previa de las características orbitales, susceptibles de variar en función del lanzador o del destino orbital de la carga útil principal.

Al tiempo que se comprenden y reconocen esas dificultades, conviene mitigar el riesgo de que se produzca interferencia mediante la aplicación de los procedimientos del Reglamento de Radiocomunicaciones.

Los operadores de satélites deben presentar notificaciones de redes de satélites y estaciones espaciales a través de su administración a la Oficina de la UIT, con objeto de obtener reconocimiento y protección a escala internacional antes del lanzamiento, aunque éste se realice con fines de pruebas.

Los Estados Miembros se apoyan principalmente en datos oficiales publicados por la UIT sobre la base de metodologías transparentes reconocidas a escala internacional, a fin de colaborar en el intercambio de conocimientos y recursos en diversas regiones para evitar la interferencia perjudicial entre estaciones de radiocomunicaciones de varios países.

La utilización de asignaciones de frecuencias de cualquier servicio espacial con las correspondientes características orbitales debe inscribirse de conformidad con lo dispuesto en el Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT, y se mantendrá actualizada en el Registro Internacional de Frecuencias de la UIT (MIFR), de forma que pueda ser identificada por terceros con miras a diseñar sistemas de satélites, modificar parámetros técnicos o suprimir posible interferencia perjudicial, según proceda, con objeto de garantizar que todo el mundo pueda seguir utilizando los servicios espaciales a largo plazo y beneficiándose de las ventajas que brindan.

3.10.6 Variedad de marcos de reglamentación a escala nacional

Los Estados Miembros de la UIT están facultados para establecer su propia reglamentación nacional que rija la utilización del espectro de radiofrecuencias, al tiempo que velan por el cumplimiento de las disposiciones del Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT. Cada Estado Miembro debe garantizar que dicho espectro, que forma parte del dominio público estatal, se gestione de manera racional, eficiente, económica y equitativa, con la seguridad pertinente, mediante un sistema de control adecuado y exento de interferencia en su propio territorio, con objeto de que toda la población se beneficie de las ventajas que brinda.

Al amparo del derecho que tiene cada estado a gestionar el espectro, los usuarios autorizados a utilizarlo poseen el derecho a acceder al espectro y las obligaciones que ello conlleva. En el Informe UIT-R SM.2093 se proporcionan orientaciones relativas al marco reglamentario sobre gestión del espectro a escala nacional.

En el caso de las redes de satélites, además de contar con una inscripción oficial en la UIT, cada estación transmisora de dicha red debe obtener licencias de las administraciones nacionales para prestar servicio en los países de que se trate, de conformidad con el Artículo 18 del RR. Las condiciones de concesión de licencias pueden variar de un país a otro.

La diversidad de reglamentaciones nacionales, que en ocasiones no son suficientemente transparentes ni fácilmente accesibles al público, puede constituir un gran reto para los operadores de satélites, incluidos los que desean prestar servicios espaciales más allá de su territorio nacional, en particular a escala mundial.

Para evitar ese riesgo, es necesario mejorar las comunicaciones y fomentar la cooperación entre países. Los países pueden colaborar para establecer una plataforma regional o internacional conjunta a fin de alcanzar ese objetivo.

Con objeto de brindar asistencia a los organismos de reglamentación nacionales, la UIT ha fomentado siempre la difusión de "prácticas idóneas" administrativas como forma habitual de cumplir requisitos jurídicos o reglamentarios. Se ha demostrado que dichas prácticas promueven las oportunidades económicas, reducen la brecha digital y ofrecen más posibilidades de servicios por un precio asequible. Para ampliar información al respecto, puede consultarse la página web de la UIT sobre el Simposio Mundial para Organismos Reguladores (GSR), disponible en:

<https://www.itu.int/en/ITU-D/Conferences/GSR/Pages/GSR.aspx>

En la página web de la UIT del Simposio Mundial para Organismos Reguladores (GSR), disponible en https://www.itu.int/en/ITU-D/Conferences/GSR/2021/Documents/GSR-21_Best-Practice-Guidelines_FINAL_E_V2.pdf, se proporciona información adicional, incluidas las Directrices sobre Prácticas Idóneas(GSR).

A continuación se enumeran de forma no exhaustiva las prácticas, algunas aplicadas y otras aún en fase de debate con partes interesadas de la comunidad internacional y con organismos de reglamentación nacionales o internacionales, relativas a las Directrices sobre Prácticas Idóneas (GSR) de 2021.

Prácticas idóneas para los organismos de reglamentación y los encargados de la formulación de políticas a escala nacional

- Observar los principios de la Constitución, del Convenio y del Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT al formular políticas, reglamentos, legislaciones o marcos de concesión de licencias a escala nacional;

- Fomentar la eficacia de la reglamentación, al tiempo que se estudia la posibilidad de simplificar o desreglamentar ámbitos que ya no requieran una amplia supervisión en materia de reglamentación, y reconfigurar la capacidad de reglamentación para colmar lagunas y analizar nuevas necesidades. A tal efecto, determinados organismos de reglamentación aplican los principios anteriormente referidos a algunos servicios y su correspondiente espectro (por ejemplo, la concesión de licencias genéricas por la FCC para estaciones terrenas de satélite en las bandas de frecuencias de 17,7-20,2 GHz y 27,5-30,0 GHz, y la Decisión ECC 13(01) sobre utilización y libre circulación de estaciones terrenas en plataformas móviles (ESOMP), incluida la exención de obtención de licencias específicas para las mismas, en las bandas de frecuencias disponibles para su utilización por estaciones terrenas del SFS no coordinadas en las gamas 17,3-20,2 GHz y 27,5-30,0 GHz.);
- Promover el despliegue de tecnologías y modelos de servicio innovadores y competitivos;
- Formular políticas que permitan reducir la brecha digital y disponer de un servicio universal;
- Mantener objetivos y políticas que no dependan de la tecnología sobre la base de una utilización cada vez más frecuente de los sistemas terrenal y espacial para todo tipo de aplicaciones, de forma transparente y complementaria;
- Colaborar y fomentar un entendimiento conjunto a escala internacional sobre aspectos relativos a las medidas que no promuevan la competencia, y facilitar todo lo posible la armonización regional con miras a impulsar la innovación y la inversión en el ámbito digital;
- Formular políticas que promuevan la inclusión social;
- Fomentar la capacidad y la transparencia en materia de reglamentación, al tiempo que se exponen claramente al público los motivos por los que se toman las decisiones reglamentarias y la forma de hacerlo, y se le hace partícipe de las mismas;
- Formular reglamentaciones neutrales que fomenten la calidad del servicio;
- Facilitar el despliegue de servicios y la actividad de todos los competidores en condiciones equitativas;
- Colaborar estrechamente con partes interesadas de la comunidad internacional, así como con otros organismos de reglamentación nacionales o internacionales sobre aspectos transfronterizos.

Prácticas idóneas sobre políticas y concesión de licencias en materia de espectro

- Cumplir el Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT y los procedimientos de coordinación pertinentes al formular reglamentación a escala nacional;
- En relación con el acceso al espectro, y en particular, las tecnologías espaciales, garantizar que los cambios en materia de atribución de espectro o concesión de licencias para el acceso al mismo se gestionen de forma oportuna, puesto que dichos cambios no pueden adaptarse fácilmente a requisitos tecnológicos u operacionales a corto o medio plazo;
- Fomentar un acceso equitativo al espectro, habida cuenta del tiempo que necesitan los usuarios existentes para modificar sus atribuciones de espectro. Todo cambio al respecto debe conceder tiempo suficiente a los grupos pertinentes (organismos de reglamentación, instituciones académicas y operadores, entre otros) para que lleven a cabo estudios y consultas públicas;
- Facilitar la armonización de las atribuciones de espectro a escalas internacional y regional a fin de fomentar las economías de escala, la itinerancia y la interoperabilidad.

CAPÍTULO 4

4 Tipos de servicios y espectro

El Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT (RR)⁴ rige los servicios de radiocomunicaciones y la utilización de las frecuencias radioeléctricas y las órbitas de satélites. En el Artículo 5 del RR figura el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias, en el que se enumeran las bandas de frecuencias atribuidas a cada servicio a escala mundial o regional. Los satélites pequeños, incluidos los satélites para misiones de breve duración, deben utilizar bandas de frecuencias específicas para cada servicio de radiocomunicaciones que prevean prestar.

Cabe señalar que cada banda de frecuencias se atribuye a servicios de radiocomunicaciones específicos en determinadas condiciones. En consecuencia, antes de escoger una banda de frecuencias específica y de asignarla a un satélite pequeño, es primordial garantizar el pleno cumplimiento de las aplicaciones y los requisitos operativos asociados a las bandas de frecuencias. Ello contribuye a que la utilización de la banda de frecuencias por el satélite se ajuste a la reglamentación en vigor.

Para determinar si una banda de frecuencias está atribuida a un servicio específico, puede utilizarse el programa informático del Cuadro de atribución de frecuencias relativo al Artículo 5 del RR (véase la sección 3.5.5.2).

El Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT no tiene en cuenta el tamaño o la masa de los satélites para determinar el espectro que puede utilizarse.

Conviene que las administraciones y los operadores de satélites pequeños garanticen que las características del servicio previsto de la red de satélites se ajusten a la definición de servicio que figura en el Artículo 1 del Reglamento de Radiocomunicaciones. Se han lanzado satélites pequeños, o se ha propuesto su lanzamiento, que utilizan casi todas las zonas del espectro destinadas a satélites de mayor tamaño, en particular para aplicaciones de radar y microondas o por señales infrarrojas, ópticas o ultravioletas (UV). Pese a que la utilización por los mismos de los extremos de la correspondiente gama de frecuencias se ha limitado hasta ahora, en determinados casos, como las microondas de alta frecuencia, la utilización prevista para los satélites pequeños precede a la de los instrumentos de los satélites de gran tamaño. De ahí que no exista ninguna diferencia fundamental en cuanto a servicios y espectro debido al tamaño de los satélites, ya sean pequeños o grandes.

Los satélites pequeños se utilizan para una amplia variedad de aplicaciones, incluidas las de teledetección, investigación climática espacial, estudios de las capas superiores de la atmósfera, astronomía, comunicaciones y demostración tecnológica, así como aplicaciones destinadas a fines didácticos, y en consecuencia, pueden destinarse a varios servicios de radiocomunicaciones y bandas de frecuencia, que no se mencionan en la presente sección.

No obstante, a la categoría de satélites pequeños pertenecen asimismo las redes o los sistemas no OSG destinados a misiones de breve duración, como se especifica en la Resolución 32 (CMR-19) del Reglamento de Radiocomunicaciones. Al asignar frecuencias a tales redes o sistemas no OSG en el marco de misiones de breve duración, se invita a las administraciones a evitar bandas de frecuencias muy utilizadas. Puede ampliarse información al respecto en la sección 3.5.1.9.

Conviene señalar que determinados servicios de radiocomunicaciones que figuran en el Artículo 1 del Reglamento de Radiocomunicaciones abarcan varios subservicios. Para su presentación a la Oficina, es necesario utilizar los símbolos de las clases de estación que figuran en el Prefacio (véase el Cuadro 3). La clase de estación de la estación espacial del grupo de que se trate debe estar en consonancia con la clase de estación de la correspondiente estación terrena.

Por ejemplo, el servicio móvil por satélite comprende el servicio móvil terrestre por satélite, el servicio móvil aeronáutico por satélite y el servicio móvil marítimo por satélite. El servicio móvil aeronáutico por satélite

⁴ Al elaborar el presente Manual, estaba en vigor la edición de 2020 del Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT (Fuente: <https://www.itu.int/pub/R-REG-RR/en>).

abarca asimismo el servicio móvil aeronáutico por satélite (R) y el servicio móvil aeronáutico por satélite (OR). Habida cuenta de ello, determinadas clases de estaciones, como la EI, constan de varias subclases, entre ellas las EU, EJ y EG. Por otro lado, la EJ incluye las subclases E5 y E6. Con objeto de determinar los tipos de estación adecuados pueden consultarse los cuadros de referencia 3 y 4 que figuran en el Prefacio.

4.1 Servicio de operaciones espaciales

4.1.1 Servicio de operaciones espaciales y sus funciones

De conformidad con la terminología y las características técnicas que figuran en el Capítulo I del Reglamento de Radiocomunicaciones, el servicio de operaciones espaciales es un servicio de radiocomunicaciones relacionado exclusivamente con el funcionamiento de vehículos espaciales, en particular para aplicaciones de seguimiento, teledirigida y teledirigida espaciales.

Con arreglo al número **1.23** del RR, las funciones de operaciones espaciales se llevan a cabo por lo general con respecto a los servicios de la estación espacial. Habida cuenta de ello, las operaciones espaciales pueden asignarse a las bandas de frecuencias atribuidas a esos servicios espaciales, incluido el servicio de operaciones espaciales, de conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias del Artículo **5** del RR.

En consonancia con las Reglas de Procedimiento relativas al número **1.23** del RR y el examen en el marco del número **11.31** del RR, las notificaciones relacionadas con las funciones de operaciones espaciales se considerarán conformes con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias (con conclusión favorable) si la frecuencia asignada (incluida la correspondiente banda de frecuencias) se encuentra en una banda de frecuencias atribuida:

- al servicio de operaciones espaciales, o
- al servicio principal en el que funciona la estación espacial (por ejemplo, el servicio fijo por satélite (SFS), el servicio de radiodifusión por satélite (SRS) o el servicio móvil por satélite (SMS)).

Si la asignación de frecuencias relativa a las funciones de operaciones espaciales corresponde a una banda de frecuencias atribuida a un servicio para el que la estación espacial no posee ninguna función operativa, y no está atribuida al servicio de operaciones espaciales, la conclusión en virtud del número **11.31** del RR será desfavorable.

A los efectos de inscripción en el Registro Internacional de Frecuencias (MIFR) de la UIT, si existe una atribución al servicio de operaciones espaciales para las bandas de frecuencias de que se trate de conformidad con el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias del Artículo **5** del RR, la clase de estación será ET para las estaciones espaciales y TT para las estaciones terrenas. Si el Cuadro no contiene ninguna atribución al servicio de operaciones espaciales, se establecerán las correspondientes funciones de operaciones espaciales ED, EK, ER para las estaciones espaciales, y TD, TK, TR para las estaciones terrenas. Deberá garantizarse que existan otros servicios espaciales principales atribuidos en la misma banda y que dichos servicios principales se notifiquen para la misma red de satélites, de conformidad con las Reglas de Procedimiento relativas al número **1.23** del RR, como se ha mencionado anteriormente.

En el cuadro siguiente se describe pormenorizadamente cada clase de estación.

Símbolo de la clase de estación para las estaciones espaciales	Símbolo de la clase de estación para las estaciones terrenas	Descripción de la clase de estación	Sentido general
ET	TT	Servicio de operaciones espaciales	Tierra-espacio, espacio-Tierra espacio-espacio
ED	TD	Función de teledirigida espacial	Tierra-espacio espacio-espacio
EK	TK	Función de seguimiento espacial	Tierra-espacio, espacio-Tierra Espacio-espacio
ER	TR	Función de telemetría espacial	espacio-Tierra espacio-espacio

4.1.2 Número 22.1 del RR

De conformidad con el número **22.1** del RR, las estaciones espaciales deberán incorporar dispositivos que permitan la interrupción inmediata de sus emisiones radioeléctricas mediante telemando, siempre y cuando esa interrupción sea necesaria en virtud de las disposiciones del presente Reglamento. En consecuencia, se recomienda encarecidamente considerar el servicio de operaciones espaciales (clase de estación ET) o la función de telemando (clase de estación ED), en su caso, para los sentidos Tierra-espacio o espacio-espacio en relación con toda notificación presentada para una red de satélites, a fin de garantizar que se pueda poner fin de inmediato a cualquier interferencia perjudicial provocada por las emisiones de la estación espacial.

4.1.3 Atribución de frecuencias para operaciones espaciales

Las funciones de operaciones espaciales de los sistemas de satélites pueden ser de dos tipos: las basadas en el espacio y las basadas en tierra.

Las asignaciones de frecuencias utilizadas para el sistema de telemetría, seguimiento y telemando (TTC), basado en el espacio, corresponden a las bandas de frecuencias atribuidas al servicio entre satélites o a servicios conexos en el sentido espacio-espacio.

Las bandas de frecuencias atribuidas al servicio de operaciones espaciales pueden utilizarse para el sistema TTC, basado en tierra, en los sentidos Tierra-espacio y espacio-Tierra, y para enlaces entre satélites en el sentido espacio-espacio. Pueden ser adecuadas para operaciones espaciales de satélites pequeños, teniendo en cuenta que las funciones TTC también pueden utilizar bandas de frecuencias atribuidas a otros servicios espaciales principales, como se menciona en la sección 4.1.1.

Cabe señalar que, en relación con las bandas de frecuencias atribuidas al servicio de operaciones espaciales, en ocasiones pueden existir números en virtud de los cuales se limitan los casos de utilización de determinadas redes de satélites. A continuación se enumeran varios ejemplos al respecto:

- Las bandas de frecuencias 137,025-138 MHz (espacio-Tierra) y 148-149,9 MHz (Tierra-espacio) pueden asignarse al servicio de operaciones espaciales para redes de satélites en el marco de misiones de breve duración, de conformidad con la Resolución **32 (CMR-19)**;
- La utilización de la banda 7 190-7 250 MHz (Tierra-espacio) para el servicio de exploración de la Tierra por satélite se limitará a las funciones de seguimiento, teledirigida y telemando para el funcionamiento de vehículos espaciales, de conformidad con el número **5.460A** del RR.

4.1.4 Utilización de las bandas 2 025-2 110 MHz (Tierra-espacio) y 2 200-2 290 MHz (espacio-Tierra) para operaciones espaciales

La Carta Circular CR/420 del UIT-R, "Aplicación del número **9.3** del Reglamento de Radiocomunicaciones para las bandas 2 025-2 110 MHz (Tierra-espacio) y 2 200-2 290 MHz (espacio-Tierra)", publicada por la Oficina el 31 de agosto de 2017, obedece al hecho de que un número cada vez mayor de notificaciones, en particular en relación con la Información para Publicación Anticipada relativa al número **9.1** del RR, contienen información de índole general. En particular, se constató la tendencia a presentar íntegramente la banda S (2 025-2 110 MHz y 2 200-2 290 MHz) atribuida al servicio de operaciones espaciales en la notificación de redes de satélites. Por otro lado, en determinadas notificaciones se establecía toda la superficie de la Tierra como zona de servicio y no se especificaba ninguna estación terrena (únicamente las habituales) para el servicio de operaciones espaciales.

Cabe entender la necesidad de presentar una gama de frecuencias más amplia en la etapa API a raíz de las dificultades previstas para alcanzar un acuerdo definitivo sobre frecuencias de funcionamiento con respecto a los resultados de la coordinación. Sin embargo, en relación con las API "genéricas" con una amplia gama de frecuencias en la banda S para funciones TTC, ello plantea dificultades en el proceso de consultas entre administraciones con arreglo a los números **9.3** y **9.4** del RR, al aumentar su duración y complejidad. Habida cuenta de ello, merma la capacidad de los Estados Miembros de la UIT para coordinar de forma eficaz sus necesidades de espectro.

La información sobre funcionamiento proporcionada en la etapa API no ha de basarse en parámetros generales, y en particular, debe evitarse la notificación de toda la banda. Además, se propone notificar frecuencias de

portadora planificadas realistas en la API, con la posibilidad de modificarlas para la gama de frecuencias notificada a lo largo del proceso de coordinación con arreglo a los números **9.3** y **9.4** del RR; en lugar de notificar una zona de servicio mundial con estaciones terrenas habituales, cabe identificar estaciones terrenas TTC específicas conexas.

Se alienta a las Administraciones a que lleven a cabo un proceso de coordinación previa para funciones TTC en la banda S antes de presentar su notificación a la Oficina de la UIT, con el fin de reducir todo lo posible las gamas de frecuencias de la banda S para el servicio de operaciones espaciales, fomentar la colaboración y el intercambio de información adicional más precisa, y resolver cualquier dificultad, si así se solicita.

4.2 Servicio de aficionados por satélite

De conformidad con la terminología y las características técnicas que figuran en el Capítulo I del Reglamento de Radiocomunicaciones, y con arreglo al número **1.57** del RR, se entiende por servicio de aficionados por satélite el servicio de radiocomunicaciones que utiliza estaciones espaciales en satélites de la Tierra con fines de instrucción personal, intercomunicación y realización de estudios técnicos, llevado a cabo por aficionados, esto es, por personas debidamente autorizadas interesadas en la técnica radioeléctrica con carácter exclusivamente personal y sin fines de lucro.

En el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias del Artículo **5** del Reglamento de Radiocomunicaciones se proporciona un conjunto de bandas de frecuencias atribuidas a estaciones del servicio de aficionados por satélite a título primario o secundario (véanse los números **5.23-5.43A** del RR) y otras bandas de frecuencias atribuidas a título específico, según se indica en el número pertinente en el Cuadro (por ejemplo, el número **5.282** del RR). Las administraciones deben velar por que la elección de las bandas de frecuencias para las redes de aficionados por satélite se ajuste a lo dispuesto en el Cuadro de atribución de bandas de frecuencias del Artículo **5** del Reglamento de Radiocomunicaciones.

A continuación se proporciona, a título de ejemplo, la atribución de frecuencias al servicio de aficionados por satélite en el RR, incluidas las atribuidas en virtud del número **5.282** del RR, que pueden ser adecuadas a tal efecto para las operaciones de satélites pequeños con.

Región 1	Región 2	Región 3
28-29,7 MHz AFICIONADOS AFICIONADOS POR SATÉLITE		
144-146 MHz AFICIONADOS AFICIONADOS POR SATÉLITE 5.216		
435-438 MHz AFICIONADOS RADIOLOCALIZACIÓN Servicio de exploración de la Tierra por satélite (activo) 5.279A 5.138 5.271 5.276 5.277 5.280 5.281 5.282	435-438 MHz RADIOLOCALIZACIÓN Aficionados Servicio de exploración de la Tierra por satélite (activo) 5.279A 5.271 5.276 5.278 5.279 5.281 5.282	
1 260-1 270 MHz SERVICIO DE EXPLORACIÓN DE LA TIERRA POR SATÉLITE (activo) RADIOLOCALIZACIÓN RADIONAVEGACIÓN POR SATÉLITE (espacio-Tierra) (espacio-espacio) 5.328B 5.329 5.329A SERVICIO DE INVESTIGACIÓN ESPACIAL (activo) Aficionados 5.282 5.330 5.331 5.332 5.335 5.335A		

Los satélites del servicio de aficionados por satélite se explotan en todo el mundo y, en consecuencia, sólo pueden funcionar de forma adecuada mediante una coordinación de frecuencias a escala internacional. Los satélites no coordinados pueden provocar interferencia perjudicial a otras estaciones del servicio de radioaficionados en todo el mundo, o ser objeto de interferencia de las mismas, lo que puede dar lugar a un funcionamiento deficiente de los satélites.

En la comunidad de radioaficionados, los operadores del servicio de radioaficionados suelen llevar a cabo la comunicación y coordinación en cuanto a utilización del espectro de dicho servicio de forma espontánea. Se trata de un servicio con reglamentación propia y amplio reconocimiento. La Unión Internacional de Radioaficionados (IARU) desempeña una eficaz labor a tal efecto.

A diferencia de la forma de determinar la situación de coordinación de otros servicios de radiocomunicaciones, los operadores del servicio de radioaficionados tienen derecho a utilizar las frecuencias atribuidas a los servicios de aficionados y de aficionados por satélite en pie de igualdad si cumplen los requisitos relativos a la clase de licencia de explotación que les corresponda. La clase de licencia de explotación de un operador del servicio de radioaficionados suele establecerla la administración pertinente, después de que el operador haya superado el correspondiente examen.

En la sección 3.5.1.10 se amplía información al respecto.

4.3 Servicio de exploración de la Tierra por satélite

De conformidad con la terminología y las características técnicas que figuran en el Capítulo I del Reglamento de Radiocomunicaciones, y con arreglo al número 1.51 del RR, el servicio de exploración de la Tierra por satélite (SETS) se entiende como un servicio de radiocomunicaciones entre estaciones terrenas y una o varias estaciones espaciales, que puede incluir enlaces entre estaciones espaciales, en el que:

- se obtiene información sobre las características de la Tierra y sus fenómenos naturales, incluidos datos relativos a la situación del medio ambiente, por medio de sensores activos o pasivos a bordo de satélites de la Tierra;
- se recaba información análoga por medio de plataformas aéreas o situadas sobre la superficie de la Tierra;
- esa información puede distribuirse a estaciones terrenas de un mismo sistema;
- puede realizarse la función de interrogación en plataforma.

Los sistemas del servicio de exploración de la Tierra por satélite permiten recopilar datos sobre la Tierra y sus fenómenos naturales. Sus satélites utilizan sensores activos o pasivos, o ambos, a bordo de vehículos espaciales para obtener datos sobre la Tierra, incluidos los océanos y la atmósfera, a fin de estudiar y supervisar el clima y el medio ambiente de la Tierra, entre otras aplicaciones científicas conexas.

Las bandas de frecuencias atribuidas al servicio de exploración de la Tierra por satélite se utilizan habitualmente para aplicaciones de teledetección, que pueden ser adecuadas para el funcionamiento de los satélites pequeños. Las aplicaciones TTC para los sistemas de satélites de teledetección pueden basarse en las frecuencias atribuidas al servicio de operaciones espaciales o las atribuidas al SETS.

En la actualidad, las observaciones por satélite comprenden la utilización de señales y de espectro cuyo objetivo inicial era diferente, por ejemplo, señales del Sistema Mundial de Navegación por Satélite (GNSS) (sondeo de limbo mediante ocultación, o datos de la superficie oceánica mediante reflectometría) y para la supervisión de sistemas de identificación automática (SIA) marinos desde buques en alta mar. Se utilizan a tal efecto instrumentos pasivos, con retorno de datos a través de servicios de enlace descendente convencionales.

En el Cuadro 10 se enumeran las bandas de frecuencias atribuidas al servicio de exploración de la Tierra por satélite para las que está sujeto al procedimiento de coordinación en virtud de la Sección II del Artículo 9 del RR (véase la sección 3.5.2).

CUADRO 10

Bandas de frecuencias atribuidas al servicio de exploración de la Tierra por satélite

Frecuencia inferior	Frecuencia superior	Servicios	emi_rcp	Clase de estación	Sujeto a coordinación en virtud de lo dispuesto en	Número del RR
137	137,025	Servicio de meteorología por satélite (e-T)	E	EM	9.11A	
137,175	137,825	Servicio de meteorología por satélite (e-T)	E	EM	9.11A	
400,15	401	Servicio de meteorología por satélite (e-T)	E	EM	9.11A	
1260	1300	Servicio de exploración de la Tierra por satélite (activo)	E	E3	9.11A	
1670	1675	Servicio de meteorología por satélite (e-T)	E	EM	9.11A	
460	470	Servicio de meteorología por satélite (e-T)	E	EM	9.21	5.290
1770	1790	Servicio de meteorología por satélite		EM	9.21	5.387
9200	9300	Servicio de exploración de la Tierra por satélite (activo)		E3	9.21	5.474A
9900	10400	Servicio de exploración de la Tierra por satélite (activo)		E3	9.21	5.474A

4.4 Servicio de meteorología por satélite

De conformidad con la terminología y las características técnicas que figuran en el Capítulo I del Reglamento de Radiocomunicaciones, y con arreglo al número **1.52** del RR, se entiende por servicio de meteorología por satélite (MetSat) un "servicio de exploración de la Tierra por satélite con fines meteorológicos".

Las bandas de frecuencias atribuidas al servicio MetSat se utilizan habitualmente para la supervisión del clima, y pueden ser adecuadas para las operaciones de los satélites pequeños.

Los satélites de exploración de la Tierra utilizados con fines meteorológicos se denominan satélites meteorológicos (MetSats). Dichos satélites pueden funcionar en el marco del servicio de exploración de la Tierra por satélite, o prestar un servicio propio más especializado, denominado servicio de meteorología por satélite. Los sistemas MetSat suelen obtener datos por medio de sistemas generadores de imágenes visibles o infrarrojas, y mediante instrumentos de detección pasivos o activos que utilizan asimismo frecuencias de microondas atribuidas a ese fin.

4.5 Servicio de investigación espacial

De conformidad con la terminología y las características técnicas que figuran en Capítulo I del Reglamento de Radiocomunicaciones, y con arreglo al número **1.55** del RR, se entiende por servicio de investigación espacial un servicio de radiocomunicaciones que utiliza vehículos espaciales u otros objetos espaciales para fines de investigación científica o tecnológica.

Por lo general, el servicio de investigación espacial se basa en tecnologías clave en materia de satélites y aplicaciones científicas espaciales, cargas útiles, calibraciones en tierra y demostraciones de vuelos de breve duración.

Los satélites pequeños utilizados para la prestación de servicios de investigación espacial pueden utilizar alguno de los siguientes servicios de radiocomunicaciones:

- Servicio de operaciones espaciales
- Servicio de investigación espacial
- Servicio de investigación espacial (espacio lejano)
- Servicio de investigación espacial (activo)

– Servicio de investigación espacial (pasivo).

Para la investigación espacial se utilizan, por lo general, satélites más pequeños. Con frecuencia, éstos se coordinan con satélites más grandes, puesto que las misiones necesarias suelen ser muy complejas en cuanto a recursos para alcanzar los objetivos de exploración y transmitir los resultados a la Tierra. Al igual que para aplicaciones de observación de la Tierra, los satélites pequeños pueden utilizarse para misiones de detección óptica o por radar, así como para misiones de meteorología espacial. A título de ejemplo cabe mencionar la misión de prueba de redirección de asteroides doble (DART) de la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA) de Estados Unidos, cuyo objetivo es demostrar una tecnología de impacto cinético contra un asteroide, a fin de modificar la velocidad y trayectoria del mismo, en particular, mediante la colisión de un vehículo espacial principal (de mayor tamaño) contra la luna del asteroide Didymos, con observación de dicha colisión y transmisión de imágenes de la misma directamente a la Tierra mediante el Satélite Cubesat ligero italiano para obtención de imágenes de asteroides (LICIA).

4.6 Servicio fijo por satélite y servicio móvil por satélite

El número de misiones espaciales de telecomunicaciones con satélites pequeños que utilizan el servicio fijo por satélite (SFS) o el servicio móvil por satélite (SMS) es cada vez mayor.

De conformidad con la terminología y las características técnicas del Capítulo I del Reglamento de Radiocomunicaciones, y con arreglo al número **1.21** del RR, se entiende por servicio fijo por satélite un servicio de radiocomunicaciones entre estaciones terrenas situadas en emplazamientos determinados mediante la utilización de un satélite o varios. El servicio móvil por satélite se define en el número **1.25** del RR como un servicio de radiocomunicaciones entre estaciones terrenas móviles y una o varias estaciones espaciales, entre estaciones espaciales utilizadas por ese servicio, o entre estaciones terrenas móviles por medio de una o más estaciones espaciales.

En el servicio fijo por satélite, las estaciones terrenas se encuentran en emplazamientos fijos determinados y pueden funcionar con satélites OSG o no OSG. En el servicio móvil por satélite, las estaciones terrenas son móviles y pueden funcionar asimismo con satélites OSG o no OSG.

4.7 Otros servicios

Las nuevas generaciones de satélites pequeños fomentan actualmente la demanda futura de nuevos servicios y de espectro, en particular con respecto al desarrollo de servicios en órbita. Ello incluye los satélites destinados a tareas de alteración de órbita, búsqueda, encuentro, inspección, captación, mantenimiento, liberación, recuperación y desactivación de satélites cliente con objeto de facilitar servicios de retirada de residuos espaciales, prolongación de vida útil, repostaje, reparación, modernización y ensamblaje, entre otros.

La clase "remolcador espacial", vehículo espacial utilizado para transportar carga espacial de un emplazamiento a otro en el espacio a través de varias órbitas con diferentes características energéticas, no se ha analizado de forma adecuada en las Comisiones de Estudio del UIT-R, pese a que puede utilizar el mismo espectro para realizar las mismas funciones que otros satélites, en particular, funciones de TTC, determinación de órbita, y carga y descarga de datos. Aún no se ha abordado su repercusión en materia de coordinación de frecuencias con otros servicios durante las transferencias de órbita. Una clase suplementaria de servicios de observación que se ajusta a la categoría de satélites pequeños corresponde a las observaciones en órbita de objetos espaciales para facilitar las actividades de identificación y seguimiento, con frecuencia denominadas actividades de conocimiento de la situación espacial (SSA), si bien pueden utilizarse asimismo otros términos. Entre esas actividades cabe destacar la detección de objetos cercanos a la Tierra (NEO), incluidos los asteroides, para la protección del planeta. Los sensores pueden utilizar señales infrarrojas u ópticas, así como de radar; aunque en algunos casos podrían utilizarse cargas útiles en satélites más grandes, cabe esperar que con el transcurso del tiempo surjan conjuntos de satélites pequeños en las principales regiones orbitales para detectar y caracterizar otros objetos, y realizar un seguimiento de los mismos. Esos satélites utilizarían las mismas bandas espectrales y los mismos servicios (para los enlaces ascendente y descendente y servicios TTC) que otros satélites de observación, así como enlaces entre satélites para llevar a cabo un intercambio más rápido de datos a través de redes a escala mundial, a fin de reducir la latencia de la información en los centros de procesamiento de información utilizados por los usuarios.

CAPÍTULO 5

5 Tipos de misiones

5.1 Misiones científicas

Las misiones científicas relacionadas con los satélites de investigación científica espacial abarcan la investigación en astrofísica, física heliosférica, ciencia planetaria, geociencia espacial, astronomía espacial y vida en el espacio, entre otras esferas de exploración e investigación. Las misiones científicas no sólo utilizan los satélites puestos en órbita para fines de exploración, sino también para llevar a cabo investigaciones avanzadas sobre misiones científicas espaciales y cargas útiles, cuyo objetivo es la realización de estudios avanzados de tecnologías clave para futuros satélites científicos espaciales y su aplicación, incluido el desarrollo de conceptos innovadores relativos a futuras misiones científicas espaciales, tecnologías clave de cargas útiles, calibraciones en tierra y demostraciones de vuelo de breve duración.

La ciencia espacial utiliza los vehículos espaciales como principal plataforma para estudiar fenómenos físicos, astronómicos y químicos, así como los relativos a la vida y otros fenómenos y leyes naturales que imperan en el espacio solar terrestre, el espacio interplanetario o en todo el universo. La ciencia espacial abarca el estudio de los límites, del origen y de la evolución del universo y de la vida, así como de las leyes físicas fundamentales. Debido al carácter experimental de las misiones de satélites de la ciencia espacial y a la incertidumbre del desarrollo de la ciencia espacial, los satélites para misiones científicas transportan con frecuencia varias cargas útiles de detección, y la cantidad de datos científicos detectados transmitidos a la Tierra es muy grande. Habida cuenta de ello, las misiones científicas requieren una amplia gama de frecuencias. Con el fin de evitar la interferencia recíproca entre servicios que utilizan frecuencias adyacentes, con respecto a los satélites utilizados para la ciencia espacial pueden aplicarse métodos de modulación más avanzados a fin de aumentar la eficiencia en la utilización de asignaciones de frecuencias, suprimir señales no esenciales fuera de banda y mejorar en la medida de lo posible la capacidad de procesamiento de datos en órbita.

Numerosas misiones científicas se han considerado o desarrollado sobre la base de la utilización de satélites pequeños, habida cuenta de la limitada capacidad de los mismos debido a su pequeño tamaño, y por otro lado, de su coste, con frecuencia mucho menor que el de los satélites convencionales.

La propia comunidad científica tiene gran interés en estudiar la utilización de satélites pequeños como solución alternativa a los satélites convencionales, puesto que las misiones basadas en satélites pequeños brindan más oportunidades para ser designado investigador principal de una misión, ya que para el mismo presupuesto global se pueden desarrollar y explotar más misiones, y la duración de las fases de desarrollo, producción y lanzamiento de la misión puede reducirse sustancialmente (lo que permite recabar datos científicos mucho antes).

El menor coste unitario de los satélites pequeños y la reducción cada vez mayor de sus costes de lanzamiento permiten lanzar más satélites pequeños que grandes en el marco de una misma misión; en particular, en las misiones científicas para el estudio de la Tierra en órbitas LEO, puede compensarse un previsible menor rendimiento en materia de carga útil con una mayor resolución temporal, es decir, una nueva visita más rápida sobre el mismo punto del terreno. Ello permite obtener una imagen combinada de amplias zonas y, en consecuencia, obtener información tanto a escala regional como local, a fin de detectar posibles alteraciones y reducir el período de generación de alertas.

Otro aspecto de interés de las misiones con satélites pequeños es que, habida cuenta de su menor coste, su desplazamiento en formación es más viable. Esa capacidad puede facilitar algunas misiones para las que se precisan amplias referencias de observación o grandes (pero dispersas) pupilas sintéticas.

A continuación se proporcionan varios ejemplos de esferas científicas para las que puede ser pertinente la utilización de satélites pequeños:

- las ciencias de la Tierra, que abarcan disciplinas como la supervisión del campo magnético de la Tierra; la generación de imágenes espectrales del limbo atmosférico y la ionosfera, en particular en el dominio ultravioleta (UV); la detección y vigilancia de estallidos de rayos gamma terrestres;

la observación de fenómenos luminiscentes transitorios; la detección de "estrellas fugaces"; la representación cartográfica del campo gravitatorio mediante amplios grupos de satélites que se desplazan en formación; y la generación pasiva de imágenes por radiofrecuencia mediante pequeños grupos de satélites que se desplazan a gran proximidad para proporcionar una referencia interferométrica de interés y la consiguiente resolución terrestre.

- realización de misiones meteorológicas espaciales, en particular las destinadas a mejorar los modelos de entornos de radiación mediante mediciones de parámetros sobre el terreno como la densidad espectral energética de partículas, las características del plasma local o el campo magnético local. Otros ejemplos incluyen las misiones dedicadas a la medición tomográfica del contenido total de electrones (TEC) de la ionosfera mediante fuentes de radiofrecuencias, ya sean terrenas o espaciales, que emiten en varias frecuencias determinadas por el TEC. Dichas mediciones pueden fomentar mejoras sustanciales de los modelos operativos de misiones como el GNSS o las telecomunicaciones espaciales en la banda L.
- realización de misiones de heliofísica, en particular la vigilancia de erupciones solares mediante rayos X por medio de detectores miniaturizados compatibles con los volúmenes de carga útil de los satélites pequeños, la observación espectroscópica en el espectro ultravioleta (UV) y la observación de eyecciones de masa de corona solar (CME) en el espectro visible.
- la astronomía también puede beneficiarse de las misiones realizadas con satélites pequeños, por lo general, en ámbitos de observación para los que las longitudes de onda de interés son compatibles con un volumen limitado de carga útil. Por ejemplo, en la astronomía mediante rayos X "intensos", la detección de explosiones de rayos gamma, la generación de imágenes UV y la espectroscopia. Habida cuenta del reducido coste de los satélites pequeños, las misiones basadas en la utilización de amplias constelaciones también pueden abarcar amplias misiones de referencia para la observación mediante bajas frecuencias radioeléctricas, por ejemplo, frecuencias por debajo de 10 MHz bloqueadas por la atmósfera terrestre y para las que se formuló el concepto de misión basada en conjuntos de antenas en órbita de baja frecuencia (OLFAR).

En la sección 9.1 se amplía información sobre las redes o los sistemas de satélites para misiones científicas.

5.2 Misiones didácticas

Los satélites pequeños destinados a misiones didácticas brindan a los estudiantes, o a otras personas, la posibilidad de adquirir conocimientos y realizar investigaciones sobre tecnología y aplicaciones relativas a los satélites, así como sobre temas de geofísica, física espacial y astronomía, entre otros. Por otro lado, los satélites pequeños para misiones didácticas pueden presentar al público conocimientos científicos y tecnológicos, al tiempo que ponen de manifiesto la gran utilidad de la tecnología aeroespacial y de radiocomunicaciones, y alientan al público a realizar estudios científicos y a explorar lo desconocido.

En la mayoría de los casos, los satélites pequeños destinados a misiones didácticas prestan un servicio específico con arreglo a un ciclo de desarrollo y una duración operativa breves. Los sistemas de satélites para misiones didácticas constan de uno o varios satélites. Los equipos de proyecto suelen ser de pequeño tamaño y la inversión necesaria en los proyectos es baja. Por otro lado, los proyectos suelen realizarse sin ánimo de lucro. En la mayoría de los casos, los propietarios y operadores de los sistemas de satélites pequeños son centros escolares y universidades, u otras instituciones educativas. En otros casos, los satélites pequeños para misiones didácticas son propiedad de organizaciones de radioaficionados o de radioaficionados, que también corren a cargo de su explotación.

Los satélites pequeños para misiones didácticas pueden explotarse en el marco de varios servicios de radiocomunicaciones, como el servicio de operaciones espaciales, el servicio de exploración de la Tierra por satélite, el servicio de meteorología y el servicio de investigación espacial. Las órbitas de esos satélites vienen dadas, por lo general, por las necesidades de cada servicio. La mayoría de los satélites pequeños utilizan órbitas terrestres bajas (LEO), a una altitud de varios centenares de kilómetros. Otros satélites utilizan órbitas muy elípticas (HEO), con un perigeo de varios miles de kilómetros y un apogeo de unos 40.000 kilómetros.

Por otro lado, este tipo de satélites pequeños debe regirse por las condiciones de utilización de las frecuencias atribuidas al servicio en el que se explotan. Se recomienda que los satélites pequeños para misiones didácticas eviten las bandas de frecuencias más utilizadas, a fin de minimizar las necesidades de resolución de interferencia con otras redes de satélites.

El éxito de la unidad normalizada CubeSat ha propiciado el desarrollo de alrededor de mil programas académicos basados en la norma CubeSat, llevados a cabo por casi todas las universidades del mundo, así como por diversos institutos de enseñanza secundaria con fines educativos. Esas misiones se ajustan especialmente al segmento CubeSat de 1U a 3U, y en la mayor parte de los casos no incluyen ningún sistema de propulsión. Puesto que gran parte de las mismas se iniciaron desde la Estación Espacial Internacional (ISS), su vida útil no fue superior a un año debido a la rápida erosión altitudinal.

En la sección 9.2 se amplía información sobre las redes o los sistemas de satélites para misiones didácticas.

5.3 Misiones experimentales

Los satélites pequeños pueden utilizarse para la realización de experimentos y demostraciones de tecnología espacial, lo que permite ensayar nuevos conceptos, tecnologías, diseños y productos en el entorno espacial real; ello desempeña una función destacada en la promoción del rápido desarrollo de la tecnología espacial.

Los satélites pequeños pueden ser de gran utilidad para la demostración en órbita de conceptos y tecnologías de índole diversa. En particular, las demostraciones en el espacio son preferibles a las validaciones o calificaciones en tierra en los casos en los que:

- la complejidad o precisión del entorno pertinente de la misión prevista sea demasiado compleja de simular de forma representativa. Por ejemplo, para las misiones de vigilancia mediante radiofrecuencias, como la vigilancia dependiente automática - radiodifusión (ADS-B) de aeronaves, o la supervisión mediante sistemas de identificación automática (SIA) de buques, para las que es difícil simular de forma representativa la densidad de emisores y las propiedades de radiofrecuencias. Ello puede ser aplicable asimismo a los nuevos métodos de observación de la Tierra cuyos modelos pueden ser poco exactos, por ejemplo, el espectro de radiación muy preciso de la Tierra o del Sol.
- el objetivo de la misión requiera largos períodos de microgravedad que no puedan reproducirse por otros medios, como torres de caída libre, vuelos 0 g en aeronaves o cohetes de sondeo. Entre los ejemplos conocidos más representativos cabe destacar la elaboración de fármacos o la fabricación de determinadas fibras ópticas.
- la homologación tecnológica frente a radiaciones ambientales sea más barata, sencilla o representativa si se realiza en órbita, en lugar de ser objeto de sofisticados y exhaustivos análisis y ensayos en tierra mediante instalaciones especializadas. Ello reviste particular importancia para la homologación en el entorno espacial de componentes electrónicos de interés disponibles comercialmente (COTS), por lo general desarrollados por amplios sectores industriales, en particular los de la automoción y la electrónica de consumo, que poseen la capacidad necesaria para llevar a cabo misiones espaciales que puedan incorporar dichos componentes.

Los nanosatélites son particularmente pertinentes para el primer caso. Su interés para los otros dos casos es más cuestionable, habida cuenta de que:

- la Estación Espacial Internacional suele ser una plataforma más interesante para realizar experimentos que requieran largos períodos en microgravedad, y permite mitigar riesgos al realizar dichos experimentos la tripulación de la ISS.
- los nanosatélites suelen volar a baja altitud y tienen una vida útil bastante breve si se compara con la de las misiones operativas convencionales. En consecuencia, su interés a efectos de homologación radiológica es limitado, puesto que el espectro de radiación y la exposición acumulada a la radiación son inferiores a los esperados con arreglo a los requisitos de homologación.

A título de ejemplos de demostraciones experimentales que pueden realizarse mediante satélites pequeños cabe destacar la demostración de sistemas de propulsión de muy baja potencia, las comunicaciones por láser, los sensores angulares infrarrojos terrestres para AOCS en el marco de evaluaciones de la calidad de

funcionamiento en órbita, y la evaluación de la calidad de funcionamiento de cargas útiles ADS-B o AIS RF en entornos RF reales.

En la sección 9.3 se amplía información sobre las redes o los sistemas de satélites para misiones científicas.

5.4 Misiones de aficionados por satélite

Las misiones de aficionados por satélite utilizan satélites "de autoformación y comunicación", sin interés económico, y pueden clasificarse en los tres amplios tipos siguientes:

- misiones de aficionados que soportan comunicaciones bidireccionales, en particular mediante transpondedores y repetidores;
- misiones de aficionados que pueden proporcionar tecnología útil para futuras misiones de aficionados; y
- misiones didácticas de aficionados de interés para otros aficionados, que no conlleven necesariamente comunicaciones bidireccionales, y permitan la participación de alumnos en proyectos sobre ciencias, tecnología, ingeniería y matemáticas (STEM) con el objetivo de alentar a esos alumnos a realizar estudios en disciplinas STEM.

En particular, la misión debe guardar relación con la *técnica radioeléctrica* y no tener interés económico. Debe abarcar de algún modo la promoción y comprensión de los aspectos técnicos y operativos de los sistemas de radiocomunicaciones y de satélite, y ser pertinente para los servicios de aficionados y de aficionados por satélite. Ello excluye las cargas útiles científicas generales en el marco de misiones como las que guardan relación con la observación de la Tierra, la biología, el estudio de la vida salvaje o la geología, entre otras, que se ajustan a otros servicios de radiocomunicaciones por no guardar relación alguna con la *técnica radioeléctrica*. Por otro lado, toda misión que proponga algún tipo de beneficio económico (o financiero) queda específicamente excluida de las bandas del servicio de aficionados y de aficionados por satélite.

Se entiende por *técnica radioeléctrica* la que ofrece una posibilidad razonable de aplicarse a los sistemas de radiocomunicaciones explotados mediante el servicio de aficionados por satélite. Las misiones didácticas de aficionados pueden estudiar aspectos relativos a las siguientes esferas:

- Métodos de modulación para radiocomunicaciones y protocolos de transmisión
- Sistemas de determinación y control de posición
- Procedimientos de mando y control
- Receptores, transmisores y transpondedores de radiocomunicaciones
- Sistemas de antenas de satélites
- Sensores para el análisis de la calidad de funcionamiento de vehículos espaciales
- Sistemas de control y suministro energéticos para aplicaciones espaciales
- Computadores, sistemas de memoria, sistemas operativos, programas y elementos conexos para vehículos espaciales
- Efectos de la radiación en los componentes electrónicos
- Propagación de ondas de radiocomunicaciones
- Reflexión de estelas meteóricas y otros mecanismos de propagación esporádica
- Mediciones del entorno orbital
- Tecnologías de paneles solares
- Radiocomunicaciones definidas por software
- Componentes electrónicos resistentes a la radiación
- Actualización en órbita de programas informáticos de naves espaciales.

La tecnología desarrollada y la información obtenida en el marco de misiones que estudian las esferas anteriormente enumeradas son pertinentes para propiciar avances en el servicio de aficionados por satélite.

Las misiones de aficionados por satélite utilizan:

- transpondedores lineales o repetidores FM para telefonía o transmisión de datos
- repetidores telefónicos digitales
- sistemas de transmisión de imágenes regidos por normas analógicas o digitales adecuadas
- equipos de transmisión del sistema de envío de información por paquetes para aficionados (APRS)
- balizas de microondas
- equipos de almacenamiento y retransmisión de boletines digitales y sistemas mundiales de mensajería.

Por lo general, la transmisión de datos de telemetría, sin elementos adicionales de la misión, no se considera una razón suficiente para entender que el funcionamiento de dicha misión tiene lugar en las bandas de frecuencias atribuidas al servicio de aficionados por satélite.

En la sección 9.4 se amplía información sobre las redes o los sistemas de satélites para misiones del servicio de aficionados por satélite.

5.5 Misiones comerciales

A raíz del surgimiento de la norma CubeSat, varias empresas de nueva creación y pequeñas empresas han comenzado a beneficiarse del bajo coste del concepto de nanosatélite para impulsar servicios comerciales destinados a aplicaciones compatibles con su limitada capacidad, al tiempo que se aprovecha todo lo posible el tamaño de constelación. A continuación se enumeran los principales tipos de misiones comerciales:

- misiones de generación de imágenes de la Tierra, basadas en misiones ópticas pasivas o activas mediante radares de apertura sintética (RAS), que ofrecen resoluciones geométricas o radiométricas de calidad no muy elevada, pero una gran capacidad de reprocesamiento temporal habida cuenta del tamaño de la constelación, formada por decenas o centenares de satélites pequeños que prestan servicio. Entre los ejemplos de proyectos más destacados cabe destacar Planet, que ha lanzado cientos de satélites CubeSat 3U para observación óptica, e IceEye, que explota una constelación de unos 10 nano satélites RAS.
- misiones de comunicaciones de baja velocidad de datos, por lo general destinadas a aplicaciones comerciales de Internet de las Cosas (IoT), que no requieren una gran capacidad de carga útil para telecomunicaciones ni cobertura permanente, para las que los nanosatélites son una solución de interés. La constelación Kineis, cuyo despliegue se prevé en breve, es un ejemplo habitual de este tipo de misiones comerciales de baja velocidad de datos.
- misiones de inteligencia mediante aplicaciones de radiofrecuencia (RF), consistentes fundamentalmente en la observación de señales de RF antropogénicas para aplicaciones como la localización de emisores, la elaboración de mapas de calor de señales de RF en una banda de frecuencias de interés determinada, la supervisión y el cumplimiento de la reglamentación local en materia de RF, la demodulación y descodificación de señales y servicios de defensa. Las aplicaciones más habituales son la observación de señales AIS o ADS-B desde el espacio, respectivamente para el seguimiento de embarcaciones en el mar y aeronaves comerciales situadas fuera de la cobertura de las infraestructuras basadas en tierra. Entre las empresas precursoras de este tipo de servicios comerciales figuran *Hawk Eye 360* y *Spire*.

La obtención de datos de detección atmosférica para fines meteorológicos o de vigilancia del clima, o aplicaciones conexas, en particular las destinadas a oficinas de meteorología u organismos de reglamentación de emisión de gases de efecto invernadero, reviste asimismo gran interés. Un ejemplo muy pertinente son los datos de medición de la ocultación radioeléctrica GNSS, que proporcionan información muy útil sobre variables atmosféricas para la restricción de modelos numéricos meteorológicos que requieren una gran cantidad de mediciones. Una constelación CubeSat de gran tamaño constituye, en consecuencia, un enfoque muy adecuado para prestar ese servicio de datos, teniendo en cuenta que una carga útil para la medición de dicha ocultación radioeléctrica GNSS se ajusta fácilmente a un volumen 1U, lo que facilita el despliegue de una constelación masiva específica CubeSat por un precio asequible.

En la sección 9.5 se amplía información sobre las redes o los sistemas de satélites para misiones comerciales.

5.6 Misiones lunares, interplanetarias o al espacio lejano

El lanzamiento de sondas a cuerpos celestes más lejanos que la Luna requiere una enorme cantidad de energía, de ahí que resulte económico utilizar satélites pequeños para la exploración del espacio lejano.

Los satélites pequeños pueden llevar a cabo misiones de exploración del espacio lejano de forma independiente, o conjuntamente con sondas de gran tamaño como vehículos espaciales tripulados, módulos de aterrizaje, vehículos de superficie y módulos de retorno para tareas de verificación técnica, supervisión de procesos, teledetección y apoyo a las comunicaciones, entre otras. Por otro lado, actualmente se estudian y desarrollan satélites pequeños para aplicaciones de comunicaciones lunares, navegación y retransmisión de comunicaciones con la Tierra desde la Luna o el espacio lejano mediante constelaciones.

Las frecuencias que pueden utilizarse, de conformidad con las atribuciones del RR, para las misiones en el espacio cercano a la Tierra, en particular las de exploración lunar, incluyen las gamas 2 025-2 110 MHz / 2 200-2 290 MHz con el servicio de operaciones espaciales y el servicio de investigación espacial, así como las gamas 7 190-7 235 MHz / 8 450-8 500 MHz / 22,55-23,15 GHz / 25,5-27 GHz con el servicio de investigación espacial. Para las misiones de exploración del espacio lejano, incluidas las misiones de exploración planetaria como las sondas de la misión a Marte, se recomienda utilizar las asignaciones de frecuencias de 2 110-2 120 MHz / 2 290-2 300 MHz / 7 145-7 190 MHz / 8 400-8 450 MHz / 34,2-34,7 GHz / 31,8-32,3 GHz con el servicio de investigación espacial (espacio lejano).

La mayoría de las misiones con nanosatélites han utilizado, y siguen utilizando, órbitas cuyo centro es la Tierra, en el dominio LEO, en particular por los motivos siguientes:

- la dificultad del entorno por encima de la región LEO, y especialmente más allá de la magnetosfera terrestre, al representar un gran problema para la mayor parte de los nanosatélites que utilizan componentes electrónicos COTS, la mayoría de los cuales no puede soportar altos niveles de radiación.
- la capacidad limitada de los nanosatélites, puesto que la mayoría de los mismos, debido a su pequeño tamaño, no pueden transportar los sistemas de radiocomunicaciones necesarios para abarcar largas distancias y proporcionar una velocidad de datos suficiente, o suministrar la energía que requieren esos sistemas. Por otro lado, no suelen incorporar las funciones de propulsión que permiten proporcionar el delta V necesario para llevar a cabo misiones más allá de la Tierra y, en el caso de las misiones en órbita planetaria, el empuje que se precisa para la fase de inserción, en función del tipo de trayectoria de transferencia.
- la existencia actualmente de una única solución de lanzamiento como "carga secundaria", como complemento de una misión principal poco frecuente, en la que la capacidad residual del vehículo de lanzamiento en términos de masa o volumen suele ser muy limitada. De ahí que esas oportunidades sean infrecuentes.

No obstante, se han desplegado o se prevé desplegar varias misiones más allá de la Tierra basadas en nanosatélites, gran parte de las cuales han sido desarrolladas por agencias espaciales nacionales, de las que el *Jet Propulsion Laboratory* fue precursor.

Cabe destacar al respecto algunos ejemplos, en particular los siguientes:

- El programa *Mars Cube One* (MarCO), desarrollado por el *Jet Propulsion Laboratory* (JPL), cuyos satélites se lanzaron en el marco de misiones marcianas *Insight*. El programa MarCO utilizó dos satélites CubeSat 6U que sobrevolaron Marte y retransmitieron datos a baja velocidad en la banda de ondas decimétricas y la banda X para las misiones *Insight* en las etapas de entrada, descenso y aterrizaje.
- El lanzamiento inaugural de Artemis 1 mediante el vehículo de lanzamiento SLS (sistema de lanzamiento espacial) para transportar y poner en órbita lunar retrógrada lejana once satélites CubeSat 6U en 2022.

En la sección 9.6 se amplía información sobre las redes o los sistemas de satélites para misiones lunares, interplanetarias o al espacio lejano.

5.7 Misiones de breve duración

Habida cuenta de la limitación reglamentaria y del procedimiento relativo a los sistemas de satélites no geoestacionarios para misiones de breve duración, cabe considerar únicamente asignaciones de frecuencias a satélites de misiones de breve duración en las bandas 137,025-138 MHz (espacio-Tierra) y 148-149,9 MHz (Tierra-espacio), atribuidas al servicio de operaciones espaciales a condición de que se notifiquen como SDM no OSG, de conformidad con la Resolución **32 (CMR-19)**, sin sujeción a los procedimientos de coordinación con arreglo a los números **9.11A** y **9.21** del RR. Véase la sección 3.5.1.9 para ampliar información al respecto.

Sobre la base de esa situación reglamentaria, a continuación se enumeran los criterios habituales que cabe tener en cuenta para identificar una misión como SDM no OSG:

- los proyectos de satélites poseen un breve plazo de desarrollo (de uno a dos años) y tienen un bajo coste, puesto que con frecuencia utilizan componentes disponibles comercialmente;
- la vida útil de los satélites oscila entre varias semanas y tres años como máximo;
- los satélites utilizan órbitas terrestres bajas (LEO);
- la explotación espacial de los satélites tiene lugar en las bandas de frecuencia 137,025-138 MHz (espacio-Tierra) y 148-149,9 MHz (Tierra-espacio).

Muchas misiones CubeSat de 1U a 3U pueden considerarse misiones de corta duración, puesto que:

- su vida útil es inferior a tres años en la mayoría de los casos, debido a su baja altitud de inyección (en órbita no OSG) y a su falta de sistema de propulsión. El caso más representativo son las misiones CubeSat lanzadas a través de compartimentos de la ISS previstos a tal efecto;
- se utilizan para una gran variedad de aplicaciones, en particular la teledetección, la investigación climática espacial, el estudio de las capas superiores de la atmósfera, la astronomía, las comunicaciones, la demostración tecnología y la docencia, con arreglo a la definición que figura en la Resolución **32 (CMR-19)**.

CAPÍTULO 6

6 Inscripción de objetos espaciales

Los aspectos jurídicos relativos a la responsabilidad a escalas nacional e internacional deben tenerse en cuenta en la etapa de "definición del proyecto" en el marco del proceso de diseño de una misión de satélite.

En virtud de lo dispuesto en el Tratado sobre el Espacio Ultraterrestre de 1967⁵, los Estados Partes del Tratado "serán responsables internacionalmente de las actividades nacionales que realicen en el espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes, los organismos gubernamentales o las entidades no gubernamentales. Las actividades de las entidades no gubernamentales en el espacio ultraterrestre deberán ser autorizadas y fiscalizadas constantemente por el pertinente Estado Parte en el Tratado.⁶ Por otro lado, todo Estado que lance o promueva el lanzamiento de un objeto al espacio ultraterrestre, y todo Estado desde cuyo territorio o cuyas instalaciones se lance ese objeto, será responsablemente internacionalmente de los daños causados por dicho objeto.⁷ Los aspectos de responsabilidad por los daños causados por objetos espaciales se amplían en el marco del "Convenio sobre responsabilidad" de 1972.⁸ Al lanzar un objeto espacial a la órbita de la Tierra, o más allá de la misma, todo Estado debe inscribirlo ante el Secretario General de las Naciones Unidas en virtud del "Convenio sobre registro" de 1976, o de conformidad con la Resolución 1721B (XVI) de la Asamblea General.⁹

El Convenio sobre registro requiere que, al lanzar un satélite a la órbita terrestre o más allá de la misma, el Estado de registro facilite la información pertinente al Secretario General de las Naciones Unidas para su inscripción en el Registro de objetos lanzados al espacio ultraterrestre de las Naciones Unidas. Por Estado de registro se entiende el Estado de lanzamiento en cuyo registro se inscriba un objeto espacial de conformidad con el Artículo II del Convenio sobre registro. En virtud del Artículo II se establecen las condiciones para que un Estado de lanzamiento se considere un Estado de registro. Pese a que sólo un Estado puede presentar el registro de un satélite, el suministro de la información subyacente por el operador de satélites de una entidad no gubernamental puede formar parte del mecanismo de autorización o concesión de licencias de ese Estado.

Si un Estado no es parte del Convenio sobre registro, esto es, no se ha adherido al Convenio ni lo ha ratificado, podrá proporcionar voluntariamente información de registro sobre el objeto espacial en virtud de la Resolución 1721B (XVI) de la Asamblea General de 20 de diciembre de 1961.

En los casos en que una misión de satélite utilice servicios de lanzamiento "de otros países", o participe más de un Estado en la misión, en virtud del Convenio sobre registro es necesario que todos los Estados participantes determinen cuál de ellos debe ser el Estado de registro. Por lo general, los Estados que prestan servicios de lanzamiento no registran satélites lanzados para clientes de otros países.

Esos requisitos son asimismo aplicables a organizaciones internacionales intergubernamentales que lleven a cabo actividades espaciales y hayan manifestado su aceptación de los derechos y las obligaciones en virtud del Convenio sobre registro.

Cabe señalar que sólo puede existir un Estado de registro para cada satélite.

⁵ Tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes.

⁶ Artículo VI del Tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes.

⁷ Artículo VII del Tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes.

⁸ Convenio sobre la responsabilidad internacional por daños causados por objetos espaciales.

⁹ Convenio sobre el registro de objetos lanzados al espacio ultraterrestre.

En el marco de la Resolución 68/74 de la Asamblea General, párrafo 6, se establece que una autoridad nacional apropiada deberá llevar un registro nacional de los objetos lanzados al espacio ultraterrestre, y que se deberá solicitar a los operadores o propietarios de objetos espaciales respecto de los cuales se considere que el Estado es el Estado de lanzamiento, o el Estado responsable de las actividades nacionales en el espacio ultraterrestre en virtud de los tratados de las Naciones Unidas relativos al espacio ultraterrestre, que presenten información a la autoridad competente para que el Estado en cuyo registro se lleven dichos objetos pueda presentar la información pertinente al Secretario General de las Naciones Unidas, en el marco de los instrumentos internacionales aplicables, incluido el Convenio sobre registro, y habida cuenta de las Resoluciones 1721B (XVI) y 62/101 de la Asamblea General de 17 de diciembre de 2007; el Estado también podrá solicitar información sobre cualquier modificación de las características principales de los objetos espaciales, en particular si han dejado de ser funcionales.

Tras el lanzamiento de un satélite en órbita terrestre, o más allá de la misma, la autoridad nacional competente del Estado de registro deberá remitir la información pertinente al Secretario General a través de una misión diplomática acreditada ante las Naciones Unidas.

Cabe señalar que la información de registro enviada directamente a las Naciones Unidas por organismos nacionales, empresas privadas, instituciones académicas o particulares no se considerará válida, y que sólo se considerará válida si se proporciona a través de misiones diplomáticas acreditadas ante las Naciones Unidas. La información debe dirigirse al Secretario General de las Naciones Unidas a través de las direcciones de correo electrónico oosa@un.org o soregister@unoosa.org

En el marco del Artículo IV, párrafo 1, del Convenio sobre registro se establece que se facilite información específica al Secretario General. Por otro lado, en virtud del Artículo IV, párrafo 2, se autoriza al Estado de registro a proporcionar información suplementaria sobre un satélite específico. A tenor de la Resolución 62/101 de la Asamblea General de 2007, "Recomendaciones para mejorar la práctica de los Estados y las organizaciones intergubernamentales internacionales en cuanto al registro de objetos espaciales", se amplían los tipos y formatos de esa información suplementaria. En virtud del Artículo IV, párrafo 3, se pide que se informe de la fecha en que un satélite deja de estar en órbita terrestre (fecha de degradación o reentrada).

Con objeto de brindar asistencia a los Estados para presentar la información de registro, la Oficina de Asuntos del Espacio Ultraterrestre de las Naciones Unidas (UNOOSA) ha elaborado varios formularios de registro en todos los idiomas oficiales de las Naciones Unidas; véase el sitio web de la UNOOSA a tal efecto:

<http://www.unoosa.org/oosa/en/spaceobjectregister/index.html>

En cada formulario se indica la información que es necesario proporcionar en virtud del Convenio sobre registro, las unidades de medición y la información suplementaria recomendadas en el marco de la Resolución 62/101 y otra información voluntaria para facilitar la utilización del Registro de las Naciones Unidas de objetos lanzados al espacio ultraterrestre.

CAPÍTULO 7

7 Aspectos relativos al lanzamiento

En el sector comercial en auge de los satélites pequeños, la integración de lanzamientos ofrece diversas opciones favorables a los pequeños vehículos espaciales, en particular, lanzamientos específicos, lanzamientos como carga secundaria o lanzamientos colectivos.

Lanzamientos específicos

Un lanzamiento específico es una misión coordinada únicamente por una empresa, que puede llevarse a cabo mediante los vehículos de lanzamiento pequeños más recientes, o como carga útil principal de un vehículo de lanzamiento convencional.

El lanzamiento en una misión específica permite controlar todos los aspectos de la misma, incluidos la fecha del lanzamiento, la órbita escogida, las trayectorias interplanetarias y las condiciones ambientales. La principal desventaja de un lanzamiento específico es que suele ser más caro que otros tipos de lanzamiento.

Este tipo de lanzamientos permite situar centenares de satélites en la misma órbita mediante un solo lanzamiento. Se trata de una opción de interés para mega constelaciones de satélites pequeños, como en el caso de Starlink y Oneweb, que han lanzado 1 273 satélites pequeños en total, por lo general mediante lanzamientos específicos. En esos casos, es posible que no todos satélites posean una separación orbital definitiva, al tener que alcanzar su órbita final mediante su propio sistema de propulsión.

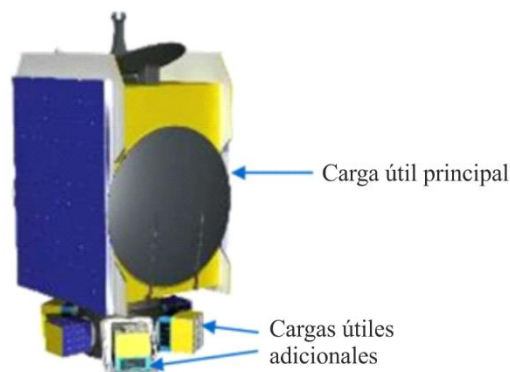
Lanzamientos como carga secundaria

Un lanzamiento como carga secundaria es una misión en la que la carga útil principal no utiliza toda la capacidad disponible del lanzador. Ello permite disponer de más capacidad para cargas útiles secundarias. La carga útil primaria sigue determinando todos los requisitos de la misión. Las cargas secundarias deben ajustarse a los objetivos de la misión fijados para la carga principal. Las cargas secundarias no influyen en la órbita de destino, ni en la fecha del lanzamiento.

En la Fig. 14 se representa una configuración de carga secundaria habitual.

FIGURA 14

Configuración de carga secundaria habitual



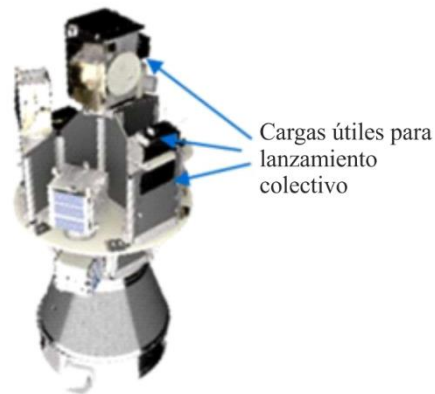
Lanzamientos colectivos

Los lanzamientos colectivos utilizan un cohete para desplegar varios satélites pequeños. Éstos se integran a bordo de forma compacta mediante adaptadores y dispensadores. En ocasiones, el lanzador proporciona diferentes valores de altitud de separación para liberar los satélites. Cabe señalar que la gama de valores de separación no suele ser muy amplia.

En la Fig.15 se proporciona un ejemplo de configuración de lanzamiento colectivo.

FIGURA 15

Ejemplo de configuración para un lanzamiento colectivo



Manual sobre satélites pequeños-15

A raíz del desarrollo ininterrumpido de dichos adaptadores y dispensadores, actualmente se proponen misiones específicas de lanzamiento colectivo de tipo comercial, ya sea por proveedores de servicios de lanzamiento, o por integradores que reservan capacidad, de forma parcial o total, en un lanzamiento determinado y venden la capacidad disponible a varios operadores de vehículos espaciales sin que exista un cliente principal.

Por otro lado, los factores de forma CubeSat se rigen por un tamaño cada vez mayor, lo que requiere dispensadores más grandes para incluir CubeSat de mayor tamaño, al tiempo que el desarrollo general de vehículos espaciales de pequeño tamaño requiere la capacidad necesaria para todas las clases de vehículos espaciales, no sólo los de tipo CubeSat, incluidos los nanosatélites (< 60 kg) hasta los minisatélites (hasta 500 kg o más).

Pese a no tratarse de un nuevo concepto, la utilización de sistemas de maniobra orbital para situar satélites pequeños en su órbita prevista es una tecnología incipiente. Varias empresas desarrollan actualmente remolcadores orbitales que se lanzan mediante vehículos específicos hasta que alcanzan una órbita aproximada, y posteriormente se propulsan mediante un sistema autónomo a bordo hasta otra órbita, en la que sitúan los satélites pequeños que transportan. Dichos remolcadores orbitales pueden llevar a cabo una transferencia orbital de larga duración (varios meses, por lo general), en particular al realizar un cambio de plano orbital, consistente en un primer impulso para facilitar una deriva orbital, y ulteriormente en un impulso final para situar los satélites pequeños que transportan en su órbita definitiva. La duración de la transferencia orbital podría ser superior si se utiliza un sistema de propulsión de baja potencia.

La utilización de micro o mini lanzadores con rendimiento adaptado a lanzamientos específicos de pequeños satélites constituye una opción alternativa frente a los remolcadores orbitales alojados en lanzadores de tamaño mediano o grande. Esta solución es adecuada para misiones cuyo objetivo sea alcanzar una órbita específica, o prevean cumplir un plazo improrrogable, para el que no pueda correrse el riesgo de que se produzca un retraso que afecte a la carga principal en configuración de carga secundaria, o a las demás cargas en configuración de lanzamiento colectivo. Habida cuenta de ello, el lanzamiento de satélites como satélites

primarios puede ser el método de lanzamiento más adecuado para misiones interplanetarias, encuentros entre satélites con arreglo a plazos precisos o misiones que faciliten la adopción de medidas de respuesta (por ejemplo, para actividades de supervisión en caso de catástrofes o con fines de defensa), así como para satélites cuyo diseño no permita la transferencia orbital de larga duración que sería necesaria mediante las opciones de lanzamiento colectivo o como carga secundaria.

Las opciones de lanzamiento anteriormente referidas permiten a desarrolladores tecnológicos y a científicos especializados aprovechar la rapidez de iteración y el bajo coste de los satélites pequeños, a fin de lograr nuevos y eficaces avances en materia de capacidad espacial y conocimientos científicos. Por otro lado, al utilizar satélites pequeños para grandes constelaciones o megaconstelaciones no geoestacionarias, las opciones de lanzamiento colectivo, como carga secundaria y mediante micro o mini lanzadores no son coherentes. Para abordar proyectos de gran alcance es necesario considerar vehículos de lanzamiento medianos o grandes, con el fin de minimizar el precio de lanzamiento por satélite y desplegar la constelación a su debido tiempo, en particular si se tienen en cuenta las normas aplicables de la UIT relacionadas con el enfoque por etapas para las constelaciones no geoestacionarias que se prevea desplegar (véase la sección 3.7.3.1).

La estrategia de despliegue de la constelación puede optimizarse con arreglo a los criterios siguientes:

- la arquitectura de la constelación (tipo de órbitas y número de planos orbitales);
- la capacidad de maniobra de los satélites (cantidad de combustible que pueden utilizar para realizar las maniobras orbitales necesarias para alcanzar su órbita operativa).

Por lo general, cabe decidir si se realiza un lanzamiento específico para cada plano orbital, con el fin de propiciar una rápida llegada de los satélites a su órbita operativa, o un lanzamiento que permita añadir satélites a diferentes planos orbitales (con objeto de alcanzar el máximo número de satélites por lanzamiento con respecto a la calidad de funcionamiento disponible del lanzador y la capacidad de carenado), lo que daría lugar a una llegada a lo largo de más tiempo de los satélites a su órbita operativa, puesto que tendrían una deriva orbital de varias semanas o meses.

Los satélites de grandes constelaciones suelen formar parte de una estructura de distribución específica para facilitar un transporte idóneo de los satélites debajo del carenado, incluidos los sistemas de separación. Otro enfoque posible consiste en situar todos los satélites de forma apilada debajo del carenado. Esta solución permite ahorrar masa en la estructura de distribución, si bien requiere que los satélites se diseñen específicamente para el vehículo de lanzamiento de que se trate.

En el futuro, el aumento de la capacidad de los satélites pequeños precisará lanzadores específicos. En el caso de misiones que requieran una órbita muy específica, trayectorias interplanetarias o puntos de encuentro planificados con precisión, o que se rijan por aspectos medioambientales particulares, el mejor método de ascenso puede ser el lanzamiento de satélites como satélites primarios. Los desarrolladores tecnológicos y científicos especializados pueden aprovechar la rapidez de iteración y el bajo coste de los satélites pequeños a fin de lograr nuevos y eficaces avances en materia de capacidad espacial y conocimientos científicos.

7.1 Servicios de lanzamiento de Arianespace

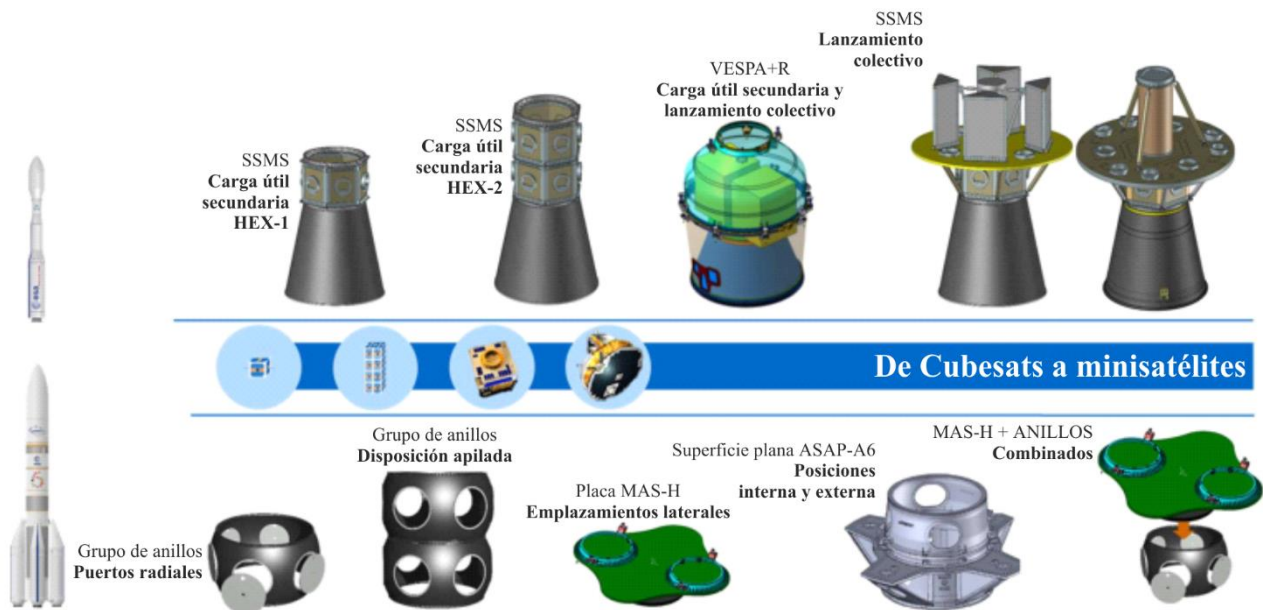
Arianespace presta dos servicios de lanzamiento de satélites pequeños, a saber:

- Servicio de misiones de vehículos espaciales pequeños (SSMS), mediante el pequeño lanzador Vega
- Servicio de lanzamiento múltiple (MLS) por medio del lanzador Ariane 6 (para las versiones mediana y pesada del lanzador, respectivamente Ariane 62 y Ariane 64).

En la Fig. 16 se proporciona una visión general de las principales soluciones de transporte que propone habitualmente Arianespace.

FIGURA 16

Visión general del servicio de lanzamiento de Arianespace para satélites pequeños



Manual sobre satélites pequeños-16

7.1.1 Servicio para misiones de pequeños vehículos espaciales mediante Vega-C

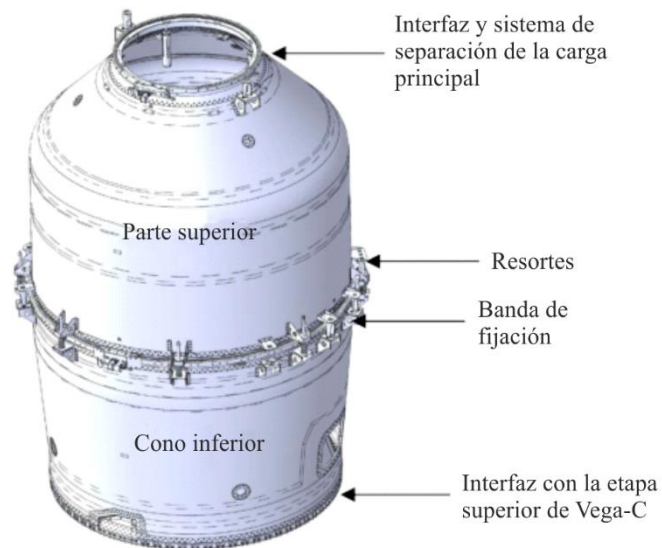
Entre las soluciones de transporte de satélites pequeños mediante Vega-C cabe destacar:

- La estructura reforzada VESPA+ para lanzamiento dual, que permite transportar un satélite pequeño en posición inferior;
- Las estructuras SSMS que pueden combinarse con arreglo a varias configuraciones.

VESPA+ R

El sistema de transporte VESPA+ R se deriva del sistema de transporte VESPA+ de Vega. Consta de una parte superior, una parte posterior, un cono inferior y una plataforma interior. Proporciona la interfaz y el sistema de separación con respecto a la carga principal. En el interior del VESPA+ R, la carga útil se sitúa en un adaptador Vampire con interfaz. Véase la Fig. 17.

FIGURA 17
Sistema VESPA+ R



Manual sobre satélites pequeños-17

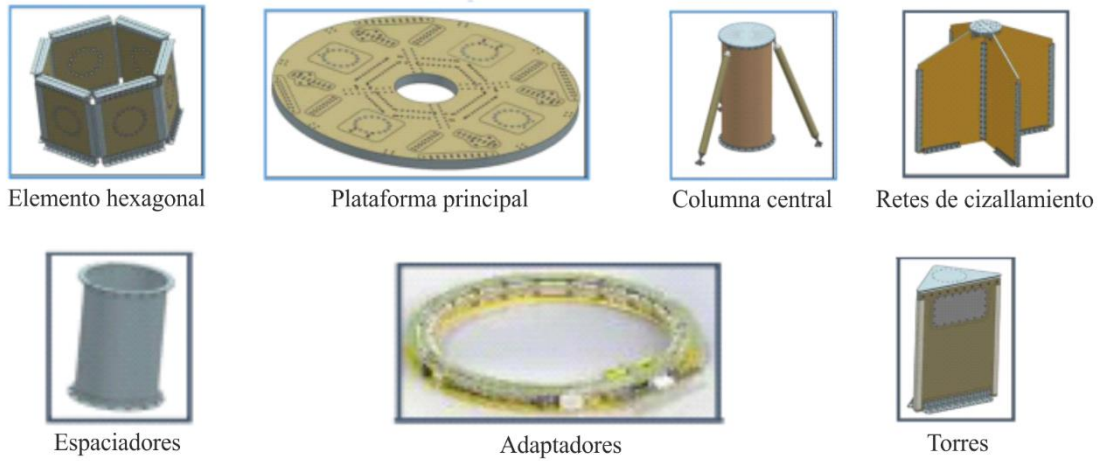
SSMS

Las estructuras de transporte SSMS constituyen un conjunto de elementos modulares producidos por SAB Aerospace, integrados principalmente por:

- paneles de separación con núcleo de aluminio en panel y revestimiento compuesto de fibra de carbono,
- anillos I/F mecanizados en aluminio,
- marcos de conexión de aluminio entre paneles y piezas de anclaje de los arneses (en particular soportes).

El sistema SSMS incluye los siguientes elementos: hexágono, plataforma principal, columna central, torres, redes de cizallamiento, espaciadores y adaptadores, como se representa en la Fig. 18.

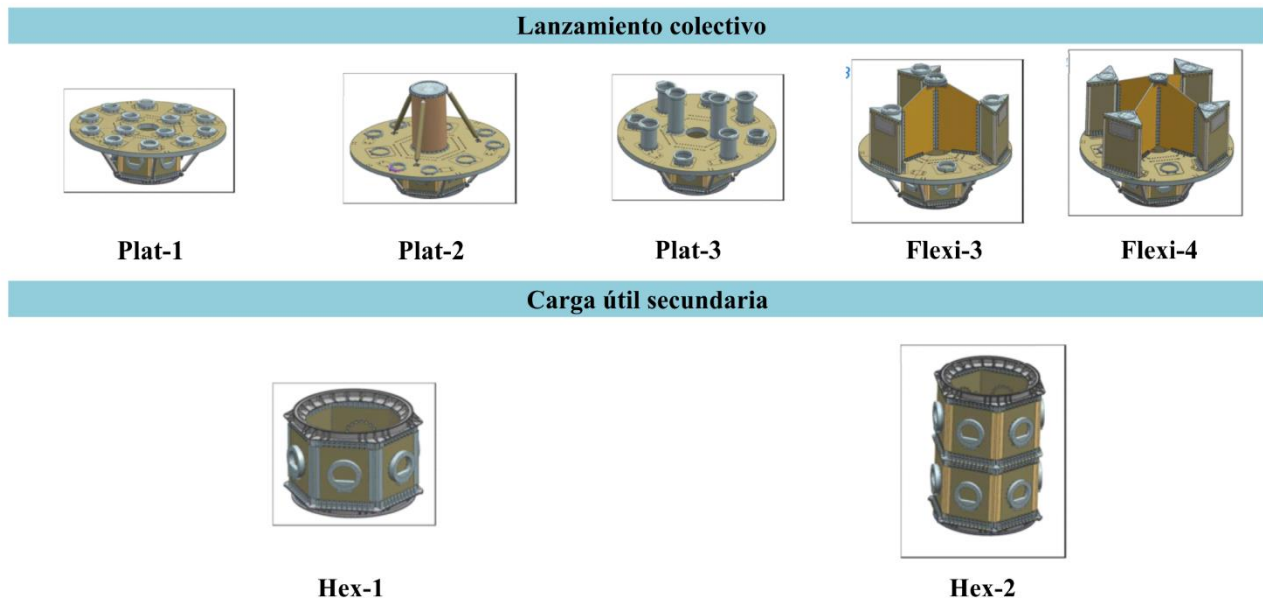
FIGURA 18
Sistema SSMS



Manual sobre satélites pequeños-18

Al combinar los elementos anteriormente referidos pueden lograrse numerosas configuraciones de sistemas de transporte para un lanzamiento colectivo o como carga secundaria, como se representa en la Fig. 19.

FIGURA 19
Configuraciones SSMS




Manual sobre satélites pequeños-19

En el Cuadro 11 se proporciona una visión general de las soluciones de transporte habituales con respecto a la clase *Smallsat*.

CUADRO 11

Soluciones de transporte Vega-C con respecto a la clase *Smallsat*

	Mini S/C	Micro S/C	Nano S/C	Cubesat Deployers
Masa	500–200 kg	200–60 kg	60–30 kg	35–10 Kg
Dimensiones máx.	H1800 Ø1500	H1200 L800 W800	H1000 L600 W600 & H800 L500 W600 *	H600 L300 W300 *
Interfaz	MLB 24" PAS610S 	MLB15&13" PAS381S 	MLB 11,732 & 8" 	Interfaz atornillada
Posiciones habituales				
			Para SSMS Hexa o VAMPIRE 937	*H: Dimensión del S/C en el sentido de separación

Los requisitos en materia de interfaz (mecánicos, eléctricos y ambientales) se describen pormenorizadamente en el Manual de utilización del SSMS, disponible en línea a través de la dirección siguiente:

<https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2020/10/SSMS-Vega-C-UsersManual-Issue-1-Rev0-Sept2020.pdf>

7.1.2 Servicio de lanzamiento múltiple mediante el Ariane 6

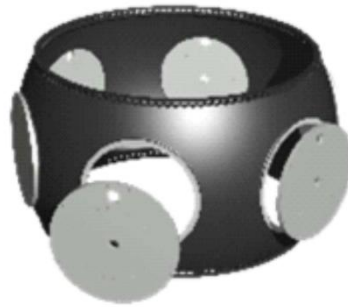
Las soluciones de transporte de satélites pequeños mediante el Ariane 6 abarcan tres tipos de estructuras:

- estructuras agrupadas, que permiten transportar pequeñas cargas útiles mediante seis puertos, con arreglo a una configuración de montaje lateral;
- placas personalizables MAS-H;
- estructuras ASAP-A6, que pueden alojar un gran minisatélite en un espacio central, y hasta cuatro nano o microsátélites en cuatro placas laterales.

Estructuras agrupadas

Cada estructura agrupada, o "*Hub*", es un anillo compuesto ligero que incorpora seis puertos (cada uno de los cuales puede soportar más de 300 kg de peso) que pueden sincronizarse, compartirse o combinarse. Véase la Fig. 20. También puede transportar en su parte superior una carga útil de 5 500 kg.

FIGURA 20
Estructura agrupada

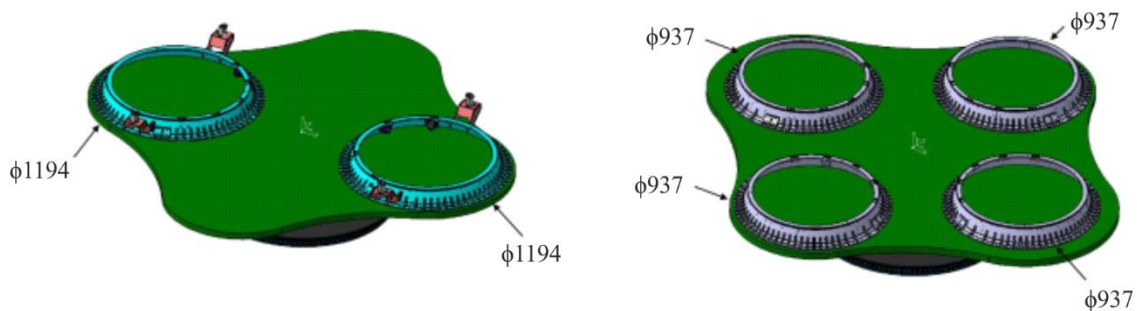


Manual sobre satélites pequeños-20

Estructura MAS-H

La estructura MAS-H es una placa personalizable que incluye un volumen máximo debajo del carenado que soporta un conjunto de cargas útiles de cinco toneladas de peso máximo. Véase la Fig. 21.

FIGURA 21
Estructura MAS-H

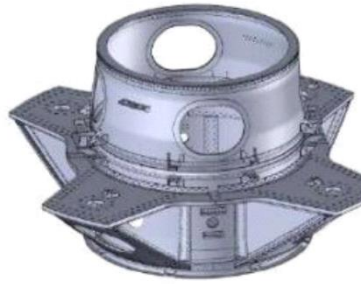


Manual sobre satélites pequeños-21

Estructura ASAP-A6

La estructura relativa al programa de análisis automatizado de estructuras (ASAP) se basa en la estructura utilizada en varias ocasiones en el vehículo espacial Soyuz en su versión "ASAP-S". Se compone de una cavidad central y de cuatro placas laterales como máximo que pueden albergar respectivamente cargas útiles de hasta 600 kg y 300 kg. Véase la Fig. 22 al respecto. Esta estructura puede transportar asimismo en su parte superior una carga útil de hasta 3 100 kg.

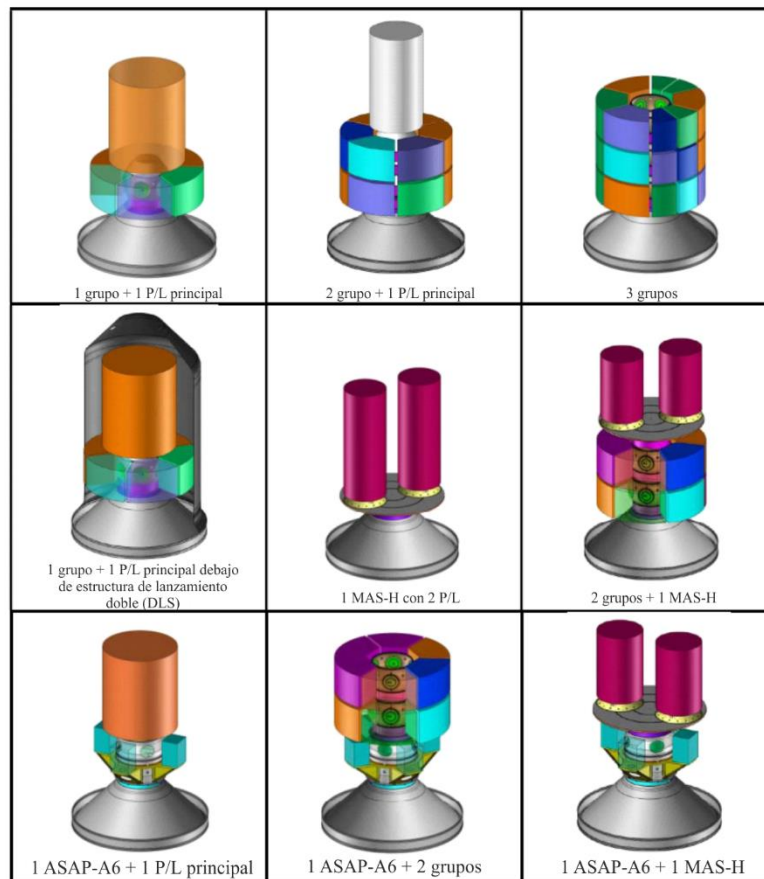
FIGURA 22
Estructura ASAP-A6



Manual sobre satélites pequeños-22

En la Fig. 23 se proporciona una visión general de las soluciones de transporte más habituales debajo del carenado del Ariane 6.

FIGURA 23
Soluciones de transporte del ARIANE-6



Manual sobre satélites pequeños-23

Los requisitos en materia de interfaz (mecánicos, eléctricos o medioambientales) se detallan en el Manual de utilización del MLS, disponible en línea a través de la dirección web siguiente:

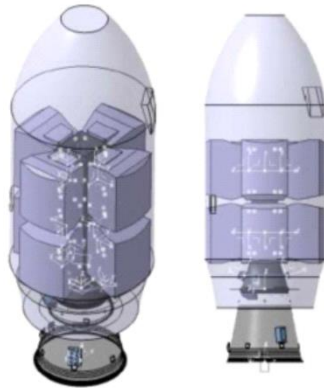
<https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2021/07/MLsS-users-manual-ed0.0.pdf>

7.1.3 Estructuras de distribución personalizadas

Para las pequeñas constelaciones que prevean utilizar Vega-C para su despliegue, Arianespace, en colaboración con Avio, ofrece la posibilidad de desarrollar y proporcionar estructuras de distribución diseñadas específicamente para la masa y las dimensiones de los satélites. En la Fig. 24 se representa un ejemplo de estructura de distribución (denominada Clessidra) provista de ocho satélites pequeños fijados radialmente.

FIGURA 24

Disposición de ocho satélites pequeños emplazados lateralmente debajo del carenado Vega-C



Manual sobre satélites pequeños-24

Para constelaciones medianas o grandes, Arianespace propone el desarrollo de estructuras de distribución específicas para optimizar el transporte debajo del carenado, habida cuenta de la masa y del tamaño de los satélites. En la Fig. 25 se representa un ejemplo de transporte de una gran constelación debajo del carenado de un Ariane 6.

FIGURA 25

Disposición de una gran constelación de satélites debajo del carenado de un Ariane 6



Manual sobre satélites pequeños-25

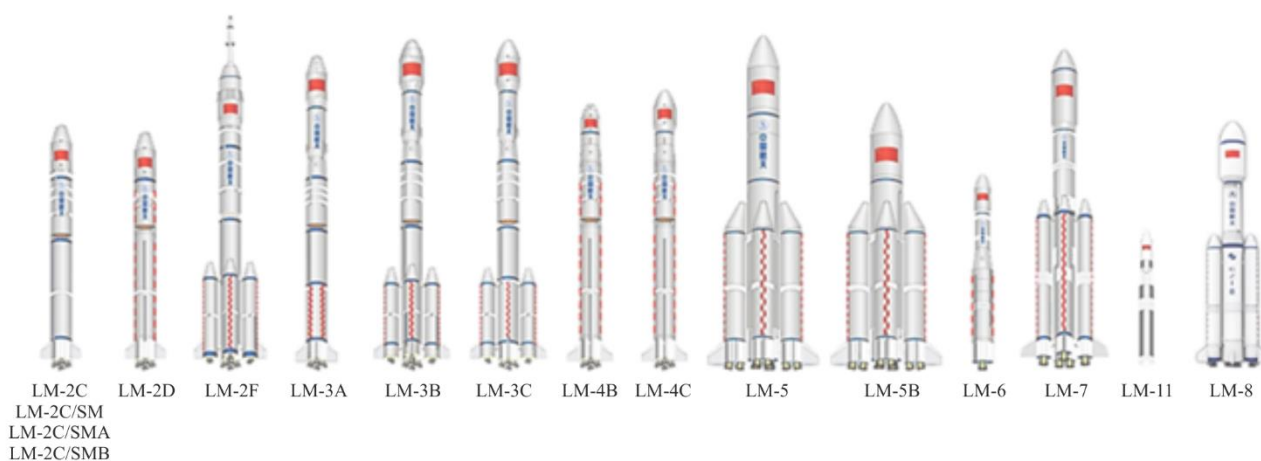
7.2 Servicios de lanzamiento de China Great Wall Industry Corporation (CGWIC)

La Corporación Industrial de la Gran Muralla China (CGWIC) colabora con sus subcontratistas, la Academia de Tecnologías de Vehículos de Lanzamiento de China (CALT) y la Academia de Tecnología de Vuelos Espaciales de Shanghai (SAST), para la producción de los vehículos de lanzamiento *Long March*, y el Organismo general de lanzamiento y seguimiento de satélites de China (CLTC) para la producción de soportes de lanzamiento y prestación de servicios TTC, a fin de implantar programas de servicios de lanzamiento.

La moderna gama de vehículos de lanzamiento LM se ha ampliado para abarcar un conjunto completo de misiones y cargas útiles. Los vehículos de lanzamiento LM comprenden las series LM-2, LM-3A, LM-4, LM-5, LM-6, LM-7, LM-8, y LM-11. Véase la Fig. 26.

FIGURA 26

Vehículos de lanzamiento LM



Manual sobre satélites pequeños-26

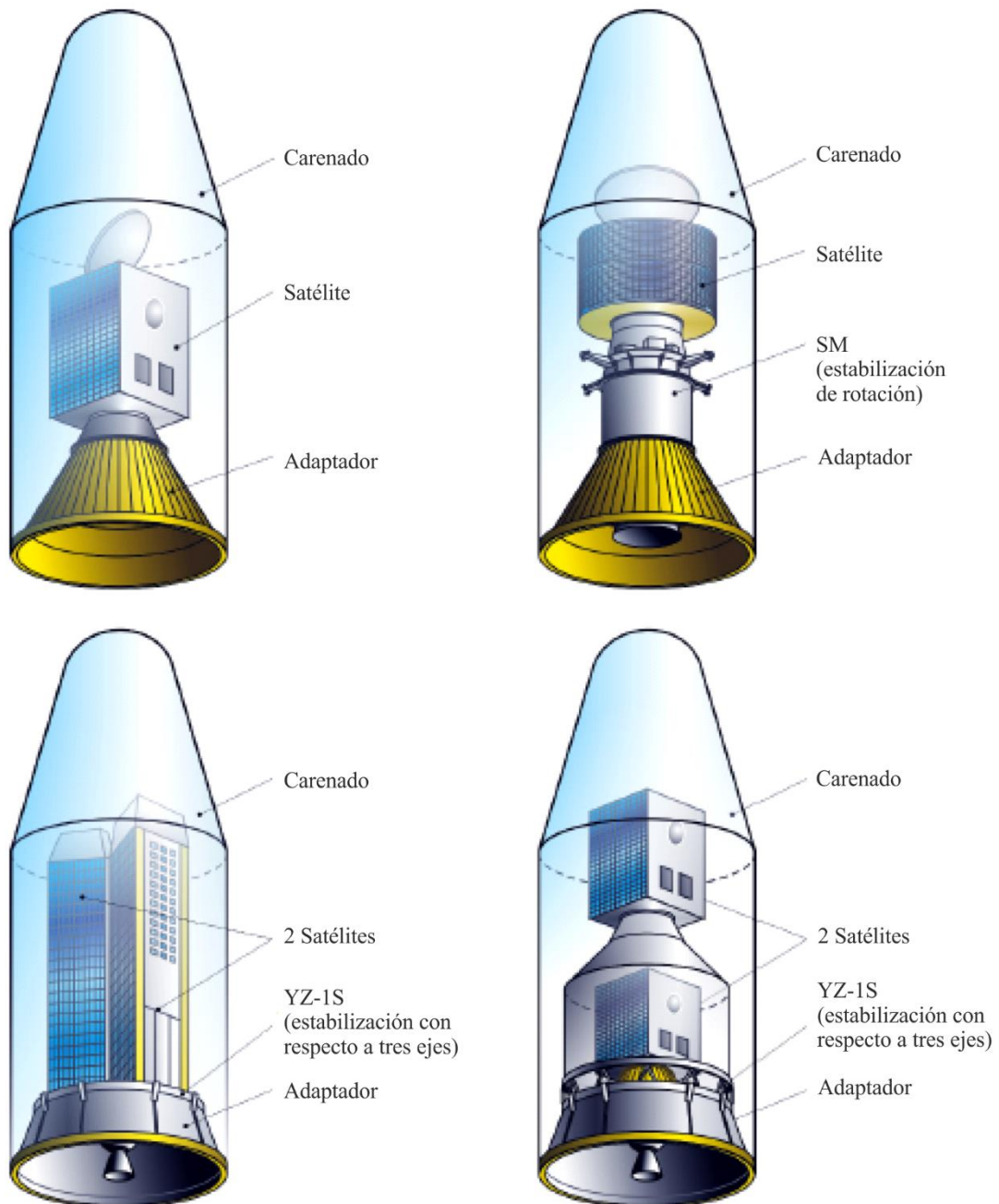
- El **Long March 2C (LM-2C)** es el primer vehículo de lanzamiento chino de combustible líquido, que utiliza N₂O₄ e hidracina para las dos primeras etapas del lanzamiento. Posee tres configuraciones de dos y tres etapas, y está diseñado principalmente para misiones de lanzamiento LEO, SSO y GTO.

El carenado del LM-2C absorbe plenamente las radiofrecuencias. Elaborado con plástico reforzado con fibra de vidrio y juntas metálicas, se ajusta a varios tipos de demanda. El sistema de lanzamiento del LM-2C utiliza una gran variedad de carenados destinados a satisfacer necesidades comerciales de índole muy diversa.

- El **Long March 2D (LM-2D)** es un vehículo de lanzamiento de dos etapas, que utiliza N₂O₄ e hidracina para las dos primeras etapas del lanzamiento. Posee dos configuraciones de dos y tres etapas y está diseñado principalmente para misiones de lanzamiento LEO, SSO y GTO.
- El **Long March 2F (LM-2F)** es un vehículo de lanzamiento de dos etapas, que utiliza N₂O₄ e hidracina para todas las etapas y los propulsores. Es el único vehículo de lanzamiento chino utilizado actualmente para vuelos tripulados, y está diseñado principalmente para el vehículo espacial Shenzhou, entre otros vehículos destinados a misiones de estaciones espaciales.

FIGURA 27

Configuración del carenado de la serie de vehículos espaciales LM-2C



Manual sobre satélites pequeños-27

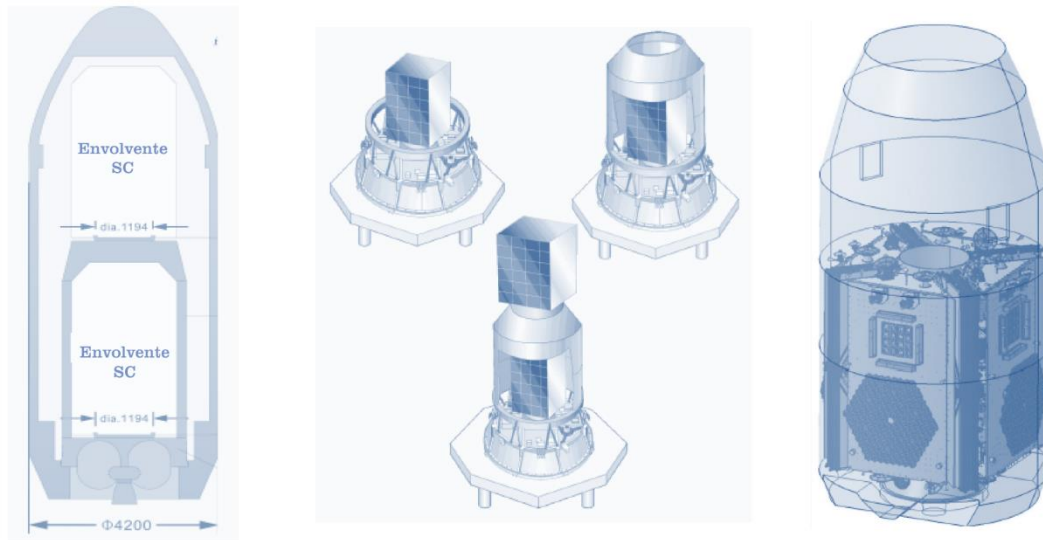
- El **Long March 3A (LM-3A)** es un vehículo de lanzamiento de tres etapas, que utiliza N₂O₄ e hidracina para las dos primeras etapas, e hidrógeno y oxígeno líquidos para la tercera; su diseño se destina principalmente a misiones de lanzamiento GTO.
- El **Long March 3B (LM-3B)** es un vehículo de lanzamiento de tres etapas, que utiliza N₂O₄ e hidracina para las dos primeras etapas y los propulsores, e hidrógeno y oxígeno líquidos para la tercera. Está diseñado principalmente para misiones de lanzamiento GTO, MEO y GEO.

El carenado de la carga útil del LM-3B utiliza dos métodos de encapsulado:

- a) Encapsulado en la plataforma: si el satélite se encapsula en la plataforma, el satélite y el carenado se transportan a la plataforma de lanzamiento por separado, y posteriormente el carenado se encapsula tras el acoplamiento del satélite al vehículo de lanzamiento.
 - b) Encapsulado en BS3: si el satélite se encapsula en BS3, se acopla al adaptador de carga útil (PLA) y se encapsula en el carenado en BS3. El satélite encapsulado se envía a la plataforma de lanzamiento en el carenado y el conjunto íntegro se acopla al vehículo de lanzamiento.
- El **Long March 3C (LM-3C)** es un vehículo de lanzamiento de tres etapas, que utiliza N₂O₄ e hidracina para las dos primeras etapas y los propulsores, e hidrógeno y oxígeno líquidos para la tercera. Posee dos propulsores menos que el Long March 3B, diseñado principalmente para misiones de lanzamiento GTO, MEO y GEO.
 - El **Long March 4B (LM-4B)** es un vehículo de lanzamiento de tres etapas, que utiliza N₂O₄ e hidracina para todas las etapas. Está diseñado principalmente para misiones SSO, y puede lanzar vehículos espaciales para situarlos en varios tipos de órbitas.
 - El **Long March 4C (LM-4C)** es un vehículo de lanzamiento de tres etapas, que utiliza N₂O₄ e hidracina para todas las etapas y está diseñado principalmente para misiones SSO.
 - El **Long March 5 (LM-5)** es un vehículo de lanzamiento de dos etapas. Utiliza hidrógeno y oxígeno líquidos para las dos primeras etapas, y oxígeno y queroseno para cuatro (4) propulsores. Está diseñado principalmente para situar grandes vehículos espaciales en órbitas GTO o LTO, así como para misiones MEO y GEO con arreglo a la configuración correspondiente a la etapa superior.
 - El **Long March 5B (LM-5B)** es un vehículo de lanzamiento de una etapa. Utiliza en la misma hidrógeno y oxígeno líquidos, y oxígeno líquido y queroseno para cuatro (4) propulsores. Su configuración se basa en el vehículo de lanzamiento Long March 5, pero sin segunda etapa. Está diseñado principalmente para situar grandes vehículos espaciales en órbita LEO.
 - El **Long March 6 (LM-6)** es un vehículo de lanzamiento de tres etapas, que utiliza oxígeno líquido y queroseno para las dos primeras etapas, y N₂O₄ e hidracina para la tercera. Está diseñado principalmente para misiones LEO y SSO.
 - El **Long March 6A (LM-6A)** es un vehículo de lanzamiento de 2,5 etapas, que utiliza oxígeno líquido y queroseno para las dos primeras etapas, y cuatro (4) propulsores sólidos de dos etapas de $\Phi 2$ m. Está diseñado principalmente para misiones de lanzamiento hasta órbitas LEO y SSO. Como vehículo de lanzamiento de nueva generación, el Long March 6A realizará principalmente misiones de lanzamiento hasta órbitas medias o bajas.
 - El **Long March 6C (LM-6C)** es un vehículo de lanzamiento de dos etapas, que utiliza oxígeno líquido y queroseno para ambas. Como vehículo de lanzamiento de nueva generación, se prevé que el Long March 6C realice principalmente misiones de lanzamiento hasta órbitas medias o bajas.
 - El **Long March 7 (LM-7)** es un vehículo de lanzamiento de dos etapas. Utiliza oxígeno líquido y queroseno para ambas, así como para los propulsores. Está diseñado para misiones de lanzamiento hasta órbitas LEO y SSO. El Long March 7 realizó su vuelo inaugural en junio de 2016.
 - El **Long March 7A (LM-7A)** es un vehículo de lanzamiento de tres etapas. Utiliza oxígeno líquido y queroseno para las primeras dos etapas y los propulsores, e hidrógeno y oxígeno líquidos para la tercera etapa. Su configuración se basa en la del lanzador Long March 7, previa adición de una tercera etapa criogénica. Está diseñado principalmente para misiones de lanzamiento hasta órbitas GTO y LTO.
 - El **Long March 8 (LM-8)** es un vehículo de lanzamiento de dos etapas, que utiliza oxígeno líquido y queroseno para la primera etapa y los propulsores, e hidrógeno y oxígeno líquidos para la segunda etapa. Está diseñado principalmente para misiones de lanzamiento hasta órbitas LEO, SSO y GTO.

FIGURA 28

Interfaz mecánica del vehículo de lanzamiento LM-8



Soporte de configuración en serie o en paralelo para lanzar varios satélites en una sola misión



Banda de fijación

Dispositivo de separación puntual

Manual sobre satélites pequeños-28

- El **Long March 11 (LM-11)** es un vehículo de lanzamiento de combustible sólido de cuatro etapas, con combustible sólido HTPB para las etapas primera, segunda y cuarta, y combustible sólido de alta energía para la tercera. Diseñado principalmente para misiones de lanzamiento hasta órbitas LEO y SSO, es una nueva generación de vehículos de lanzamiento que pueden utilizarse en situaciones de emergencia que requieran medidas de respuesta rápida.

En la dirección web siguiente se proporcionan las configuraciones específicas de los vehículos de lanzamiento Long March:

<http://www.cgwic.com/Launchservice/LM2C.html>

Centros de lanzamiento de satélites

En función de la misión de que se trate, los satélites se lanzan desde uno de los cuatro centros de lanzamiento siguientes: Jiuquan (JSLC), Taiyuan (TSLC), Xichang (XSLC) o Wenchang (WSLC).

Los cuatro centros de lanzamiento de satélites están adscritos a CLTC. Cada centro cuenta con varios edificios para satélites y salas de limpieza a tenor de las necesidades operativas. El equipo de trabajo de los centros de lanzamiento se encarga de llevar a cabo todas las operaciones necesarias, incluidas las de realización de pruebas, transporte terrestre previo a la integración y al ensamblaje (AIT), suministro de combustible y elevación.

FIGURA 29
Centros de lanzamiento de satélites de CGWIC



Manual sobre satélites pequeños-29

(a) Centro de lanzamiento de satélites de Taiyuan

El centro de lanzamiento de satélites de Taiyuan (TSLC) está situado al noroeste de la provincia de Shanxi, a 284 km de la ciudad de Taiyuan, y es accesible por ferrocarril o carretera. El centro TSLC se encuentra a una altura de 1 400-1 900 m sobre el nivel del mar, rodeado de montañas al este, sur y norte, con el río Amarillo al oeste. La temperatura promedio anual es de 4 a 10 °C, con una máxima de 28 °C en verano y una mínima de -39 °C en invierno.

El centro TSLC es adecuado para el lanzamiento de una gran variedad de satélites, en particular misiones de lanzamiento LEO y SSO. Cuenta con instalaciones de vanguardia para realizar pruebas de vehículos de lanzamiento y espaciales, incluidas actividades de preparación, lanzamiento, seguimiento en vuelo y control de seguridad, así como de predicción orbital.

(b) Centro de lanzamiento de satélites de Jiuquan

El centro de lanzamiento de satélites de Jiuquan (JSLC) se fundó en 1958 y es el primer y mayor centro de lanzamiento de China. El JSLC se encuentra en Jiuquan, provincia de Gansu, al noroeste de China. Su sede está en la Ciudad Espacial de Dongfeng. Jiuquan posee un clima desértico árido continental. El clima es seco durante el año, con poca lluvia y amplios períodos de luz, temperatura promedio anual de 8,5 °C y humedad relativa del 35 al 55 por ciento. Las condiciones ambientales son idóneas para el lanzamiento de satélites.

El centro JSLC lanzó satisfactoriamente el primer satélite chino DFH-1 mediante un vehículo LM-1 en 1970. Llevó a cabo su primera misión internacional en octubre de 1992 por medio del vehículo de lanzamiento LM-2C. La carga útil era el satélite científico Freja, de *Swedish Space Corporation*.

En la actualidad, el centro JSLC realiza principalmente misiones de lanzamiento SSO y LEO de alta inclinación, así como misiones tripuladas. Cuenta con un equipo de personal profesional y técnico de gran calidad, así como con instalaciones, equipos y sistemas de ensayo avanzados.

(c) Centro de lanzamiento de satélites de Xichang

El centro de lanzamiento de satélites de Xichang está situado en la provincia de Sichuan, al suroeste de China.

La construcción del centro XSLC comenzó en el decenio de 1970. En la actualidad tiene capacidad para lanzar satélites mediante vehículos de lanzamiento de las series LM-3A, LM-2C y LM-4B/C. Sus instalaciones comprenden equipos de seguimiento, comunicaciones y meteorología, entre otros equipos de apoyo técnico para la realización de pruebas SC, así como actividades de lanzamiento, seguimiento, control de seguridad, comunicaciones y apoyo a la meteorología.

El centro puede prestar servicios técnicos, en particular transporte aeroportuario o por carretera, aplicaciones de meteorología, análisis de combustible o gas, y realización de diversas mediciones. Previa petición, también puede proporcionar aire comprimido, helio gaseoso y nitrógeno, y ofrecer programas de formación sobre las operaciones de los equipos relacionados con SC.

(d) Centro de lanzamiento de satélites de Wenchang

El centro de lanzamiento de satélites de Wenchang (WSLC) está situado en Longlou Town, en la ciudad de Wenchang, provincia de Hainan. El centro WSLC es el primer centro de lanzamiento costero de China y uno de los pocos centros de lanzamiento de baja latitud en el mundo.

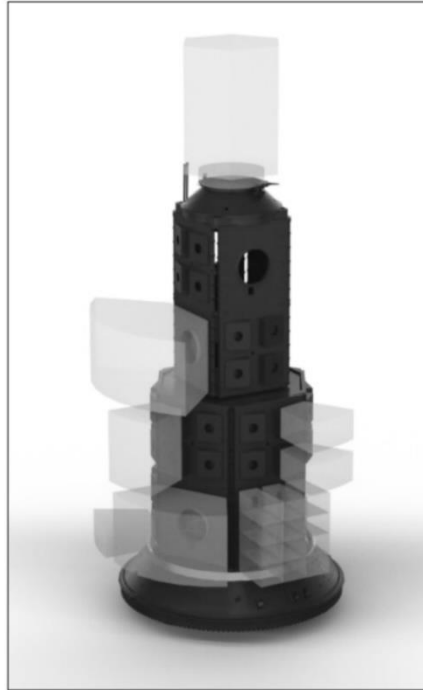
El centro está diseñado para la utilización de vehículos de lanzamiento LM-5, LM-7 y LM-8 y se destina principalmente a misiones GEO, la producción de estaciones espaciales y misiones de exploración del espacio lejano.

Habida cuenta de su emplazamiento costero a baja latitud, el centro WSLC puede aprovechar plenamente la velocidad de lanzamiento lineal cerca de la línea ecuatorial, al tiempo que el fenómeno de inercia centrífuga reduce en gran medida el consumo de combustible del vehículo de lanzamiento (la capacidad del mismo puede aumentarse en un 10 por ciento); ello contribuye a facilitar el transporte de vehículos de lanzamientos pesados por vía marítima.

7.3 Programa de lanzamientos colectivos de SpaceX

En el marco de su programa de lanzamientos colectivos *Rideshare*, SpaceX ofrece diversos volúmenes de lanzamiento mediante su vehículo Falcon 9, como se muestra en la Fig. 30, a fin de facilitar el acceso al espacio a operadores de satélites pequeños interesados en efectuar una puesta en órbita de forma eficaz y asequible. SpaceX lanza con frecuencia misiones Falcon 9 a órbitas LEO, GTO o de inyección translunar (TLI) de inclinación media, y realiza misiones de órbita heliosíncrona (SSO) aproximadamente cada cuatro meses. Sus lanzamientos periódicos brindan flexibilidad contractual a clientes que necesitan reprogramar un lanzamiento en caso de retraso asociado a la carga útil.

FIGURA 30

Ejemplo de configuración de misión basada en la utilización de bastidores para lanzamientos colectivos

Manual sobre satélites pequeños-30

Con arreglo a sus requisitos de masa en órbita, cada cliente selecciona un volumen de carga útil y una configuración de interfaz determinados para un bastidor de lanzamiento colectivo SpaceX (véase el Cuadro 12), cuyo tamaño puede ser $\frac{1}{4}$ de bastidor, $\frac{1}{2}$ de bastidor, un bastidor completo o un bastidor completo de tamaño XL, y admite masas de carga útil que oscilan entre 50 y 300 kg. Los clientes también seleccionan el modelo de pernos que deseen (interfaces normalizadas de 8, 15 ó 24 pulgadas de diámetro). Como servicio facultativo, SpaceX puede proporcionar otras configuraciones para pequeños vehículos espaciales que no sean compatibles con esas interfaces mecánicas y requieran varios despliegues, o la utilización de un vehículo de transferencia orbital para alcanzar su altitud definitiva. Con objeto de reducir la huella de residuos orbitales del programa de lanzamientos colectivos, las cargas útiles deben cumplir la normativa de la Comisión Federal de Comunicaciones (FCC), en virtud de la cual se deben desechar los vehículos espaciales tan pronto como sea posible y, a más tardar, cinco años después del final de la misión.

CUADRO 12

Configuraciones de carga útil del programa de lanzamiento colectivo de SpaceX

Configuración de carga útil	Interfaz normalizada	Masa en órbita
$\frac{1}{4}$ de bastidor	Modelo de pernos de 8 pulgadas	50 kg
$\frac{1}{2}$ de bastidor	Modelo de pernos de 8 ó 15 pulgadas	100 kg
Bastidor completo	Modelo de pernos de 15 ó 24 pulgadas	200 kg
Bastidor completo (volumen XL)	Modelo de pernos de 24 pulgadas	300 kg

SpaceX ha logrado disminuir el precio de sus servicios de lanzamiento colectivo por medio de un innovador sistema de recuperación y reutilización de los propulsores de primera etapa de sus vehículos de lanzamiento Falcon 9 y Falcon Heavy. Un solo propulsor tiene capacidad para realizar 15 vuelos. En noviembre de 2022, el precio de las misiones de lanzamiento colectivo de SpaceX era únicamente de 275 000 dólares por situar 50 kg en órbita SSO, con arreglo a una tarifa normalizada única de 5 500 dólares por kg de masa de carga útil adicional. Este servicio de lanzamiento, altamente competitivo, se destina a una gran variedad de clientes, en particular empresas de nueva creación y clientes aeroespaciales institucionales interesados en lanzar vehículos espaciales con fines operativos o de desarrollo. Al ofrecer una alternativa asequible frente a los lanzamientos espaciales específicos, SpaceX facilita el desarrollo de las tecnologías espaciales en los sectores industrial y gubernamental.

CAPÍTULO 8

8 Disminución de residuos espaciales

Las misiones de satélite pueden requerir la concesión de una licencia o autorización por la autoridad nacional competente, en el marco de la legislación nacional en vigor. Ese organismo podrá ser la entidad nacional de reglamentación de las radiotelecomunicaciones, la agencia espacial nacional o el organismo nacional de ciencia y tecnología. En el sitio web de UNOOSA puede consultarse en línea la legislación nacional sobre actividades espaciales, a través de la dirección web siguiente:

<https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/spacelaw/nationalspacelaw/index.html>

En el marco de la Resolución 68/74 de la Asamblea General, de 11 de diciembre de 2013, "Recomendaciones sobre la legislación nacional pertinente a la exploración y utilización del espacio ultraterrestre con fines pacíficos", se proporciona información para que los Estados la tengan en cuenta, en su caso, al promulgar marcos reglamentarios sobre actividades espaciales a escala nacional, de conformidad con su legislación nacional, habida cuenta de sus necesidades y requisitos específicos. Dicha Resolución incluye el alcance de las actividades espaciales que abarcan los marcos de reglamentación; la jurisdicción nacional sobre reglamentación de las actividades espaciales de entidades gubernamentales o no gubernamentales; los procedimientos de autorización y concesión de licencias para actividades espaciales nacionales, incluidas la supervisión y vigilancia ininterrumpidas de las actividades espaciales autorizadas; la inscripción de objetos lanzados al espacio ultraterrestre y el establecimiento de registros nacionales; los procedimientos de responsabilidad e indemnización; y los procedimientos relativos al cambio de situación en el funcionamiento de objetos espaciales en órbita.

Las autoridades nacionales también pueden requerir, en el marco del mecanismo de autorización, la aplicación de medidas encaminadas a disminuir la cantidad de residuos espaciales sobre la base de normas nacionales o las Directrices para la reducción de residuos espaciales de la Comisión sobre utilización del espacio ultraterrestre con fines pacíficos (ST/SPACE/49). En el sitio web de UNOOSA especificado a continuación figura un compendio de normas nacionales sobre reducción de residuos espaciales:

<http://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/topics/space-debris/compendium.html>

Dicho compendio, así como los recursos de la página web específica sobre esa temática de la Oficina de Asuntos del Espacio Ultraterrestre, constituyen una recopilación de la información reglamentaria pertinente facilitada por los Estados y varias organizaciones internacionales o intergubernamentales, así como de los correspondientes instrumentos internacionales.

La aplicación de medidas de disminución de residuos espaciales debe considerarse en la fase de "Revisión de diseño preliminar", en particular en el caso de misiones que requieran decaimiento orbital o paso a situación pasiva de sistemas de a bordo durante la fase final de la misión.

De conformidad con el acuerdo alcanzado por la Asamblea General en su Resolución 62/217 de 22 de diciembre de 2007, las Directrices para la reducción de residuos espaciales de la Comisión sobre utilización del espacio ultraterrestre con fines pacíficos están en consonancia con las prácticas en vigor desarrolladas por varias organizaciones nacionales e internacionales. En el plano técnico, las directrices son aplicables a la planificación de misiones y al funcionamiento de nuevos vehículos espaciales y etapas orbitales y, de ser posible, a los existentes. Cabe enumerar a tal efecto siete directrices:

- a) limitación de los residuos espaciales liberados durante el funcionamiento normal de los vehículos espaciales en diversas etapas orbitales;
- b) minimización de las posibilidades de desintegración durante las fases operacionales;
- c) limitación de la probabilidad de colisión accidental en órbita;
- d) evitación de la destrucción intencional y otras actividades perjudiciales;
- e) minimización de las posibilidades de que produzcan desintegraciones al final de las misiones como resultado de la energía almacenada;

- f) y g) limitación de la presencia a largo plazo de vehículos espaciales y etapas orbitales de vehículos de lanzamiento en las regiones de órbita terrestre baja (LEO) y órbita terrestre geosíncrona (GEO) al final de la misión.

Si bien las directrices no son jurídicamente vinculantes con arreglo al derecho internacional, en virtud de la citada Resolución la Asamblea General se invita a los Estados Miembros a aplicar esas directrices de forma voluntaria en el marco de los mecanismos nacionales pertinentes, siempre y cuando ello sea posible, y con arreglo a prácticas y procedimientos de disminución de residuos espaciales.

El Comité interinstitucional de coordinación sobre residuos espaciales (IADC), por ejemplo, ha recopilado directrices, normas y reglas para la reducción de residuos espaciales de los principales organismos espaciales del mundo¹⁰. Pese a que las directrices anteriormente referidas no son obligatorias, habida cuenta de los miles de satélites pequeños que se prevé lanzar y que repercutirán en el entorno espacial, cabe alentar a los Estados Miembros y a los organismos de reglamentación a que estudien la posibilidad de pedir un comportamiento más responsable a sus licenciarios. Muchos operadores de satélites se han comprometido a observar algunos de los aspectos que se enumeran a continuación.

Diseño responsable

La adopción de prácticas responsables de diseño y funcionamiento constituye el imperativo más acuciante en materia de seguridad espacial. Entre los principales aspectos de seguridad cabe destacar los siguientes:

- *Fiabilidad*: los satélites deben someterse a rigurosos programas de homologación en tierra, en particular al desarrollar grandes sistemas de satélites.
- *Control*: los operadores deben garantizar la identificación, la ubicación y el control de la trayectoria de sus activos, y asumir la debida responsabilidad al respecto.
- *Coordinación*: los operadores deben proporcionar información orbital y planes de maniobra a operadores y adoptar medidas de coordinación para evitar colisiones.
- *Supresión*: los operadores de sistemas no OSG deben poner fuera de órbita sus equipos de forma rápida, eficaz y segura al final de su vida útil.
- *Seguridad por diseño*: las órbitas y constelaciones deben diseñarse para minimizar el número de satélites en órbita.

Conocimiento de la situación espacial (SSA) y gestión de tráfico espacial (STM)

- El principal factor para lograr un SSA y una STM eficaces sigue siendo la cooperación abierta entre los operadores y sistemas de SSA.
- La coordinación transparente debe incluir la publicación de los elementos de datos bilineales (TLE) de satélites, las efemérides y la covarianza respecto de controladores espaciales (por ejemplo, JspOC) y plataformas de acceso público (por ejemplo, CelesTrack).
- Los operadores deben celebrar reuniones informativas de coordinación o concienciación para confirmar las medidas que prevén adoptar en caso de posible conjunción.

Retirada y supresión asistidas (ADR)

- Los operadores de satélites deben colaborar con los organismos de reglamentación y los proveedores de servicios ADR para desarrollar los sistemas legislativo y técnico, con el fin de fomentar soluciones técnicas de índole diversa y nuevos modelos empresariales y comerciales.
- Pese a que la *eficacia de los satélites* y la *seguridad por diseño* siguen constituyendo la base de la labor de todo operador responsable, en el marco de varias demostraciones de misiones ADR se prevé elaborar diversos requisitos técnicos para poner fuera de órbita satélites incontrolables.

¹⁰ <https://www.iadc-home.org/references>

Radioastronomía

- Los operadores responsables deben comprometerse a encontrar formas de facilitar su labor con la de los observatorios de radioastronomía, proteger los emplazamientos de radioastronomía y, en su caso, colaborar para propiciar soluciones mutuamente aceptables e innovadoras en materia de coordinación dinámica.

Astronomía óptica

- Los operadores responsables deben reconocer que los satélites y las grandes constelaciones pueden afectar a los observatorios que trabajan con un amplio campo de visión.
- Los operadores deben esforzarse por reducir todo lo posible el resplandor de los satélites que se divisa desde tierra, y por minimizar sus efectos en las observaciones del cielo nocturno.
- Proporcionar información pública fidedigna sobre la ubicación prevista de satélites específicos (o efemérides) es primordial. Ello facilita la utilización en tiempo real de dicha información en relación con la ubicación de satélites, a fin de adaptar las estrategias de observación y minimizar la interrupción de las observaciones.

Las Directrices relativas a la sostenibilidad a largo plazo de las actividades en el espacio ultraterrestre de la Comisión sobre utilización del espacio ultraterrestre con fines pacíficos, adoptadas por la citada Comisión en 2019, proporcionan orientaciones adicionales, de cumplimiento voluntario, acordadas a escala internacional, sobre un conjunto de aspectos conexos. El texto íntegro de dichas Directrices puede consultarse en el sitio web de UNOOSA (ST/SPACE/79), a través de la página web siguiente:

https://www.unoosa.org/oosa/en/oosadoc/data/documents/2021/stspace/stspace79_0.html

CAPÍTULO 9

9 Ejemplos de redes o sistemas de satélites pequeños

9.1 Misiones científicas

9.1.1 Microsatélite DIWATA-1, para la observación de la Tierra

El microsatélite DIWATA-1 fue desarrollado por un equipo conjunto del Departamento de Ciencia y Tecnología (DOST) de Filipinas, la Universidad de Filipinas Diliman, la Universidad de Hokkaido y la Universidad de Tohoku. Se trata del primer microsatélite de científicos e ingenieros filipinos y se situó en una órbita circular de 400 km el 27 de abril de 2016, con apoyo del módulo experimental japonés Kibo de la Estación Espacial Internacional (ISS). En abril de 2020, el satélite DIWATA-1 se deterioró por efecto de la resistencia atmosférica habida cuenta de una vida útil orbital total prevista de alrededor de cuatro años, susceptible de verse alterada por la actividad solar. El satélite cuenta con cuatro tipos de sensores de observación de la Tierra para la vigilancia diaria de recursos naturales en tierras y océanos de Filipinas, y la realización de observaciones climáticas y en situaciones de catástrofe.

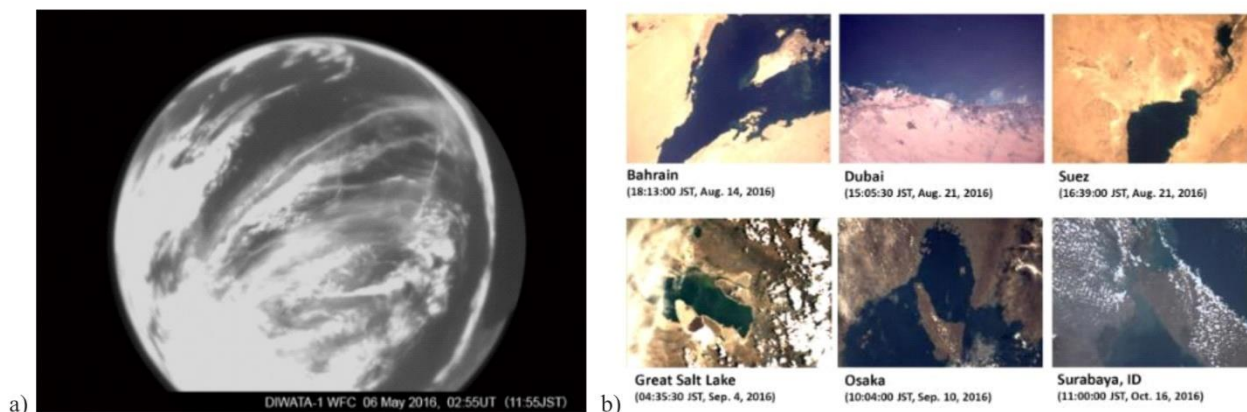
FIGURA 31

Modelo orbital del satélite DIWATA-1, para su misión iniciada en abril de 2016.



FIGURA 32

Ejemplos de imágenes de observación: a) imagen de apuntamiento al nadir mediante un sensor WFC de tipo ojo de pez; b) imágenes en color MFC para la calibración de posición; en el blog de PHL Microsat se proporcionan más imágenes y artículos de interés sobre SMI y HPT



Manual sobre satélites pequeños-32

El primer objetivo del proyecto fue formar profesionalmente a jóvenes ingenieros de Filipinas en el marco de la producción de dos satélites. Tras el desarrollo del módulo de servicio de los satélites y de las cargas útiles de la misión, se llevaron a cabo las operaciones del satélite y la gestión de la estación terrena. La duración total del desarrollo del satélite DIWATA-1 fue 14 meses, de noviembre de 2014 a enero de 2016, período relativamente breve para formar a ingenieros especializados en otros campos profesionales. Nueve alumnos residieron en la Universidad de Tohoku y en la Universidad de Hokkaido para tomar parte en el desarrollo y las operaciones del satélite, y cursar una maestría. Las universidades japonesas habían desarrollado previamente tres microsátélites, a saber, los satélites SPRITE-SAT/RISING (2009), RISING-2 (2014) y RISESAT (2019), cuya experiencia y conocimientos se aprovecharon para el DIWATA-1.

La masa del satélite DIWATA-1 es 52,4 kg y sus dimensiones $55 \times 35 \times 55$ cm. Se situó en una órbita circular de 400 km, con una inclinación de 51,6 grados, órbita habitual de los satélites desplegados por la ISS. La misión contó con cuatro tipos de instrumentos, a saber, un telescopio de alta precisión (HPT) con una resolución espacial de 3 m; un generador de imágenes multispectral espacial (SMI) con una resolución espacial de 61 m y una longitud de onda selectiva de 430 a 1.020 nm; una cámara de campo amplio (WFC) con un FOV de 180×134 grados; y una cámara de campo medio (MFC) con un FOV de $121,9 \times 91,4$ km. El generador SMI utiliza un filtro variable de cristal líquido (LCTF), cuya utilización se demostró por primera vez en el satélite RISING-2. El sistema de determinación y control de posición incluyó ruedas de reacción (RW) de 4 direcciones, sensores de dos estrellas (STT), un giroscopio de fibra óptica (FOG), sensores de aspecto solar (SAS), un sensor de aspecto geomagnético (GAS), un receptor GPS (GPSR) y motores de par magnéticos de 3 ejes (MTQ).

El subsistema de potencia incorporó células solares cuya eficiencia era del 28,3 por ciento, así como baterías de NiMH (10,8 V, 7,4 Ah, 79,9 Wh). El valor promedio de la generación energética era de 38,6 W durante la fase de exposición solar, y el consumo máximo de energía 56,9 W en el modo de comunicación en la banda X para la descarga de imágenes. Durante la mayor parte del tiempo el consumo energético fue de 6,1 W en modo de espera para mantener la batería totalmente cargada, excepto en las zonas de observación previstas o al sobrevolar estaciones en tierra. La estructura de este satélite representó un concepto completamente nuevo para el equipo de trabajo, de ahí que se decidiera utilizar un panel solar montado en el cuerpo principal a fin de evitar la inclusión de una compleja paleta solar desplegable. Las células solares se montaron en cinco paneles en las partes superior y lateral del satélite. En el Cuadro 13 se sintetizan las especificaciones de los sistemas del satélite DIWATA-1.

En una primera fase, el funcionamiento se llevó a cabo íntegramente a través de la estación en tierra de la Universidad de Tohoku en Sendai (Japón), y posteriormente se utilizó, en particular, la estación en tierra

DOST-ASTI en Metro Manila. El enlace ascendente se estableció en la banda de ondas decimétricas en Japón, y en la banda S en Filipinas. El enlace descendente se estableció en la banda S, con limitación de la velocidad binaria para la transmisión de datos sobre el estado de mantenimiento interno y de imágenes en baja resolución de la misión, y en la banda X para la transmisión de imágenes de la misión en alta resolución a 2,4 Mbps.

CUADRO 13

Especificaciones de sistema del satélite DIWATA-1

Tamaño y peso en el lanzamiento		Determinación y control de posición	
tamaño	550 (An) x 350 (Pr) x 550 mm (Al)	tipo	control activo mediante ruedas de reacción con respecto a 3 ejes
peso	52,4 kg	sensores	sensores de estrella, sensores giroscópicos de fibra óptica sensores solares, magnetómetros receptor GPS
Órbita		accionadores	3 ruedas de reacción 3 motores de par magnéticos
tipo	circular	<hr/>	
vida útil	18 meses hasta decaimiento orbital	Energía	
altura	400 km (período 92,6 min., comienzo de vida útil)	células solares	Célula de juntas múltiples GaAs (eficiencia del 28,3%) 8 en serie x 19 en paralelo (total) 18,8V; 0,433A; 8,1W @ en serie
inclinación	51,6 grados	baterías	NiMH, 9 en serie x 2 en paralelo 10,8V; 7,4Ah; 79,9 Wh (total)
Sensores de misión		generación energ.	38,6 W (promedio, orientación solar, rotación)
HPT	<u>Telescopio de alta precisión</u> Resolución espacial 3 m, FOV 2,0 km x 1,5 km 4 CCD (R, G, B, NIR)	consumo energ.	59,9 W (descarga de datos en la banda X, valor máx.) 49,7 W (en modo observación SMI) 6,1 W (en modo de ahorro energético)
SMI con LCTF	<u>Generador de imágenes multispectrales en el espacio con filtro variable de cristal líquido</u> Resolución espacial 6,1 m, FOV 40 km x 30 km 2 LCTF (430-740nm, 730-1020nm) longitud de onda variable a intervalos de 1 nm	<hr/>	
WFC	<u>Cámara de campo de visión amplio</u> Resolución espacial 7 km, FOV 180 grados x 134 grados CCD pancromático	Comunicaciones	
MFC	<u>Cámara de campo de visión medio</u> Resolución espacial 185 km, FOV 121,9 x 91,4 km CCD con filtro cromático Bayer	emplazamiento	Estación de Manila con parábola de 3,7 m (Filipinas) Estación de Sendai con parábola de 2,4 m (Japón)
		enlace ascendente	BANDA-S, 1 kbps en Manila Banda de ondas decimétricas, 1,2 kbps en Sendai
		enlace descendente	BANDA-X, 0,5W, 2,4 Mbps máx. en Manila y Sendai BANDA-S, 0,1W, 200 kbps máx. en Manila y Sendai

El diseño de la nueva estructura, de tamaño $55 \times 35 \times 55$ cm, que precisó alrededor de seis meses, constituyó la primera dificultad de desarrollo del proyecto. Tras el montaje del modelo de vuelo sin el modelo de ingeniería, se realizó la prueba de vibración del citado modelo de vuelo en septiembre de 2015. La realización de pruebas se simplificó para que consistiera únicamente en una vibración aleatoria de un minuto por eje. El nivel alcanzado fue de 4,85 Grms y el valor de cresta de PSD fue 0,08 g²/Hz para 30-80 Hz.

A raíz de los resultados satisfactorios del DIWATA-1, el equipo desarrolló un sucesor, el DIWATA-2, que situó en órbita sincrónica solar (SSO) a una altitud de 613 km mediante el cohete H-IIA en octubre de 2018. El sistema de base fue análogo al del primer satélite, pero con inclusión de nuevos elementos, en particular varias paletas de paneles solares, un módulo de control de posición ampliado y una función de radioaficionados. Desde junio de 2021, dicho satélite funciona de forma segura. Por otro lado, el último satélite que se puso en órbita en marzo de 2021, desarrollado por la Universidad de Hokkaido y la Universidad de Tohoku, en colaboración con otros países, incorpora asimismo las funciones de la serie DIWATA, con mayor resolución del sensor de carga útil, mejor calidad de funcionamiento del control de posición y mayor velocidad binaria del enlace descendente (20 Mbps).

La Universidad de Tohoku y la Universidad de Hokkaido gestionan conjuntamente una red de estaciones en tierra. En junio de 2021, se explotaban cinco satélites mediante tres estaciones en tierra. A finales de 2022 se explotaban diez satélites mediante seis estaciones en tierra. Las operaciones de las estaciones en tierra y los satélites se gestionan mediante un sistema original denominado gestión operacional de satélites (SOM), integrado por una base de datos alojada en un servidor con servicios API y aplicaciones cliente. Varios operadores de satélites pueden gestionar fácilmente la comunicación con los satélites cuando éstos sobrevuelan las estaciones en tierra. Cabe destacar asimismo una función de gestión de la planificación de las observaciones de la Tierra, las comunicaciones de datos y otros tipos de experimentos, a fin de facilitar la rápida generación de señales de control.

FIGURA 33

Estaciones en tierra de la Universidad de Tohoku y la Universidad de Hokkaido; a) Sendai, JP; b) Hakodate, JP; c) Kiruna, Suecia.



Manual sobre satélites pequeños-33

9.1.2 Satélite HORYU-4, para la investigación espacial

El desarrollo del nanosatélite HORYU-4 corrió a cargo del Instituto Tecnológico de Kyushu (Kyutech), en Fukuoka (Japón). El satélite tenía por objeto adquirir datos en órbita de los fenómenos de descarga que se producen en los paneles solares de alto voltaje para ampliar los conocimientos sobre carga de satélites, a fin de contribuir a un aumento de la fiabilidad de los sistemas espaciales, y a la implantación de futuros sistemas espaciales de alta potencia.

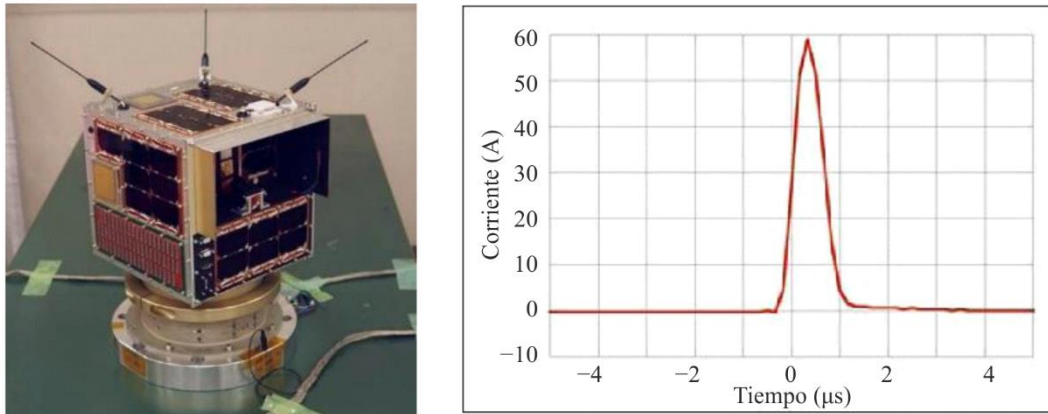
El HORYU-4 fue el sucesor del satélite HORYU-2, que llevó a cabo experimentos en órbita de generación energética de alto voltaje. El HORYU-2 se lanzó en mayo de 2012 y estableció un nuevo valor máximo mundial en cuanto a generación de energía fotovoltaica en órbita, a saber, 350 V. Posteriormente, Kyutech ha desarrollado otros nanosatélites para llevar a cabo diversos experimentos científicos en órbita relacionados con la observación del entorno espacial y la interacción con el entorno de vehículos espaciales, entre otros. Los satélites son diseñados, producidos y operados por personal y alumnos de Kyutech.

La misión principal de HORYU-4 fue obtener la forma de una onda de corriente de arco mediante un osciloscopio a bordo y generar su imagen mediante una cámara activada por dicho osciloscopio. El HORYU-4 también llevó a cabo varios experimentos científicos sobre paneles solares de alto voltaje con mitigación de corriente de arco, la medición de plasma mediante una sonda Langmuir doble, propulsores de arco en el vacío, medición de corriente fotoelectrónica y degradación de polímeros.

El satélite se lanzó como carga útil secundaria el 17 de febrero de 2016 (08:45:00 UTC) a bordo de un vehículo H-IIA -F30 desde el Centro Espacial de Tanegashima (TNSC), en Japón. Permitió obtener la forma de onda de la corriente de arco prevista y generar la correspondiente imagen (véase la Fig. 34). La misión HORYU-4 elaboró 16 artículos en una revista revisada por homólogos y ayudó a siete estudiantes a completar un doctorado.

FIGURA 34

Modelo de vuelo del satélite HORYU-4 (izquierda) y corriente de arco registrada en órbita (derecha)



Manual sobre satélites pequeños-34

Las especificaciones del satélite figuran en el Cuadro 14. La masa del satélite era relativamente pequeña con respecto a sus dimensiones externas. Su superficie se ajustó a la envoltura máxima autorizada en virtud de la especificación sobre lanzamiento como carga secundaria H2A, a fin de obtener espacio adicional para varias cargas útiles científicas. Las misiones del satélite se centraron principalmente en la carga del vehículo espacial y en la interacción del mismo con el entorno. Habida cuenta de ello, fue necesario colocar muchas cargas útiles en sus paneles externos.

CUADRO 14

Especificaciones de sistema del satélite HORYU-4

Tamaño y peso en el lanzamiento		Cargas útiles de la misión
Tamaño	450 (An) x 420 (Pr) x 430 (Al) mm	1. Osciloscopio de a bordo (OBO)
Peso	10 kg	2. Cámara gen. de imág. de corriente de arco (AVC)
Órbita		3. Panel solar de alta tensión (HVSA)
Tipo	Circular	4. Medición de degradac. de células solares (DEG)
Vida útil	Inferior a 25 años hasta decaimiento orbital	5. Sonda Langmuir doble (DLP)
Altura	575 km	6. Propulsor de arco en el vacío (VAT)
Inclinación	31 grados	7. Película electroluminiscente (ELF)
Determinación y control de posición		8. Enlace oculto (INK)
Sensores de posición	Sensor giroscópico, sensor solar	9. Medición de corriente fotoelectrónica (PEC)
Determin. orbital	Receptor GPS	10. Cámara para toma de imágenes terrestres (CAM)
Control de posición	Imán permanente y amortiguador de histéresis	11. Emisor "Digi-singer" (SNG)
Energía		
Células solares	Máx. generación de potencia 9W Generación de potencia promedio 5,2W	
Baterías	Ni-MH, 3 en paralelo x 6 en serie, 5700 mAh para 7,2V	
Consumo energ.	Nominal 5,1W Valor de cresta (todas las funciones activas) 15,3W	
Comunicaciones		
Estaciones en tierra	Antena en bandas de ondas decimétricas, métricas, L y S en Kyutech (Japón)	
Enlace descendente	Banda de ondas decimétricas (437,375 MHz), CW, radiobaliza (20 wpm) Banda de ondas decimétricas (437,375 MHz), FM, 1200 bit/s para datos Banda-S (2400.3 MHz), 100 kbps para datos	
Enlace ascendente	Banda de ondas métricas (145-146 MHz) Banda L (1,26 GHz)	

El satélite se explotó en las bandas de radioaficionados, incluida la banda S, a fin de transmitir datos de imágenes por medio del enlace descendente. La comunicación en la banda S fue compleja, puesto que la frecuencia atribuida fue objeto de interferencia, en particular la provocada por señales WiFi. Se instaló un filtro de paso de banda muy estrecha en la estación en tierra de banda S, situada en Kyutech.

A raíz del éxito de los satélites HORYU-2 y HORYU-4, Kyutech desarrolló varios nanosatélites y satélites CubeSat. A partir de 2017, se lanzaron desde la ISS varias constelaciones de satélites CubeSat 1U, los satélites BIRDS. Desde 2021, se situaron en órbita cuatro generaciones de satélites BIRDS, a saber, 14 satélites en total. Cada satélite transportaba cargas útiles científicas para realizar diversos experimentos en órbita. El objetivo principal de los satélites BIRDS no fue la realización de misiones científicas, sino el desarrollo de recursos humanos, en particular, facilitar la capacitación de países emergentes en el ámbito espacial. En el programa BIRDS tomaron parte varios satélites producidos por alumnos de Kyutech procedentes de Ghana, Nigeria, Bangladesh, Mongolia, Bután, Filipinas, Malasia, Sri Lanka, Nepal y Paraguay. Para muchos de esos países, los satélites BIRDS fueron sus primeros satélites.

Kyutech también desarrolló varios satélites CubeSat en colaboración con la Universidad Tecnológica de Nanyang (NTU), en Singapur. Hasta ahora se han lanzado tres satélites de este tipo, a saber, el AOBA-VELOX 3 (desplegado por la ISS en 2017), el SPATIUM-I (desplegado por la ISS en 2018) y el AOBA-VELOX-IV (lanzado por Epsilon-4 en 2019). Dichos satélites tuvieron por misión realizar demostraciones tecnológicas en órbita, en particular en relación con el control de posición mediante propulsores y la utilización de una cámara de baja luminosidad para futuras misiones lunares, así como el uso de relojes atómicos a escala de chip para analizar el plasma ionosférico mediante la medición del retardo temporal de las señales.

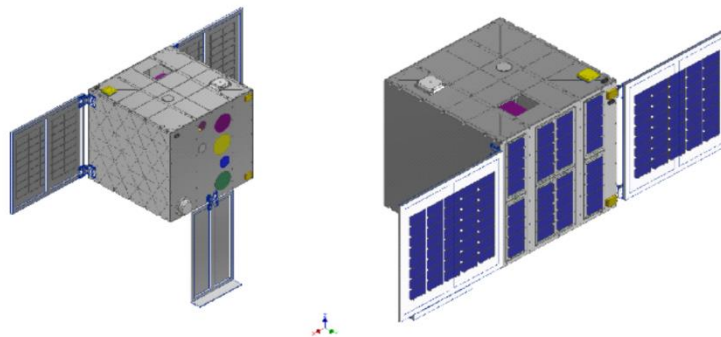
Se prevé que Kyutech lance en breve un satélite CubeSat 6U para la observación de la Tierra. Actualmente estudia la realización de una misión lunar CubeSat. Por otro lado, Kyutech colabora con otras universidades y pequeñas empresas para producir satélites CubeSat, sobre la base de su experiencia. Dicha labor se apoya en los conocimientos adquiridos en actividades previas con nanosatélites.

9.1.3 Satélite PETREL, para la observación astronómica en el espectro ultravioleta y la observación de la Tierra

El satélite "PETREL" es un microsátélite destinado a misiones de observación astronómica en el espectro ultravioleta (UV) y de teledetección, fruto de una asociación entre los sectores académico e industrial. En relación con la misión de observación astronómica, el satélite incorpora un refractor de 8 cm para la localización de fuentes transitorias en el espectro ultravioleta celestre. En relación con la misión de observación de la Tierra, emplea dos tipos de cámaras multispectrales "ajustables" con dispositivos LCTF. El satélite incorpora asimismo una cámara hiperespectral de tamaño ultracompacto para compensar la falta de información cromática a la que da lugar la utilización de colores discretos. El sistema del módulo de servicio del satélite se ha diseñado sobre la base del satélite Hibari de Tokyo Tech, y se ha adaptado para facilitar la realización de diversos tipos de misiones científicas y comerciales. El proyecto de teledetección y la misión de observación astronómica en el espectro ultravioleta se aceptaron como proyecto relativo a satélites pequeños en el marco del programa de demostración tecnológica sobre satélites innovadores de la JAXA, y como programa conjunto a pequeña escala de ISAS y la JAXA en 2020, respectivamente. El satélite se lanzará en 2022 mediante el vehículo de lanzamiento Epsilon de JAXA. Véase la Fig. 35.

FIGURA 35

Vista externa del satélite PETREL



Manual sobre satélites pequeños-35

El proyecto fue propuesto inicialmente por un astrónomo interesado en utilizar un satélite para analizar objetos muy expansivos en la banda de frecuencias del espectro ultravioleta. Con objeto de evitar la luminosidad terrestre, las observaciones astronómicas se efectúan únicamente por la noche. Para aprovechar mejor el período diurno, se "compartió" un satélite con varios colaboradores industriales, lo que permitió asimismo reducir sustancialmente los costes de desarrollo. Durante el día se llevaron a cabo misiones de espectroscopia, técnica de gran utilidad en cuanto a aplicaciones comerciales de los datos obtenidos, al permitir proporcionar información química o biológica relativa a la superficie de la Tierra.

La misión astronómica realizada se basó en el análisis de fenómenos de corta duración, en particular supernovas, eventos de ondas gravitacionales y explosiones celestes de gran potencia. Esos fenómenos muy expansivos presentan emisiones "azules" en su fase inicial debido a choques térmicos, que elevan la temperatura del material estelar hasta unos 10^5 K de forma inmediata. Habida cuenta de ello, el espectro ultravioleta constituye uno de los límites astronómicos en el dominio temporal. Para evitar la luminosidad de fondo y de otras estrellas convencionales, se trabajó con una longitud de onda de 250-300 nm. La sensibilidad de Ligo y Virgo, telescopios de ondas gravitacionales, permite detectar fusiones NS-NS a menos de 200 Mpc de la Tierra. El brillo esperado a nivel electromagnético es de aproximadamente 18 mag (AB) en la banda ultravioleta, sobre la base de las observaciones de GW170817. El límite de detección necesario es, en consecuencia, de unos 20 mag (AB) para una exposición de 30 minutos. Otro aspecto técnico que cabe destacar es el gran margen de error de los telescopios de ondas gravitacionales, por lo general superior a 100 deg^2 ,

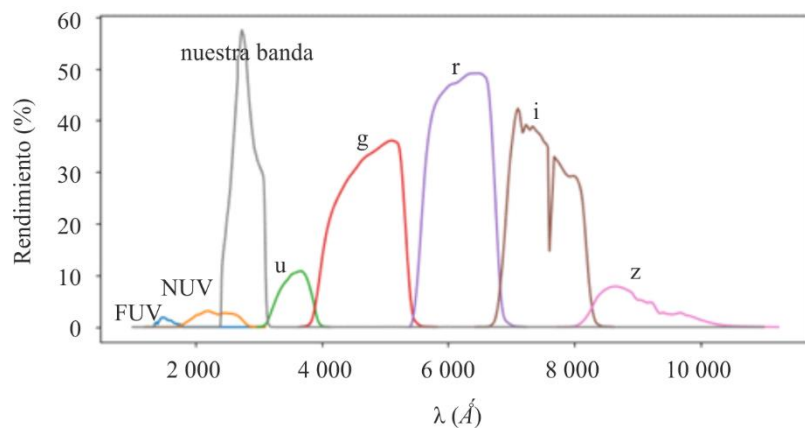
requisito relativo al campo de visión del instrumento y a la zona objeto de análisis. En el Cuadro 15 se sintetizan las especificaciones de sistema del telescopio UV. Como sensor de imagen, se empleó un sensor CMOS retroiluminado disponible comercialmente y un filtro de paso de banda UV opaco a nivel óptico, diseñado a tal efecto. En la Fig. 36 se representa el rendimiento NETO del sistema del telescopio con respecto al sistema de filtros SDSS y GALEX FUV/NUV. Habida cuenta del ruido de los dispositivos electrónicos y del fondo celeste, incluso un telescopio de 8 cm puede alcanzar el límite de detección de 20 mag (AB) con una exposición de 30 minutos.

CUADRO 15

Especificaciones del sistema UVTEL

Parámetro	Requisito
Detector	2k × 2k BI CMOS
Sistema óptico	Refractor de Ø 8 cm (CaF ₂ + Sílice)
Longitud de onda	250-300 nm
Campo de visión (FoV)	7°2 × 7°2 (51,5 grados ²)
Zona objeto de análisis	200 grados ² /órbita (observación en mosaico de cuatro puntos)
Límite de detección	19 mag _{AB} /7 min 20 mag _{AB} /30 min
Cadencia	1 barrido por hora
Enlace de datos	En la hora siguiente a la activación
Velocidad de datos	500 MB/día

FIGURA 36

Rendimiento neto del sistema del telescopio

Manual sobre satélites pequeños-36

El objetivo de la misión de observación de la Tierra es demostrar la obtención y el análisis de datos de imágenes espectrales desde el espacio. Las regiones costeras, en particular, pueden utilizarse para ese fin. A tal efecto, se prevé realizar observaciones de las regiones costeras para predecir las mareas rojas. Con el fin de estudiar la actividad de la vida marina, también se prevé observar los manglares y las praderas marinas, emisores de "carbono azul". Habida cuenta de los aspectos climáticos pertinentes a escala mundial, la comprensión de esa

actividad biológica en relación con el carbono azul es primordial. Las misiones de observación del color de los océanos no requieren una gran resolución espacial, pero sí franjas más amplias para abarcar la zona objeto de estudio y lograr una mayor relación SN para analizar el plancton acuático. Por otro lado, para estudiar la vegetación o la composición de especies arbóreas, se precisa una resolución espacial de al menos 10 m. En consecuencia, se decidió utilizar dos cámaras de diferente distancia focal, a saber, una cámara LCTF de alta resolución para la banda visible (HR) y una cámara LCTF de campo amplio para la banda visible (VIS). El satélite PETREL incorpora asimismo una cámara hiperespectral de tamaño ultra compacto (HYP) para compensar la falta de información cromática a la que da lugar la utilización de colores discretos por las cámaras multispectrales. En el cuadro 16 se sintetizan las especificaciones de los instrumentos de la misión, tanto para las observaciones terrestres como las marítimas.

CUADRO 16

Síntesis de los instrumentos de misión para la observación de la Tierra

Cámara	GSD (m)	Franja (km)	λ (nm)	$\Delta \lambda$ (nm)	Colores (ch)
RRHH	10	15	400-800	15	512
VIS	30	100	400-800	15	512
HYP	30	60	400-800	10	40

El satélite PETREL se diseñó con arreglo al sistema del módulo de servicio del satélite de demostración tecnológica previo "Hibari", lanzado en 2021. Para esta misión se llevó a cabo un estricto control con respecto a tres ejes mediante ruedas de reacción. La misión astronómica requiere una posición muy estable del satélite, superior a 10 arcos por 10 s de exposición, a fin de obtener imágenes estelares nítidas. Por otro lado, la misión de observación de la Tierra requiere una orientación geocéntrica con una elevada precisión de rotación del satélite con respecto al eje Z. El satélite debe realizar también un seguimiento de las estaciones en tierra para garantizar el establecimiento de radiocomunicaciones a alta velocidad, con objeto de transferir un gran volumen de datos de imágenes. A fin de garantizar la precisión de apuntamiento y la posición estable necesarias, y facilitar los diversos modos de observación, se ha desarrollado recientemente un rastreador estelar compacto de alto rendimiento con una precisión de ± 5 arcos con respecto al eje de puntería.

Para el enlace ascendente de control y el enlace descendente HK, se emplearon un receptor y un transceptor en la banda S, análogos a los utilizados en Hibari. Por otro lado, se utilizó un transceptor en la banda X para establecer un enlace descendente de telemetría de alta velocidad. Para establecer un enlace descendente de 20 Mbps, se empleó una antena compuesta direccional con una anchura de haz de 30 grados. La velocidad de datos total prevista fue de alrededor de 2 GB por día, de ahí la necesidad de realizar dos o tres transmisiones por día a través del enlace descendente. En el Cuadro 17 se sintetizan las especificaciones de sistema del módulo de servicio del satélite PETREL.

CUADRO 17

Especificaciones de sistema del satélite PETREL

Parámetro	Valor	
Estructura	Tamaño	600 → 600 → 800 mm ³
	Peso	65 kg Dos SAP desplegables
Comunicaciones	S (sentido ascendente)	10 kbps
	S (sentido descendente)	100 kbps (0,5 W)
	X (sentido descendente)	20 Mbps (1,0 W)
	GlobalStar	Mensaje de alerta (0,07 W)

CUADRO 17 (*fin*)

Parámetro	Valor	
EPS	Batería	Li-ion Poly 28 V 200 Wh
	Generación de energía	130 W en EOF
ADCS	Control no sesgado con respecto a 3 ejes con 3 RW	
	Precisión de puntería	5 minutos de arco
	Estabilidad de posición	10 arcos _{p-p} a 10 s
Misión	Astronomía	Telescopio UV (UVTEL)
	Mar y tierra	HR-LCTF (HR)
		VIS-LCTF (VIS)
		IR-LCTF (IR)
	Hipercompacto (HYP)	
Órbita	Órbita heliosíncrona de 565 km	
	(9:30 en el nodo descendente)	
Misión vida	2 años	

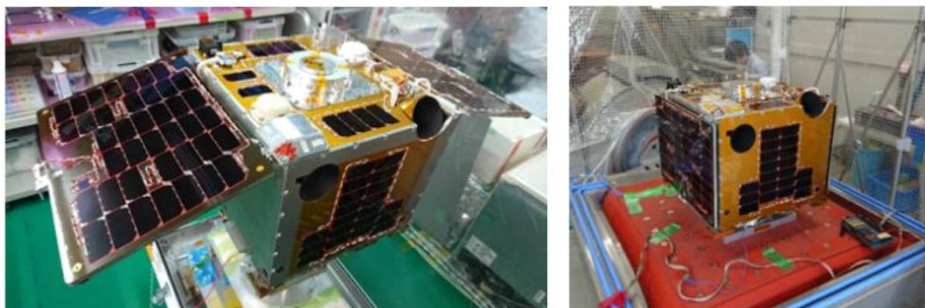
9.1.4 Satélite RISESAT, para la realización de experimentos científicos

El desarrollo de un satélite internacional para experimentación científica rápida (RISESAT), de tipo microsatélite, corrió a cargo de un equipo conjunto de la Universidad de Tohoku, la Universidad de Hokkaido, el Instituto Nacional Japonés de Tecnologías de la Información y la Comunicación (NICT) y la Universidad Científica de Tokio, así como varios asociados internacionales para el suministro de la carga útil. El NICT desarrolló el instrumento experimental de comunicación óptica VSOTA (Transmisor muy pequeño para la validación de componentes). Sus principales cargas útiles de índole científica son las siguientes: 1) un telescopio de alta precisión (HPT), de la Universidad Nacional Central (Taiwan, China) y la Universidad de Hokkaido; 2) una cámara de transición óptica de doble banda (DOTCam), de la Universidad Nacional Cheng Kung (Taiwan, China) y la Universidad de Hokkaido; 3) una cámara de observación oceánica (OOC), de la Universidad Nacional de Estudios Oceánicos de Taiwan (China), la Universidad de Hokkaido y la Universidad de Tohoku; y 4) un microrastreador de radiación espacial RISEPix, de la Universidad Técnica Checa de Praga.

El satélite RISESAT es un microsatélite de la clase de 60 kg, lanzado por el vehículo de lanzamiento japonés Epsilon # 4 el 18 de enero de 2019, como una de las principales cargas útiles relativas al Programa de demostración tecnológica sobre satélites innovadores de JAXA. Su órbita es heliosíncrona, con una altitud orbital de alrededor de 500 km y hora local 9:30 para el nodo descendente. El modelo de vuelo del RISESAT se muestra en la Fig. 37.

FIGURA 37

Modelo de vuelo del satélite RISESAT, puesto en funcionamiento en enero de 2019



Una de las principales misiones del satélite RISESAT consiste en la realización de observaciones multiespectrales de alta resolución de la Tierra mediante un telescopio de alta precisión (HPT), provisto de dos filtros ajustables de cristal líquido (LCTF), cada uno de los cuales incorpora un sensor CCD 2D. La distancia de muestreo en tierra es de unos 3,7 m y pueden seleccionarse eléctricamente 630 bandas multiespectrales que oscilan entre 420 a 1 050 nm, a intervalos de 1 nm. Para este tipo de observaciones, el satélite RISESAT realiza un control preciso de posición y apuntamiento al sobrevolar zona objeto de estudio prevista. Los sensores de control de posición, en particular los rastreadores estelares, así como los accionadores y computadores para el control de posición, fueron desarrollados por la Universidad de Tohoku. En la Fig. 38 se muestra una imagen de la zona de Sendai (Japón) tomada por el HPT.

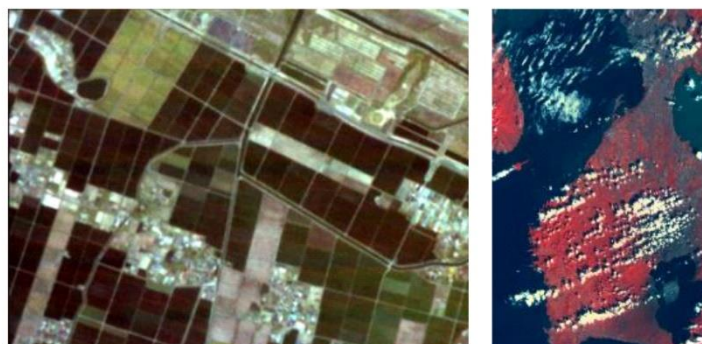
Otra de las principales misiones del satélite RISESAT es la observación de los océanos mediante una cámara de observación oceánica (OOC), basada en la utilización de cuatro colores espectrales para detectar materia orgánica disuelta mediante colores (CDOM). Las cámaras OOC ofrecen mayor resolución espacial que los instrumentos convencionales de observación oceánica de satélites de mayor tamaño. En la Fig. 38 se representa una imagen de dicho tipo de cámaras.

Las señales de control se transmiten al satélite RISESAT a través del enlace ascendente en la banda de ondas decimétricas o en la banda S, con arreglo a una configuración redundante. Los datos de mantenimiento se transmiten en la banda S a varias estaciones en tierra, en función de su disponibilidad. Los datos de la misión se transmiten por medio del enlace descendente, principalmente en la banda X, y también en la banda S como medida de seguridad. El satélite está provisto de dos paneles solares desplegados, si bien aún no se han desplegado porque el equilibrio energético es suficiente para su funcionamiento actual.

El desarrollo de RISESAT comenzó en 2010 sobre la base de la experiencia técnica que se había adquirido con los microsátélites SPRITE-SAT y RISING-2. El objetivo del proyecto RISESAT fue establecer una plataforma de microsátélites versátil de altas prestaciones, a fin de facilitar misiones rápidas avanzadas de demostración científica y tecnológica de forma sencilla y rentable. Al basarse en la tecnología del sistema del módulo de servicio desarrollada para el satélite RISESAT, las misiones posteriores del equipo de trabajo, en particular las realizadas a escala internacional mediante los microsátélites de observación de la Tierra DIWATA-1 y DIWATA-2 y los microsátélites de experimentación aeronómica ALE-1 y ALE-2, entre otras, se desarrollaron satisfactoriamente en plazos muy breves. Los proyectos DIWATA-1 y 2 tuvieron como objetivo proporcionar formación profesional en el ámbito espacial a jóvenes ingenieros de universidades de Filipinas y de Japón, que colaboraron con los miembros del equipo de trabajo en calidad de alumnos de posgrado. Los microsátélites ALE-1 y ALE-2 fueron fruto de varios proyectos de colaboración con un asociado del sector industrial, en el marco de varias actividades de investigación y desarrollo. Véanse la Fig. 38 y el Cuadro 18.

FIGURA 38

Ejemplo de imágenes de observación; izquierda: imagen compuesta en color fidedigno de Sendai (Japón), obtenida mediante un telescopio de alta precisión a través de JSASS; derecha: imagen del volcán Taal (Filipinas), obtenida mediante una cámara de observación oceánica a través de la Universidad de Hokkaido



CUADRO 18
Especificaciones de sistema del satélite RISESAT

Tamaño y peso	
Tamaño	500 (an) × 500 (pr) × 500 (al) en mm
Peso	59,2 kg
Órbita	
Tipo	Órbita heliosíncrona (SSO)
Hora local	LTDN: 9:30
Altitud	500 km
Inclinación	Aproximadamente 98 grados
Determinación y control de posición	
Método	Estabilización en 3 ejes
Precisión de apuntamiento	< 0,1° (3σ) (req.), < 0,04° (3σ) (objetivos)
	6"/s durante 200 ms
Sensores	Sensor de estrella (2), FOG (3 ejes)
	Magnetómetro (3 ejes), receptor GPS (1), rumbo y sensor solar de precisión (4π)
Accionadores	Ruedas de reacción (4)
	Motores de par magnéticos (3 ejes)
Suministro energético	
Células solares	Células de juntas múltiples GaAs
	10 en serie × 5 en paralelo × 3 paneles
	(varios paneles desplegados y un panel principal)
	10 en serie × 1 en paralelo + 10 en serie × 2 en paralelo
Unidad de batería	9 en serie × 2 en paralelo NiMH (3,7 Ah, 10,8 V)
Generación máx. de energía	> 100 W
Consumo máx. de energía	> 50 W
Comunicaciones	
Señales de control en sentido ascendente	Banda de ondas decimétricas, 1 200 bit/s en la estación de Sendai (Japón)
	Banda S, 1 kbps en la estación de Sendai (Japón)
Enlace descendente, HK	Banda S, 0,1 W, máx. 100 kbps
	Principal: estación de Sendai (Japón)
	Sub: estación de Kiruna (Suecia)
Transmisión de datos de la misión en sentido descendente	Banda X, 0,5 W, máx. 2,4 Mbps
	Principal: estación de Sendai (Japón)

El satélite RISESAT funciona mediante una red de estaciones en tierra gestionada de forma conjunta por la Universidad de Tohoku y la Universidad de Hokkaido. Varios operadores de satélites pueden gestionar de forma sencilla el traspaso de las comunicaciones sobre estaciones en tierra mediante interfaces normalizadas. En la sección 9.1.1 se representan algunas de las estaciones en tierra de dicha red.

9.1.5 Conjunto de satélites TeikyoSat, experimento polivalente en órbita

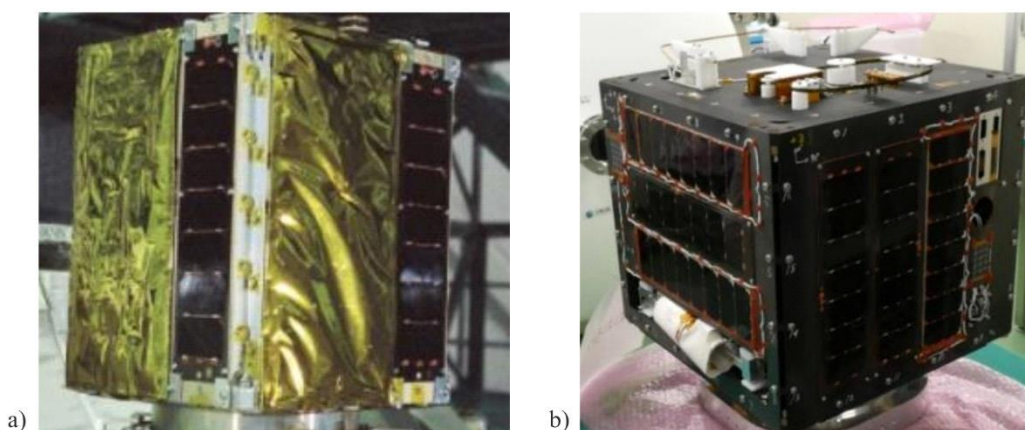
El microsátélite TeikyoSat-4 fue el último satélite desarrollado por el equipo de alumnos "Sociedad de Sistemas Espaciales", del Departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Facultad de Ciencias e Ingeniería de

la Universidad de Teikyo. El proyecto se financió mediante una subvención del proyecto de apoyo a infraestructuras de investigación estratégica para universidades privadas (S1511009) del Ministerio de Educación, Cultura, Deporte, Ciencia y Tecnología (MEXT), de 2015 a 2019. El satélite TeikyoSat-4 se escogió en 2020 como carga secundaria en el marco del segundo programa de demostración tecnológica sobre satélites innovadores. Posteriormente, el equipo preparó el funcionamiento del satélite. Éste fue lanzado por el cohete Epsilon 5, el 1 de octubre de 2021.

El programa TeikyoSat comenzó en 2009 como actividad de didáctica. En el marco de dicho programa, TeikyoSat-1 y TeikyoSat-2 se desarrollaron como satélites CanSats para misiones de formación de estudiantes. El satélite TeikyoSat-3 constituyó el primer modelo de vuelo del Programa TeikyoSat (véanse las Figs. 39 y 40). Se escogió como carga secundaria para GPM a raíz de su desarrollo por las agencias JAXA y NASA, y se lanzó mediante el cohete H-IIA 23 el 28 de febrero de 2014.

FIGURA 39

Modelo de vuelo de los satélites: a) TeikyoSat-3 (2014) y b) TeikyoSat-4 (2021)



Manual sobre satélites pequeños-39

La misión principal del satélite TeikyoSat-3 era la observación de microbios en órbita. Uno de los objetivos más destacados del experimento biológico en órbita fue analizar en qué medida se ven afectados los microbios por los entornos orbitales, en particular por la microgravedad y los entornos con irradiación. Otro aspecto destacado fue llevar a cabo la instalación del satélite para efectuar dicho experimento en órbita. El microbio objeto de estudio fue un tipo de moho limoso celular denominado *Dictyostelium discoideum*, que habita en condiciones ambientales similares a las humanas. Dicho microbio, fácilmente apreciable, "duerme" inicialmente en el agar durante la fase de lanzamiento. Tras activar el satélite en órbita, el microbio se despierta mediante la administración de un fluido de cultivo que se inicia a través de una señal de control enviada desde tierra. Posteriormente, el microbio se desplaza y agrupa grandes masas de esporas y, por último, desarrolla un tallo vertical desde la superficie del agar. El proceso de crecimiento se capta en imágenes mediante un microscopio instalado en el interior del módulo. Este experimento biológico en órbita lo planificó y apoyó el equipo de alumnos de la "Sociedad de Investigación Biológica" de la Universidad de Teikyo.

Las misiones secundarias consistieron en una demostración técnica en órbita del contenedor del módulo presurizado a 1 atmósfera, incluido el microbio y su sistema de observación, formado por el mecanismo de bombeo del fluido de cultivo hasta el microbio objeto de estudio, el sistema del microscopio, el sistema de supervisión de la temperatura y los calentadores, entre otros elementos. Para transmitir los datos de la misión en órbita hasta la estación en tierra se utilizó una frecuencia del servicio de radioaficionados en ondas decimétricas (435 MHz) a través del enlace descendente. Para transmitir las señales de control al satélite se utilizó una frecuencia del servicio de radioaficionados en ondas métricas (145 MHz) a través del enlace ascendente. La configuración de telecomunicaciones fue análoga a la de los satélites del servicio de radioaficionados convencionales (baliza Morse CW y enlace descendente con paquetes de datos AX.25 a

1.200 bit/s AFSK). El satélite TeikyoSat-3 incorporó un único sistema de transmisión a través del enlace descendente y un único sistema de recepción a través del enlace ascendente.

A lo largo del funcionamiento del satélite TeikyoSat-3, el equipo de trabajo obtuvo diversos datos técnicos en órbita, en particular sobre la presión y la temperatura internas del contenedor del módulo. Demostró la calidad del sistema de sellado al mantener 1 atm de presión en el interior del contenedor del módulo presurizado. En última instancia, el experimento biológico se interrumpió porque el satélite no recibió ni activó la señal de iniciación para "despertar" al microbio. Tras nueve meses de funcionamiento, el satélite dejó de estar en funcionamiento el 25 de octubre de 2014.

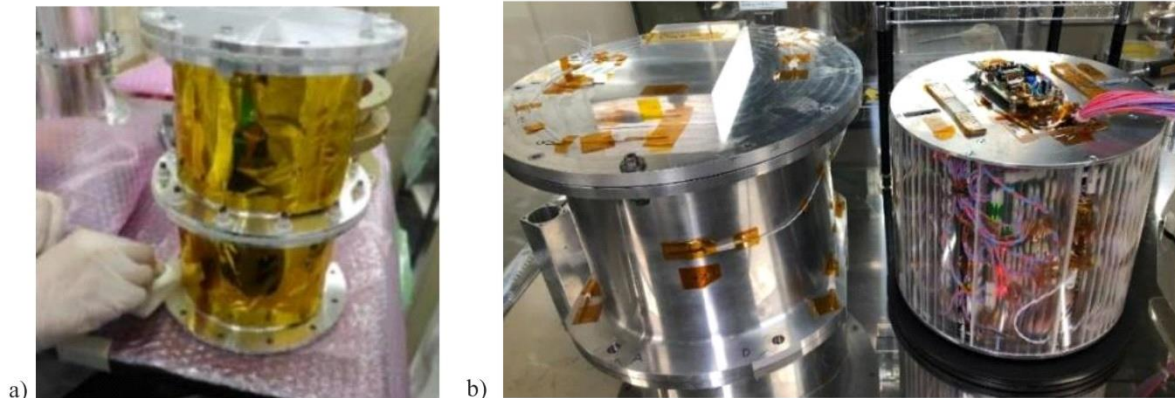
CUADRO 19

Comparación de las principales características de los sistemas de los satélites TeikyoSat-3 y TeikyoSat-4

Nombre del satélite	TeikyoSat-3	TeikyoSat-4 (nombre japonés: Ooruri)
Lanzamiento	Carga secundaria, H-IIA, 2014	Carga secundaria, Epsilon, 2021
Fecha de lanzamiento	28 de febrero de 2014	1 de octubre de 2021 (por determinar)
Fecha de final de servicio	25 de octubre de 2014	
Duración de la órbita	239 días (en la práctica)	11 años (previstos)
Duración de la misión	1 mes	De 3 a 12 meses
Condición orbital	Alt. 407 [km]	Alt. 585 [km]
	$i = 65$ [grados]	$i = 97$ [grados]
Masa (kg)	21	51
Tamaño (mm)	320 (An) \times 320 (Pr) \times 440 (Al)	500 (An) \times 500 (Pr) \times 500 (Al)
Banda de comunicaciones	Enlace descendente [1]: 437,450 MHz	Enlace descendente [1]: 437,450 MHz
	Enlace ascendente [1]: Banda de 145 MHz	Enlace descendente [2]: 437,450 MHz
		Enlace descendente [3]: 5 831 MHz
		Enlace ascendente [1]: Banda de 145 MHz
		Enlace ascendente [2]: 1 banda de 200 MHz
Características de las comunicaciones	Enlace descendente [1]: CW Morse, AFSK 1 200 bit/s AX.25, Transmisión por paquetes	Enlace descendente [1]: CW Morse, AFSK 1 200 bit/s AX.25, Transmisión por paquetes
	Enlace ascendente [1]: AFSK 1 200 bit/s AX.25 Paquete	Enlace descendente [2]: CW Morse, AFSK 1 200 bit/s AX.25, Transmisión por paquetes GMSK 9 600 bit/s AX.25, Transmisión por paquetes, SSTV
		Enlace descendente [3]: objetivo experimental
		Enlace ascendente [1]: AFSK 1 200 bit/s AX.25, Transmisión por paquetes
		Enlace ascendente [2]: objetivo experimental
Indicativo de llamada de radioaficionados	JQ1ZKM	JS1YHH
Control de posición	Control pasivo mediante un imán permanente	Basado en un motor de par magnético Control activo

FIGURA 40

**Contenedor presurizado a 1 atm: a) TeikyoSat-3, b) TeikyoSat-4
(componentes electrónicos externos e internos)**



Manual sobre satélites pequeños-40

A raíz del análisis de los resultados de la misión TeikyoSat-3, el proyecto TeikyoSat-4 comenzó en 2015 (véanse las Figs. 39 y 40). La misión principal y las misiones secundarias fueron análogas a las de la misión TeikyoSat-3. El microbio objeto de estudio y el concepto de observación fueron idénticos a los de la misión previa.

Con objeto de subsanar posibles deficiencias y mejorar la capacidad de la misión, se mejoraron los siguientes aspectos de diseño:

- 1) el sistema de telecomunicaciones duales abarcó dos sistemas de transmisión de datos de telemetría en ondas decimétricas y dos sistemas de recepción de señales de control en ondas métricas, por motivos de redundancia. Uno de ellos, basado en la misión de TeikyoSat-3, consistió en antenas monopolo y dipolo despletables, y el otro en una antena no despletable.
- 2) el sistema de telecomunicaciones adicional se basó en un enlace descendente para radioaficionados en la banda C (5,8 GHz) y un enlace ascendente para radioaficionados en la banda L (1,2 GHz) con fines de demostración técnica.
- 3) el sistema de observación microbiana pasó de ser un sistema simple a otro dual. El volumen del contenedor presurizado a 1 atm aproximadamente se duplicó.
- 4) se duplicó la EPS (fuente de suministro eléctrico) por motivos de redundancia. La primera se basó en el TeikyoSat-3, y la segunda fue un nuevo componente desarrollado industrialmente a escala local en Tochigi (Japón).
- 5) se aumentó la superficie de las células solares con arreglo a un factor de tres, aproximadamente, con el fin de generar más energía.
- 6) el subsistema de control de posición incluyó un motor de par magnético, un sensor magnético, un sensor solar y sensor giroscópico.
- 7) se efectuó una demostración técnica de una vela despletable para aumentar la velocidad de descenso orbital.

Con objeto de demostrar la capacidad de un satélite experimental polivalente, la misión TeikyoSat-4 representó una misión mejorada de servicio de radioaficionados y divulgación al incorporar transmisión SSTV (televisión de exploración lenta). Más de 90 imágenes (de 320×240 píxeles) grabadas en una tarjeta SD de la placa de control SSTV del interior del satélite se seleccionaron y transmitieron por medio de señales de control desde tierra (véase la Fig. 41). La duración nominal de recepción de cada imagen fue de alrededor de 120 segundos.

FIGURA 41

Ejemplo de imagen SSTV del satélite TeikyoSat-4

Manual sobre satélites pequeños-41

9.1.6 Misión QUESS, para la realización de experimentos cuánticos

La misión QUESS (Experimentación cuántica a escala espacial) tuvo por objeto facilitar las comunicaciones cuánticas de larga distancia y la realización de pruebas fundamentales sobre las leyes de mecánica cuántica. Los objetivos científicos de la misión fueron los siguientes: implantación de una red de comunicaciones cuánticas de larga distancia basada en la distribución de claves cuánticas (QKD) de alta velocidad entre el satélite y la estación en tierra, a fin de lograr avances de relieve en materia de comunicaciones cuánticas prácticas espaciales.

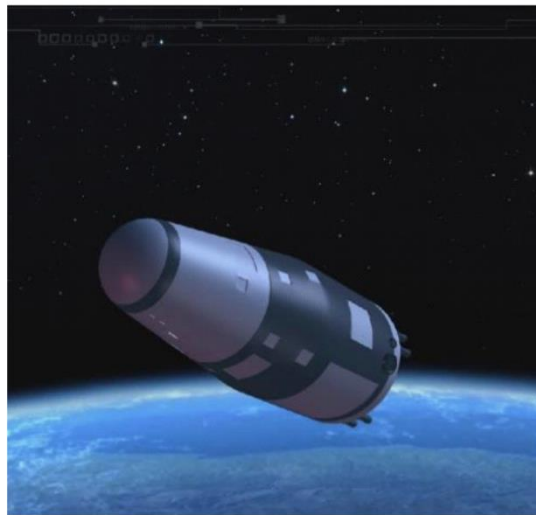
La misión QUESS se situó en órbita heliosíncrona a una altitud de 600 kilómetros, con un ángulo de inclinación de $97,79^\circ$, el 16 de agosto de 2016. Llevaba a bordo cuatro tipos de cargas útiles: un comunicador de claves cuánticas, un transmisor cuántico de entrelazamiento, una fuente de fotones cuánticos de entrelazamiento y un procesador de control cuántico. La banda de frecuencias de funcionamiento fue 2 065-2 070 MHz (enlace ascendente) y 2 284-2 290 MHz (enlace descendente).

9.1.7 Satélite Shijian-10, para la realización de experimentos científicos

El principal objetivo científico del satélite Shijian-10 fue lograr avances innovadores en cuanto a las propiedades cinéticas de la materia y del ritmo vital mediante la realización de varios experimentos científicos en el espacio. El satélite se situó en órbita heliosíncrona el 6 de abril de 2016 y regresó a la Tierra tras 12 días de funcionamiento. El ángulo de inclinación orbital fue 63 grados, la altitud de perigeo 220 km y la altitud de apogeo 482 km. A bordo del satélite se realizaron 19 experimentos científicos. Éstos guardaron relación con seis ámbitos diferentes, a saber, la física de fluidos en microgravedad, la combustión en microgravedad, la ciencia de materiales espaciales, la biología respecto de la radiación espacial, la biología gravitacional y la biotecnología espacial.

La banda de frecuencias de funcionamiento fue 2 032,5-2 037,5 MHz (enlace ascendente) y 2 207,5-2 212,5 MHz (enlace descendente), y la frecuencia de transmisión de datos 8 025-8 400 MHz.

FIGURA 42

Representación del satélite Shijian-10

Manual sobre satélites pequeños-42

9.1.8 Misión SMART-1, para la investigación tecnológica

La misión SMART-1 puso en órbita lunar un satélite pequeño para efectuar estudios tecnológicos avanzados. El 27 de septiembre de 2003, la Agencia Espacial Europea lanzó al espacio la sonda SMART-1 mediante el cohete "Ariana" 5g. A las 5:42 GMT del 3 de septiembre de 2006, bajo control de los científicos, se llevó a cabo una prueba de impacto en la Luna de forma oportuna a fin de completar su misión final.

Las cargas útiles a bordo incluían una cámara, un espectrómetro, un generador de imágenes, un dispositivo de comprobación electrónica y de polvo, un motor solar de iones y un dispositivo de diagnóstico de propulsión eléctrica. La banda de frecuencias de funcionamiento era 149,820-149,840 MHz.

9.1.9 Satélite DEMETER, para el estudio de anomalías electromagnéticas y de perturbaciones ionosféricas

El satélite DEMETER se lanzó satisfactoriamente a finales de junio de 2004. Se utiliza para estudiar las anomalías electromagnéticas y las perturbaciones ionosféricas relacionadas con los terremotos y las erupciones volcánicas, así como el entorno electromagnético mundial relacionado con la actividad humana.

El satélite incorpora cinco cargas científicas, a saber, un detector de campo electromagnético, un magnetómetro inductivo, una sonda Langmuir, analizador de plasma y un detector de partículas de alta energía. Las bandas de frecuencia de funcionamiento son 10-20 kHz (banda de ondas kilométricas) y 20 kHz-3 MHz (banda de ondas hectométricas).

9.1.10 Satélite SPRINT-A, con un espectrómetro de imágenes

El satélite SPRINT-A se lanzó satisfactoriamente el 14 de septiembre de 2013. Su principal carga útil es un espectrómetro de imágenes en el extremo ultravioleta (EUV). Las tareas principales consisten en la observación del escape atmosférico exterior interplanetario y de la luz ultravioleta extrema emitida por IO, incluida la transmisión de energía en el entorno de plasma de Júpiter mediante el análisis del flujo de salida de iones de azufre de IO. Las bandas de frecuencias de funcionamiento son 2 079,900-2 082,100 MHz (enlace ascendente) y 2 258,160-2 261,660 MHz (enlace descendente).

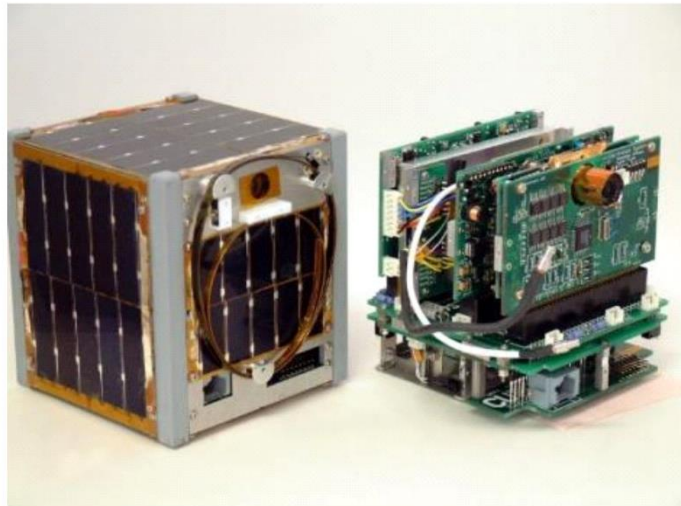
9.2 Misiones didácticas

9.2.1 Primeros satélites CubeSat XI-IV y XI-V del mundo

CubeSat es un proyecto que propuso Bob Twiggs, profesor de la Universidad de Stanford (Estados Unidos), en 1999, consistente en la utilización de picosatélites de tamaño normalizado de peso inferior o igual a 1 kg. La Universidad de Tokio logró desarrollar el modelo XI-IV (XI es la abreviatura de "*X-factor Investigator*") y lanzó satisfactoriamente el satélite en junio de 2003; fue el primer satélite CubeSat del mundo que se puso en órbita (véase la Fig. 43). En 2021, el XI-IV seguía funcionando perfectamente, tomando imágenes de la Tierra para transmitir las por medio de un enlace descendente.

FIGURA 43

Modelo de vuelo y especificaciones del CubeSat XI-IV: casi análogos a los del XI-V



Manual sobre satélites pequeños-43

Tamaño	10 × 10 × 10 cm ³
Masa	1 kg
Sistema C&DH OBC Almacenamiento	PIC16LF877, 8 bits, 4 MHz EEPROM 256 kbytes
Sistema de comunicación Enlace ascendente Enlace descendente para telemetría Enlace descendente para radiobaliza Antena	Banda de 144 MHz, FM 1 200 bit/s Banda 430 MHz, FM 1 200 bit/s, 0,8 W Banda 430 MHz, CW, 80 mW Monopolo (parte superior) Dipolo (parte inferior)
Sistema de suministro energético Baterías solares Baterías secundarias	Silicona monocristalina, 1,1 W (valor promedio) Baterías de iones, 6,2 AH
Control de posición	Control pasivo con arreglo al campo magnético
Sensores	Temperatura, tensión, corriente, cámara CMOS

Los principales objetivos del programa CubeSat de la Universidad de Tokio fueron fomentar la formación en la esfera de la ingeniería espacial y ensayar en órbita la tecnología de módulos de servicio de satélites de tamaño muy pequeño. Salvo para las células solares, se utilizaron exclusivamente productos disponibles comercialmente, con la importante misión de verificar el funcionamiento de los satélites en órbita y sentar las bases para el desarrollo de micro, nano o picosatélites en el futuro. En la actualidad pueden adquirirse fácilmente componentes CubeSat a través de diversos sitios web, pero en aquel momento no existían componentes comerciales disponibles para CubeSats, lo que obligó a desarrollar componentes propios a nivel interno o en colaboración con empresas privadas (en particular, el módulo de comunicaciones).

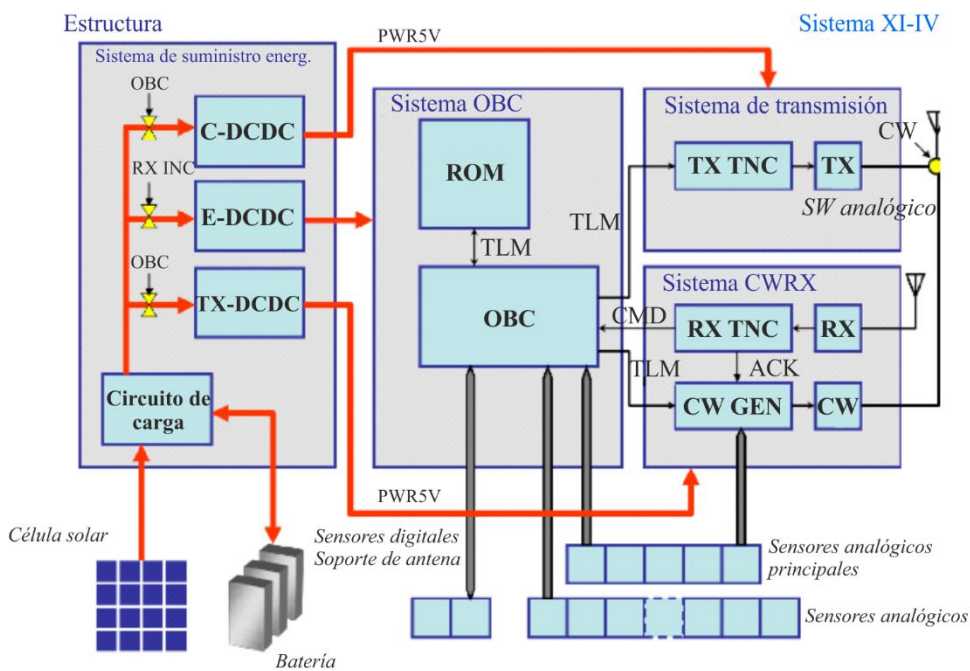
La Universidad de Tokio estudió la posibilidad de utilizar micro, nano o picosatélites para efectuar misiones de teledetección. A tal efecto, en primer lugar se asignó al XI-IV una misión avanzada consistente en la obtención y transmisión de imágenes de la Tierra mediante una cámara CMOS miniaturizada. Se desarrollaron conjuntamente dos modelos de vuelo, denominados XI-IV y XI-V, de idéntico diseño, a fin de utilizar uno de ellos para el lanzamiento y el segundo como reserva en tierra, con objeto de utilizarlo como banco de pruebas para resolver problemas si se produjera alguna anomalía en el modelo de vuelo en órbita.

Las especificaciones del CubeSat XI-IV, diseñado para el lanzamiento inicial, se proporcionan en la Fig. 43. De todos los satélites cuyo tamaño y peso se han divulgado, el satélite era el más pequeño y ligero del mundo en aquel momento. Todos sus componentes estaban disponibles comercialmente, salvo las células solares, de ahí que el coste de desarrollo del satélite fuera muy bajo.

En la Fig. 44 se muestra el diagrama de bloques del sistema de los satélites XI-IV y XI-V. Varios subsistemas incorporan tres unidades centrales de procesamiento (CPU), PIC 16LF877, a saber, los subsistemas OBC, TX, y CW/RX, a fin de analizar el funcionamiento de las demás CPU; al detectarse una anomalía, algunas CPU reiniciarán el suministro eléctrico (tras desactivarlo y activarlo) a la CPU de que se trate. Por otro lado, el exceso de corriente provocado por el efecto de la radiación puede ser detectado por la CPU de otros subsistemas, tras llevarse a cabo rápidamente la operación de reinicio.

FIGURA 44

Diagrama de bloques del sistema del satélite CubeSat XI-IV (casi análogo al del XI-V)



En materia de comunicaciones, el satélite utilizó una banda de frecuencias del servicio de radioaficionados. El transceptor se desarrolló en colaboración con una empresa privada, y ha sido utilizado posteriormente por muchas universidades. Los datos sobre radiobalizas y el formato del enlace descendente se pusieron a disposición del público a fin de facilitar su recepción a través del servicio de radioaficionados en todo el mundo. Se utilizaron células solares de silicio monocristalino, cuya eficiencia es del 16 por ciento, con arreglo a las correspondientes especificaciones espaciales. Aunque inicialmente se pensó en un control de posición activo, ello se consideró complejo en aquel momento para un satélite de dimensiones 10 x 10 x 10 cm. En consecuencia, se utilizó un control pasivo, que precisó la instalación de un imán permanente y un amortiguador de histéresis diseñado para orientar el satélite con respecto al sentido geomagnético. A tal efecto, las células solares se instalaron en todas las superficies de la estructura principal, salvo en las alas. Esa decisión se fundamentó en la experiencia de otros países, en los que no se había logrado desarrollar microsátélites de 50 kg o menos que incorporaran un sistema de control de posición basado en tres ejes y paletas solares, debido a la insuficiente energía solar generada como consecuencia de anomalías de su sistema de control de posición basado en tres ejes.

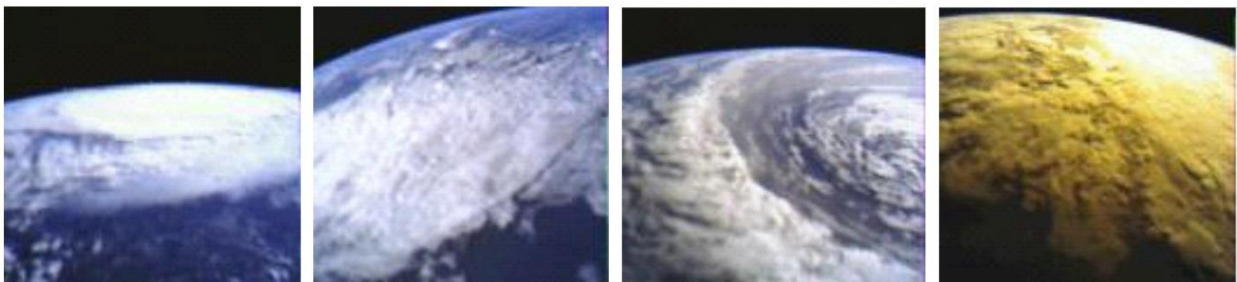
Habida cuenta de ello, se decidió utilizar y probar baterías de iones de litio (utilizadas en teléfonos móviles), que hasta entonces apenas se habían utilizado en entornos espaciales, por su elevado grado de eficiencia. La antena se colocó en un lateral, sujeta con hilo de alambre para el lanzamiento, utilizando un sistema que permitía cortar seccionar dicho alambre mediante un hilo de nicromo tras la etapa de separación. Se trata de un método habitualmente utilizado en el campo de los micro, nano y picosatélites debido a su sencillez, leve incidencia y relativa eficacia.

El CubeSat XI-IV se lanzó desde Plesetsk (Rusia) a las 23.15 horas (hora de Japón) del 30 de junio de 2003, mediante un cohete de tres etapas denominado "ROCKOT", proporcionado por la empresa "Eurokot". A las 0.48 horas del día siguiente, 1 de julio, el XI-IV se situó satisfactoriamente en una órbita heliosíncrona a una altitud de 824 km. Además del CubeSat, de la Universidad de Tokio, dicho cohete transportó el satélite CUTE-1 (CubeSat del Instituto Tecnológico de Tokio); dos CubeSats 1U de Dinamarca y uno de Canadá; el satélite "QuakeSat", de Estados Unidos, de tamaño equiparable a tres CubeSats (3U); y los satélites "Mimosa" y "Most", de la clase de 60 kg. El módulo de la etapa superior del cohete, BREEZE-K, lanzó esos satélites para situarlos en sus respectivas órbitas de forma secuencial. Al sobrevolar Japón por primera vez a las 4:36 horas del 1 de julio, la señal de una radiobaliza CW del XI-IV se recibió en varias estaciones de comunicaciones inalámbricas instaladas en la Universidad de Tokio y en la estación en tierra de Sugadaira, propiedad de la Universidad de Comunicaciones Electrónicas, lo que confirmó que el satélite se había situado en órbita satisfactoriamente y que funcionaba con normalidad. Posteriormente se llevó a cabo la fase de puesta en servicio, y se llevó a cabo satisfactoriamente un experimento de comunicaciones a través de una banda de frecuencias de radioaficionados en colaboración con ingenieros radioaficionados externos.

El satélite CubeSat de la Universidad de Tokio incorporó una cámara CMOS, que permitió obtener y transferir más de 700 imágenes de la Tierra durante 18 años, como se muestra la Fig. 45.

FIGURA 45

Imágenes de la Tierra obtenidas mediante el XI-IV (de izquierda a derecha, en 2005, 2006, 2007 y 2012)



El satélite XI-V era idéntico al XI-IV y se utilizó como reserva en tierra por si el XI-IV presentara en órbita alguna anomalía, a fin de determinar la verdadera causa de las anomalías que pudiera registrar en órbita el satélite XI-IV. Este método, que resultó bastante eficaz, permitió resolver eficazmente varios problemas del XI-IV. Durante ese tiempo, se logró obtener una franja de lanzamiento para el satélite "SSETI-EXPRESS", desarrollado por alumnos europeos, con capacidad para poner en órbita dos CubeSats 1U. Por otro lado, la agencia JAXA solicitó que se ensayaran en el espacio células solares de reciente desarrollo (células de película fina CIGS, resistentes a la radiación) y células solares GaAs de alta eficiencia. Dichas células se implantaron en una parte superficial del XI-V, que finalmente contó con tres tipos de células solares: Si, GaAs y CIGS. También se modificó una cámara de a bordo con arreglo a un intervalo más breve para mejorar la obtención de imágenes.

El satélite XI-V se transportó a la Agencia Espacial Europea, en la que se incorporó a un módulo de despliegue SSETI-EXPRESS, que fue lanzado por un cohete ruso COSMOS-3M el 27 de octubre de 2005. Ese mismo día, el XI-V se desplegó con éxito y las primeras señales de su radiobaliza se recibieron durante la noche del 27 de octubre. El XI-V funcionó satisfactoriamente durante más de diez años, tras realizar varios experimentos de comprobación de la calidad de funcionamiento de las células solares en entornos de radiación y de la cámara de a bordo.

9.2.2 Satélite KSU_CUBESAT

El satélite KSU_CUBESAT fue el primer satélite de tipo 1-U lanzado por la Universidad Rey Saud de Arabia Saudita. Lo construyeron y desarrollaron alumnos de la Facultad de Ingeniería con el fin de formar a alumnos de ingeniería de dicha universidad en el ámbito del diseño y la programación de satélites, en consonancia con la visión del Reino para 2030. El objetivo específico del satélite CubeSat fue transmitir datos de telemetría e imágenes mediante una pequeña cámara desde el espacio y repetir señales telefónicas.

FIGURA 46

Satélite KSU_CUBESAT



El satélite se lanzó el 22 de marzo de 2021 mediante el cohete Soyuz desde el Centro Espacial y de Misiles de Tyuratam (Kazajstán), en colaboración con Arabia Saudita y Aerospace Capital (módulo de despliegue 12U). El KSU_CUBESAT también se conoce por el ID Norad 47954 o la designación internacional (CO SPAR) 2021-022Y. El satélite orbita a una altitud de 550 km, con una inclinación de 97,6 grados, a una velocidad de 27 000-28 000 km/h, y su señal se recibe fácilmente en el Reino con una latencia de 7 a 12 minutos. La vida útil esperada del KSU_CUBESAT es 24 meses.

El diseño del KSU_CUBESAT abarca varios componentes comerciales (COTS) y una placa de circuito impreso (PCB) específica para la cámara y el transmisor como carga útil. El CubeSat incorpora un procesador comercial ARM destinado al computador de a bordo. Sus dimensiones son $0,1 \times 0,1 \times 0,1$ m y su peso 1 kg. El sistema de comunicaciones incluye un transmisor en la banda de ondas decimétricas (Modo U - GMSK4k8 AX.25) que funciona a la frecuencia 437,130 MHz en el enlace descendente, con una velocidad de transmisión de 4 800 bit/s. Por otro lado, el sistema de antenas en la banda de ondas decimétricas consta de un divisor de radiofrecuencias y cuatro antenas monopolo, cuya ganancia de cresta habitual es 37 dB, con una potencia máxima de radiofrecuencias de 10 W. La cámara del sistema posee 0,3 píxeles y pesa 0,4 kg (de manera análoga a la de otros CubeSats de 1U).

9.2.3 Proyecto QB50

El proyecto QB50, financiado por la Comisión Europea, tuvo por objeto utilizar el concepto CubeSat para facilitar el acceso de generaciones futuras al espacio, llevar a cabo actividades científicas innovadoras, demostrar nuevas tecnologías espaciales y formar a jóvenes ingenieros. En el plano científico, el objetivo del proyecto fue estudiar sobre el terreno las variaciones temporales y espaciales de un conjunto de factores y parámetros clave en las capas bajas de la termosfera mediante una red de unos 50 CubeSats dobles, provistos de sensores idénticos.

El proyecto, coordinado por el Instituto von Karman de Dinámica de Fluidos de Bélgica, invitó a universidades de todo el mundo a participar en la misión con sus propios satélites CubeSat. Inicialmente se seleccionaron más de 50 equipos, que recibieron apoyo del consorcio QB50 en el marco de actividades de orientación y suministro de tecnologías clave.

El objetivo de "facilitar el acceso al espacio" no se logró únicamente al proporcionar un lanzamiento asequible de la constelación, sino también al lograr un eficaz trabajo en equipo sin precedentes y una coordinación centralizada de trámites administrativos. El Consorcio QB50 brindó orientación a los equipos CubeSat para facilitar sus esfuerzos de desarrollo y, en última instancia, lanzar los satélites. A título de ejemplo, el Consorcio proporcionó orientación técnica para el desarrollo de CubeSat mediante la definición de los requisitos del sistema, asesoramiento y formulación de recomendaciones para el diseño y el examen de plazos clave. Un proceso de revisión habitual (PDR/CDR/TRR/FRR) permitió validar las actividades de desarrollo y, en última instancia, la preparación del lanzamiento. Con objeto de facilitar las actividades de revisión, se proporcionaron varias plantillas de documentos técnicos. Ello permitió informar de manera eficiente y eficaz sobre el diseño técnico, el estado de desarrollo y la identificación de riesgos o incumplimientos. El proceso de revisión, llevado a cabo principalmente por el propio Consorcio, ayudó a mitigar posibles deficiencias de diseño o integración de los CubeSats.

El Consorcio brindó apoyo asimismo a los equipos participantes al coordinar todos los permisos legales necesarios para el lanzamiento a escala internacional. VKI inscribió los satélites en Bélgica. La mayoría de los CubeSats se beneficiaron de la coordinación de radiofrecuencias llevada a cabo por VKI en colaboración con AMSAT e IARU, el Instituto de Correos y Telecomunicaciones de Bélgica (BIPT) y la UIT. La coordinación de frecuencias para QB50 se realizó de forma conjunta con la IARU, habida cuenta de la utilización del espectro de frecuencias del servicio de radioaficionados. VKI elaboró una plantilla para la carta de coordinación personalizada de la IARU con la comunidad de radioaficionados a fin de simplificar el proceso a los equipos de trabajo. Dicha plantilla incluía información sobre el lanzador y la órbita para el QB50. Posteriormente, los equipos del QB50 cumplieron la solicitud con la información de su satélite y la propuesta de utilización de espectro para los enlaces ascendente y descendente. La IARU coordinó las frecuencias solicitadas en las bandas de frecuencias disponibles del servicio de radioaficionados. Habida cuenta de las pocas frecuencias disponibles en la banda de ondas métricas, el enlace descendente se restringió a la banda de ondas decimétricas y las frecuencias para las señales de control en la banda de ondas métricas tuvieron que ser compartidas por varios equipos. La distribución se realizó con respecto a la ubicación geográfica de los equipos, con frecuencias compartidas en el enlace ascendente. La IARU informó de ello a cada equipo por carta, así como de

la correspondiente coordinación de frecuencias. Tras la coordinación efectuada por la IARU, VKI y BIPT (Administración nacional de telecomunicaciones de Bélgica) realizaron la notificación pertinente a la UIT, de conformidad con lo dispuesto en el Reglamento de Radiocomunicaciones, mediante la publicación de la correspondiente API (Información para publicación avanzada), y posteriormente la CR/NOTIF pertinente (notificación de coordinación) en nombre de los equipos QB50 y sus oficinas de telecomunicaciones a escala local. A tal efecto, se envió un facsímil a las oficinas locales de telecomunicaciones para informarles del proceso y de su coordinación prevista desde Bélgica, con arreglo a lo dispuesto por la UIT. En caso de objeción por las oficinas locales o los equipos QB50, o de utilización de frecuencias que no correspondieran al servicio de radioaficionados, el equipo QB50 se encargaría de atender la solicitud de la UIT relativa a su CubeSat de forma específica, en colaboración con su administración nacional.

Esta coordinación centralizada fue muy eficaz, e hizo que los equipos de CubeSat sólo tuvieran que consultar su propia legislación nacional, en particular en cuanto a actividades de exportación o importación. Pese a inscribirse en Bélgica, cada satélite seguía siendo propiedad de la organización que lo había desarrollado, y era explotado por su propia estación en tierra.

Tras coordinar satisfactoriamente todos los CubeSats QB50, en la primavera de 2017 se lanzaron 36 CubeSats (de 1U a 2U) con un objetivo común, relacionado con la realización de misiones científicas atmosféricas por debajo de 300 km de altitud o demostraciones tecnológicas conexas, en particular sobre velas de arrastre o cápsulas de supervivencia para reentradas. El grado de éxito (tecnológico y científico) varió de un CubeSat a otro, si bien no se registraron perturbaciones ni interferencia radioeléctrica perjudicial alguna. El proyecto QB50 puede considerarse un gran éxito en términos de organización y coordinación de lo que fue la primera colaboración internacional (y probablemente la única hasta ahora) destinada a desarrollar una constelación de satélites CubeSat producidos por universidades e institutos de investigación. QB50 ofreció un primer acceso al espacio a muchas universidades y propició la creación de varias empresas. Se extrajeron muchas conclusiones que se pusieron a disposición de la comunidad.

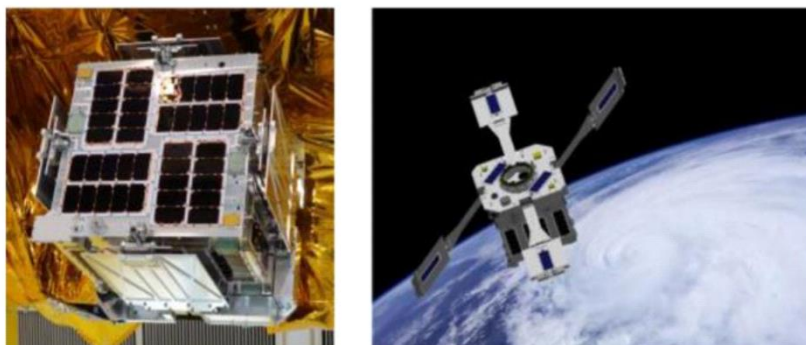
9.3 Misiones experimentales

9.3.1 Satélite HIBARI, para la demostración del control de posición con forma variable

El Laboratorio de Sistemas Espaciales del Instituto Tecnológico de Tokio elaboró un modelo de vuelo para un microsátélite de la clase de 50 kg denominado HIBARI, en relación con el desarrollo de una tecnología avanzada de control de posición con forma variable (VSAC) (véase la Fig. 47). El lanzamiento del satélite se fijó para después del 1 de octubre de 2021, mediante el cohete Epsilon-5 de JAXA. Una característica externa destacada del mismo son los cuatro paneles solares móviles que pueden accionarse mediante motores utilizados para el VSAC. Éste permite orientar rápidamente el satélite en cualquier dirección. Además, la resistencia atmosférica puede variarse al abrir o cerrar las paletas para facilitar el control de descenso de órbita sin propulsores.

FIGURA 47

Modelo de vuelo del satélite HIBARI y representación de una imagen del mismo en órbita



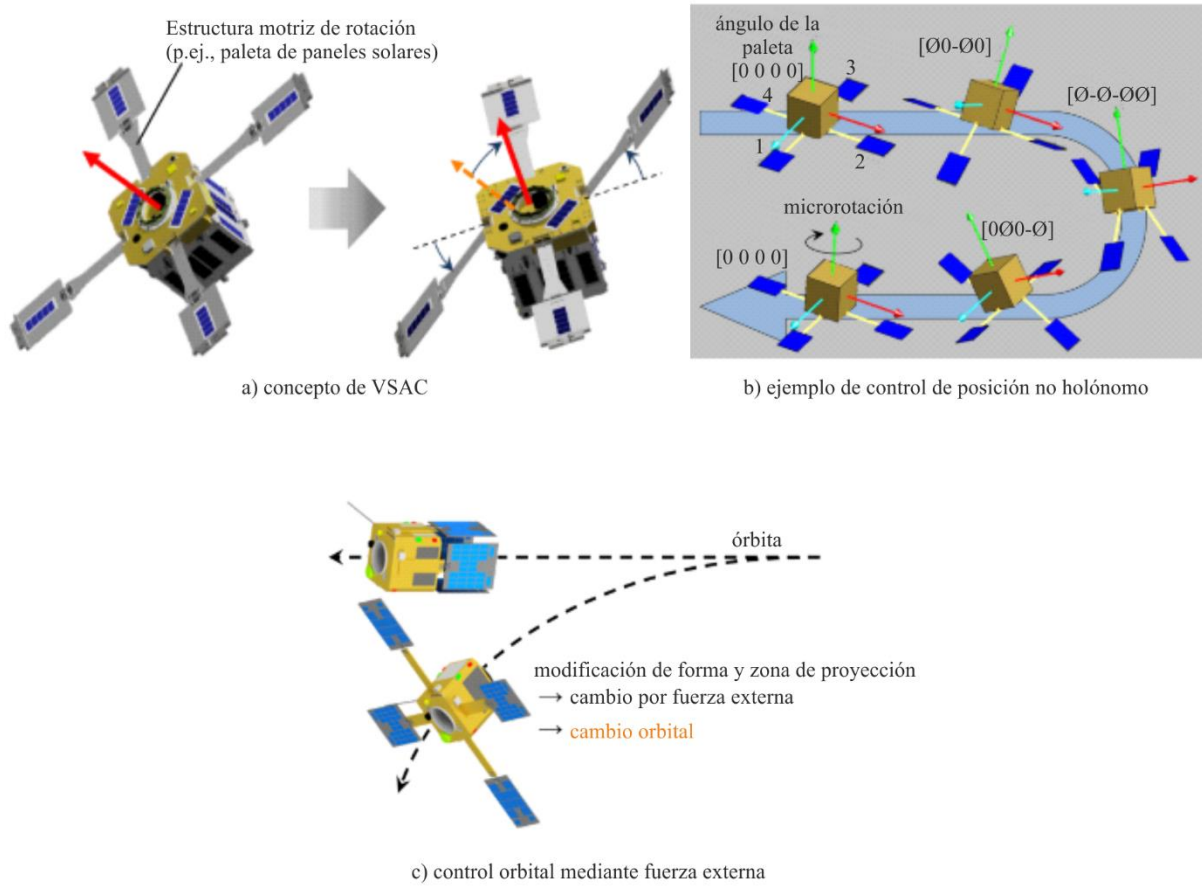
CUADRO 20

Especificaciones del satélite HIBARI

Tamaño	570 × 570 × 550 mm
Masa	55 kg (parte principal: 45 kg; paletas: 2,5 kg × 4)
Comunicaciones	Transmisión y recepción en la banda S (dos antenas en cada caso) Transmisión mediante Globalstar
Potencia	Batería de iones de litio, total 161 Wh Generación de energía habitual = 40 W (apuntamiento al sol)
Órbita	Órbita heliosíncrona 565 × 547 km, hora local de descenso 9:30)

Al modificar la forma del sistema en órbita se logran tres objetivos principales, a saber: (1) controlar la posición del satélite mediante un par de fuerzas opuesto generado por el cambio de forma; (2) controlar la órbita y la posición del satélite al ajustar su forma y modificar las fuerzas externas de su entorno, en particular la resistencia atmosférica; (3) adaptar la función del satélite a los objetivos de la misión. La posición del cuerpo del satélite se controla mediante una parte de la paleta de paneles solares como mecanismo de rotación. Ello ofrece mayor eficiencia energética que las ruedas convencionales. Por otro lado, al aumentar la masa de la estructura motriz, puede aumentarse el ángulo de variación de la orientación del satélite. Eso permite un control versátil de la posición a medida que aumenta la inercia del sistema, lo que facilita el control de la estabilidad con respecto a otros métodos anteriores. Además, el control sujeto a restricciones no holónomas permite alterar la posición del satélite al tiempo que se restablece la forma prevista. La repetición de esas rotaciones no holónomas permite modificar la posición del satélite con respecto a tres ejes, al rebasar el límite del ángulo de variación de la posición del satélite con arreglo al margen de las paletas.

FIGURA 48
Control orbital y de posición basado en la tecnología VSAC



Alcance	Misión
Min.	<ul style="list-style-type: none"> • Confirmación del cambio de posición previsto mediante la función de accionamiento motriz
Completo	<ul style="list-style-type: none"> • VSAC <ul style="list-style-type: none"> ◦ Versatilidad: 20 grados/10 seg.
Adicional	<ul style="list-style-type: none"> • VSAC <ul style="list-style-type: none"> ◦ Versatilidad: 40 grados/10 seg. ◦ Estabilidad: 300 arcseg. / 1 seg. ◦ Maniobra de gran angular mediante control no holónomo: 40 grados • Control cooperativo con RW <ul style="list-style-type: none"> ◦ Estabilidad: 300 arcseg. /10 seg. • Confirmación de cambio de órbita o posición con control de resistencia atmosférica

d) criterios de realización satisfactoria

El satélite HIBARI permite llevar a cabo varias submisiones (véase la Fig. 49). Mediante una cámara ultravioleta UVCAM de reciente desarrollo, mide los rayos de emisión de las capas superiores de la atmósfera y los rayos ultravioleta aurales sobre latitudes elevadas. Una cámara principal de luz visible permite realizar

un experimento de determinación de la posición del satélite con respecto a tres ejes, sobre la base de imágenes continuadas de la Tierra y las nubes. También se realiza una demostración del nuevo rastreador estelar (STT) de alto rendimiento. En materia de comunicaciones, el satélite incorpora una antena de transmisión Globalstar STINGR, diseñada inicialmente para aplicaciones en tierra, con el fin de demostrar las comunicaciones en tiempo real con la Tierra.

FIGURA 49

Instrumentos de índole diversa utilizados para las submisiones; de izquierda a derecha: cámara principal de luz visible y rastreador estelar de alto rendimiento.

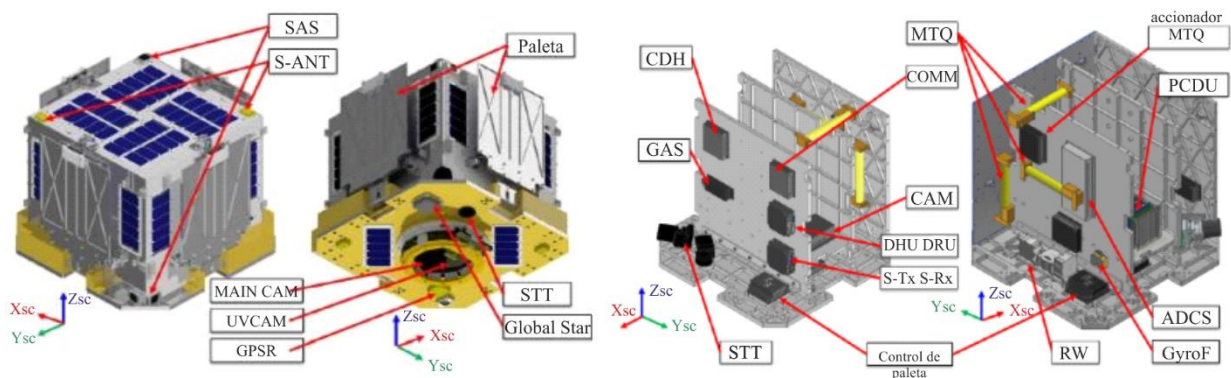


Manual sobre satélites pequeños-49

La entrega del satélite se llevó a cabo el 18 de agosto de 2021, tras la prueba de vibración suplementaria que requirió la sustitución de la batería y la prueba funcional definitiva. La entrega y la integración en la interfaz del cohete tuvieron lugar en el Centro Espacial Uchinoura de JAXA. La labor necesaria, incluida la apertura del contenedor del satélite tras su transporte en camión, se completó en dos días (20-21 de agosto de 2021).

FIGURA 50

Representación externa y estructura interna



Manual sobre satélites pequeños-50

9.3.2 Satélites Hodoyoshi-3 y 4, para misiones de demostración tecnológica y observación de la Tierra

Los satélites Hodoyoshi-3 y 4 se desarrollaron en la Universidad de Tokio, en colaboración con otras universidades y pequeñas empresas de Japón en el marco del "proyecto Hodoyoshi" (2010-2014). Dicho proyecto ("Hodoyoshi" significa "sencillamente bueno") fue coordinado por la Universidad de Tokio y financiado por la Oficina Gubernamental de Japón. El objetivo del proyecto fue fomentar tecnologías e infraestructuras para microsátélites y buscar aplicaciones innovadoras de los mismos. Las misiones principales

de los satélites Hodoyoshi-3 y 4 incluyen la observación de la Tierra con cámaras ópticas de 40 m y 240 m GSD (Hodoyoshi-3) y 6,3 m GSD (Hodoyoshi-4). Los nuevos componentes desarrollados en el proyecto Hodoyoshi se aplicaron a demostraciones espaciales, incluido un computador de a bordo resistente a la radiación con silicio sobre aislante y sistema en chip (SOI-SOC), un transmisor en la banda X con velocidad de transmisión de datos máxima de 500 Mbps, ruedas de reacción y un propulsor iónico. Como misiones adicionales, se llevaron a cabo asimismo un experimento sobre almacenamiento y transmisión de señales radioeléctricas (recepción de señales de radiofrecuencias de baja potencia) y un experimento comercial sobre transporte de carga útil. Aunque al comienzo del proyecto Hodoyoshi la Universidad de Tokio ya había desarrollado, lanzado y explotado satisfactoriamente tres satélites, los satélites Hodoyoshi-3 y 4 fueron los primeros con los que dicha universidad ensayó un método de estabilización con respecto a tres ejes mediante un conjunto íntegro de sensores y accionadores de control de posición, incluidos giroscopios, sensores magnéticos, sensores solares, pares magnéticos y ruedas de reacción.

FIGURA 51

Modelos de vuelo de los satélites Hodoyoshi-3 (izquierda) y Hodoyoshi-4 (derecha)



Manual sobre satélites pequeños-51

Experimento sobre control de posición con respecto a tres ejes: la determinación de posición mediante sensores magnéticos o solares y giroscopios por medio de filtrado Kalman arrojó resultados satisfactorios, y se logró la precisión y estabilidad necesarias para el control de posición y realizar observaciones de la Tierra con 6 m de resolución. Por otro lado, no pudo demostrarse de forma plenamente satisfactoria la calidad de funcionamiento del control de posición debido a deficiencias de funcionamiento del sensor estelar.

Misión de observación de la Tierra: los satélites Hodoyoshi-3 y 4, provistos de seis cámaras de diferente resolución cada uno de ellos, permitieron obtener fotografías de la Tierra. A título de ejemplo, en la Fig. 52 se muestran dos imágenes tomadas por los satélites Hodoyoshi-3 (izquierda, 240 m GSD) y Hodoyoshi-4 (derecha, 6,3 m GSD).

Misión sobre almacenamiento y transmisión: en el marco de la misma, se transmitieron al espacio datos de sensores en tierra con poca potencia, para su posterior recepción por el satélite. Únicamente fue posible llevar a cabo esta misión desde un determinado emplazamiento en Japón, debido a la reglamentación en vigor en materia de radiofrecuencias, si bien el experimento en su conjunto fue un éxito.

Misión sobre transporte de carga útil: se habilitaron varios espacios pequeños de 10 cm cúbicos en el interior de los satélites Hodoyoshi-3 y 4 para contener equipos de suministro energético, transmisión de información y registro con cámaras. Se demostraron satisfactoriamente varios experimentos con empresas que utilizaron dichos espacios.

Pruebas de nuevos componentes: el computador de a bordo SOI-SOC, resistente a la radiación, así como el propulsor iónico, las ruedas de reacción, los sensores giroscópicos de fibra óptica y los transmisores en la banda X, se ensayaron satisfactoriamente en el espacio. Sobre la base de los resultados de las demostraciones, algunos de esos componentes se utilizaron posteriormente en numerosos proyectos.

En el Cuadro 21 se sintetizan las especificaciones de los satélites Hodoyoshi-3 y Hodoyoshi-4.

CUADRO 21

Especificaciones de los satélites Hodoyoshi-3 y Hodoyoshi-4

	Hodoyoshi-3 (H3) (2014-033-F) [40015]	Hodoyoshi-4 (H4) (2014-033-B) [40011]
Tamaño	0,5 × 0,5 × 0,7 m	0,5 × 0,6 × 0,8 m
Masa	56 kg (incluido H ₂ O ₂)	64 kg (incluido el gas Xe)
Órbita	SSO: 612 × 665 km, e = 0,0037, y = 97,97 grados, LTAN 10:30 AM	SSO: 612 × 650 km, e = 0,0027, y = 97.97 grados, LTAN 10:30 am
Vida útil	3 años (previsto)	
Sistema de comunicaciones	Enlace descendente para datos de telemetría H/K: Banda S, 32/64 kbps, 200 mW / Enlace ascendente para señales de control: Banda S, 4 kbps. Enlace descendente para datos de la misión: Banda X, 10 Mbps, 2 W.	
Estación en tierra	Estación en tierra JAXA/ISAS Sagami-hara: 3,8 m, antena S/X, Ganancia de cresta 36 dBi (banda S)/47,5 dBi (banda X).	
EPS	Generación: máx. 130 W (GaInP2/GaGa/Ge SolarCell), Consumo energético: media 40-50 W, máx. 70 W, Batería: 5,8 Ah, Nominal 28 V (24-32V) (Batería Li-Ion)	
Modos de posición	Inicial, rotación solar, apuntamiento al Sol con respecto a tres ejes, apuntamiento a la Tierra con respecto a tres ejes, accionadores: RW, MTQ Sensor: FOG, STT, SAS, GAS, Posición estimada mediante GPS.	
CDH	OBC: dos computadores de a bordo (OBC) SOI-SOC para el procesamiento principal de datos (MOBC) y el control de posición (AOBC). Software: desarrollado en HILS mediante el conjunto de herramientas relativo al satélite Hodoyoshi.	

FIGURA 52

Fotografías obtenidas por los satélites Hodoyoshi-3 (izquierda) y Hodoyoshi-4 (derecha)



Manual sobre satélites-52

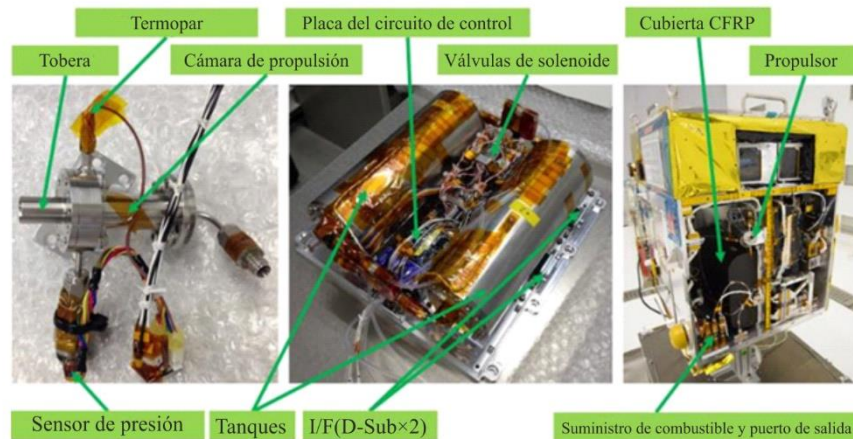
9.3.3 Hodoyoshi-1 y Hodoyoshi-3, para demostración de sistemas de propulsión

Un grupo de trabajo de la Universidad Metropolitana de Tokio y del Instituto Nacional de Tecnología, *Oyama College*, llevó a cabo actividades de investigación y desarrollo sobre propulsión polivalente para microsátélites (MFMP-PROP), con arreglo a los cuatro principios siguientes: "prioridad a la seguridad, evitación de restricciones, eficacia en materia de costes y desarrollo por etapas sencillo" (véase la Fig. 53). Con miras a diversificar y desarrollar aún más las misiones de microsátélites, que facilitan en gran medida la inserción en órbita, se fabricaron constelaciones con ajuste de fase en órbita, vuelo en formación y mantenimiento de órbitas

de halo alrededor de los puntos de Lagrange mediante la instalación de un sistema de propulsión. Los equipos MFMP-PROP se instalaron en dos microsátélites a fin de demostrar el modo de propulsión única en el espacio.

FIGURA 53

Instalación de los componentes MFMP-PROP en el satélite Hodoyoshi-3; izquierda: propulsor; centro: sistema completo; derecha: instalación en el satélite Hodoyoshi-3



Manual sobre satélites pequeños-53

El combustible hidracina, que se utiliza desde hace muchos años, es habitual en sistemas de propulsión de satélites, y puede proporcionar impulso específico por un período de 220 a 240 segundos como medio de propulsión única mediante un catalizador calentado previamente. No obstante, debido a su toxicidad, restricciones jurídicas y problemas de seguridad, su utilización en microsátélites no es viable. A tal efecto, se utilizan combustibles menos tóxicos, en particular HAN²⁾, AND^{3,4)} y peróxido de hidrógeno muy concentrado, en lugar de hidracina, a fin de proporcionar un impulso específico igual o superior al de propulsión única mediante hidracina. El equipo de trabajo MFMP-PROP también llevó a cabo tareas de investigación y desarrollo relativas a un sistema de propulsión de baja toxicidad. Pese a que los sistemas de peróxido de hidrógeno se utilizan generalmente con una elevada concentración, de alrededor del 90 por ciento, en este proyecto se aplicó una solución ponderada al 60 por ciento con peróxido de hidrógeno debido a su mayor seguridad, utilización más sencilla y mayor disponibilidad. En la Fig. 54 se representa el proceso de suministro de hidracina y H₂O₂ ponderado al 60 por ciento. Los propulsores de hidracina requieren que los operarios lleven trajes protectores y trabajen en una sala blanca con equipos a prueba de explosiones, al tiempo que el H₂O₂ ponderado al 60 por ciento sólo requiere la utilización de guantes, gafas protectoras y máscaras.

En el modo de propulsión única MFMP-PROP, el oxígeno y el vapor húmedo se obtienen por descomposición catalítica de H₂O₂ ponderado al 60 por ciento, como se muestra en la Fig. 54, y la temperatura en la cámara de propulsión corresponde al punto de ebullición bajo la presión interna de dicha cámara. Se llevaron a cabo varias pruebas, en las que la propulsión vino determinada por el tamaño del propulsor, a razón de 350 mN a 500 mN para un impulso específico de 80 a 90 segundos de duración. Dos MFMP-PROP especificados para el sistema de propulsión única, ensayados en el espacio, se instalaron en los microsátélites japoneses Hodoyoshi-1 y Hodoyoshi-3.

En el modo de propulsión doble MFMP-PROP, se utiliza H₂O₂ ponderado al 60 por ciento como oxidante, mezclado con etanol como combustible que se quema posteriormente para producir gases a alta temperatura, como se detalla en la Fig. 55. Pese a que dicho modo de propulsión doble MFMP-PROP aún no se ha ensayado en el espacio, ha permitido lograr un impulso específico de unos 220 segundos en pruebas realizadas en tierra.

FIGURA 54

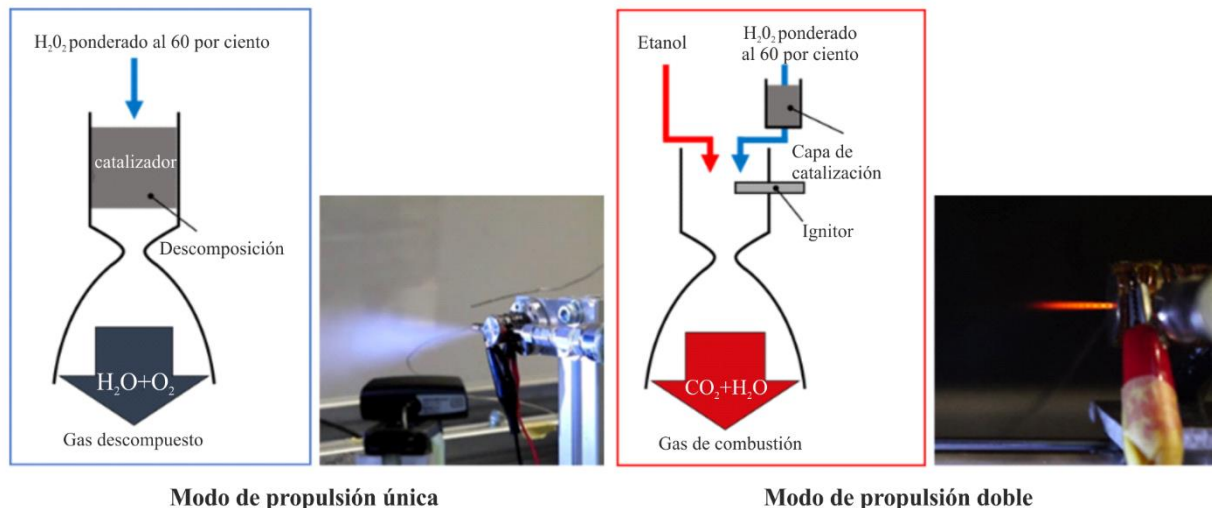
Proceso de suministro de hidracina al SDO de la NASA (izquierda) y de H₂O₂ ponderado al 60 por ciento a bordo del Hodoyoshi-1 (derecha)



Manual sobre satélites pequeños-54

FIGURA 55

Funcionamiento del sistema MFMP-PROP en modo de propulsión única (izquierda) y en modo de propulsión doble (derecha)



Manual sobre satélites pequeños-55

La principal ventaja del sistema MFMP-PROP es que su combustible es más seguro y mucho menos costoso, si bien su impulso específico es levemente inferior al de otros combustibles de baja toxicidad. Por otro lado, se ha desarrollado un sistema propulsor que funciona tanto en modo de propulsión única como en modo de propulsión doble, de forma que mediante un solo sistema MFMP-PROP pueden obtenerse tanto un pequeño impulso en modo de propulsión única, como un empuje relativamente grande en modo de propulsión doble. Además, la modularidad del sistema MFMP-PROP ofrece flexibilidad en cuanto a posibilidades de combinación y utilización más amplia, en función de las necesidades de la misión.

Los primeros sistemas MFMP-PROP se instalaron en los satélites Hodoyoshi-3 (lanzado en junio de 2014) y Hodoyoshi-1 (de 50 cm cúbicos y 60 kg, lanzado en noviembre de 2014), y se integraron en varias ocasiones

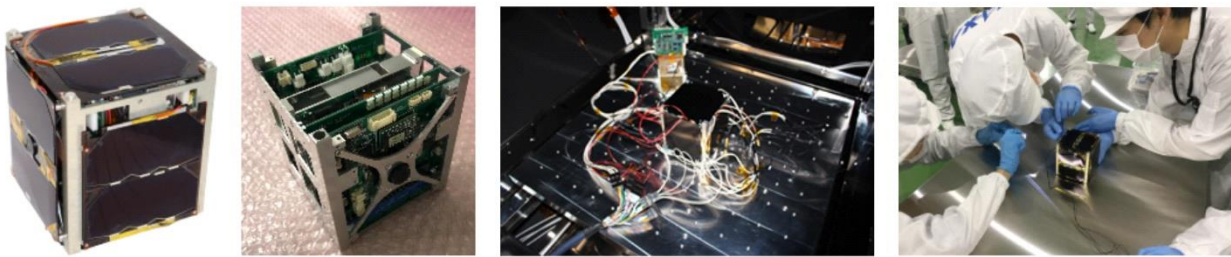
en modo de propulsión única. El satélite Hodoyoshi-1 efectuó dicha integración también en 2020, lo que permitió confirmar su funcionamiento adecuado.

9.3.4 Satélite NEXUS, para servicios de telecomunicaciones

NEXUS es un satélite CubeSat 1U desarrollado conjuntamente por un equipo del Laboratorio de Sistemas de Estructuras Espaciales de la Universidad de Nihon (SSS) y la Asociación AMSAT de Japón (JAMSAT). El satélite se lanzó el 18 de enero de 2019 mediante el cohete Epsilon # 4 de JAXA. Tras dos años de funcionamiento de la misión, el equipo que la llevó a cabo logró resultados plenamente satisfactorios. En abril de 2021 se realizaron nuevas operaciones con el mismo, a saber, actividades con radioaficionados mediante un transpondedor lineal, entre otros equipos, planificadas y llevadas a cabo por radioaficionados de todo el mundo. Se fijó como objetivo que el satélite NEXUS abandonara su órbita aproximadamente cinco años después de su lanzamiento por efecto de la resistencia atmosférica.

FIGURA 56

Modelo de vuelo del satélite NEXUS, cuya operación de vuelo comenzó en enero de 2019

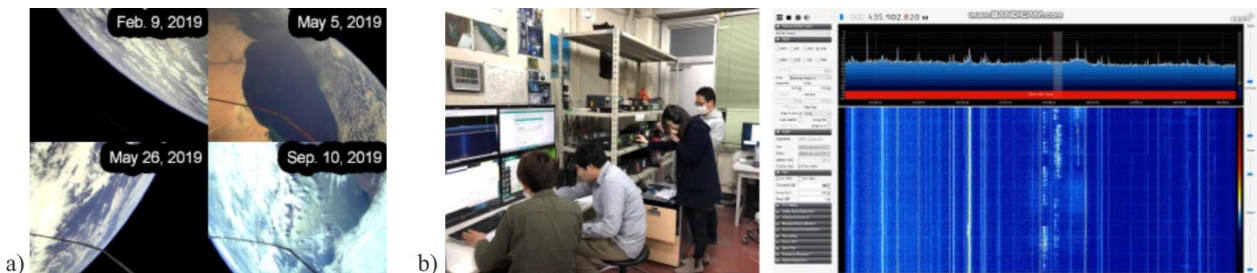


Manual sobre satélites pequeños-56

FIGURA 57

Resultados arrojados por la misión:

a) ejemplos de imágenes obtenidas; b) funcionamiento del transpondedor lineal



Manual sobre satélites pequeños-57

El primer objetivo del proyecto fue verificar los transmisores del servicio de radioaficionados y el transpondedor lineal que desarrolló la JAMSAT. La velocidad de comunicación de los transmisores convencionales para CubeSat de radioaficionados es bastante baja, a saber, 1,2 ó 9,6 kbps, y en consecuencia, no es adecuada para misiones de satélite en las que es necesario transmitir una gran cantidad de datos a través del enlace descendente, como en las aplicaciones de observación de la Tierra. Habida cuenta de ello, JAMSAT desarrolló transmisores de mayor velocidad de comunicación y bajo consumo energético, en consonancia con las limitaciones de potencia de los satélites CubeSat. Por otro lado, muchos radioaficionados contaban con disponer de un transpondedor lineal para aplicaciones de radioaficionados (TRP), habida cuenta de la reducida oferta de los mismos, en particular para satélites japoneses. De ahí que la JAMSAT desarrollara asimismo un TRP. El segundo objetivo del proyecto fue formar a alumnos universitarios en la gestión de proyectos de

desarrollo de satélites CubeSat. El proyecto comenzó en junio de 2016, y el desarrollo de NEXUS finalizó en septiembre de 2018. La duración total del proyecto, desde su inicio hasta la operación inicial tras el lanzamiento del satélite, fue de unos dos años y medio, período de tiempo adecuado para los alumnos. El laboratorio SSS desarrolló tres CubeSats, a saber, los satélites SEEDS (1U)/2006, SEEDS-2(1U)/2008 y SPROUT(8U)/2014; NEXUS se desarrolló sobre la base de la experiencia técnica adquirida al respecto.

NEXUS posee una masa de 1,24 kg y sus dimensiones son 105,0 × 105,0 × 113,5 mm. El satélite se situó en una órbita heliosíncrona a 500 km de altitud, con 97,3 grados de inclinación, junto con otros seis satélites. NEXUS transportó cuatro cargas útiles de misión, a saber, un transmisor MDP-4 con desplazamiento $\pi/4$ (MDP-4), un transmisor MDF (MDF), un transpondedor lineal (TRP) y un sistema de cámaras (N-CAM). El transmisor MDP-4 era de pequeño tamaño (80 × 40 × 10 mm, 15,5 g), con velocidad binaria de 38,4 kbps. El transmisor MDF también era de pequeño tamaño (80 × 28 × 5 mm, 6,5 g), con velocidad binaria variable entre 1,2 y 19,2 kbps. El pequeño sistema de cámaras N-CAM, desarrollado por alumnos del Laboratorio SSS, ofrecía un tamaño de imagen de 2544 × 1944 píxeles. Los transmisores MDP-4 y MDF se ensayaron en el espacio mediante fotografías y vídeos obtenidos mediante el sistema N-CAM. El funcionamiento del TRP fue planificado y gestionado por radioaficionados.

CUADRO 22

Especificaciones de sistema del satélite NEXUS

Tamaño y peso al despegue		Equipo de misión	
Tamaño	105,0 (An) × 105,0 (Pr) × 113,5 (Al) mm	MDP-4	<u>Transmisor MDP-4 con desplazamiento $\pi/4$</u> frecuencia: 435,900 MHz velocidad binaria: 38,4 kbps anchura de banda: 24,89 kHz potencia de salida: 0,3 W
Peso	1,24 kg		
Órbita			
Tipo	Circular (órbita heliosíncrona)		
Vida útil	5 años hasta el decaimiento orbital (previsión)		
Altitud	500 km (94,6 min. período, Comienzo de la vida útil)		Protocolo: CCSDS
Inclinación	97,3 grados	MDF	<u>Transmisor MDF</u> frecuencia: 435,900 MHz velocidad binaria: 1,2; 2,4; 4,8; 9,6; 14,4; 19,2 kbps anchura de banda: 21,02 kHz potencia de salida: 0,4 W
Control de posición			
N/A			
Potencia			
Células solares	Célula GaAs de triple unión (30 por ciento de rendimiento) 2 en serie × 6 en paralelo (total) Vmp: 2,4 V, Imp: 502,9 mA	TRP	protocolo: preámbulo + AX.25 <u>Transpondedor lineal</u> Transmisión: 435,880 – 435,910 MHz Recepción: 145,900 – 145,930 MHz Anchura de banda: 29,010 kHz
Baterías	Li-ion, 1 en serie × 4 en paralelo		Potencia de salida: 0,5 W
Generación de energía	3,7 V, 7,52 Ah, 27,8 Wh (total) 3,3 W (valor promedio con orientación solar)		
Consumo energético	8,9 W (MDP-4+N-Cam)		
	5,6 W (TRP)	N-CAM	<u>Sistema de cámaras miniaturizado de la Universidad de Nihon</u> tamaño: 70 × 30 × 10 mm (placa) 30 × 30 × 23 mm (módulo de la cámara) peso: 23 g ángulo de visión: H:63, V:49, P:75 grados tamaño de imagen: QVGA, VGA, SVGA, HD, Full HD, MAX (2544 × 1944)
	1,5 W (nominal)		
Comunicaciones			
Ubicación	Estación de Funabashi (Japón) 2 × antena Yagi (polarización variable)		
Enlace ascendente	Ondas métricas, 1,2 kbps en Funabashi		
Enlace descendente	Ondas decimétricas, 0,8 W; 9,6 kbps (telemetría)		

El subsistema de alimentación consta de células solares, cuya eficiencia es del 30,0 por ciento, y baterías de iones de litio (3,7 V, 7,52 Ah, 27,8 Wh). El valor promedio de la generación energética es 3,3 W durante la fase de orientación solar, y el consumo energético máximo 8,9 W, en el modo de descarga de imágenes en tiempo real con MPD-4 y N-CAM. Funciona la mayor parte del tiempo en el modo nominal de 1,5 W, esto es, sólo con salida CW, a fin de mantener la batería cargada excepto durante el funcionamiento de la misión.

La estación en tierra de NEXUS se encuentra en la Universidad de Nihon. Cuenta con un sistema de recepción con polarización circular (CP) y un sistema de recepción con polarización variable (PD). Este último consta de un sistema de polarización horizontal y otro de polarización vertical. El rendimiento efectivo del sistema PD se comparó con el del sistema CP y se demostró que la polarización variable es muy eficaz durante el funcionamiento del servicio de radioaficionados para recibir grandes cantidades de datos.

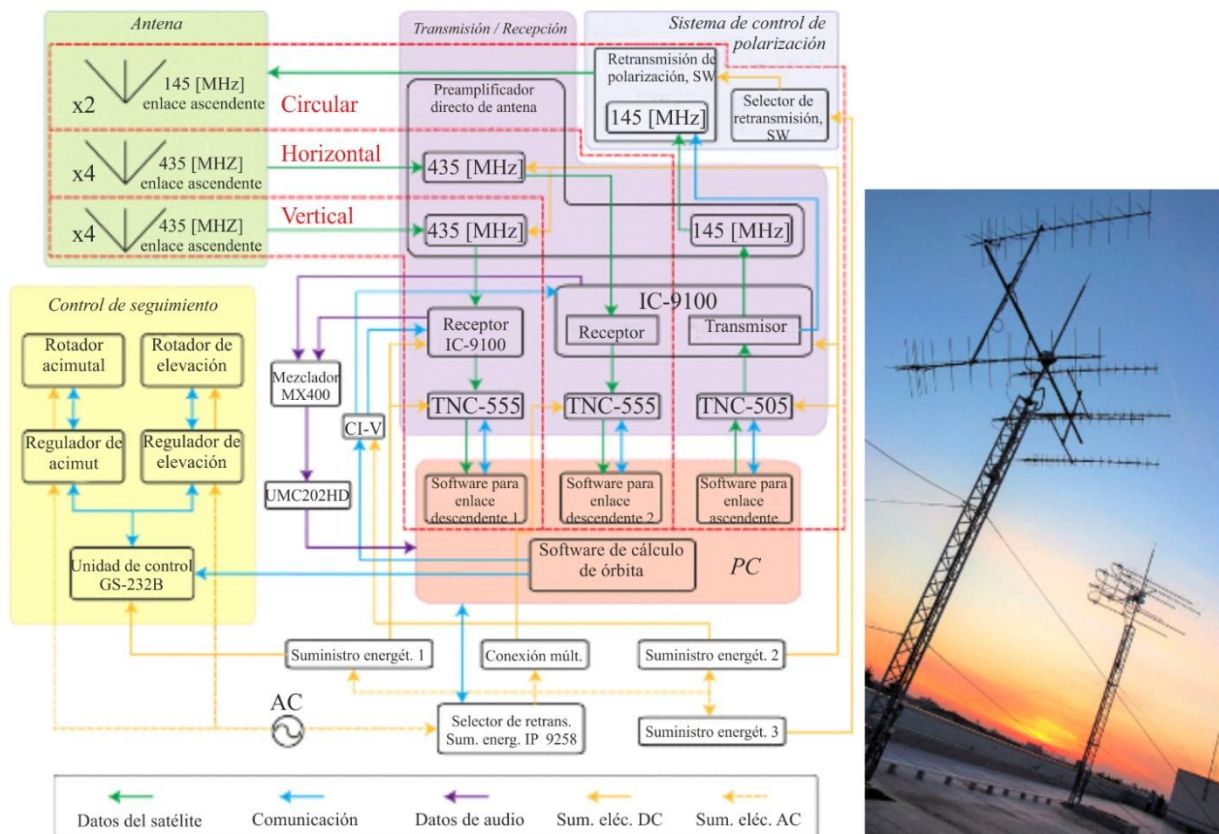
El TRP incorpora la función de medición de la indicación de la intensidad de la señal recibida, y el equipo del proyecto realizó un mapa RSSI en la banda de ondas métricas a 500 km de altitud, que contribuyó a determinar la distribución del ruido radioeléctrico en dicha banda a esa altitud.

Las especificaciones pormenorizadas y los datos CAD de la placa de circuito impreso, así como los componentes estructurales del satélite NEXUS, figuran en el sitio web oficial del proyecto, a fin de proporcionar información de referencia a nuevos desarrolladores de satélites CubeSat en todo el mundo.

El Laboratorio SSS de la Universidad de Nihon pasó a formar parte del Instituto de Ciencias Espaciales y Astronáuticas (ISAS) de la Agencia de Exploración Aeroespacial de Japón (JAXA) en octubre de 2020. A raíz del éxito logrado con el satélite NEXUS, el Laboratorio SSS prevé el diseño de dos nuevas misiones por satélite. Una de ellas será una misión CubeSat de observación radioeléctrica mediante una antena de membrana desplegable, y la otra será una misión astronómica basada en la utilización de dos microsátélites. ISAS y JAXA, que han puesto en marcha varias misiones científicas espaciales mediante CubeSat y microsátélites, prevén establecer a corto plazo un programa de exploración espacial por medio de nano y micro satélites basado en la cooperación con diversas universidades. Los satélites posteriores al NEXUS se desarrollarán en el marco de dicho programa.

FIGURA 58

Estaciones en tierra con sistemas de polarización variable en la Universidad de Nihon



Manual sobre satélites pequeños-58

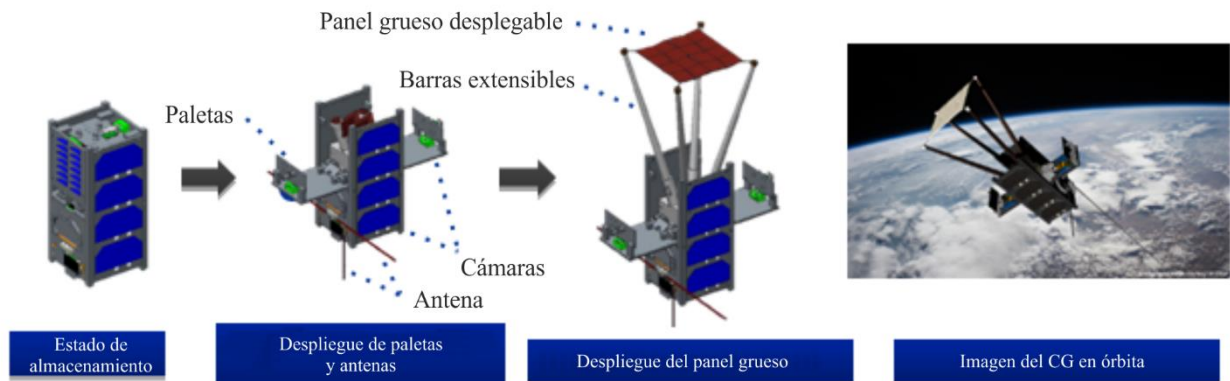
9.3.5 Satélite HIROGARI (OPUSAT-II), CubeSat 2U con mecanismos desplegables

El satélite CubeSat 2U HIROGARI (OPUSAT-II) fue desarrollado por el equipo conjunto del Centro de investigación de sistemas espaciales pequeños (SSSRC) de la Universidad de la Prefectura de Osaka (Japón) y del Centro de investigación de vehículos aeroespaciales (APReC) del Instituto Tecnológico de Muroran. El satélite se situó en una órbita circular de 400 km el 14 de marzo de 2021 mediante el módulo experimental japonés Kibo de la ISS, y seguía en funcionamiento a finales de agosto de 2021.

El satélite se destinó a dos misiones experimentales principales. La primera consistió en el despliegue de una placa gruesa con plegado "Miura-ori" y la medición de su forma tridimensional con gran precisión mediante el método de muestreo de Moiré en órbita. Esta misión fue desarrollada por el APReC del Instituto de Tecnología de Muroran. La segunda misión consistió en la demostración de un sistema de comunicaciones de alta velocidad para mejorar la velocidad de transmisión y la capacidad de corrección de errores mediante el sistema de comunicaciones de la banda de radioaficionados por satélite, desarrollado por el SSSRC de la Universidad de la Prefectura de Osaka, así como en el desarrollo íntegro del sistema del módulo de servicio. El método de despliegue del satélite HIROGARI se muestra en la Fig. 59, y las especificaciones principales se enumeran en el Cuadro 23. Para las comunicaciones se utilizó la estación en tierra situada en el Campus Nakamozu de la Universidad de la Prefectura de Osaka.

FIGURA 59

Método de despliegue del satélite HIROGARI (OPUSAT-II) e imagen del CG en órbita



Manual sobre satélites pequeños-59

CUADRO 23

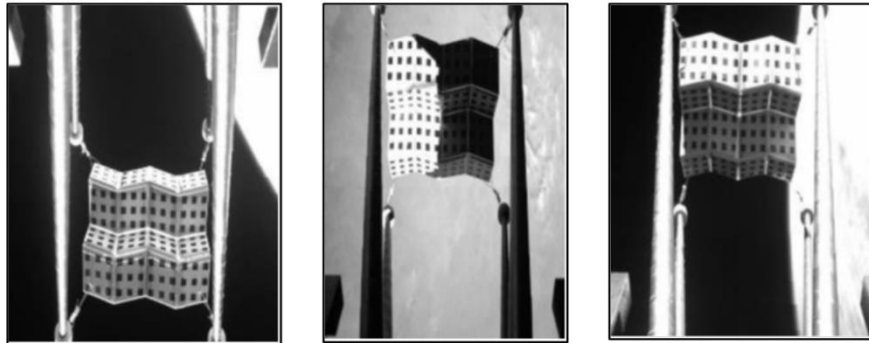
Especificaciones del satélite HIROGARI

Dimensiones (mm)	100 (An) × 100 (Pr) × 227 (Al) (almacenado), 350 (An) × 283 (Pr) × 930 (Al) (desplegado)
Masa	2,36 kg
Posición	Control de posición magnético pasivo mediante un imán permanente y atenuador de histéresis
Comunicaciones	Enlace ascendente: FM 1,2 kbps (430MHz) Enlace descendente: CW 40/80 wpm, FM 1,2 / 9,6 / 13,6 / 19,2 kbps (145MHz)
Energía	Batería de iones de litio (1 W)
Control térmico	Accionado mediante un calentador de batería

La primera comunicación se estableció satisfactoriamente el 21 de marzo, tras una etapa crítica de una semana después de la puesta en órbita. Pasada dicha etapa crítica, se intentó desplegar el panel grueso Miura-Ori. A tal efecto se necesitó una semana más, a fin de confirmar el despliegue de las paletas el 30 de marzo, y más cinco días para confirmar el despliegue del panel grueso el 3 de abril. La imagen del despliegue, obtenida en órbita, se muestra en la Fig. 60. Posteriormente, se reprodujo satisfactoriamente la forma tridimensional del panel mediante el método de muestreo Moiré.

FIGURA 60

Imágenes del panel grueso Muira-Ori desplegado, con la Tierra de fondo

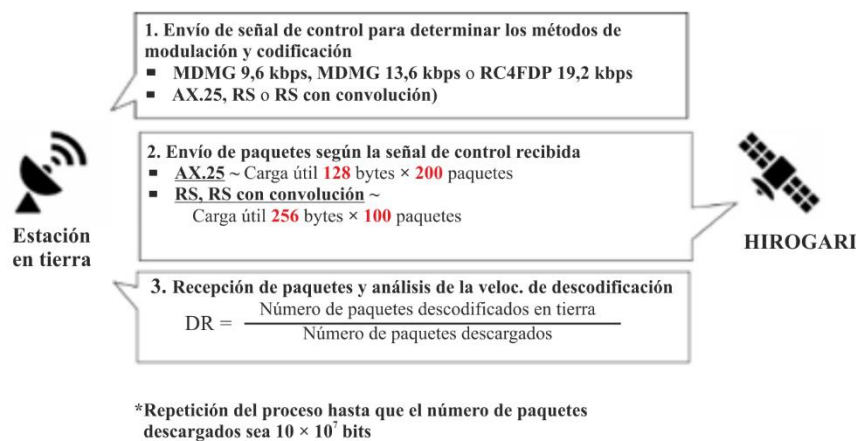


Manual sobre satélites pequeños-60

La segunda misión, la de comunicaciones, se realizó casi satisfactoriamente a finales de agosto. El proceso de evaluación y los resultados obtenidos se sintetizan en la Fig. 61, y la modulación aplicada y los métodos de codificación en el Cuadro 24. Puesto que la tasa de decodificación y la velocidad efectiva, así como la decodificación, vienen dadas por las condiciones en tierra, en particular la utilización ilícita de la banda de radioaficionados, los resultados se presentan teniendo en cuenta tráfico intenso durante el período diurno y tráfico poco intenso durante el período nocturno. Los resultados obtenidos hasta mediados de agosto se sintetizan en el Cuadro 24.

FIGURA 61

Proceso de la misión de comunicaciones de alta velocidad; derecha: estación en tierra de la Universidad de la Prefectura de Osaka



Manual sobre satélites pequeños-61

OPUSAT (CosMoz), satélite anterior: el satélite OPUSAT(CosMoz), que se muestra en la Fig. 62, es el primer satélite CubeSat de tamaño 1U desarrollado por el SSSRC. Fue lanzado por el H-II el 24 de febrero de 2014 como carga útil secundaria del satélite GPM y concluyó su operación el 24 de julio de 2014, al realizar su reentrada en la atmósfera.

El satélite tuvo dos misiones principales. La primera fue verificar un nuevo dispositivo de almacenamiento de energía con dos fuentes de alimentación, a saber, una batería de iones de litio y un condensador de iones de litio. Las misiones de carga y descarga en órbita se realizaron satisfactoriamente. La segunda misión consistió en el despliegue de la paleta solar, como se muestra en la Fig. 62, que no se llevó a cabo en esta misión, pero contribuyó sustancialmente al éxito de la misión HIROGARI.

Sobre la base de la experiencia adquirida con el satélite OPUSAT, se desarrolló el módulo de servicio 1U en su conjunto, denominado OPUSAT-kit, como se muestra en la Fig. 62. Puesto que el sistema del módulo de servicio podía funcionar de forma independiente, la misión prevista se llevó a cabo instalando la placa de la misión desarrollada por los usuarios, como se muestra mediante la flecha de color rojo en la Fig. 63.

CUADRO 24

Velocidad de decodificación (DR) y velocidad efectiva (ER)

Modulación	Velocidad de trans. (kbps)	Codificación	Período diurno		Período nocturno	
			DR [%]	ER (kbps)	DR [%]	ER (kbps)
MDMG	9,6	AX.25	54,867	4,20	62,062	4,70
MDMG	13,6	AX.25	48,568	5,22	52,021	5,59
MDMG	13,6	RS con conv.	72,810	3,86	77,979	4,13
RC4FSK	19,2	RS con conv.	42,774	3,20	47,615	3,57
MDMG	13,6	RS	69,053	7,51	72,782	7,92
RC4FSK	19,2	RS	11,807	1,81	18,327	2,82

FIGURA 62

OPUSAT (CosMoz); izquierda): estado de almacenamiento; centro): estado con la paleta solar desplegada; derecha: miembros del equipo

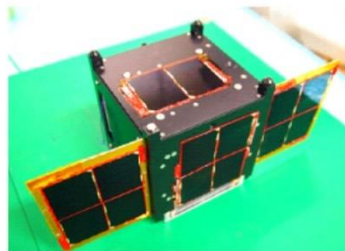
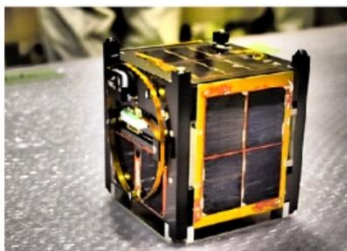
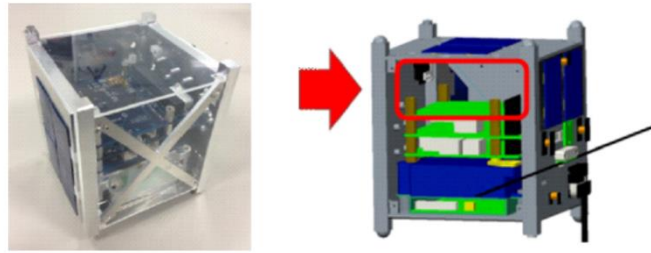


FIGURA 63
OPUSAT-kit



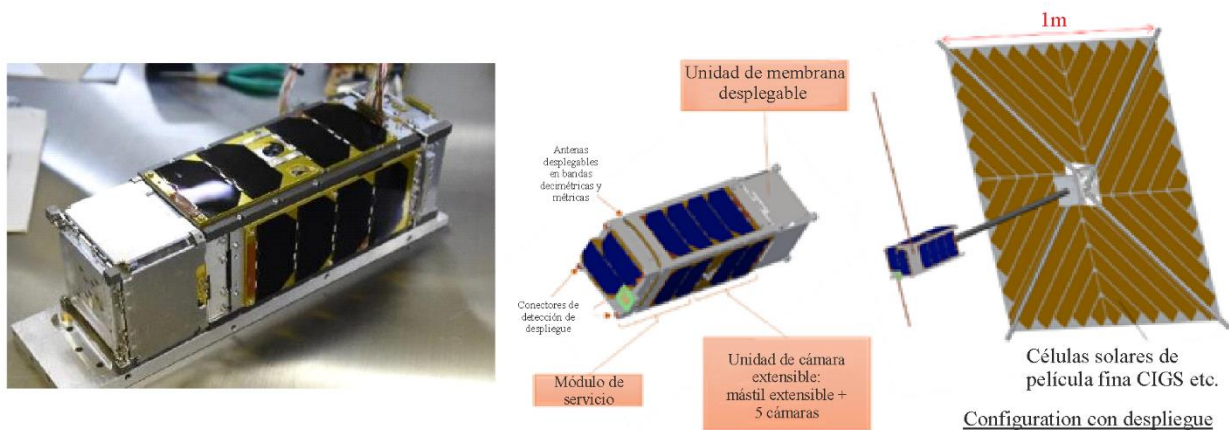
Manual sobre satélites pequeños-63

9.3.6 Satélite OrigamiSat-1 y satélites sucesivos para la realización de demostraciones de estructuras desplegables

El satélite CubeSat 3U OrigamiSat-1 (FO-98) fue desarrollado por un equipo conjunto de trabajo del Instituto Tecnológico de Tokio, Sakase Adtech Co. Ltd., WEL Research Co. Ltd., la Universidad Metropolitana de Tokio y la Universidad de Nihon. Se puso en órbita el 18 de enero de 2019 mediante un cohete Epsilon en Japón. El objetivo principal de su misión fue demostrar una tecnología de estructura espacial desplegable basada en una membrana "multifuncional" en órbita. Los dispositivos formados por una película fina fijados a lo largo de la membrana facilitan el desarrollo de sistemas espaciales innovadores, en particular conjuntos de antenas ultraligeros y paneles solares.

La misión principal del satélite OrigamiSat-1 incluyó tres actividades, a saber, las siguientes. (M1) Misión de despliegue de membranas: con objeto de contribuir a futuras aplicaciones, se desplegó una estructura de membrana multifuncional, y se midieron en órbita su comportamiento posterior y las formas desplegadas. (M2) Misión de plataformas experimentales para estructuras desplegables: con objeto de obtener un método de demostración espacial para investigadores de estructuras desplegables en el espacio, se utilizaron componentes comerciales. También se desarrolló un sistema de medición en órbita de estructuras desplegables mediante un sistema de cámaras estereoscópicas. (M3) Misión de radioaficionados: a fin de mejorar las competencias en materia de radiocomunicaciones, se realizaron transmisiones de alta velocidad desde el espacio en la banda de 5,6 GHz.

FIGURA 64
Modelo de vuelo del satélite OrigamiSat-1 y configuración previa al despliegue de su estructura y después del mismo



Manual sobre satélites pequeños-64

En el Cuadro 25 se muestran las especificaciones de sistema fundamentales. El satélite no dispuso de un sistema activo de control de posición. A tal efecto se utilizó un imán de neodimio (Nd) para estabilizar la posición por vía pasiva mediante medios geomagnéticos. Por otro lado, dos piezas de permaleación PC desempeñaron la función de amortiguadores magnéticos a fin de atenuar la velocidad angular.

CUADRO 25

Especificaciones de sistema del satélite OrigamiSat-1

Especificaciones de base		Comunicaciones	
Tamaño	100 × 100 × 340,5	Ubicación	Estación Tokyo Tech, Tokio
Masa	4,1 kg		Antena Yagi (bandas de ondas decimétricas y métricas)
Lanzamiento	Mediante el cohete Epsilon, el 18 de enero de 2019		Parábola de 1,8 m (banda de 5,6 GHz)
Órbita	Órbita heliosíncrona de 500 km de altitud	Enlace ascendente	Banda de ondas métricas, 144 MHz, 1 200 bit/s (radioaficionados)
		Enlace descendente	Banda de ondas decimétricas, 430 MHz, 1 200 bit/s (radioaficionados) Banda de ondas centimétricas, 5,6 GHz, 115,2 kbps (radioaficionados)

El sistema de despliegue de la membrana utilizado dio lugar a una estructura integrada de pluma-membrana, plegable con arreglo a un modelo de origami Flasher. La membrana estaba hecha de un material de confección lisa adaptado al grosor de los dispositivos integrados en la membrana. Ésta permitía fijar en toda ella dispositivos formados por una película fina, en particular células solares, antenas de aleación fina con forma memorable y dispositivos ficticios elaborados con una película de 50 mm de grosor. La membrana se desplegó mediante cuatro brazos tubulares en diagonal elaborados con CFRP (plástico reforzado con fibra de carbono) de 13 mm de diámetro. Con objeto de aumentar la fuerza de despliegue, se instalaron dos cintas metálicas convexas en los brazos de CFRP. En las Figs. 65 y 66 se muestra el experimento de despliegue efectuado en tierra. Los extremos de los brazos desplegables se suspendieron del techo para compensar la gravedad durante la realización de las pruebas de despliegue. Estas funciones permitieron dotar al satélite OrigamiSat-1 de un diseño exclusivo de membrana desplegable.

FIGURA 65

Prueba de despliegue de la membrana multifuncional en tierra

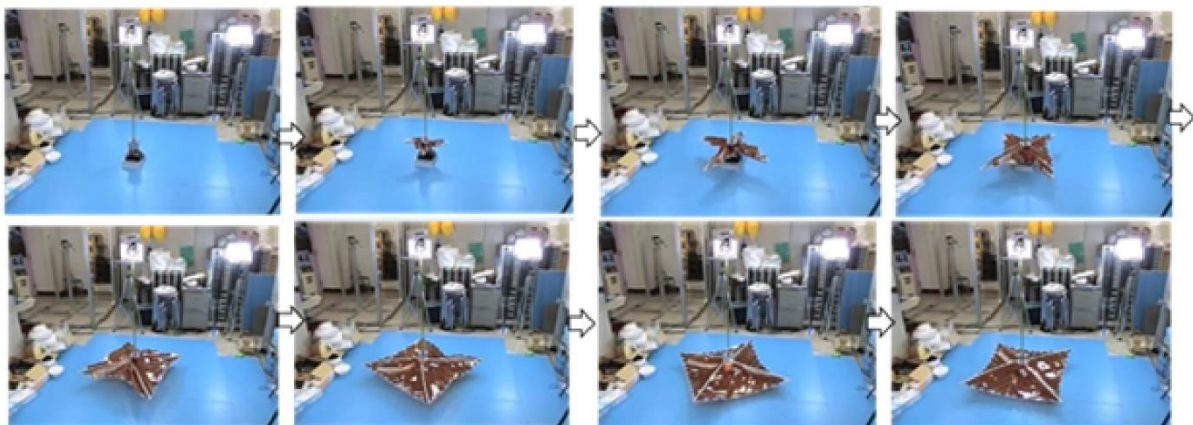


FIGURA 66

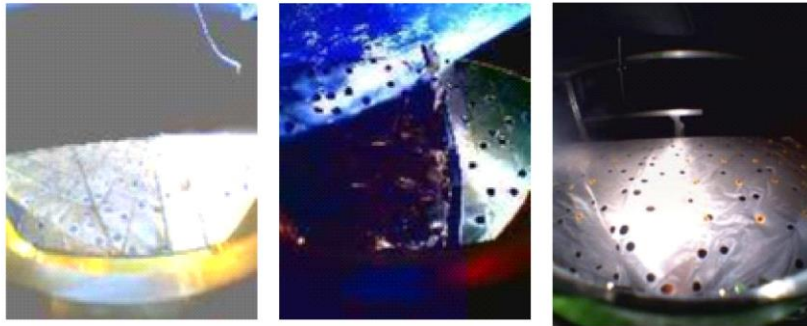
Vídeo del despliegue realizado por la cámara de a bordo durante la prueba de despliegue en tierra



Manual sobre satélites-66

FIGURA 67

Imágenes en órbita tomadas por las dos cámaras laterales de a bordo, e imagen tomada en tierra: (izquierda, centro) datos de vuelo; (derecha) datos en tierra.



Manual sobre satélites pequeños-67

A lo largo de sus dos años de funcionamiento (hasta septiembre de 2021), las comunicaciones entre la estación en tierra y el satélite fueron inestables debido a una anomalía, producida probablemente en los sistemas de comunicación y suministro energético del satélite. La membrana multifuncional se desplegó en el espacio y sus imágenes se tomaron mediante dos cámaras de visión lateral a bordo del satélite.

La membrana desplegable multifuncional y las tecnologías de la plataforma experimental ensayadas en el satélite OrigamiSat-1 se utilizaron en demostraciones espaciales posteriores. En primer lugar, el componente HELIOS, lanzado en 2022 en el marco de la "Demostración de tecnología innovadora para satélites-3", demostró una membrana desplegable multifuncional de dimensiones $1\text{ m} \times 1\text{ m}$. A la membrana se fijaron varias células solares de película fina y diversos conjuntos de antenas, cuyas funciones se ensayaron en órbita. En segundo lugar, se prevé que OrigamiSat-2 ensaye una tecnología de conjuntos de antenas de membrana reflectantes.

9.3.7 Satélite PRISM, provisto de un sistema óptico con brazo extensible para la observación de la Tierra

Se prevé que el picosatélite PRISM (Picosatélite para teledetección y misiones espaciales innovadoras), satélite de teledetección de 8,5 kg de peso, sienta las bases de la próxima generación de nanosatélites. Su misión principal fue obtener imágenes de la Tierra de 30 m de resolución. Con objeto de adquirir imágenes de la Tierra de alta resolución, los satélites de teledetección convencionales tienen que estar provistos de un sistema óptico que incorpore lentes o espejos reflectores que ofrezcan amplias distancias focales, pese a su reducido tamaño. Un sistema de esas características requiere una estructura rígida, lo que da lugar a un aumento de masa. Para reducir la masa total del telescopio, el satélite PRISM incorporó "un brazo extensible" para el sistema óptico. A fin de satisfacer las necesidades de observación de la Tierra, el satélite se tuvo que estabilizar con arreglo a menos de 0,7 grados/s durante la observación, y el sistema óptico tuvo que orientarse hacia un punto determinado de la Tierra. Habida cuenta de ello, se desarrolló un sistema de control de posición activo provisto de giroscopios, sensores magnéticos y motores de par magnéticos. Por otro lado, se ensayaron en órbita nuevos

conceptos sobre control de posición, en particular la estimación y compensación del momento magnético residual, a fin de proporcionar nuevos datos y una valiosa experiencia.

FIGURA 68

Modelo de vuelo y especificaciones del satélite PRISM

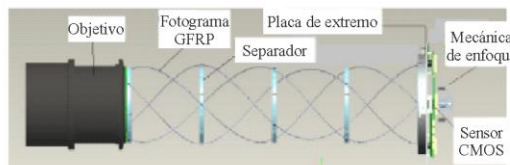


Tamaño y masa	192 × 192 × 400 [mm] (estibado) 8.5 [kg]
Órbita	SSO, LTAN 13 pm Posición 660 [km]
Sensores de posición, Accionadores	Sensor magnético de 3 ejes, Sensor solar × 5, Motor de par magnético de 3 ejes
OBC	SH7145 (Tecnología Renesas) H8-3048 (Tecnología Renesas) PIC-16F877 (Microchip)
Comunicación	Enl. ascen.: 145 MHz, MDAF 1 200 bit/s Enl. desc.: 435 MHz, MDAF 1 200 bit/s 435 MHz MDMG 9 600 bit/s
Sistema óptico	Objetivo de fluorita apocromático f90 mm, Distancia focal 500 mm IBIS-5A CMOS 1,3M píxeles

Manual sobre satélites pequeños-68

FIGURA 69

Imagen en órbita de la estructura del brazo del sistema óptico y ejemplo de imagen obtenida (GSD, 30m)



Manual sobre satélites pequeños-69

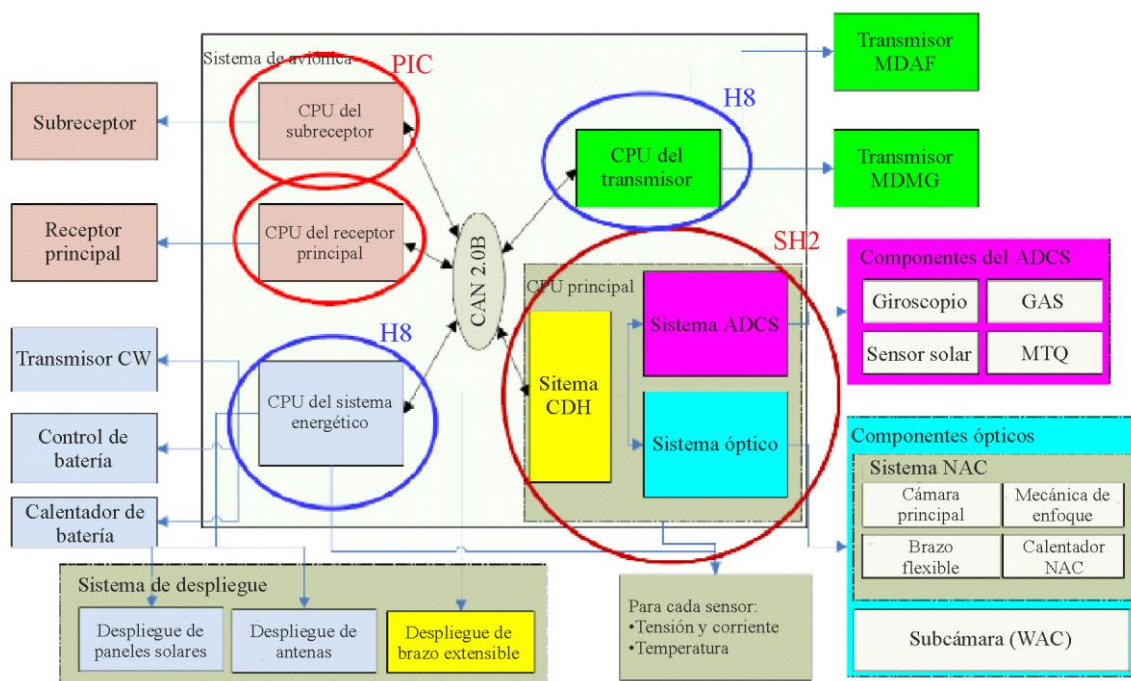
La estructura del sistema óptico extensible estaba formada por materiales flexibles extensibles únicamente por medio de fuerzas elásticas internas. No se empleó ningún accionador mecánico para la extensión del brazo. Esas características de brazo extensible flexible permitieron diseñar un sistema óptico muy compacto y ligero. En esta estructura, el armazón de polímero reforzado con fibra de vidrio (GFRP) desempeñó la función de resorte en espiral, a fin de empujar el objetivo y las placas de desviación hacia fuera al desplegar y extender la estructura. Varios hilos conectan dichas placas de desviación entre sí, a fin de limitar las distancias. Las placas determinan la longitud total del brazo, así como la posición relativa y el ángulo de inclinación del objetivo con respecto al sensor de imagen. La compensación del error estructural del brazo constituyó la tecnología más

exclusiva del proyecto. La placa del sensor de imagen se desplazó mediante un motor de varias etapas, al tiempo que tiraban de ella varios resortes. La placa discurría en línea recta por una ranura lineal. Ello permitió que la posición relativa del sensor de imagen con respecto al objetivo pudiera controlarse dinámicamente para mantener el enfoque.

En la Fig. 70 se muestra el diagrama del sistema. Para los sistemas de control y procesamiento de datos (CDH), se instalaron tres microprocesadores, a saber, el SH7145F como procesador principal, el H8-3048 para los subsistemas de transmisión y suministro de energía, y el PIC16F877, destinado a dos receptores de comunicaciones redundantes. Dichos procesadores se conectaron entre sí mediante el protocolo *Can-Bus*, de gran fiabilidad en las complejas condiciones del entorno espacial. El subsistema de comunicación del satélite PRISM incluía un módulo de transmisión y dos módulos de recepción. El módulo de transmisión estaba provisto de dos módulos de radiocomunicaciones, a saber, MDAF de 1200 bps y MDMG de 9600 bps. El módulo MDAF se utilizó principalmente para la transmisión de datos de mantenimiento a través del enlace descendente, en particular registros de los sensores de temperatura o los sensores de corriente. El módulo MDMG se utilizó para transmitir datos de imágenes a través del enlace descendente. La velocidad de comunicación de dicho módulo era unas ocho veces superior a la del módulo MDAF, ensayado por primera vez en el entorno espacial.

FIGURA 70

Diagrama de bloques sistémico del satélite PRISM



Manual sobre satélites pequeños-70

El satélite PRISM se lanzó como carga útil secundaria el 27 de enero de 2009 mediante el vehículo de lanzamiento japonés H-IIA, con la carga útil principal "GOSAT" (satélite de observación de gases de efecto invernadero de la JAXA). Tras realizar una comprobación inicial, al cabo de dos semanas se desplegó el brazo extensible al seccionar mediante calentadores de nicromo el cable de nailon que lo fijaba. También se realizó un experimento de control de posición. La perturbación magnética fue mucho mayor de lo esperado y la posición, orientada hacia la Tierra mediante gradiente gravitatorio, fue difícil de mantener debido al momento magnético residual imprevisto del satélite. Se llevó a cabo una estimación del momento magnético residual y se mejoró el control de posición con arreglo a los resultados de la estimación. En abril de 2009, tres meses después del lanzamiento, se obtuvieron imágenes de la Tierra con una resolución de 30 m.

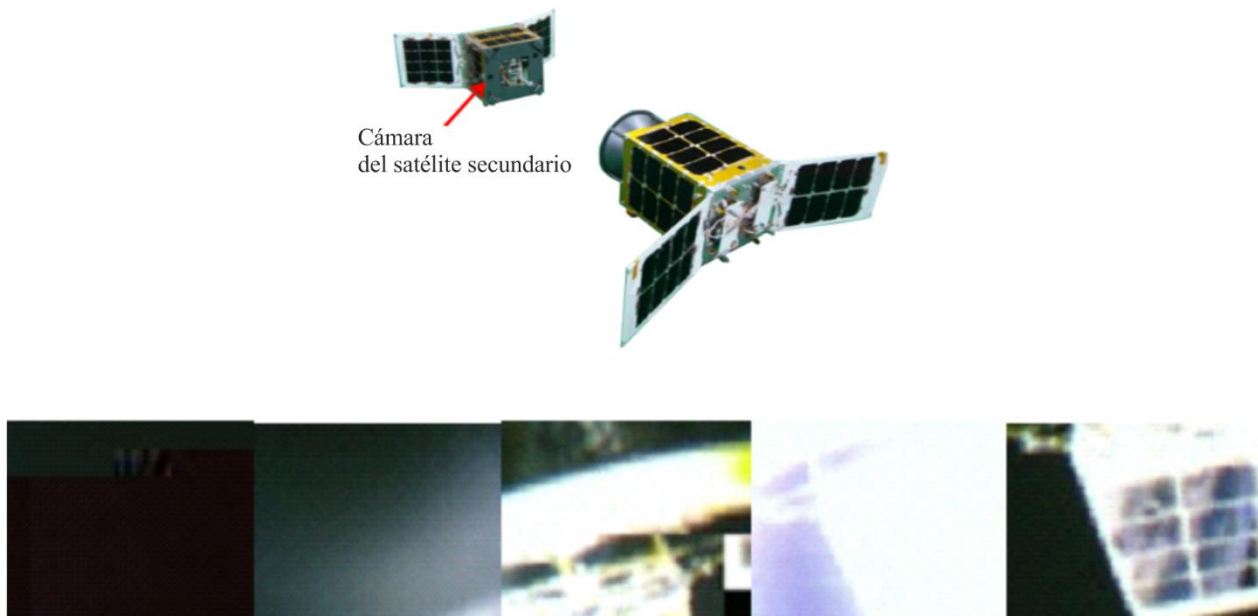
9.3.8 STARS, conjunto de nano y microsátélites provistos de un mecanismo de despliegue con anclaje

En el marco del programa de nano y microsátélites STARS (Satélites robóticos autónomos con anclaje espacial) se desplegaron varios satélites primarios, secundarios y elevadores mediante un eficaz mecanismo de despliegue con anclaje. Tras el lanzamiento del primer satélite STARS en 2009, le sucedieron los satélites STARS-II (2014), STARS-C (2016), STARS-Me (2018) y STARS-EC (2021), con sistemas y misiones actualizados. Las plataformas pasaron de tener capacidad para un nanosatélite inicial de 10 kg a alojar un satélite CubeSat 2U, y posteriormente, el microsátélite STARS-X (2022) de 50 kg.

En la Fig. 71 se muestra el modelo de vuelo de STARS, el primer satélite del proyecto STARS, denominado "KUKAI". En la parte izquierda de la figura se representa el satélite secundario (3,8 kg, 160 × 160 × 158 mm), que es un robot espacial con anclaje, y en la parte derecha el satélite primario (4,2 kg, 160 × 160 × 253 mm), que incorpora un mecanismo de despliegue con anclaje; ambos se conectaron mediante un cable de anclaje de kevlar de 5 m de longitud. Cada satélite tenía dos paletas para el montaje de células solares, y antenas de tipo SPA (antena de paleta solar), fijadas al borde de las paletas.

FIGURA 71

Modelo de vuelo del satélite STARS (parte superior) e imágenes (parte inferior) del satélite primario tomadas por el satélite secundario



Manual sobre satélites pequeños-71

El satélite STARS se lanzó a las 12:54 JST (hora oficial de Japón) del 23 de enero de 2009. Se situó en órbita heliosíncrona (altitud: 666 km; inclinación: 98 grados). La señal de radiobaliza CW transmitida desde el satélite se recibió en la estación en tierra a las 14:34 (satélite primario) y a las 14:36 (satélite secundario) de forma oportuna. El despliegue de las paletas (incluidas las antenas) se realizó satisfactoriamente. La transmisión de datos por paquetes sobre los modelos de vuelo a través de los enlaces ascendente y descendente, correspondientes a las imágenes obtenidas con las cámaras y a las comunicaciones entre los satélites mediante Bluetooth, se realizó satisfactoriamente durante los diez primeros días.

Tras efectuar una primera comprobación, se realizó la primera prueba del despliegue con anclaje. La transmisión de varias señales de control permitió desbloquear el carrito de lanzamiento. Posteriormente, el mecanismo de anclaje se desplegó, pero sólo varios centímetros. Se consideró que ello fue debido a que el

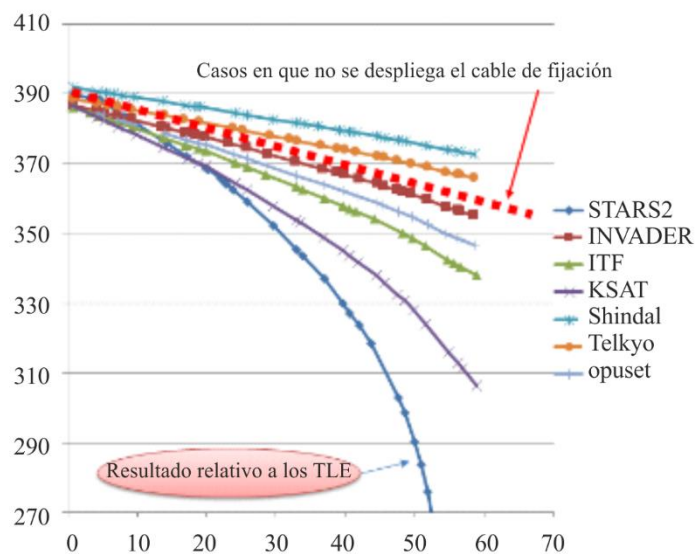
mecanismo de compresión (basado en un sistema de poleas) de los resortes de despliegue no funcionó adecuadamente al desbloquearse el carrito de lanzamiento.

En la Fig. 72 se muestran varias imágenes del satélite primario tomadas por la cámara instalada en el satélite secundario. Las imágenes (a) y (b) se obtuvieron en el modo de anclaje con el cable de sujeción desplegado. En las imágenes (c) y (d) se observa que el satélite secundario estaba separado del satélite primario, esto es, el sistema de anclaje estaba desplegado. También se observa en la imagen la paleta solar del satélite primario. Habida cuenta de ello, cabe concluir que el mecanismo de anclaje de varios centímetros se desplegó satisfactoriamente.

STARS-II, experimento de anclaje electrodinámico; el satélite **STARS-II**, o "GENNAI", se lanzó el 28 de febrero de 2014, como carga útil secundaria mediante el cohete H-IIA. El satélite STARS-II incorporó un satélite primario y un satélite secundario conectados mediante un mecanismo de anclaje electrodinámico (EDT). El satélite primario accionó dicho mecanismo para mantener separado al satélite secundario. Éste fue un robot espacial, fijado al satélite primario a través del extremo de su brazo mediante el mecanismo EDT.

FIGURA 72

Imagen del STARS-II CG y registro de sus datos de altura de vuelo (km-días)



Manual sobre satélites pequeños-72

STARS-II se lanzó a las 3:37 horas (JST) del 28 de febrero de 2014. Su elevación orbital fue 390 km, con una inclinación de 65 grados. Durante el primer sobrevuelo a las 5:13 am - 5:23 am (JST) del día del lanzamiento, se recibió la señal de radiobaliza CW del satélite secundario en la estación en tierra de la Universidad de Kagawa (JR5YDP). Durante el sobrevuelo a las 18:36 a las 18:47 horas (JST) de dicho día del lanzamiento, se recibió la señal de la radiobaliza CW del satélite primario en una estación del servicio de radioaficionados (JD1GDE) de Japón. Tras ello, el satélite CW, STARS-II se separó del cohete e inició su funcionamiento.

En la Fig. 72 se muestra la altitud orbital de siete satélites transportados como carga útil secundaria en el vehículo de lanzamiento H-IIA #25, obtenida mediante datos TLE proporcionados en el sitio web de Space Track. Los siete satélites corresponden a dos satélites de 50 kg, cuatro satélites CubeSat y un satélite STARS-II de 10 kg. En principio, la vida útil orbital de un satélite de 50 kg es mayor que la del satélite STARS-II, y la de un CubeSat (10 cm cúbicos y 1 kg de masa) es menor. Los resultados que se facilitan en la Fig. 72 muestran valores de vida útil adecuados, excepto para el STARS-II. La vida útil del mismo fue 52 días, la más breve de los siete satélites. Ello está en consonancia con el hecho de que el sistema de anclaje se desplegó satisfactoriamente. Los datos pormenorizados de dicho despliegue y de la misión EDT no pudieron obtenerse debido a un funcionamiento deficiente del computador principal.

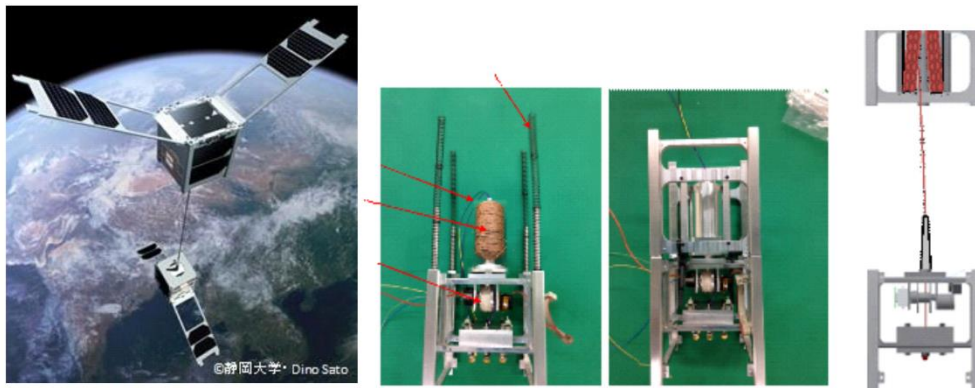
STARS-C, satélite CubeSat con mecanismo de despliegue y anclaje mediante un cable de kevlar de 100m; el tercer satélite STARS-C se puso en órbita desde la ISS en 2016. Se trató de un satélite CubeSat 2U, compuesto por un satélite primario y un satélite secundario, respectivamente. Ambos se unieron mediante un cable de kevlar de 100 m de longitud. El objetivo principal fue obtener datos de base sobre el mecanismo de despliegue mediante dicho cable.

En la Fig. 73 se muestra la configuración técnica del satélite STARS-C. El cable de anclaje se estibó en una bobina del satélite primario (véase la figura de la izquierda). En modo de anclaje, el cable se encontraba debajo de un compartimento del satélite secundario. La velocidad inicial de los satélites primario y secundario necesaria para extender el cable vino dada por la resistencia del resorte. Posteriormente, la bobina del satélite primario se separó del cable de anclaje con el citado compartimento del satélite secundario. Ello permitió extender el cable de anclaje de forma análoga al despliegue de un ovillo de lana. Por último, se alcanzó la extensión máxima del cable de anclaje una vez que se llegó al tope de resistencia de la bobina del cable.

Con arreglo a los datos de altura orbital, el cable de anclaje se extendió menos de lo previsto, sobre la base de una evaluación análoga a la llevada a cabo mediante el método aplicado al satélite STARS-II. Tampoco pudieron recibirse adecuadamente en este caso los datos de telemetría.

FIGURA 73

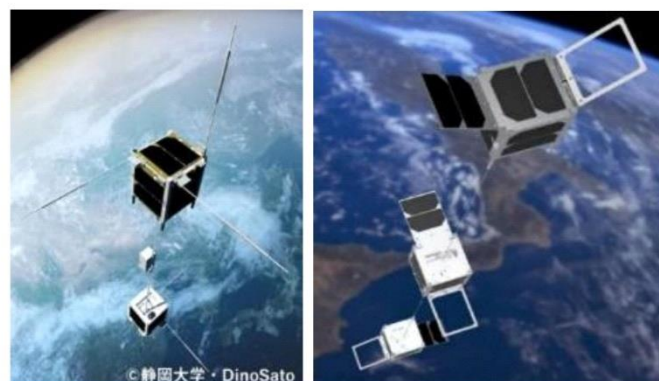
Imagen de vuelo y configuración técnica del satélite STARS-C



Manual sobre satélites pequeños-73

FIGURA 74

Imágenes de vuelo de los satélites STARS-Me y STARS-EC



Manual sobre satélites pequeños-74

STARS-Me, demostración de un minielevador espacial; STARS-Me es un elevador orbital de tamaño muy pequeño. Consta de dos satélites CubeSat con funciones de base independientes, y cada satélite se comunica con su correspondiente estación en tierra de forma autónoma. Ambos CubeSats están unidos mediante un cable de anclaje convexo de acero. Uno de ellos (CV) posee un dispositivo escalador y un cable de anclaje de aproximadamente 3 m de longitud, y el segundo (HT) incorpora el mecanismo de despliegue del cable de anclaje, de aproximadamente 11 m de longitud. Cabe distinguir las tres secuencias de misión siguientes: (i) en primer lugar, se sitúan dos satélites juntos antes de ponerlos en órbita. Posteriormente, se separan. Cada satélite desplegará simultáneamente su propia antena. (ii) tras recibir la correspondiente señal de control de la estación en tierra, ambos satélites despliegan el cable de anclaje mediante motores. Tras obtener datos pormenorizados de cada uno de ellos, se analizan la distancia de separación y la estabilidad. (iii) el dispositivo escalador se desplaza a través del cable de anclaje, una vez que se haya liberado. Dicho dispositivo se comunica mediante Bluetooth con el satélite primario. Los datos relativos al dispositivo escalador y a cada satélite permiten analizar el comportamiento del sistema minielevador.

STARS-Me se lanzó mediante el cohete H-IIB el 23 de septiembre de 2018 y, posteriormente el vehículo HTV lo transportó a la Estación Espacial Internacional (ISS). El 6 de octubre de 2018, STARS-Me se separó de la ISS junto con otros dos satélites CubeSat, a saber, los satélites SPATIUM-I y RSP-00. La señal de la radiobaliza CW de STARS-Me, que comenzó a transmitir automáticamente tras dicha separación, se recibió en muchas estaciones en tierra del servicio de radioaficionados en todo el mundo. La radiobaliza CW del satélite HT (indicativo de llamada: JJ2YPL) emitió señales claras, y HT pudo recibir la señal de control mediante paquetes de datos en la banda FM. Por otro lado, la radiobaliza CW y las señales de telemetría en la banda FM del satélite CV (indicativo de llamada: JJ2YPM) no se pudieron recibir adecuadamente debido al mecanismo de la antena utilizado. Ello permitió desarrollar el primer minielevador orbital, si bien no pudo ensayarse de forma adecuada. El decaimiento orbital de los satélites se produjo en junio de 2021.

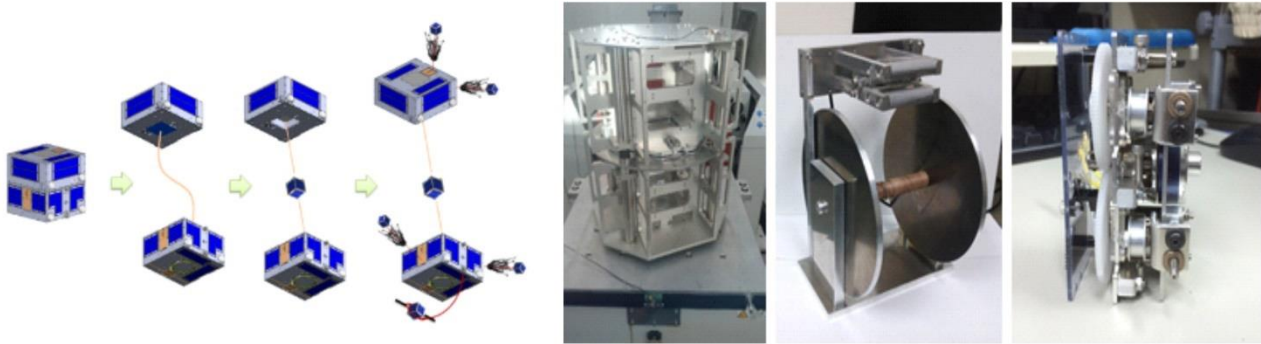
STARS-EC, demostración de un minielevador espacial; STARS-EC es también un elevador orbital muy pequeño, formado por tres satélites CubeSat unidos mediante un cable de acero convexo. Los dos CubeSats en ambos extremos son análogos a los satélites CubeSat de STARS-Me, con un mecanismo de despliegue de 11 m de longitud. El CubeSat en la posición central desempeña la función de dispositivo escalador. La secuencia de la misión es la siguiente. En primer lugar, el satélite CubeSat de un extremo extiende el citado cable de 11 m, y posteriormente el CubeSat del otro extremo extiende otro cable de 11 m. Ello permite desarrollar un elevador orbital de 22 m en órbita. Posteriormente, el CubeSat central se desplaza a lo largo del cable extendido.

El satélite STARS-EC se lanzó el 21 de febrero de 2021 y se separó de la ISS el 14 de marzo de 2021. La señal de las radiobalizas CW de los tres satélites CubeSat, que comenzaron a transmitir automáticamente después de dicha separación, se recibió en una gran cantidad de estaciones de radioaficionados en todo el mundo. Después de efectuar una comprobación inicial a comienzos de mayo de 2021, se llevó a cabo la extensión y recuperación del cable de anclaje de forma satisfactoria. En el mes de agosto siguiente comenzó el desarrollo del minielevador mediante la utilización de un cable de anclaje más largo.

STARS-X, experimentos de despliegue de cables de anclaje largos y retirada de residuos espaciales; el siguiente satélite desarrollado en el marco del proyecto STARS fue STARS-X. Su lanzamiento se fijó para 2022 mediante un cohete Epsilon. Su peso fue 65 kg, y sus dimensiones 540 × 540 × 580 mm. Su objetivo principal fue poner en marcha un elevador orbital de 1 km y realizar demostraciones de retirada de residuos en órbita. En primer lugar, se decidió extender un cable de kevlar de 1 km y desplazar a lo largo del mismo el elevador. Después de la demostración del elevador, se liberó un residuo ficticio desde el satélite primario para recogerlo ulteriormente mediante una red. También se ideó otro método para enrollar el residuo ficticio mediante un cable de anclaje más corto.

Los modelos de placas de pruebas de los satélites principal y secundario, el mecanismo de enrollado y el dispositivo escalador se desarrollaron como se representa en la Fig. 75. El mecanismo de enrollado del cable de anclaje se desarrolló con el fin de controlar la extensión de dicho cable de forma activa mediante la fuerza asociada al gradiente de gravedad, en lugar de realizar un control pasivo mediante un mecanismo de enrollado como el del satélite STARS-II. Por otro lado, se empleó un cable de anclaje de kevlar, de radio inferior a 1 mm, para poder estibar todo el cable, de 1 km de longitud. Para el dispositivo escalador se utilizó un mecanismo de engranajes basado en tecnologías utilizadas satisfactoriamente a tal efecto en Japón. Por último, se efectuaron varias pruebas de separación y vibración tanto en el satélite primario como en el secundario.

FIGURA 75

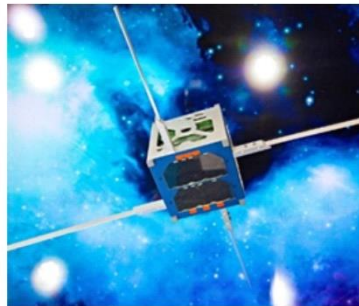
Secuencia de la misión y modelo de placa de pruebas del satélite STARS-X

Manual sobre satélites pequeños-75

9.3.9 MYSAT-1, satélite de exploración de la Tierra

El satélite MYSAT-1 fue el primer nanosatélite del Laboratorio Espacial Yahsat, financiado por Yahsat en colaboración con la Universidad Khalifa y Northrop Grumman. Se trata de un satélite CubeSat de tamaño 1U desarrollado, producido y ensayado por alumnos de postgrado del Laboratorio Yahsat Space. Permite realizar demostraciones sobre observación de la Tierra mediante la toma de imágenes de la misma y su envío a la estación en tierra pertinente. También permite demostrar la calidad de funcionamiento de un nuevo tipo de batería de iones de litio en el entorno espacial, desarrollada en los laboratorios de la Universidad Khalifa.

FIGURA 76

Nanosatélite MYSAT-1

Manual sobre satélites pequeños-76

El satélite lo lanzó Northrop Grumman el 17 de noviembre de 2018 desde Wallops Island, Virginia (Estados Unidos), en el marco de un contrato con la NASA. Sobre la base del análisis orbital realizado por el equipo de trabajo, se acordó desplegar el satélite en una órbita terrestre baja (LEO), a una altitud de 471 km y con una inclinación de 51,7 grados y una vida útil de su misión de cinco años.

FIGURA 77

Diseño del satélite MYSAT-1

Manual sobre satélites pequeños-77

El diseño del satélite MYSAT-1 incluye varios componentes comerciales (COTS) para el módulo de servicio y una placa de circuito impreso (PCB) específica para la cámara y la batería experimental de la carga útil. El módulo de servicio del satélite CubeSat incorpora una CPU ARM A9 de 32 bits para el computador de a bordo (OBC); su sistema de posición, determinación y control (ADCS) incluye un magnetómetro y tres motores de par magnéticos para las funciones de detección y apuntamiento; el sistema de comunicaciones cuenta con un transceptor en las bandas de ondas decimétricas y métricas que proporciona una velocidad de transmisión de datos comprendida entre 1 200 y 9 600 bit/s; y, por último, el subsistema de suministro eléctrico (EPS) incluye dos baterías con tensión de salida máxima 8,4 V. Se escogió una cámara de 0,3 megapíxeles con objetivo de 16 mm debido a la baja velocidad de transmisión de datos, y las baterías de iones de litio se desarrollaron exclusivamente en los laboratorios de la Universidad Khalifa. Dichas baterías, destinadas a aplicaciones espaciales, son ligeras, de bajo coste, adecuadas para funcionar a bajas temperaturas y más seguras que las baterías convencionales. Se desarrollaron mediante electrodos compuestos por nanomateriales de carbono.

9.4 Misiones de radioaficionados por satélite

La historia del servicio de radioaficionados por satélite se remonta a los albores de la era espacial. Los primeros satélites destinados a dicho servicio, o "satélites para radioaficionados", se lanzaron en los decenios de 1960 y 1970. Esos satélites los utilizaban radioaficionados principalmente para comunicarse entre sí y realizar experimentos de tecnología espacial.

A lo largo de los años, el número de satélites en órbita para el servicio de radioaficionados ha aumentado, y la tecnología utilizada para su diseño y construcción ha avanzado sustancialmente. En la actualidad, los satélites destinados al servicio de radioaficionados desempeñan una función esencial en dicho servicio, puesto que ofrecen a los radioaficionados la oportunidad de comunicarse entre sí desde cualquier parte del mundo y de participar en diversos experimentos y proyectos espaciales.

9.4.1 Serie de satélites OSCAR

Desde el lanzamiento del satélite OSCAR I en 1961, es habitual que los satélites del servicio de radioaficionados lleven el nombre de OSCAR (*Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio*). La serie de satélites OSCAR sigue desempeñando un papel importante en el servicio de radioaficionados por satélite. Se han lanzado más de 100 satélites de este tipo. La lista exhaustiva de satélites OSCAR figura en el sitio web siguiente: <https://www.amsat.org/orbiting-satellites-carrying-amateur-radio/>.

9.4.2 Satélites CubeSat que funcionan en bandas de frecuencias atribuidas al servicio de radioaficionados por satélite

Los satélites CubeSat son un tipo de satélite miniaturizado muy habitual en el servicio de radioaficionados por satélite y en organizaciones didácticas, debido a su bajo coste y sencillez de construcción. Muchos radioaficionados y organizaciones didácticas han construido y lanzado CubeSats para ensayar nuevas tecnologías o realizar experimentos. Esas misiones ponen de manifiesto la creatividad, el ingenio y el gran interés de la comunidad de radioaficionados por satélite y su compromiso para fomentar avances en la esfera de la tecnología espacial. En el sitio web siguiente se enumeran los satélites CubeSat, incluida la coordinación de sus frecuencias por IARU:

<https://iaru.amsat-uk.org/finished.php>

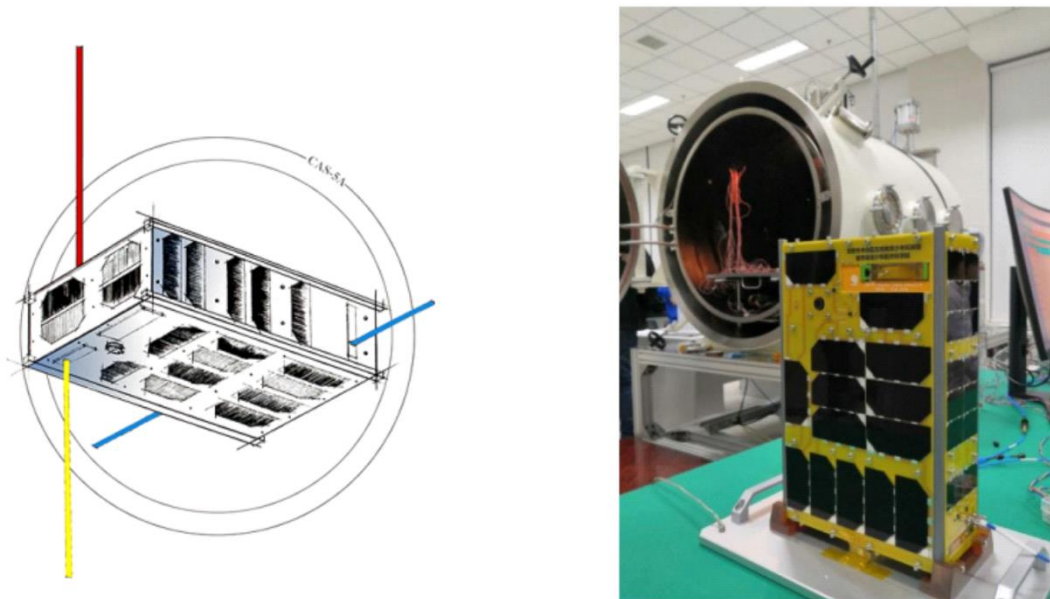
9.4.3 Satélite CAS-5A (Fengtai-OSCAR 118 (FO-118))

El satélite del servicio de radioaficionados CAS-5A fue desarrollado por el Grupo de Radioaficionados por Satélite de China (CAMSAT), en colaboración con las autoridades educativas locales. El Grupo de Radioaficionados por Satélite (AMSAT) diseñó el satélite como Fengtai-OSCAR 118 (FO-118). Treinta y un alumnos de diez institutos adquirieron conocimientos sobre diseño, fabricación y aplicaciones de satélites en el marco de varios programas educativos puestos en marcha por CAMSAT y la institución educativa de Fengtai.

El satélite CAS-5A posee una estructura CubeSat 6U y una masa de alrededor de 7 kg, y se lanzó mediante el vehículo Smart Dragon-3 Y1 desde la plataforma de lanzamiento marítima de China situada en el Mar Amarillo el 9 de diciembre de 2022. La órbita del satélite CAS-5A es heliosíncrona y circular, con una altitud de 543 km y una inclinación de 97,53 grados, y su ciclo orbital dura 95,575 minutos.

FIGURA 78

Satélite CAS-5A



Manual sobre satélites pequeños-78

El satélite incorpora una radiobaliza CW para telemetría en la banda de ondas decimétricas, un sistema de transmisión MDMG para datos de telemetría, un transpondedor lineal en modo V/U, un transpondedor FM en modo V/U, un transpondedor lineal en modo H/U, y tres cámaras espaciales para la banda de luz visible.

FIGURA 79

Imágenes obtenidas por el satélite CAS-5A

Manual sobre satélites pequeños-79

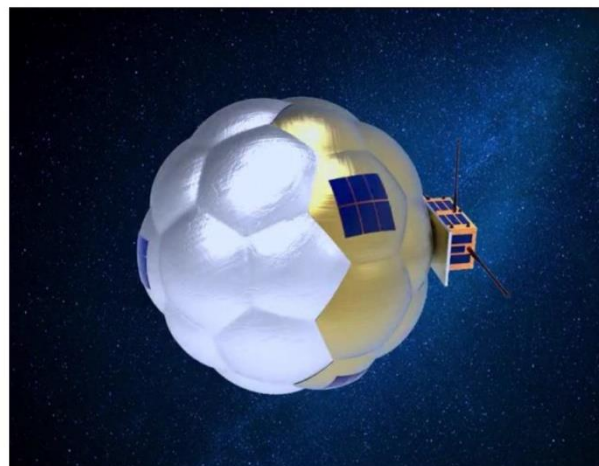
9.4.4 Satélite CAS-7B (BP-1B) (BIT Progress-OSCAR 102 (BO-102))

El satélite del servicio de radioaficionados por satélite CAS-7B (BP-1B) fue desarrollado por CAMSAT en colaboración con el Instituto de Tecnología de Pekín (BIT). CAMSAT llevó a cabo la planificación del proyecto, así como las actividades de diseño, construcción y ensayo del mismo, y gestiona el funcionamiento en órbita del satélite. El BIT realizó las pruebas medioambientales y contribuyó a las actividades de lanzamiento y financiación del satélite. Una gran cantidad de alumnos del BIT participaron en el proyecto, en el que adquirieron conocimientos sobre tecnología de satélites y el servicio de radioaficionados por satélite. El satélite CAS-7B (BP-1B) fue denominado BIT Progress-OSCAR 102 (BO-102) por AMSAT.

El satélite, que posee una estructura CubeSat 1,5U, es un vehículo espacial con forma de esfera de 500 mm de diámetro y una masa de 3,95 kg y se lanzó en el vehículo Hyperbola-1 desde el Centro Espacial de Jiuquan (China), el 25 de julio de 2019. La órbita del satélite CAS-7B (BP-1B) es circular, con una altitud de 300 km y una inclinación de 42,7 grados.

El satélite CAS-7B (BP-1B) incorpora una radiobaliza CW para telemetría en la banda de ondas decimétricas y un transpondedor FM en modo V/U.

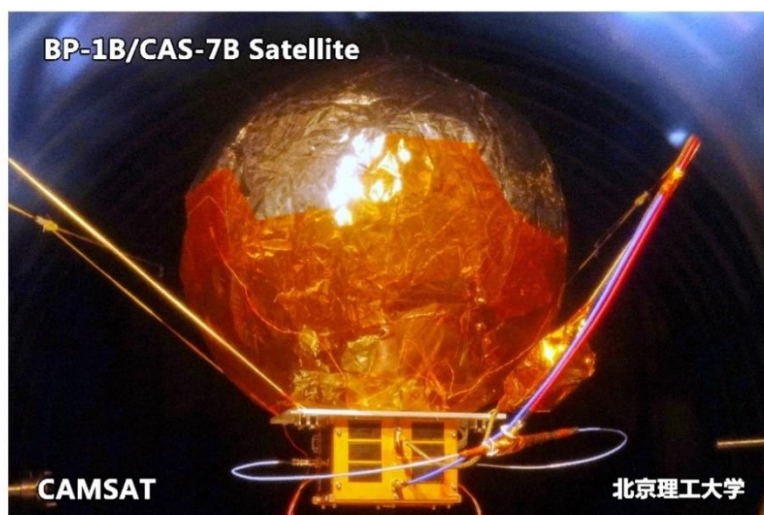
FIGURA 80

Representación del satélite CAS-7B (BP-1B) en órbita

Manual sobre satélites pequeños-80

FIGURA 81

El satélite CAS-7B (BP-1B) se sometió a una prueba de vacío térmico



Manual sobre satélites pequeños-81

9.5 Misiones comerciales mediante satélites pequeños en órbita GEO

Los satélites pequeños en órbita estacionaria GEO pueden ofrecer ventajas exclusivas con respecto a los satélites GEO habituales, que son más grandes y costosos. Los satélites pequeños pueden construirse y lanzarse en un breve plazo de tiempo, tan sólo en 18 meses, frente al que requieren los grandes vehículos espaciales, cuya adquisición y construcción pueden necesitar hasta cinco años. Los satélites pequeños también pueden tener un coste inferior debido a la sencillez de su fabricación, al menor coste de las pruebas y los requisitos de las instalaciones, y a la fabricación de muchos satélites por lotes o en una cadena de montaje. Dichas ventajas pueden hacer de los satélites pequeños la solución idónea para proporcionar cobertura a países pequeños o medianos, o a clientes que, de otro modo, no podrían tener su propio satélite en órbita.

La mayor parte del desarrollo tecnológico asociado a los satélites pequeños se ha restringido a la órbita terrestre baja, habida cuenta de que la construcción de satélites pequeños de elevada potencia para su utilización en las complejas condiciones que imperan en la órbita geoestacionaria constituye un reto técnico considerable.

Los servicios de comunicaciones por satélite constituyen una de las principales esferas de aplicación de los satélites pequeños, puesto que garantizar una cobertura ininterrumpida y ubicua, tan demandada actualmente, requiere un gran número de satélites. Los satélites pequeños rentables pueden ser la única manera de que ello sea viable comercialmente y de forma competitiva. Ese es el enfoque adoptado actualmente para prestar servicios de comunicaciones de banda ancha a escala mundial mediante megaconstelaciones como OneWeb y Starlink. Por lo general, dichas constelaciones funcionan en la banda Ku o Ka, a fin de disponer de suficiente anchura de banda para facilitar elevadas velocidades de transmisión de datos.

El interés por utilizar satélites pequeños para aplicaciones comerciales es también cada vez mayor, en particular para Internet de las Cosas (IoT) y comunicaciones máquina a máquina (M2M). El despliegue de aplicaciones IoT y M2M tiene lugar en el marco del servicio fijo por satélite (SFS) y del servicio móvil por satélite (SMS). El número de misiones IoT de satélites pequeños en todo el mundo es muy elevado.

Se prevé que las aplicaciones comerciales para la supervisión de sensores pequeños (e inteligentes), fijos o móviles, en todo el mundo, en particular en zonas lejanas, se desarrollen ampliamente en el sector espacial. La utilización de frecuencias en las bandas L y S, o en las bandas de ondas decimétricas, aun de forma conjunta con bandas terrenales para aplicaciones IoT, es también posible con picosatélites y nanosatélites, a fin de facilitar la conectividad masiva máquina a máquina (M2M) en zonas lejanas o rurales, en las que no se dispone de torres de servicios de telefonía celular terrenal. Recientemente se han puesto en marcha muchos proyectos de constelaciones de satélites pequeños para servicios IoT, algunos de ellos con satélites 1/4U de masa inferior a 0,5 kg.

9.5.1 Pequeños satélites de Astranis en órbita OSG

Astranis produce satélites pequeños de telecomunicaciones de bajo coste para prestar servicio a los cuatro mil millones de personas que actualmente no disponen de acceso a Internet.

Cada vehículo espacial Astranis, de sólo 400 kg de peso y con carga útil de equipos de radiocomunicaciones definida por software, propia de Astranis, funciona en órbita geoestacionaria (GEO) con arreglo a un diseño de última generación. Esta tecnología exclusiva de carga útil digital brinda flexibilidad en materia de utilización de frecuencias y cobertura, y permite aprovechar el espectro todo lo posible. Al poseer y explotar sus propios satélites y ofrecerlos a los clientes en el marco de soluciones globales, Astranis puede proporcionar anchura de banda como servicio y prestar servicio en mercados anteriormente inaccesibles. Ello permite a Astranis lanzar satélites pequeños destinados específicamente a países de tamaño pequeño o mediano, empresas de la lista Fortune 500 y operadores de satélites, entre otros clientes.

Astranis puso en órbita un satélite de pruebas y desarrolló su primer programa comercial, consistente en un satélite para prestar servicios de acceso a Internet de banda ancha en Alaska; se prevé que la anchura de banda disponible en todo el estado aumente con arreglo a un factor multiplicativo superior a tres. El satélite necesario a tal efecto se lanzó en 2022, tras las correspondientes fases de producción y ensayo previas.

9.5.1.1 Retos asociados a la utilización de satélites pequeños en órbita OSG

9.5.1.1.1 Retos de índole térmica

La prestación de servicios de telecomunicaciones de alto rendimiento en órbita geoestacionaria (GEO) requiere gran potencia, y la generación y utilización de energía produce calor. Toda la energía generada por los paneles solares del satélite debe emitirse desde el vehículo espacial como energía de radiofrecuencia (RF), o irradiarse en forma de calor. Puesto que el vacío del espacio dificulta la disipación térmica, los componentes electrónicos de un satélite corren frecuentemente el riesgo de sobrecalentarse o de fallar por completo si no se toman medidas para equilibrar térmicamente el vehículo espacial.

Los grandes vehículos espaciales situados habitualmente en órbita geoestacionaria pueden resolver de forma relativamente más sencilla los problemas térmicos por medio de su gran tamaño, y en consecuencia su menor densidad de energía, factores que proporcionan una mayor superficie de radiación y más espacio entre componentes con objeto de aislar los componentes calientes de los fríos. Ese gran tamaño se logra utilizando un cohete completo, como el Falcon 9 o el Atlas V, que permite poner en órbita vehículos espaciales de amplias dimensiones.

La construcción de un satélite pequeño para prestar servicios de telecomunicaciones en órbita geoestacionaria (GEO) plantea los mismos problemas térmicos de base que un satélite GEO grande, pero con una dificultad añadida: para que quepa en el anillo adaptador de carga útil secundaria (ESPA) del EELV y, en consecuencia, pueda volar de forma más rentable, versátil y adaptable como carga útil secundaria en órbita, el satélite debe pesar menos de 450 kg y ajustarse al tamaño de un contenedor de aproximadamente 1 metro cúbico. Ese pequeño factor de forma conlleva que los componentes eléctricos a elevada temperatura y de alta potencia estén muy próximos y que la superficie de irradiación sea menor y, por tanto, que la capacidad de gestionar el calor generado sea más reducida.

Tipos de efectos térmicos

(a) Disipación de calor sin convección

La disipación de calor en los vehículos espaciales es particularmente compleja debido al vacío del entorno espacial; sin aire, el proceso de convección (por ejemplo, los ventiladores de refrigeración) que evitaría el sobrecalentamiento de los componentes no es posible. En consecuencia, todo el calor generado por el vehículo espacial (o que recibe del sol) debe irradiarse a través de su superficie externa. Los grandes satélites GEO disponen de mucho espacio de irradiación, pero la adición de elementos de irradiación o el aumento de su tamaño contrarrestan rápidamente sus ventajas frente a los satélites pequeños.

(b) Nuevos problemas estructurales

Los grandes satélites GEO tradicionales cuentan con espacio para separar su estructura primaria y sus estructuras térmicas; la primera suele ser un cilindro rígido y resistente situado en el centro del vehículo espacial, que soporta las cargas durante el lanzamiento; las segundas son paneles flexibles de irradiación que pueden expandirse y contraerse en función de la temperatura, elevada o baja (cabe señalar que ambas funciones son incoherentes, puesto que una de ellas facilita la rigidez, y la otra la flexibilidad). En un satélite pequeño, no hay espacio suficiente para esa disyuntiva, y en él las estructuras primarias también deben desempeñar la función de irradiación. El desarrollo de estructuras que sean lo bastante rígidas y fuertes para soportar el lanzamiento, y lo bastante flexibles para soportar la contracción y la expansión térmicas, constituye todo un reto, y no existen ejemplos de grandes satélites GEO que puedan tomarse como referencia para alcanzar ese equilibrio de diseño.

(c) Necesidad de calentar satélites provistos de superficie de irradiación

La construcción de un satélite que subsane las deficiencias de disipación térmica anteriormente mencionadas conlleva que el satélite irradie calor rápidamente. No obstante, en condiciones que no sean las de funcionamiento habitual, en particular en modo seguro o inmediatamente después del despegue del vehículo de lanzamiento, ello podría producir que determinados componentes se enfríen demasiado. Ese fenómeno puede dar lugar a que el frío repercuta adversamente en determinados componentes, de ahí que deba evitarse manteniendo la temperatura elevada y la seguridad de los componentes críticos sin que consuman grandes cantidades de energía.

Estrategias para subsanar dificultades de índole térmica

(a) Estrategias de diseño pasivo

Un enfoque más innovador que no se ha aplicado con frecuencia en la mayoría de los diseños de vehículos espaciales habituales consiste en la distribución por zonas, esto es, agrupar los componentes y sistemas que funcionan con temperaturas más elevadas (y pueden soportarlas), hacer lo propio con los componentes más fríos y aislar ambos en la medida de lo posible. Algunos elementos funcionan a temperaturas extremadamente elevadas, otros deben funcionar a las temperaturas más bajas posible, y otros requieren un rango de temperaturas relativamente pequeño para funcionar con eficacia. Habida cuenta de ello, la energía térmica es un factor primordial de la arquitectura y del diseño de los vehículos espaciales.

Las soluciones habituales de acabado de superficies de materiales para control térmico incluyen el revestido con pintura blanca y negra o la utilización de reflectores solares ópticos (OSR), a fin de ofrecer el grado de emisividad o absorción adecuado para mantener los componentes a una temperatura elevada o baja. También pueden utilizarse métodos como el asilamiento multicapa (MLI), principalmente para retener el calor, pero también para proporcionar un aislamiento suplementario entre las superficies de las zonas calientes y frías.

La selección de componentes reviste asimismo suma importancia, puesto que encontrar componentes que puedan soportar tanto el entorno de radiación reinante en la órbita GEO, como las elevadas temperaturas a largo plazo es muy complejo. En los últimos 10 o 15 años se han registrado sustanciales avances en materia de electrónica de satélites de última generación, y esos problemas pueden subsanarse en la actualidad, a diferencia de hace diez años, si bien sigue siendo difícil identificar, adquirir y ensayar esos componentes.

(b) Estrategias de diseño activo

Las estrategias activas, en particular la utilización de elementos de refrigeración termoeléctrica (TEC), revisten suma importancia para distribuir el calor en función del gradiente de temperatura en los casos en que determinados componentes necesiten permanecer a baja temperatura. Sin embargo, al tener una eficiencia inferior al 100 por ciento, aumentan la cantidad total de calor que el vehículo espacial debe disipar, de ahí que se utilicen con poca frecuencia. Las estrategias activas transfieren el calor a otros lugares, en lugar de mejorar la disipación térmica general del vehículo espacial. En consecuencia, dichas estrategias activas de control térmico no suelen aplicarse a los vehículos espaciales pequeños GEO, si bien algunos componentes podrían requerir una gestión activa del calor a fin de ajustar su funcionamiento al rango de temperaturas operativas adecuado.

9.5.1.1.2 Retos en materia de irradiación

La Tierra posee dos "cinturones de radiación" formados por el campo magnético del planeta al interactuar con partículas espaciales cargadas. El planeta Tierra está constantemente inundado de partículas de alta energía, y muchas de esas partículas terminan atrapadas en los campos magnéticos de la Tierra. Las bandas de partículas en forma de toroide resultantes se denominan cinturones de Van Allen.

Ello conlleva que los satélites LEO estén protegidos por dichos cinturones, al tiempo que los satélites GEO, situados en el extremo del cinturón exterior, se vean afectados en gran medida por partículas de alta energía originadas fuera de la esfera de influencia de la Tierra, es decir, en estrellas, tanto en el Sol como en supernovas y otras fuentes interestelares. El flujo de esas partículas de mayor energía (por lo general denominadas iones pesados) es mucho menor, si bien los daños o perturbaciones como consecuencia de un solo impacto de las mismas son mucho mayores.

Con objeto de subsanar el problema de la radiación, los grandes vehículos espaciales geoestacionarios suelen utilizar componentes electrónicos resistentes frente a la radiación, con capacidad para soportar el duro entorno de radiación reinante en la órbita geoestacionaria. Por lo general, esos componentes electrónicos son de coste elevado, y poseen largos plazos de entrega y un rendimiento inferior al de los componentes electrónicos más avanzados utilizados en aplicaciones terrenales. El uso de esos componentes en los programas de satélites pequeños puede ser viable en el plano técnico, pero no en el comercial, puesto que pueden determinar en gran medida tanto el coste del programa como los plazos de entrega si se utilizan sin analizar pertinentemente su necesidad, y pueden contrarrestar las ventajas de los satélites pequeños (por ejemplo, su bajo coste y entrega rápida).

Por lo general, los satélites de telecomunicaciones en órbita geoestacionaria se construyen con componentes eléctricos resistentes a la radiación sobre la base de conocimientos adquiridos en materia de vuelo, diseñados para soportar intensas radiaciones por períodos superiores a quince años. Dichos componentes suelen tener un coste muy alto y plazos de entrega muy largos, puesto que se han diseñado y ensayado para soportar niveles de radiación muy elevados, en algunos casos suficientes para soportar un ataque nuclear. Además de los elevados costes que conlleva la utilización de ese tipo de componentes en los programas, suelen tener una funcionalidad limitada, pues utilizan tecnología obsoleta de hace varios decenios, consumen más energía, son más grandes y requieren la utilización de procesos secundarios como el moldeado en plomo a fin de facilitar su instalación en un vehículo espacial. Por otro lado, pese a estar diseñados y controlados con arreglo a normas muy rigurosas, este pequeño conjunto de componentes no se beneficia necesariamente de las ventajas que brinda la producción a escala, ni de los procesos de control de calidad y detección de defectos inherentes al sector electrónico moderno.

Los fabricantes de satélites pequeños LEO evitan los duros entornos de radiación. El campo magnético de la Tierra protege a los satélites LEO frente a la mayor parte de los efectos de la radiación. En consecuencia, y habida cuenta de su mayor tolerancia frente a posibles riesgos, los operadores de satélites LEO utilizan actualmente componentes comerciales (COTS) en sus dispositivos electrónicos. No obstante, no todos esos componentes COTS ofrecen tolerancia frente a la radiación.

Nota: algunos satélites pequeños GEO, en particular los utilizados en misiones experimentales relacionadas con aplicaciones de defensa, tienen una vida útil de uno a dos años únicamente, suficiente para llevar a cabo breves demostraciones técnicas. Las estrategias para aumentar la tolerancia frente a la radiación en esas misiones breves son muy diferentes de las necesarias en vehículos espaciales cuya vida útil debe ser de siete a diez años.

Habida cuenta de ello, en la mayoría de los casos, muchos operadores no deben adoptar enfoques innovadores para tener en cuenta los efectos de la radiación. Las empresas aeroespaciales tradicionales han venido aplicando modelos comerciales que tienen en cuenta los efectos de utilizar componentes resistentes frente a la radiación. Los satélites LEO no están sujetos al peor tipo de radiaciones, y tanto los satélites LEO como las misiones experimentales tienen una vida breve. A raíz de ello, la subsanación de dificultades de radiación, en particular en vehículos espaciales menos costosos, con mayor capacidad de rotación y flexibilidad, constituye una base de conocimientos poco habitual aun en el sector industrial aeroespacial. Existen muchos conceptos erróneos y mitos sobre los conocimientos de muchas personas con respecto a la radiación en órbitas GEO, de ahí que revista importancia comprender los efectos de la radiación en los componentes electrónicos desde el principio.

Tipos de efectos de la radiación

Existen muchos tipos de efectos de la radiación. A continuación se enumeran los más importantes en relación con los sistemas electrónicos más resistentes frente a la radiación.

(a) *Dosis ionizante total (TID)*

Se produce una dosis ionizante total en los casos en que partículas cargadas depositan carga en los materiales. Esa carga se acumula con el transcurso tiempo y acaba modificando el comportamiento eléctrico de un dispositivo o un material. Por ejemplo, en los dispositivos MOS (semiconductor de óxido metálico), la carga puede acumularse en la capa de óxido y transformar un material aislante en conductor.

Cabe destacar tres efectos principales de las dosis ionizantes totales, en función de que exista una elevada tasa de irradiación, una baja tasa de irradiación o de que se produzca fijación por calor. El efecto más crítico es la repercusión de una dosis ionizante total en los materiales utilizados en los componentes electrónicos, en particular el silicio, ya que la sensibilidad del mismo suele ser el factor clave, al incorporar silicio la mayoría de los componentes electrónicos. Otros componentes electrónicos utilizan arseniuro de galio (GaAs) o nitruro de galio (GaN) debido a su mayor espaciamiento, lo que les confiere mucha más resistencia frente a los efectos de una dosis ionizante total (TID) o la radiación producida por un solo fenómeno (SEE). Otros tipos de procesos, como el basado en el silicio sobre aislante (SoI) o el bipolar, suelen ofrecer mayor tolerancia frente a la radiación (véase la información específica a tal efecto que se proporciona más adelante sobre los efectos mejorados con baja tasa de irradiación, o ELDR). La necesidad de evaluar los componentes en cuanto a TID no se limita a los componentes electrónicos; otros tipos de materiales, como los plásticos, también pueden degradarse al someterse a niveles muy elevados de TID. Ello no es habitual detrás del blindaje completo de un compartimento electrónico, si bien puede plantear fácilmente un problema para los arneses u otros materiales que se encuentran en el exterior del vehículo espacial, o en su interior, protegidos con una menor cantidad de blindaje.

(b) *Efectos producidos por un solo fenómeno (SEE)*

Los efectos producidos por un solo fenómeno son los que pueden medirse en un sistema a raíz de un fenómeno que contiene partículas cargadas. Los producen los protones de alta energía o los iones pesados que chocan contra un dispositivo y transfieren energía al mismo. Suelen provocar un cambio de estado no deseado en el sistema. Principalmente son provocados por los rayos cósmicos galácticos (GCR), o por partículas de alta energía atrapadas (por lo general protones). Existen muchos tipos de SEE, en función de los efectos que provocan. Abarcan los (relativamente) benignos, como los SET (transitorios por fenómenos únicos) o los SEU (perturbaciones por fenómenos únicos), habitualmente denominados "alteraciones de bits", así como los efectos más graves que suelen producirse en los transistores MOSFET, en particular los SEB (desgaste por fenómenos únicos) y los SEGR (ruptura de puerta por fenómenos únicos), que pueden dar lugar a fallos críticos.

(c) *Daños por desplazamiento (DD)*

Los efectos de los daños por desplazamiento afectan a diodos y dispositivos ópticos (en particular optoacopladores, optoaisladores, objetivos y vidrios de protección). Dichos daños son causados principalmente por protones, al penetrar en una matriz cristalina y modificar la posición de átomos específicos, y por ende, las propiedades del material (oscurecimiento de vidrio o alteración de espaciamiento de semiconductores).

Tipos de pruebas de radiación

(a) *Dosis ionizante total (TID)*

Al realizar pruebas de dosis ionizante total, conviene analizar los efectos de una elevada tasa de irradiación, de una baja tasa de irradiación y de la fijación por calor.

Las pruebas para una elevada tasa de irradiación son las pruebas de radiación más habituales, así como las más sencillas y menos costosas. Por lo general, consisten en someter los componentes que se desea ensayar a una fuente de rayos gamma (con frecuencia Cobalto-60) durante el tiempo necesario, hasta que se alcance la tasa deseada, por lo general 80 krad. A 50-300 rad/s, ello puede realizarse de forma relativamente rápida. Posteriormente, el componente deja de someterse a irradiación y pasa a la fase de pruebas. Conviene tener en cuenta que no basta con determinar si el dispositivo "se activa", puesto que la TID suele alterar los parámetros

de los dispositivos de forma totalmente impredecible, de ahí que sea necesario caracterizar cualquier parámetro del dispositivo que revista importancia para los circuitos objeto de análisis.

No obstante, las pruebas para una elevada tasa de irradiación no permiten simular de forma fidedigna las condiciones que se dan en entorno GEO, puesto que permiten ensayar en sólo tres minutos un proceso que se produce a lo largo de diez años. En la mayor parte de los casos, las pruebas son eficaces, pues en ellas se somete a los dispositivos a condiciones de resistencia frente a TID más rigurosas que las que se dan en un entorno habitual, que posee una tasa de irradiación menor. Por otro lado, facilitar el funcionamiento de un dispositivo (a una temperatura elevada) facilita la "fijación por calor", proceso físico por el que los daños a un grupo de semiconductores se reparan lentamente con el transcurso del tiempo. De este modo, es posible que un componente se recupere de forma aceptable y, en consecuencia, siga siendo utilizable en un entorno GEO.

Sin embargo, las pruebas para una elevada tasa de irradiación no siempre son eficaces. Para determinados tipos de dispositivos, en particular los bipolares (como los utilizados en los transistores, o varios tipos de circuitos integrados), la sensibilidad es más elevada para tasas de irradiación más bajas que para tasas más elevadas. Esos efectos se denominan efectos mejorados por baja tasa de irradiación (ELDR) y requieren la realización de pruebas muy diferentes. Para analizar dichos efectos, los componentes se ensayan de forma análoga, pero con arreglo a tasas de 0,01 a 0,1 rad/s, lo que da lugar a plazos de varios meses hasta alcanzar un valor total de 80 krad. En consecuencia, las pruebas ELDR requieren mucho tiempo y exigen una planificación anticipada, así como los recursos necesarios para soportar un ciclo de desarrollo tan largo.

Una dificultad añadida de las pruebas TID es que el grado de sensibilidad total viene dado por la variación del proceso. De ahí que sea posible que los componentes de un lote del mismo diseño superen una prueba TID, pero que los de un lote diferente (aun del mismo productor) no lo hagan. Afortunadamente, los centros de producción de componentes electrónicos más modernos controlan cada vez más la variación de sus lotes, si bien ello no se puede dar por hecho, y los componentes deben estar sujetos a un "control por lote", esto es, adquiridos con arreglo al mismo código de fecha de lote único (SLDC) y obtenidos de ese lote para someterlos a pruebas. Al agotarse ese lote, debe ensayarse otra muestra de componentes de un nuevo lote.

(b) *Pruebas de iones pesados*

Las pruebas de iones pesados son las más complejas y costosas de los tipos de pruebas de radiación que se abordan en el presente documento, y por lo general, suelen ser innecesarias para las misiones LEO, en las que pueden bastar pruebas de protones más sencillas. Los iones pesados constituyen el principal método de identificación de los efectos de fenómenos únicos, como se ha señalado anteriormente. Dichas pruebas suelen basarse en una caracterización conjunta de dos tipos de eventos: 1) la tasa de perturbaciones causadas por iones de un nivel de energía determinado; y 2) la predisposición de un componente a efectos destructivos. Las pruebas de iones pesados son mucho más complejas, al requerir la reserva y utilización de un ciclotrón (como el situado en la Universidad A&M de Texas) o un sincrotrón (como el de los Laboratorios Nacionales de Brookhaven), que permiten el lanzamiento de partículas de energía muy elevada. El tipo de partículas que se lanzan a los componentes electrónicos sometidos a la prueba de iones pesados se adapta para simular una transferencia lineal de energía (LET) de cada tipo de partículas que cabe esperar en el entorno espacial. El cálculo del valor de LET viene determinado por la energía de las partículas entrantes, el sustrato del dispositivo de que se trate y el ángulo de incidencia de las partículas. Para una prueba destructiva (como la que se aplicaría a un transistor MOSFET), con frecuencia se puede ensayar una sola LET (la más destructiva) a fin de determinar la admisibilidad de un componente. Sin embargo, en el caso de un dispositivo digital disponible comercialmente, cabe esperar que se produzcan muchas perturbaciones, de ahí que sea necesario realizar pruebas con varios niveles de energía, o LET, a fin de elaborar una curva de Weibull, que permite la plena caracterización de las tasas de perturbación. Cabe destacar que los ensayos basados en protones también se utilizan a menudo para comprobar los SEE. Suelen ser más accesibles y menos costosos que las pruebas de iones pesados, por lo que pueden utilizarse como primer análisis antes de las pruebas de iones pesados, si bien no pueden reemplazar dichas pruebas realizadas con un ciclotrón o un sincrotrón, en particular con respecto a entornos situados fuera de los cinturones de Van Allen.

Estrategias para subsanar los problemas de radiación

Como se ha señalado previamente, el enfoque consistente en utilizar únicamente componentes resistentes a las radiaciones, basados en experiencia adquirida en vuelos previos, para lograr un diseño tolerante a la radiación

tiene importantes desventajas en cuanto a coste, plazo de entrega y calidad de funcionamiento. La utilización de esos componentes suele hacer que ese tipo de enfoques no sea rentable para misiones espaciales más pequeñas y de menor coste.

Con objeto de desarrollar componentes electrónicos rentables y resistentes a las radiaciones para el entorno GEO, o más allá del mismo, hay que aplicar otras estrategias. Astranis ha estudiado y aplicado muchas de esas estrategias, en particular la mejora de los componentes disponibles comercialmente y del diseño de circuitos, y el desarrollo de programas informáticos personalizados para detectar y corregir errores provocados por la radiación.

Una estrategia específica que cabe señalar es el blindaje, el blindaje adicional para proteger los componentes electrónicos en el entorno GEO puede mitigar en gran medida los efectos de la radiación, aunque no plenamente. La eficacia del blindaje se rige por parámetros aproximadamente logarítmicos y las ventajas que se logran con espesores de blindaje mucho mayores tienen un beneficio marginal mucho menor. Por ejemplo, para proteger un satélite LEO en el entorno GEO únicamente mediante blindaje, reduciendo los niveles de TID de los componentes electrónicos de 60 krad al nivel adecuado para los componentes disponibles comercialmente, se necesitarían varios centímetros de blindaje de aluminio en torno a todos los componentes electrónicos del vehículo espacial. Ese blindaje, mucho más pesado, sería masivo y, en consecuencia, limitaría la vida útil del vehículo espacial, por lo que no sería la opción idónea.

9.5.2 Constelación de satélites Jilin-1

Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd. (CGSTL), fundada el 1 de diciembre de 2014, es la primera empresa comercial de satélites de teledetección de China. Con un capital social total de 1 970 millones de yuanes, la empresa está participada por el Instituto de Óptica, Mecánica Fina y Física de Changchun (CIOMP), el gobierno provincial de Jilin y diversos accionistas.

Sobre la base de la "integración de satélites y aeronaves", y varias tecnologías de base, la empresa desarrolla su actividad en relación con el desarrollo y la explotación de satélites y aeronaves no tripuladas (ANT), así como en el procesamiento de datos de teledetección. Su actividad principal abarca, en particular, el desarrollo de satélites, la entrega de satélites en órbita, la fabricación de componentes de satélites, el desarrollo de ANT y sus componentes, la prestación de servicios cartográficos, productos avanzados de teledetección, soluciones para fines industriales, sistemas de aplicación en tierra y servicios de aplicación de macrodatos.

Con arreglo a los principios de unidad, innovación, arduo trabajo y pragmatismo; el concepto de desarrollo masivo e innovación generalizada; la misión de "prestar servicio a 7.000 millones de personas en todo el mundo mediante productos de datos de teledetección que abarcan el cielo, el espacio y la tierra"; y el objetivo de construir una plataforma de datos de teledetección basada en Internet y de introducir productos innovadores de forma ininterrumpida, la empresa se esfuerza por promover la transformación y modernización industriales en la provincia de Jilin, facilitar la revitalización del antiguo sector industrial del noreste de China y contribuir al auge del desarrollo de los satélites comerciales de teledetección en China.

9.5.2.1 Introducción de la constelación

La constelación de satélites Jilin-1 es el principal proyecto de CGSTL. Está integrada por 138 satélites de teledetección óptica de alto rendimiento, que incluyen funciones de alta resolución, gran anchura de visión, análisis por vídeo y estudio multiespectral. CGSTL ha enviado al espacio 75 satélites Jilin-1 en el marco de 18 lanzamientos. La constelación Jilin-1 puede sobrevolar cualquier lugar del mundo de 25 a 27 veces por día, y posee capacidad para actualizar mapas del mundo dos veces por año y mapas de países seis veces por año. También puede proporcionar información de teledetección de alta calidad y servicios o productos para producción agrícola o silvícola, vigilancia medioambiental, ciudades inteligentes, cartografía y ordenación territorial, entre otras aplicaciones.

La información pormenorizada sobre algunos de los satélites de la constelación se muestra en el Cuadro 26 y en la Fig. 82.

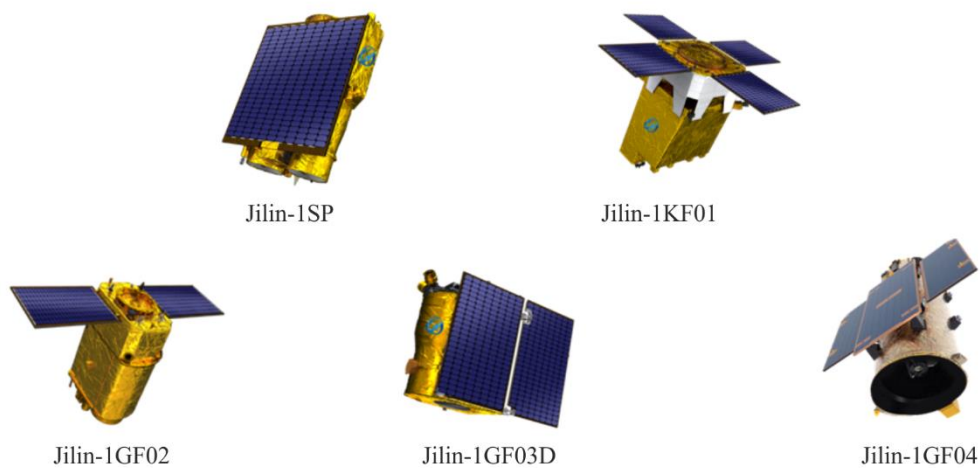
CUADRO 26

Datos pormenorizados de algunos de los satélites de la constelación

Identificación del satélite	Resolución	Anchura	Talla
Jilin-1GF04	0,5 m	15 km	φ890 * 1 650 mm (plegado)
Jilin-1KF01	0,5 m	150 km	4 600 * 4 700 * 3 200 mm
Jilin-1GF02	0,75 m	40 km	1 150 * 790 * 1 800 mm
Jilin-1GF03	0,75 m	17 km	460 * 610 * 850 mm
Jilin-1SP	0,92 m	19 km	1 300 * 650 * 1 700 mm

FIGURA 82

Representación de algunos de los satélites de la constelación



Manual sobre satélites pequeños-82

La constelación de satélites Jilin-1 cuenta con muchos tipos de productos de datos, entre los que se incluyen datos de barrido transversal de alta resolución, datos de vídeo, datos multiespectrales, datos nocturnos, imágenes estereoscópicas e imágenes espaciales inerciales. Habida cuenta del auge técnico de la producción masiva aeroespacial, CGSTL ha producido la mayor constelación de satélites de teledetección submétrica del mundo, con capacidad para conectar rápidamente toda la constelación. Sobre la base de las ventajas que brinda el número de satélites de la constelación de satélites Jilin-1 y del apoyo del sólido sistema de procesamiento de datos en tierra de la empresa, los productos de datos por satélite de CGSTL ofrecen amplia cobertura, calidad de funcionamiento por un precio competitivo, archivo de una gran cantidad de datos, solicitud de toma de imágenes fotográficas personalizadas, servicios de programación versátil y breves plazos de entrega, entre otras aplicaciones, lo que facilita cobertura mensual a nivel urbano y cobertura trimestral a nivel provincial. Véase la Fig. 83.

FIGURA 83
Datos de muestra

Xiamen, puerto de China-Haicang



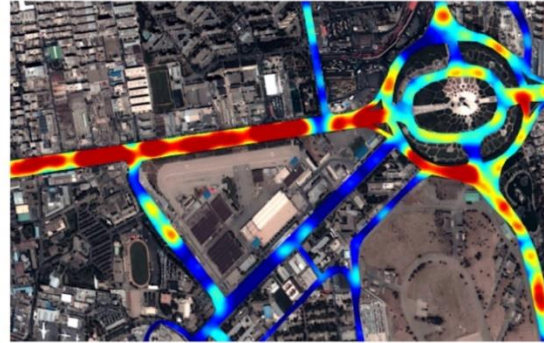
Sichuan, China-Wenchuan



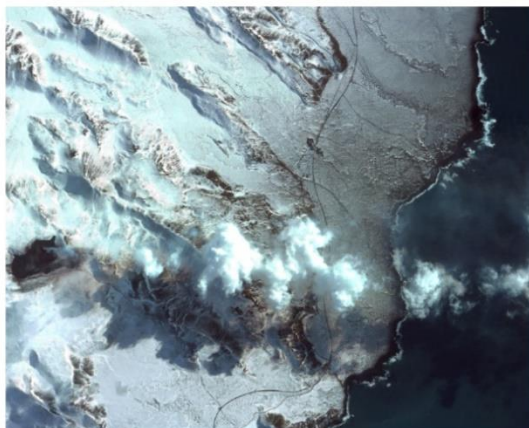
Toma de flujo de tráfico



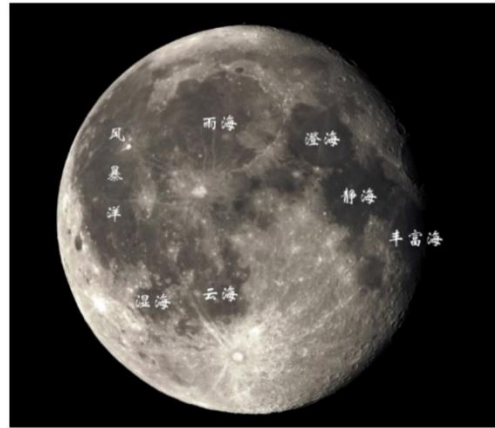
Mapa térmico dinámico de tráfico



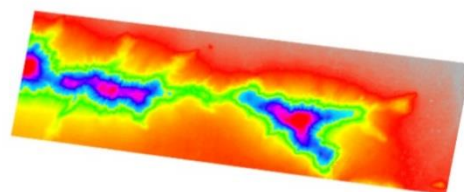
Islandia-Fagradalsfjall



Vídeo de imágenes por satélite de la Luna en modo espacial inercial



Datos estereoscópicos



9.5.2.1 Modo de servicio de datos

El servicio de archivo de datos consiste en ofrecer a los usuarios aplicaciones de consulta y descarga de datos de teledetección previamente almacenados. Los usuarios pueden consultar los datos archivados de la constelación de satélites Jilin-1 a todos los niveles a través de la plataforma de distribución en línea, o una interfaz API, así como proporcionar los datos pertinentes. Los datos se facilitan ulteriormente a los usuarios mediante una plataforma pública en la nube dentro del plazo fijado.

La programación de tareas guarda relación con la prestación a los usuarios de un servicio de fotografía sobre la constelación de satélites Jilin-1. Los usuarios pueden presentar requisitos en materia de toma de fotografías de lugares o zonas con miras a su utilización futura. Tras atender a dichos requisitos, el Centro de Control de Mediciones y Operaciones número 1 de Jilin planifica la tarea de toma de imágenes y elaboración de datos con arreglo a un plazo determinado. Posteriormente, los usuarios obtienen los datos de la entidad a través de una plataforma pública en la nube dentro del plazo fijado.

El servicio de datos de base BaseMap se refiere a la publicación de datos relativos a una zona y a un intervalo de tiempo determinados mediante un servicio cartográfico en línea basado en funciones de división en subzonas y visualización de las mismas, que se presta a los usuarios o a sistemas empresariales para su consulta directa. Los datos de base relativos a un mapa específico corresponden a subzonas codificadas mediante tres parámetros espectrales y 8 bits.

El servicio de aplicación en línea ARD proporciona información sobre datos que pueden utilizarse a los efectos de análisis de aplicaciones de teledetección, previa corrección ortofotográfica y atmosférica sobre la base de imágenes adaptadas por medio de sensores normalizados, y permite disponer de referencias directas en línea a través una API. Los datos de la aplicación ARD se proporcionan externamente como conjuntos de datos. Los usuarios pueden obtener y visualizar esos conjuntos de datos para analizarlos por medio de aplicaciones en línea o sus sistemas de indicadores de datos, y establecer referencias a los mismos en línea a través de API específicas. El servicio de datos ARD permite satisfacer las principales necesidades de los usuarios en materia de diseño en línea en tiempo real.

9.5.2.3 Productos de aplicaciones de teledetección por satélite

La protección del medio ambiente ha pasado a constituir un tema de interés en todo el mundo. Con el fin de facilitar de forma eficaz la mejora de la calidad del medio ambiente, en particular la atmósfera, el agua y la ecología, el Consejo Estatal de la RPC viene publicando periódicamente una serie de documentos sobre políticas ecológicas y de protección medioambiental a medio y largo plazo, entre los que se incluyen "el plan de acción para la prevención y el control de la contaminación atmosférica", "el plan de acción para la prevención y el control de la contaminación del agua" y "las opiniones sobre el fomento de una civilización ecológica". Por medio de la tecnología de teledetección por satélite, CGSTL ha implantado un conjunto de sistemas de productos que comprenden un servicio de supervisión de las actividades de teledetección en relación con la protección del medio ambiente. Dichos productos incluyen funciones para facilitar una amplia cobertura y varios tipos de supervisión, y brindan las ventajas de supervisión a largo plazo, de forma ininterrumpida y versátil. Los productos se conjugan con un algoritmo de inteligencia artificial, a fin de analizar y subsanar problemas en una fase temprana y aumentar la eficiencia profesional. Dichos productos vienen funcionando desde hace mucho tiempo de forma estable en las provincias de Jilin, Shandong y Shanxi, entre otras.

Los productos relativos a los servicios de supervisión de las actividades de teledetección forestal de CGSTL se destinan a la prestación de servicios de supervisión de labores silvícolas, en particular la distribución de recursos forestales, la emisión de alertas tempranas y la vigilancia para evitar incendios forestales, y la supervisión de plagas forestales, por medio de aplicaciones de teledetección por satélite, macrodatos, tecnologías de inteligencia artificial e integración espacial-terrena, entre otras. El objetivo de los productos es facilitar una supervisión eficaz de los recursos forestales, implantar un sistema preciso de alertas y prevención de incendios forestales y desarrollar un sistema de control preciso de plagas mediante la prestación de servicios de teledetección basados en macrodatos a gobiernos, departamentos de gestión de emergencias y departamentos encargados de actividades de silvicultura o forestales, entre otros. Dichos productos vienen funcionando de forma ininterrumpida en Pekín y las provincias de Jilin, Shandong, Shanxi, y Zhejiang, así como en otras regiones.

CGSTL tiene por objeto contribuir al desarrollo de una agricultura de precisión mediante la utilización de tecnologías de teledetección por satélite, macrodatos e inteligencia artificial. La empresa ha desarrollado productos de teledetección de índole diversa, como la distribución de recursos de tierras cultivadas e instalaciones agrícolas, el establecimiento de estructuras de plantación y cultivo, la supervisión del desarrollo de cultivos y de la humedad del suelo en terrenos cultivables, la vigilancia de zonas de sequía o de situaciones de catástrofe en zonas agrícolas, y la predicción del rendimiento de los cultivos. Mediante la prestación de servicios de teledetección y macrodatos a gobiernos, compañías de seguros agrícolas, grandes empresas agrícolas, cooperativas agrícolas y agricultores, se facilita la transformación de las actividades de siembra agrícola, basadas en el método tradicional "influenciado por las condiciones de la naturaleza", para que pasen a desarrollarse con arreglo al método moderno de "utilización de la naturaleza", con objeto de lograr que dichas actividades de siembra se "ajusten plenamente a las condiciones locales" sobre la base de la ciencia y la tecnología.

Los productos del servicio de supervisión de cambios mediante teledetección en alta resolución de CGSTL se basan en los datos de teledetección de alta resolución y alta frecuencia de área extendida proporcionados por la constelación Jilin-1. Dichos productos tienen la capacidad de actualizar los datos relativos a la zona que es objeto de supervisión con carácter semanal o mensual, mediante métodos de cobertura de alta frecuencia, y de localizar de forma rápida y precisa cambios en zonas clave con la asistencia de herramientas de análisis de inteligencia artificial. La constelación puede proporcionar un conjunto de productos de supervisión de cambios de forma dinámica, eficaz y científica de alta precisión, que pueden utilizarse a los efectos de planificación urbana, supervisión de recursos naturales y protección del entorno ecológico, entre otros. Los productos incluyen mapas temáticos sobre supervisión de cambios, elaboración de informes y análisis relativos a dicha supervisión y desarrollo de plataformas de gestión integrada de las actividades de supervisión. También puede ofrecer a los usuarios servicios personalizados.

9.5.2.4 Sistemas en tierra del servicio de satélites

El sistema de procesamiento de imágenes constituye el elemento principal del tratamiento previo de datos del satélite tras su recepción. El sistema descifra y descomprime los datos del flujo de código original recibidos, lleva cabo el análisis y procesamiento de datos complementarios y los clasifica. En relación con las imágenes de barrido transversal, el sistema realiza la corrección de radiación y del sensor de imágenes con arreglo a los datos de calibración del laboratorio o los datos de calibración en órbita, resuelve el modelo RPC correspondiente a las imágenes de conformidad con los datos de órbita, posición y tiempo, y completa los productos de imágenes L1 de barrido transversal. En el caso de las imágenes de vídeo, el sistema lleva a cabo la orientación, inscripción y readquisición de imágenes de un fotograma con objeto de generar productos de vídeo L1 tras el proceso de estabilización de imagen.

El sistema de gestión de datos constituye el elemento principal del servicio de almacenamiento, gestión y aplicación de productos de datos de satélite. En particular, facilita el almacenamiento, la organización, la aplicación, la gestión y el mantenimiento de productos de imágenes de barrido transversal de la constelación Jilin-1, productos de vídeo de dicha constelación, tipos complementarios de datos de imágenes de teledetección, productos de información geográfica de base, datos sobre puntos de control, datos complementarios y productos temáticos de valor añadido, entre otra información. El sistema de gestión de datos permite integrar dispositivos de almacenamiento de características diversas y proporcionar una estrategia de almacenamiento jerárquica y una interfaz de acceso unificada. Entre sus funciones principales cabe destacar las siguientes:

- 1 Gestión íntegra del ciclo de datos y su procesamiento, incluidas las actividades de creación, producción, almacenamiento, acceso, migración y copia de seguridad local de los mismos.
- 2 Recepción automática de datos y archivo y extracción de datos masivos de imágenes de varias fuentes, datos auxiliares y datos de productos a todos los niveles.
- 3 Recuperación flexible de datos multidimensionales de índole diversa y consulta rápida de imágenes de satélite o de vídeo.
- 4 Realización de una gran variedad de funciones estadísticas y de análisis, en particular datos de inventario y registros de archivo, recuperación y extracción de datos.

- 5 Posibilidad de utilizar programas informáticos de terceros para gestionar el almacenamiento de datos de satélite en línea a tres niveles, casi en línea o fuera de línea. Función de copia de seguridad multinivel y de recuperación íntegra sin errores en caso de deterioro de los datos.
- 6 Función de gestión de datos basada en objetos de forma modular y versátil, y de almacenamiento de datos por etapas.

El sistema de planificación de misiones de la constelación se adapta a las necesidades de los usuarios en materia de toma de imágenes, permite supervisar las actividades relativas a dichas necesidades, simular la programación de recursos de satélites en órbita y llevar a cabo análisis de visibilidad de las zonas o los lugares objeto de análisis, a tenor de las necesidades de los usuarios. Éstos pueden visualizar las operaciones de los satélites Jilin-1 a través del sistema de planificación de misiones de la constelación. Dicho sistema incluye las siguientes funciones principales:

- 1 Recepción, análisis y estudio de las necesidades de los usuarios en materia de toma de imágenes en lugares o zonas de interés.
- 2 Gestión del almacenamiento y de la toma de imágenes, y análisis de los lugares y las zonas de interés abarcados en el proceso de dicha toma de imágenes.
- 3 Gestión del almacenamiento de elementos orbitales de satélites en órbita, realización de cálculos orbitales y actividades conexas de recurrencia, y predicción de visibilidad de múltiples satélites en órbita con respecto a varios objetivos.
- 4 Análisis y resolución de conflictos sobre recursos de satélites en órbita, y planificación conjunta de satélites en órbita en relación con lugares o zonas de interés.
- 5 Apoyo a la inclusión de otros satélites que no sean de la constelación Jilin-1, y simulación y análisis de las trayectorias de funcionamiento de esos satélites.

Los equipos de acceso y servicio para casos de emergencia de la constelación Jilin-1 constituyen un sistema móvil de control de teledetección por satélite y de procesamiento de datos de teledetección. Se destinan principalmente a situaciones en que determinados sucesos requieren la obtención de datos de teledetección con carácter de urgencia en una primera fase de trabajo. Pueden desempeñar las funciones de programación sobre el terreno, planificación de tareas, anotación de instrucciones, toma y transmisión de imágenes en tiempo real, examen sobre el terreno y análisis integral, entre otras. El sistema realiza funciones de forma íntegra y es fácil de transportar a otros lugares. Permite movilizar los satélites de la constelación Jilin-1 para prestar servicios a escala mundial. El producto incorpora las características siguientes:

- 1 Facilidad de transporte: el producto está integrado por una antena de 1 m de apertura, un terminal anfitrión de transmisión de datos de medición y control, y un sistema de procesamiento móvil. Posee un volumen pequeño y peso ligero, de ahí que pueda transportarse en vehículos, trenes y aeronaves.
- 2 Toma de imágenes y transmisión de las mismas en directo, con un período comprendido entre la toma de imágenes por satélite y el procesamiento de la información no superior a 15 minutos.
- 3 Examen sobre el terreno: facilita el análisis de formato, el descifrado, la descompresión y la clasificación de los datos del flujo de código original sobre el terreno, entre otras funciones de procesamiento, y procesa rápidamente los datos de barrido transversal y los datos de vídeo a fin de obtener productos normalizados.
- 4 Realización de análisis exhaustivos: proporciona herramientas de análisis generales o específicas, bases de conocimientos especializados de interés y datos de teledetección precargados de varias fuentes, a fin de facilitar la detección y el reconocimiento de objetivos, la detección y el seguimiento automáticos de objetivos móviles puntuales o planares, y la generación rápida de información de inteligencia.

9.5.3 Sistemas de satélites Starlink no OSG

El sistema de satélites no OSG de Starlink está integrado por una constelación de 4 408 satélites a altitudes comprendidas entre 540 km y 570 km, incluidas las correspondientes instalaciones de control en tierra,

estaciones terrenas de pasarela y estaciones terrenas de usuario final. La configuración completa de la constelación se indica en el Cuadro 27.

CUADRO 27

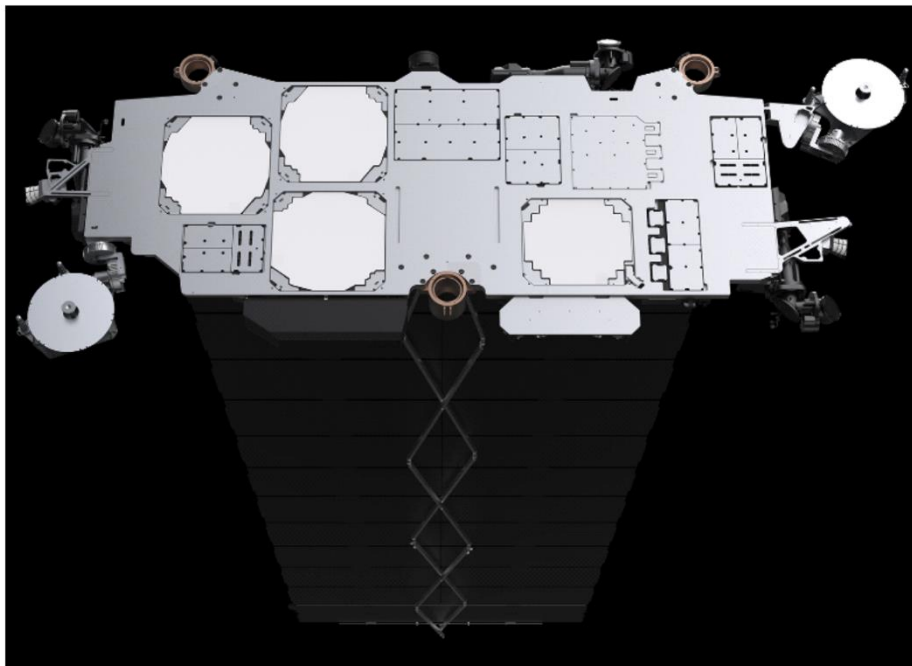
Configuración completa de la constelación de sistemas de satélites no OSG de Starlink

Constelación Starlink					
Planos orbitales	72	72	36	6	4
Satélites por plano	22	22	20	58	43
Altitud (km)	550	540	570	560	560
Inclinación (grados)	53	53,2	70	97,6	97,6

Starlink está diseñado para prestar una amplia gama de servicios de banda ancha y comunicaciones a usuarios particulares, empresariales, institucionales, gubernamentales y profesionales de todo el mundo, con conectividad de baja latencia. Las avanzadas tecnologías de formación de haz mediante elementos en fase y de procesamiento digital, integradas en la carga útil del satélite brindan al sistema la capacidad de utilizar de forma muy eficaz los recursos espectrales en las bandas Ku y Ka, así como la flexibilidad para compartir espectro con usuarios autorizados. Los terminales de usuario que funcionan con el sistema SpaceX utilizan tecnologías de elementos en fase análogas para formar haces de antena muy direccionales orientables que permitan realizar un seguimiento de los satélites en órbita terrestre baja del sistema. Las estaciones terrenas de pasarela también aplican tecnologías avanzadas basadas en elementos en fase con objeto de generar haces orientados de elevada ganancia para comunicarse con satélites no OSG desde un único emplazamiento de pasarela.

FIGURA 84

Satélite Starlink y su carga útil



Los satélites Starlink, como el que se muestra en la Fig. 84, pueden maniobrar de forma autónoma para evitar colisiones con residuos orbitales u otros vehículos espaciales. Están provistos de sensores de navegación para realizar observaciones de estrellas y determinar la ubicación, altitud y orientación de cada satélite, lo que permite determinar de forma precisa el caudal de banda ancha. El sistema también emplea enlaces ópticos entre satélites (ISL) para facilitar una gestión de la red sin fisuras y la continuidad del servicio sin estaciones terrenas locales, a fin de proporcionar cobertura mundial de forma eficaz. Los ISL también facilitan la observancia de restricciones en materia de emisiones para facilitar la utilización compartida del espectro con otros sistemas. Los eficaces propulsores iónicos de los satélites Starlink, que utilizan criptón como combustible, permiten a dichos satélites elevar su órbita, maniobrar en el espacio y abandonar su órbita al final de su vida útil.

La red Starlink presta servicios de banda ancha a escala mundial, en 50 mercados de los siete continentes, desde octubre de 2022. Starlink ofrece servicios de Internet de banda ancha de alta velocidad y baja latencia a usuarios particulares o empresariales en emplazamientos lejanos o rurales de todo el mundo. Además de servicios de banda ancha destinados a usuarios particulares, Starlink presta servicios de Internet para aplicaciones móviles en zonas terrestres, marítimas o aéreas con cobertura activa. También ofrece servicios de interconexión a la red de celular, conectividad de dispositivos IoT y servicios de internet para centros escolares.

9.6 Misiones terrestres, lunares, interplanetarias o en el espacio lejano

9.6.1 Microsatélite PROCYON, para la exploración del espacio lejano

El Laboratorio de Sistemas Espaciales Inteligentes (ISSL) de la Universidad de Tokio y la Agencia de Exploración Aeroespacial de Japón (JAXA) desarrollaron conjuntamente el microvehículo espacial PROCYON (Sobrevuelo próximo a un objeto con navegación óptica), de 50 kg, destinado a la exploración del espacio lejano. PROCYON se lanzó el 3 de diciembre de 2014 con el vehículo espacial de retorno Hayabusa-2, destinado a la toma de muestras de asteroides, el segundo lanzado por Japón, y pasó a ser la primera sonda espacial de 50 kg del mundo enviada íntegramente al espacio lejano, con capacidad para establecer comunicaciones a larga distancia y controlar su trayectoria en el espacio lejano.

FIGURA 85

Modelo de vuelo del microsatélite PROCYON;
parte izquierda: configuración interna (CG); parte central: vehículo espacial;
parte derecha: prueba de funcionamiento del propulsor iónico en una cámara de vacío

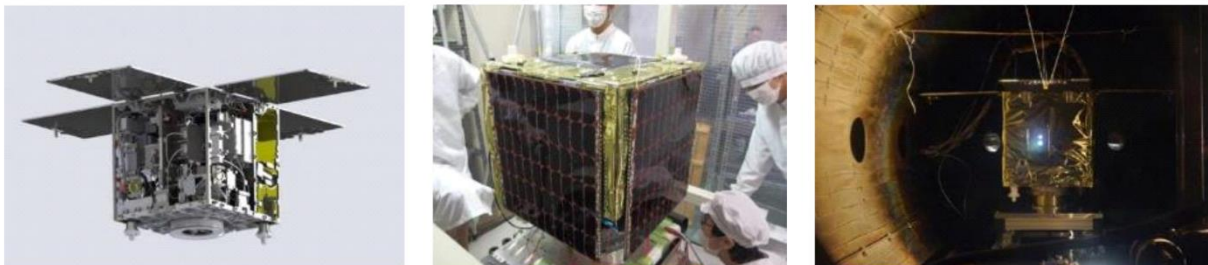
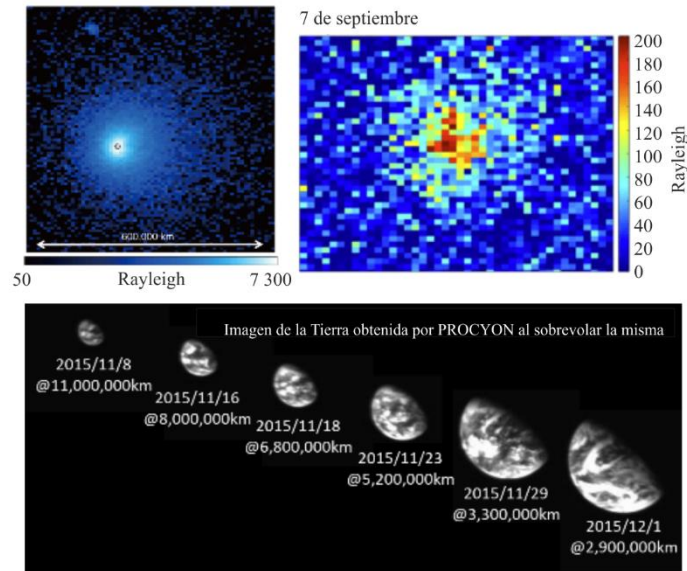


FIGURA 86

Observaciones del microsátélite PROCYON; parte izquierda: visión amplia de la corona de la Tierra tomada desde el espacio lejano por el telescopio UV de a bordo "LAICA"; parte central: imagen del hidrógeno emitido en torno a 67P/Churyumov-Gerasimenko, tomada por el telescopio LAICA; parte derecha: vista de la Tierra durante el regreso del microsátélite PROCYON tras un año de vuelo en el espacio lejano



Manual sobre satélites pequeños-86

PROCYON incorporó un sistema de telecomunicaciones miniaturizado de reciente desarrollo y bajo coste para su utilización en la banda X en el espacio lejano. Su desarrollo hizo hincapié en la utilización de productos comerciales únicamente, incluidos un amplificador de potencia de estado sólido (SSPA) basado en GaN con la mayor eficiencia de RF del mundo y un transpondedor de banda X (XTRP), entre otros componentes, lo que permitió lograr casi la misma calidad de funcionamiento que la de un vehículo espacial convencional (por ejemplo, el Hayabusa 2), al tiempo que la masa del sistema de comunicaciones fue casi una tercera parte de la de las sondas convencionales utilizadas en el espacio lejano. El microsátélite incorporó asimismo un microsistema de propulsión de reciente desarrollo denominado I-COUPS (Sistema de propulsión iónica y de gas frío unificado). Dicho sistema de propulsión utilizó un propulsor iónico y propulsores de gas frío de forma conjunta al compartir un único sistema de gas para proporcionar la capacidad de propulsión necesaria, habida cuenta de la limitación de masa y volumen. El propulsor iónico proporcionó 300 μN de fuerza de empuje y un impulso específico de unos 1000 s, utilizado para maniobrar en el espacio lejano (DSM). Los propulsores de gas frío, de unos 20 mN de fuerza de empuje y un impulso específico de 24 s, se utilizaron tanto para la desaturación de la rueda de reacción como para llevar a cabo la maniobra de corrección de la trayectoria de sobrevuelo del asteroide. El peso del sistema de propulsión fue inferior a 10 kg, incluidos 2,5 kg aproximadamente de propulsante (xenón).

El funcionamiento del microsátélite PROCYON se facilitó mediante las estaciones de espacio lejano USC (Centro Espacial de Uchinoura) y UDSC (Centro de Espacio Lejano de Usuda) de JAXA. También se utilizó a tal efecto la red DSN (Red de espacio lejano) de la NASA al llevarse a cabo el experimento DDOR (Alcance unidireccional diferencial delta) conjuntamente con la NASA. Durante su vuelo en el espacio lejano a lo largo de un año, PROCYON realizó satisfactoriamente su misión principal (demostración de un sistema de módulo de vuelo de la clase de 50 kg para la exploración del espacio lejano). Se verificó el funcionamiento normal del vehículo espacial, incluidas las comunicaciones en el espacio lejano a sesenta millones de kilómetros de la Tierra, así como el guiado, la navegación y el control de trayectorias en el espacio lejano. PROCYON también llevó a cabo algunas de sus misiones facultativas, a saber, la demostración de tecnologías avanzadas de exploración del espacio lejano (en particular, la demostración de un innovador método de determinación de

órbitas DDOR) y la realización de observaciones científicas (en particular, la observación de la geocorona). Esos éxitos demostraron la capacidad del vehículo espacial de tamaño ultrapequeño para efectuar una misión en el espacio lejano por sí mismo, y pusieron de relieve que puede constituir una herramienta útil para la exploración del espacio lejano.

CUADRO 28

Especificaciones de sistema del satélite PROCYON

Estructura	Tamaño Peso	0,55 m × 0,55 m × 0,67 m + 4 SAP (conjunto de paneles solares) <70 kg (peso húmedo)
Suministro energético	SAP (pulso de un attosegundo) Batería	Triple unión de arseniuro de galio (GaAs), >240 W (a 1 UA, $\theta_s = 0$, BOL) Ión-litio (Li-ion), 5,3 Ahr (amperios-hora)
AOCS	Accionador Sensor Calidad de funcionamiento	Ruedas de reacción (RW) ×4, giróscopo de fibra óptica de tres ejes (FOG) ×1 Rastreador estelar (STT) ×1, sensor de aspecto solar sin rotación (NSAS) ×5 Telescopio (para la observación óptica relativa al asteroide) <0,002 [grados/s], <0,01 [grados] (estabilidad de apuntamiento)
Propulsión	RCS (sistema de control de reacción) Propulsión iónica Propulsor	Propulsores a reacción de gas frío de xenón ×8, ~22mN de empuje, 24s Isp Sistema de propulsión iónica por descarga de microondas de xenón 0,3 mN de empuje, 1000s Isp, capacidad de ~400m/s ΔV (para 65 kg s/c) 2,5 kg de xenón (compartidos por el RCS y el sistema propulsión iónica)
Comunicaciones	Frecuencia Antena Potencia de salida Determinación de órbita	Banda X (para misiones en el espacio lejano) HGA ×1, MGA ×1, LGA ×2 (para el enlace ascendente), LGA ×2 (para el enlace descendente) >15 W (salida RF), >30 % (GaN XSSPA) Alcance, índice de alcance, DDOR (alcance unidireccional diferencial delta)
Carga útil	Peso	~10 kg (cámara de observación de asteroides + generador de imágenes alfa Lyman)

9.7 Prácticas para misiones de corta duración

Habida cuenta de que el concepto de SDM se adoptó en el marco de la CMR-19 de la UIT, no se había recibido una gran cantidad de notificaciones de SDM al concluirse el presente Manual. Sin embargo, al 12 de mayo de 2023, la Oficina de la UIT recibió notificaciones API para 61 redes de satélites y notificaciones como misiones de breve duración para siete redes de satélites. Esas siete redes notificadas se habían lanzado al recibirse su notificación.

Por otro lado, nueve notificaciones API incluyeron la banda 137,175-137,825 MHz y 24 notificaciones API la banda 148-149,9 MHz para el servicio de operaciones espaciales, que no requieren la aplicación de los procedimientos de coordinación previstos en la Sección II del Artículo 9 del RR. Cabe señalar que en el caso de las notificaciones para la banda 148-149,9 MHz, el examen de la DFP necesario con arreglo al número **5.218A** del RR únicamente se lleva a cabo al presentar la notificación, y si dicho examen da lugar a una conclusión desfavorable, es necesario reducir la potencia o presentar a la BR una solicitud de coordinación específica.

9.8 Otras misiones conjuntas y casos relativos a países

9.8.1 Brasil

Los esfuerzos desplegados en Brasil para fomentar una cultura específica sobre la tecnología espacial comenzaron en el decenio de 1950, a raíz de la creación del Instituto Técnico de Aeronáutica (ITA). Poco después, en el decenio de 1960, se constituyó el Programa Espacial Brasileño, coordinado ulteriormente por la Agencia Espacial de Brasil (AEB), con la participación de varias organizaciones gubernamentales, militares y civiles, y el apoyo específico del Instituto Nacional de Investigación Espacial (INPE) en proyectos de satélites.

Hitos históricos

El satélite **Brasilsat A1** fue el primero explotado por una empresa brasileña, y estuvo en funcionamiento de 1985 a 1996 para la prestación de servicios de telecomunicaciones a través de Embratel (Empresa de Telecomunicaciones de Brasil).

El primer satélite pequeño brasileño fue el **Dove-OSCAR 17**, destinado al servicio de radioaficionados y lanzado en 1990. Fue un microsátélite (de casi 13 kg) que transportaba un registrador vocal digital en órbita (DOVE) para transmitir mensajes de voz sintetizada en la banda FM y datos de telemetría digital con fines didácticos.

Los primeros satélites planificados, desarrollados y ensayados en Brasil fueron el **SCD-1**, el **SCD-2A** y el **SCD-2**. Los satélites SCD (satélites de obtención de datos) formaron parte de un programa de satélites innovador para la observación de la Tierra de la Misión Espacial Completa Brasileña (MECB), establecida en 1979 para promover la tecnología espacial nacional en Brasil con respecto a tres segmentos: satélites (incluidas las instalaciones de desarrollo, integración y ensayo de subsistemas de satélites), vehículos de lanzamiento y sitios de lanzamiento. El segmento relativo a los satélites estuvo a cargo del INPE. El SCD-1 se lanzó en 1993 y el SCD-2 en 1998. Ambos son minisatélites de unos 155 kg de masa que siguen parcialmente activos (tras rebasar en varios años su vida útil) como repetidores de datos medioambientales recabados en tierra por medio de plataformas de obtención automática de datos (DCP), situadas en diversas zonas alejadas del país. De 1998 a 2003 se desarrollaron varias misiones sobre la base de experiencia adquirida previamente.

En 2014, se desarrolló un nuevo proyecto de pequeño satélite brasileño, el **NanoSatC-BR1**, satélite Cubesat explotado por el INPE y la Universidad Federal de Santa María (UFMS), con sensores para supervisar la precipitación de partículas y las perturbaciones en la magnetosfera terrestre sobre Brasil. También incorporó un magnetómetro para medir la intensidad del campo magnético de la Tierra en la región de anomalía magnética del Atlántico Sur (SAA/SAMA) y en el sector brasileño del Electrochorro ecuatorial de la ionosfera (EEJ), así como un dosímetro integrado en un chip para la medición de precipitación de partículas. Las comunicaciones se realizaron en las bandas de ondas métricas y decimétricas del servicio de radioaficionados, en el marco del proyecto de supervisión y compartición de datos de telemetría y carga útil a través de una red colaborativa con el INPE.

Un año después, en 2015, el satélite **AESP-14** formó parte del Programa Integrado de Capacitación del ITA y del INPE sobre ciencias espaciales, ingeniería y ciencias de la computación, con el fin de desarrollar tecnologías espaciales a través de un satélite CubeSat, con la participación de alumnos y profesores de ingeniería aeroespacial. La misión tecnológica consistió en la validación de la primera plataforma CubeSat desarrollada en Brasil. El satélite AESP-14 también llevó a cabo una misión didáctica y del servicio de radioaficionados, con mensajes digitales especiales que podían transmitirse al satélite y almacenarse en el mismo a fin de programar transmisiones que fueran recibidas por operadores de radioaficionados que colaboraban con centros escolares y alumnos de proyectos STEM (ciencias, tecnología, ingeniería y matemáticas). Debido a su funcionamiento deficiente, el satélite quedó inoperativo tras abandonar la ISS y reentrar en la atmósfera terrestre en mayo de 2015.

Ese mismo año, un consorcio de universidades de Brasil desarrolló el **SERPENS-1** (Sistema espacial para la investigación y la realización de experimentos mediante nanosatélites), coordinado por la AEB. Las universidades participantes fueron la Universidad Federal de Minas Gerais (UFMG), la Universidad Federal de Santa Catarina (UFSC), la Universidad Federal ABC (UFABC) y la Universidad de Brasilia (UnB). Se desarrolló un satélite CubeSat 3U para analizar la utilización de nanosatélites a los efectos de obtención de

datos de sensores medioambientales. La misión también llevó a cabo una función de almacenamiento y reenvío de datos para el servicio de radioaficionados. El satélite CubeSat se desplegó de septiembre de 2015 a marzo de 2016.

Después del proyecto SERPENS-1, Brasil lanzó varios satélites pequeños de 2017 a 2022. El primero fue el picosatélite **Tancredo-1**, en el marco de un proyecto destinado a centros de enseñanza primaria, en el que participaron alumnos de 10 a 14 años con el objetivo de alentar a los jóvenes a realizar estudios STEM. El proyecto recibió el apoyo de la AEB, el INPE y la UNESCO. Fue el primer picosatélite explotado por Brasil, con 0,57 kg y configuración TubeSat. La carga útil del Tancredo-1 incluyó un registrador vocal a bordo para transmitir un mensaje escogido en un concurso por estudiantes de centros de enseñanza de Ubatuba, São Paulo (de ahí que el satélite se denominara asimismo UbatubaSat). El segmento en tierra contó con el apoyo de estaciones del servicio de radioaficionados que colaboraron en el proyecto.

El segundo satélite fue **ITASAT-1**, lanzado en 2018. Se trató de un satélite CubeSat 6U destinado a la formación de alumnos en proyectos relacionados con el espacio, consistente, en particular en el desarrollo y la demostración de una plataforma para ensayar en órbita varias cargas útiles, como un receptor GPS nacional y diversos sensores, así como el establecimiento de comunicaciones digitales con la comunidad del servicio de radioaficionados para el almacenamiento y retransmisión de datos. El satélite funciona parcialmente en la actualidad debido a problemas de balance de potencia.

El tercer satélite fue el **FloripaSat-1**, lanzado en 2019. Dicho satélite fue desarrollado por la UFSC en el marco del Programa Espacial Brasileño, UNIESPACO, financiado por la AEB. FloripaSat-1 fue un satélite CubeSat 1U cuyo principal objetivo fue fomentar la participación de alumnos en una misión espacial íntegra mediante el desarrollo de todos los subsistemas de un nanosatélite. Las cargas útiles se diseñaron para validar un nuevo enfoque de reconfiguración de perturbaciones producidas por un único fenómeno como consecuencia de la radiación solar en circuitos lógicos reconfigurables, así como para ensayar la resistencia de FGPA frente a la radiación. Se planificó una misión del servicio de radioaficionados que incluyó la utilización de un repetidor digital y el diseño de una estación en tierra.

En 2021 se lanzó el satélite **NanoSatC-BR2**, sucesor de la primera versión del satélite desarrollado en 2014 por el INPE. El satélite, de tipo CubeSat 2U, siguió desarrollando la misión científica de supervisar la ionosfera y el campo magnético de la Tierra, así como la precipitación de partículas y la alteración de la composición ionosférica en la región de la SAMA. En el proyecto se utilizaron transeptores en ondas métricas y decimétricas con modulación MDP-2 1k2.

Por último, en 2022 se desplegaron dos satélites pequeños. El primero fue el **Pion-BR1**, un picosatélite en formato de cubo de bolsillo desarrollado por PION Labs, empresa de reciente creación brasileña, en colaboración con la Universidad Federal de San Carlos (UFSCar) y varios programas de enseñanza, en particular el LASC (Reto Espacial Latinoamericano) y la OBSAT (Olimpiada Brasileña de Satélites, promovida por el Ministerio de Ciencia, Tecnología e Innovación de Brasil). Se trató de una misión del servicio de radioaficionados conjugada con aplicaciones educativas, con el objetivo de facilitar el acceso a las tecnologías espaciales con la colaboración de la comunidad de radioaficionados y alumnos, por medio de la utilización de herramientas didácticas en el marco del programa de la OBSAT. La misión incluyó el establecimiento de comunicaciones digitales para el almacenamiento y reenvío de datos mediante protocolos NGHAm (conjunto de protocolos para radiocomunicaciones por paquetes del servicio de radioaficionados), la evaluación de posición y la obtención de datos del motor de par magnético, entre otros parámetros del satélite.

El segundo satélite fue **AlfaCruX**, desarrollado por la UnB en el marco de una misión educativa para todo el proceso de desarrollo y explotación de una misión espacial, incluida la realización en órbita de pruebas de radiocomunicaciones definidas por software a fin de analizar el centelleo ionosférico, con la participación de alumnos de estudios sobre electrónica de radiocomunicaciones, antenas y comunicaciones digitales. El vehículo espacial incorporó un repetidor digital para el servicio de radioaficionados basado en modulación MDAF/FM a 1 200 baudios, con un enlace descendente para carga útil y telemetría MDMG. Se lanzó en abril de 2022.

Desde 2014, los nueve satélites pequeños funcionan en el segmento de satélite del servicio de radioaficionados. Operadores de dicho servicio en Brasil, así como en otros países, reciben frecuentemente datos de interés por medio de enlaces descendentes, que comparten con la comunidad y el control de la misión en el marco de actividades de colaboración de carácter muy técnico. Las primeras señales de telemetría de cinco de esos

satélites (ITASAT-1, Tancredo-1, SERPENS-1, NanoSatC-BR2 y AlfaCrux), fueron recibidas por operadores del servicio de radioaficionados, y a lo largo de toda la vida útil del satélite, las actividades de seguimiento se llevan a cabo y comparten mediante bases de datos digitales abiertas del servicio de radioaficionados.

Por otro lado, se estableció una asociación entre varios institutos de investigación y miembros del servicio de radioaficionados para el desarrollo de software, hardware, estaciones en tierra, directrices operativas, actividades didácticas y de ciencia destinada al público, incluidas varias misiones de radioaficionados. Cabe destacar a tal efecto las asociaciones establecidas en el marco de los programas ITASAT-1, NanoSatC-BR y Pion-BR entre el INPE y la LABRE (asociación nacional de radioaficionados).

Brasil es miembro activo desde 2016 del órgano de Coordinación de Frecuencias de Satélite de la IARU, y todos los satélites de dicho país que utilizaron las frecuencias anteriormente especificadas fueron objeto de coordinación. Desde septiembre de 2015, los satélites incorporan asimismo distintivos de llamada de radioaficionado emitidos por la Agencia Nacional de Telecomunicaciones de Brasil (Anatel). Con objeto de promover y orientar las actividades relativas a los satélites pequeños en el país, Anatel elaboró en 2020 el Manual sobre recursos de espectro y órbita para satélites pequeños destinados a servicios educativos y de radioaficionados, en colaboración con los sectores espacial, educativo y de radioaficionados.¹¹

Proyectos previstos: entre los proyectos que se encuentran en fase de desarrollo y cuyo lanzamiento se prevé en años sucesivos cabe destacar los siguientes: VCUB1 (*Visiona Space Technology*), una empresa conjunta de Embraer y Telebras; SPORT-1, una asociación entre la NASA, la AEB, el INPE y el ITA); Aldebaran 1, de la Universidad Federal de Maranhão (UFMA); PdQSat (UFMG); Consat (INPE); GOLDS-UFSC (UFSC); y la Constelación Catarina (SENAI y UFSC).

¹¹ El manual figura en línea en la dirección web: <https://www.gov.br/anatel/pt-br/regulado/satelite/pequenos-satelites>

ANEXO A

Lista de acrónimos

ADCS	Sistema de posición, determinación y control
ADR	Retirada y supresión asistidas
ADS-B	Vigilancia automática dependiente - Radiodifusión
AFSK	Modulación por desplazamiento de frecuencia de señales de audio
AI	Inteligencia artificial
AIT	Ensamblaje, integración y pruebas
AOCS	Sistema de control orbital y de posición
API	Información para publicación avanzada
APReC	Centro de investigación de vehículos aeroespaciales
ASAP	Programa de análisis automatizado de estructuras
BR IFIC	Circular Internacional de Información sobre Frecuencias de la BR
BR	Oficina de Radiocomunicaciones de la UIT
CalPoly	Universidad Politécnica Estatal de California
CALT	Academia de Tecnologías de Vehículos de Lanzamiento de China
CCV	Comité de Coordinación del Vocabulario
CDH	Sistemas de control y procesamiento de datos
CGWIC	<i>China Great Wall Industry Corporation</i> (Corporación Industrial de la Gran Muralla China)
CLTC	<i>China Satellite Launch & Tracking Control General</i> (Organismo general de lanzamiento y seguimiento de satélites de China)
CME	Eyecciones de masa de corona solar
CMSI	Cumbre Mundial sobre la Sociedad de la Información
COTS	Componente disponible comercialmente
CPU	Unidad central de procesamiento
CR	Solicitud de coordinación
CS	Constitución
CTITU	Telegrama circular del UIT-R
CV	Convención
CW	Onda portadora u onda continua
DART	Prueba de redirección de asteroides doble
DDOR	Alcance unidireccional diferencial delta
DRO	Órbita retrógrada lejana
DSM	Maniobra en el espacio lejano
DSN	Red de espacio lejano
EDL	Entrada, descenso y aterrizaje
EDT	Mecanismo de anclaje electrodinámico

EEE	Electricidad, Electrónica y Electromecánica
EPS	Fuente de suministro eléctrico
e-T	Espacio-Tierra
EUV	Extremo ultravioleta
FCC	Comisión Federal de Comunicaciones
FDP	Degradación fraccionaria de la calidad de funcionamiento
FDS	Sistema de dinámica de vuelo
FM	Modulación de frecuencia
FOG	Giroscopio de fibra óptica
FOS	Programa informático sobre superposición de frecuencias
FPE	Fecha de puesta en servicio
GFRP	Polímero reforzado con fibra de vidrio
GIBC	Interfaz gráfica para cálculos por lotes
GNSS	Sistema Mundial de Navegación por Satélite
GOSAT	Satélite de observación de gases de efecto invernadero
GSO	Órbita terrestre geosíncrona
GTO	Órbita de transferencia geosíncrona
HEO	Órbita muy elíptica
HR	Alta resolución
HYP	Cámara hiperespectral de tamaño ultra compacto
IADC	Comité interinstitucional de coordinación sobre residuos espaciales
IARU	Unión Internacional de Radioaficionados
I-COUPS	Sistema de propulsión iónica y de gas frío unificado
IEEE	Instituto de Ingenieros Eléctricos y Electrónicos
IoT	Internet de las Cosas
ISS	Estación Espacial Internacional (ISS)
ISSL	Laboratorio de Sistemas Espaciales Inteligentes
JAXA	Agencia de Exploración Aeroespacial de Japón
JSLC	Centro de Lanzamiento de Satélites de Jiuquan
JST	Hora oficial de Japón
LEO	Órbita terrestre baja
LEOP	Fase de lanzamiento y de órbita inicial
LF	Baja frecuencia
LICIA	Satélite Cubesat ligero italiano para obtención de imágenes de asteroides
LM	Larga trayectoria
M2M	Máquina a máquina
MarCO	<i>Mars Cube One</i> (satélite Cube One destinado a Marte)

MDMG	Modulación por desplazamiento mínimo con filtro gaussiano
MEMS	Sistema microelectromecánico
MEO	Órbita terrestre media
MF	Frecuencias de bandas hectométricas
MIFR	Registro Internacional de Frecuencias
MLS	Servicio de lanzamiento múltiple
NASA	Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio del Gobierno Federal de Estados Unidos
NEO	Objetos cercanos a la Tierra
No OSG	Redes de satélites no geostacionarios
OBC	Computador de a bordo
ODS	Objetivo de Desarrollo Sostenible
OLFAR	Conjunto de antenas en órbita de baja frecuencia
p.i.r.e.	Potencia isotrópica radiada equivalente
PCB	Placa de circuitos impresos
PLA	Adaptador de carga útil
PMO	Oficina de Gestión de Programas
PRISM	Picosatélite para teledetección y misiones espaciales innovadoras
PROCYON	Sobrevuelo próximo a un objeto con navegación óptica
PYME	Pequeñas y medianas empresas
QKD	Distribución de claves cuánticas
QUESS	Experimentación cuántica a escala espacial
RCS	Sistema de control de reacción
RdP	Reglas de procedimiento
RDSS	Servicios de radiodeterminación por satélite
RF	Frecuencia radioeléctrica
RISESAT	Satélite internacional para experimentación científica rápida
RR	Reglamento de Radiocomunicaciones
RRB	Junta del Reglamento de Radiocomunicaciones
SAP	Pulso de un attosegundo
SAR	Radar de apertura sintética
SAST	Academia de tecnología de vuelos espaciales de Shanghái
SDM	Misiones de breve duración
SETS	Servicio de exploración de la Tierra por satélite
SFS	Servicio fijo por satélite
SIA	Sistemas de identificación automática
SLS	Sistema de lanzamiento espacial
SMS	Servicio móvil por satélite

SOE	Servicio de operaciones espaciales
SOM	Gestión operacional de satélites
SPA	Antena de paleta solar
SRNS	Servicio de radionavegación por satélite
SRS	Servicio de radiodifusión por satélite
SSA	Conocimiento de la situación espacial
SSMS	Servicio de misiones de vehículos espaciales pequeños
SSO	Órbita heliosíncrona
SSPA	Amplificador de potencia de estado sólido
SSSRC	Centro de investigación de sistemas espaciales pequeños
SSTV	Televisión de exploración lenta
STARS	Satélite robótico autónomo con anclaje espacial
STM	Gestión de tráfico espacial
T-e	Tierra-espacio
TEC	Contenido total de electrones
TIC	Tecnologías de la información y la comunicación
TLE	Elementos de datos bilineales
TLI	Órbita de inyección translunar
TNSC	Centro Espacial de Tanegashima
TSLC	Centro de Lanzamiento de Satélites de Taiyuan
TTC	Telemetría, seguimiento y telemando
UDSC	Centro de Espacio Lejano de Usuda
UHF	Frecuencias de la banda de ondas decimétricas
UIT	Unión Internacional de Telecomunicaciones
USC	Centro Espacial de Uchinoura
UV	Ultravioleta
VHF	Frecuencias de la banda de ondas métricas
VIS	Visible
vLEO	Orbitas terrestres muy bajas
VSAC	Control de posición con forma variable
VSOTA	Transmisor muy pequeño para validación de componentes
WRC	Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones de la UIT
WSLC	Centros de lanzamiento de satélites de Wenchang
XSLC	Centros de lanzamiento de satélites de Xichang
XTRP	Transpondedor de banda X

ANEXO B

Lista de referencias

B.1 Publicaciones y referencias de la UIT

- [1] Sitio web de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT): <https://www.itu.int>
- [2] Constitución de la UIT, Textos Fundamentales de la Unión Internacional de Telecomunicaciones adoptados por la Conferencia de Plenipotenciarios, Edición de 2022: <https://www.itu.int/pub/S-CONF-PLEN>
- [3] Constitución y Convenio de la UIT <https://www.itu.int/en/history/Pages/ConstitutionAndConvention.aspx>
- [4] Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT, edición de 2020: <http://www.itu.int/pub/R-REG-RR/en>
- [5] Reglas de Procedimiento de la UIT, edición de 2021: <http://www.itu.int/pub/R-REG-ROP/en>
- [6] Prefacio de la BR IFIC (Servicios espaciales) de la UIT: <http://www.itu.int/ITU-R/go/space-preface/en>
- [7] Acuerdo 482 (modificado en 2020) del Consejo de la UIT sobre la recuperación de costes de satélites: <http://www.itu.int/ITU-R/go/space-cost-recovery/en>
- [8] Software de la BR más reciente: <https://www.itu.int/ITU-R/go/space-software/en>
- [9] Página de soporte de la API de la UIT: <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/Pages/API.aspx>
- [10] Página web informativa de la UIT sobre satélites pequeños: <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/support/smallsat/Pages/default.aspx>
- [11] Página web informativa sobre servicios espaciales: <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/support/Pages/default.aspx>
- [12] Página web informativa sobre redes de satélites no OSG: <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/support/nonGSO/Pages/default.aspx>
- [13] Presentación de información gráfica sobre redes no OSG: www.itu.int/go/space/non-GSO/graphical-submission
- [14] Página web sobre el SMR2022 de la UIT: <https://www.itu.int/wrs-22/>
- [15] Informes del UIT-R: <https://www.itu.int/pub/R-REP/>
- [16] Informes del UIT-R: Aplicaciones espaciales y meteorología <https://www.itu.int/pub/R-REP-SA>
- [17] Recomendaciones del UIT-R: <https://www.itu.int/pub/R-REC>
- [18] Cuestiones del UIT-R - Servicios científicos <https://www.itu.int/pub/R-QUE-SG07>
- [19] Manual de los servicios de aficionados y de aficionados por satélite de la UIT: <http://www.itu.int/pub/R-HDB-52/en>
- [20] Unión Internacional de Radioaficionados <https://www.iaru.org/>
- [21] Página informativa sobre dfpe espacial: <https://www.itu.int/ITU-R/go/space-epfd>
- [22] Datos sobre dfpe relativos al examen del Artículo 22 del RR <https://www.itu.int/ITU-R/go/space-epfd-data>

B.2 Publicaciones y referencias externas

A continuación se enumeran varias referencias para ampliar información, de ser necesario.

B.2.1 Publicaciones sobre DIWATA

- [1] Universidad de Tohoku, Laboratorio de Robótica Espacial (Laboratorio de Exploración Espacial): <http://www.astro.mech.tohoku.ac.jp/e/index.html>
- [2] Universidad de Hokkaido, Centro de Misiones Espaciales: https://www.cris.hokudai.ac.jp/cris/smc/index_e.html
- [3] Sitio web oficial del Programa Phl-Microsat: <https://phl-microsat.upd.edu.ph/>
- [4] Blog de Phl-Microsat: <https://blog.phl-microsat.upd.edu.ph/>
- [5] Directorio eoPortal, Base de datos de misiones, Diwata-1: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/diwata-1>

B.2.2 Publicaciones sobre HORYU

- [1] Sitio web oficial del proyecto BIRDS: <https://birds-project.com/>
- [2] Proyectos de satélites KIT: <https://kitsat.net/>
- [3] Mengu Cho, et al., "350-V Photovoltaic Power Generation in Low Earth Orbit", Journal of Spacecraft and Rockets, 1-3, 10.2514/1.A32559, 2013.
- [4] M. Samsuzzaman, et al., "A compact circularly polarized high gain S-band nano-satellite antenna using ramped convergence particle swarm optimization" Microwave and Optical Technology Letters, Vol. 57, pp. 1503-1508, 2015.
- [5] M. T. Islam, et al., "Compact Antenna for Small Satellite Applications", IEEE Antennas and Propagation Magazine, Vol. 57, No. 2, April 2015, pp. 30-36.
- [6] Tatsuo Shimizu. Et al., "Development of an In-Orbit High-Voltage Experimental Platform: HORYU-4", IEEE Trans. On Plasma Science, Vol. 43, No. 9, pp. 3027-3040, 2015.
- [7] Kateryna Aheieva, et al., "Development of a Direct Drive Vacuum Arc Thruster Passively Ignited for Nanosatellite", IEEE Trans. Plasma Science, Vol. 44, No. 1, pp. 100-106, 2016.
- [8] Mohamed Yahia Edries, y otros, "Design and Testing of Electrical Power Subsystem of a Lean Satellite, HORYU-IV", Transactions of the Japan society for aeronautical and space sciences, Aerospace Technology Japan 14 (ists30), Pf_7-Pf_16, 2016.
- [9] Tatsuo Shimizu, et al, "Solar Array Electrostatic Discharge Current and Image Captured in Orbit", Journal of Spacecraft and Rockets, <http://dx.doi.org/10.2514/1.A33622>, 2016.
- [10] Pauline Faure, et al., "Toward lean satellites reliability improvement using HORYU-IV project as case study", Acta Astronautica, volumen 133, abril de 2017, págs. 33-49.
- [11] Tatsuo Shimizu, et al., "Initial Results from an In-Orbit High-Voltage Experimental Platform: HORYU-IV", IEEE Transaction on Plasma Science, 2017, Vol. 45, No. 6.
- [12] Essien Ewang, et al, "Medición de la corriente fotoelectrónica en el satélite Horyu IV en la órbita terrestre baja", International Review of Aerospace Engineering, 2017, Vol. 10, No. 3.
- [13] Taiwo Raphael Tejumola, et al, "Validación del rendimiento en órbita de la sonda doble de Langmuir a bordo de un nanosatélite", Acta Astronautica 144 (2018) 388-396.
- [14] Hiroshi Fukuda, et al, "ESD Experiment Results on Ground Using Experiment Model of HORYU-IV", Journal of Spacecraft and Rockets, Publicado en línea el 5 de agosto de 2019.
- [15] D. Faizullin, et al, "Estimating Sun Vector Based on Limited In-Orbit Data", International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E), Vol. 12, No. 2, Abril de 2019.

B.2.3 Publicaciones sobre PETREL

- [1] Instituto Tecnológico de Tokio, Laboratorio Kawai/Yatsu (Laboratorio de Astrofísica de Alta Energía): <http://www.hp.phys.titech.ac.jp/>

[2] Instituto Tecnológico de Tokio, Laboratorio Matunaga-Chujo (Laboratorio de Sistemas Espaciales):
http://www.lss.mech.e.titech.ac.jp/web_matunaga_lab/index_e/

[3] Yatsu et al., Conferencia sobre satélites pequeños, SSC21-VI-04, (2021)

B.2.4 Publicaciones sobre RISESAT

[1] Universidad de Tohoku, Laboratorio de Robótica Espacial (Laboratorio de Exploración Espacial):
<http://www.astro.mech.tohoku.ac.jp/e/index.html>

[2] Universidad de Hokkaido, Centro de Misiones Espaciales:
https://www.cris.hokudai.ac.jp/cris/smc/index_e.html

[3] Directorio eoPortal, Base de datos de misiones, RISESAT:
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/risemat>

B.2.5 Publicaciones de TeikyoSat

[1] Universidad de Teikyo, página web oficial de TeikyoSat-4
<https://spacesystemsociety.jimdofree.com/projects/teikyosat-project/teikyosat-4-info/>

[2] Yonosuke Yamazaki, Takumi Iso, Luka Matsuya, Mafuyu Imai y Masaaki Kawamura, "Conceptual Design of Multipurpose Space Environment Utilization Satellite TeikyoSat-4", 30º Simposio Internacional sobre Tecnología y Ciencia Espaciales (ISTS), 5-10 de julio de 2015, f-31, Hyogo, Japón.

[3] Katsuya Shibata, Hiroyuki Yoshimura, Takahiro Ando, Takumi Iso, Mafuyu Imai, Yonosuke Yamazaki, Masaaki Kawamura y Hirotohi Kubota: "The Achievement of the Microbe Observation Micro-satellite TeikyoSat-3", 30º Simposio Internacional sobre Tecnología y Ciencia Espaciales (ISTS), 5-10 de julio de 2015, f-21, Hyogo, Japón.

B.2.6 Publicaciones sobre CubeSat

[1] Ryu Funase, Yuya Nakamura, Masaki Nagai, Akito Enokuchi, Mitsuhiro Komatsu, Shinichi Nakasuka y Shirou Kawakita, "Development of COTS-based Pico-Satellite Bus and Its Application to Quick and Low Cost On-orbit Demonstration of Novel Space Technology", Transacciones de la Sociedad Japonesa de Ciencias Aeronáuticas y Espaciales, Tecnología Espacial de Japón, Vol. 6, pp. 1-9, 2008.

[2] Shinichi Nakasuka, "Evolution from Education to Practical Use in University of Tokyo's Nano-Satellite Activities", Acta Astronautica, 66 (7), p. 1099-1105, abr. 2010.

B.2.7 Publicaciones sobre KSU_CUBESAT

[1] Krebs, Gunter D., "KSU-Cubesat". Página espacial Gunter. Obtenido el 27 de abril de 2022, en el sitio web siguiente: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/ksu-cubesat.htm

[2] Kulu Eric, "Base de datos nanosats.eu". Obtenido el 26 de abril de 2022, en la página web siguiente:
<https://airtable.com/shrafcwXODMMKeRgU/tbldJoOBP5wIINOJQY/viwrecgNj5pECsxOs/recTw7boWSMy8ti2H>

[3] Dominic Ford "KSU-CUBESAT", obtenido el 27 de abril de 2022 en la página web siguiente:
<https://in-the-sky.org/spacecraft.php?id=47954>

[4] Fredy "SatNOGS DB", obtenido el 27 de abril de 2022 en la página web siguiente:
<https://db.satnogs.org/satellite/99720#transmitters>

[5] "IARU Amateur Satellite Frequency Coordination", obtenido el 26 de abril de 2022 en la página web siguiente: http://www.amsatuk.me.uk/iaru/finished_detail.php?serialnum=722

- [6] "Saudi Arabia Launches Two Satellites for KACST and KSU", obtenido el 26 de abril de 2022 en la página web siguiente: <https://www.spa.gov.sa/2205334>
- [7] "King Saud University signals go-ahead for second satellite", obtenido el 26 de abril de 2022 en la página web siguiente: <https://www.arabnews.com/node/1836141/saudi-arabia>

B.2.8 Publicaciones sobre QB50

- [1] Financiación del proyecto QB50 en el marco del Séptimo Programa Marco de la Unión Europea sobre Investigación y Desarrollo Tecnológico en virtud del acuerdo de subvención número [284427].
- [2] Convenio sobre el registro de objetos lanzados al espacio ultraterrestre. Naciones Unidas, 12 de noviembre de 1974.
- [3] Ley de 17 de septiembre de 2005 sobre actividades de lanzamiento, operación en vuelo o guiado de objetos espaciales.
- [4] D. Masutti et al., "The QB50 Mission For The Investigation Of The Mid-Lower Thermosphere: Preliminary Results And Lessons Learned" (IAC-17-B4.2.5.x40579), 68° Congreso Internacional de Astronáutica (IAC), Adelaida (Australia), 2017.

B.2.9 Publicaciones HIBARI

- [1] Instituto Tecnológico de Tokio, Laboratorio Matunaga-Chujo (Laboratorio de Sistemas Espaciales): http://lss.mes.titech.ac.jp/web_matunaga_lab/index_e/
- [2] Instituto Tecnológico de Tokio, Laboratorio Kawai-Yatsu (Laboratorio de Astrofísica de Alta Energía): <http://www.hp.phys.titech.ac.jp/>
- [3] Kei Watanabe, Yuhei Kikuya, Kiyona Miyamoto, Tsuyoshi Nakashima, Teruaki Hayashi, Yoichi Okamoto, Naoki Kawaguchi, Hiroyuki Kobayashi, Soichi Sato, Shogo Nerome, Toshihiro Chujo, Yoichi Yatsu, Saburo Matunaga, "Engineering Model Development of HIBARI: MicroSatellite for Technology Demonstration of Variable-Shape Attitude Control", 34ª Conferencia anual sobre satélites pequeños, SSC20-V-07.

B.2.10 Publicaciones sobre Hodoyoshi

- [1] Shinichi Nakasuka, Kikuko Miyata, Yoshihiro Tsuruda, Yoshihide Aoyanagi, Takeshi Matsumoto, "Discussions on attitude determination and control system for micro/nano/pico-satellites considering survivability based on Hodoyoshi-3 and 4 experiences". Acta Astronautica, Vol. 145, pp. 515-527, 2018.
- [2] Yoshihiro TSURUDA, Yoshihide AOYANAGI, Toshiki TANAKA, Takeshi MATSUMOTO, Shinichi NAKASUKA, Seiko SHIRASAKA, Masayasu MATSUI e Ichiro MASE, "Demonstration of Innovative System Design for Twin Micro-Satellite: Hodoyoshi-3 and -4", Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 14, No. ists30, pp. Pf_131-Pf_140, 2017.
- [3] Laboratorio de Sistemas Espaciales de la Universidad Metropolitana de Tokio. https://www.comp.sd.tmu.ac.jp/ssl/index_en.html [publicado el 6 de septiembre de 2021].
- [4] Masse, et al.: "Enabling High Performance Green Propulsion for SmallSats", Conferencia sobre satélites pequeños, SSC15-XI-6, 2015.
- [5] Anflo, et al: "Flight Demonstration of new thruster and green propellant technology on the PRISMA satellite", ACTA ASTRONAUTICA, 2009.
- [6] Persson, et al: "A Family of Thrusters for AND-Based Monopropellant LMP-103S", 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2012-3815, 2012.

- [7] Yoshimoto, S. et al: "*Cluster Launch of Hodoyoshi-3 and -4 Satellites from Yasny by Dnepr Launch Vehicle, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science*", Aerospace Technology Japan, Vol. 14 (ists30), Pf_35-Pf_43, 2016.
- [8] "*Fueling the Spacecraft, Monomethylhydrazine propellant will be loaded aboard NASA's Solar Dynamics Observatory*" (https://www.nasa.gov/mission_pages/sdo/multimedia/gallery/10-01-07.html) (publicado el 6 de septiembre de 2021).
- [9] Takeshi, S., et al.: "*Development and On-Orbit Demonstration of the Propulsion System Based on 60wt% Hydrogen Peroxide for Microsatellites*", 30º Simposio Internacional sobre Tecnología y Ciencia Espaciales, 2015-f-40, 2015.

B.2.11 Publicaciones NEXUS

- [1] Laboratorio de Sistemas de Estructuras Espaciales (ISAS/JAXA, Universidad de Nihon): <https://stage.tksc.jaxa.jp/taurus/e/>
- [2] JAMSAT: <https://www.jamsat.or.jp/>
- [3] Página web de NEXUS: https://stage.tksc.jaxa.jp/taurus/students/nexus/E0_Top.html
- [4] Nakamura R., equipo de desarrollo de NEXUS, Miyazaki Y.: "*Initial Operation Result of Amateur Satellite Communication Technology Demonstration Satellite NEXUS*", 32º Simposio Internacional sobre Tecnología y Ciencia Espaciales, Oita (Japón), 15-21 de junio de 2019, pp. 1-10. Disponible en: https://archive.ists.or.jp/upload_pdf/2019-f-24.pdf
- [5] Mapa RSSI: https://stage.tksc.jaxa.jp/taurus/students/nexus/E3_RSSImap.html

B.2.12 Publicaciones sobre HIROGARI

- [1] HIROGARI, Centro de investigación de sistemas espaciales pequeños (SSSRC), Universidad de la Prefectura de Osaka, <https://www.ssrc.aero.osakafu-u.ac.jp/hirogari/>
- [2] Centro de investigación de vehículos aeroespaciales (APReC), Instituto Tecnológico de Muroran, <https://www.muroran-it.ac.jp/aprec/>
- [3] OPUSAT(CosMoz), Centro de investigación de sistemas espaciales pequeños (SSSRC), Universidad de la Prefectura de Osaka, <https://www.ssrc.aero.osakafu-u.ac.jp/activity/opusat/>
- [4] OPUSAT-kit, Centro de investigación de sistemas espaciales pequeños (SSSRC), Universidad de la Prefectura de Osaka, <https://www.ssrc.aero.osakafu-u.ac.jp/activity/opusat-kit-project/>

B.2.13 Publicaciones sobre OrigamiSat-1

- [1] Proyecto Origami: <http://www.origami.titech.ac.jp/>
- [2] K. Ikeya, H. Sakamoto, H. Nakanishi, et al., "*Significance of 3U CubeSat OrigamiSat-1 for space demonstration of multifunctional deployable membrane*", Acta Astronautica, Vol. 173, 2020, pp. 363-377.

B.2.14 Publicaciones sobre PRISM

- [1] Yuki Sato, Shinichi Nakasuka, et al, "*Extensible Flexible Optical System for Nano-scale Remote Sensing Satellite PRISM*", Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 7, No. ists26 pp. Tm13-18, 2009.
- [2] T. Inamori, K. Shimizu, Y. Mikawa, T. Tanaka y S. Nakasuka, "*Attitude stabilization for the nano remote sensing satellite PRISM*", ASCE's Journal of Aerospace Engineering, Vol. 26, N.º 3, pp. 594-602, 2013.

B.2.15 Publicaciones sobre STARS

- [1] Proyecto STARS: "*Space Tethered Autonomous Robotic Satellite*", Laboratorio Nohmi de la Universidad de Shizuoka: <http://stars.eng.shizuoka.ac.jp/english.html>

- [2] M. Nohmi, "*Mini Space Elevator Demonstration by CubeSat STARS*", 5ª Conferencia de la IAA sobre Misiones de Satélites Universitarios y Taller sobre CubeSat, 28-31 de enero de 2020, Roma (Italia).
- [3] Yoshiki Yamagiwa, Tatuya Fujii, Kenji Nakashima, Hiromu Oshimori, Taiki Okino, Shogo Komua, Shoko Arita, Masahiro Nohmi, Yoji Ishikawa "*Space Experimental Results of STARS-C CubeSat to Verify Tether Deployment in Orbit*", Acta Astronautica, (AA7818, PII: S0094-5765(19)31468-7), enero de 2020.

B.2.16 Publicaciones sobre MYSAT-1

- [1] Artículo de Gulf News de fecha 17 de noviembre de 2018: <https://gulfnews.com/uae/education/uaes-new-mysat-1-lifts-off-into-space-from-us-1.60426712>
- [2] Sitio web de la Universidad Khalifa: <https://www.ku.ac.ae/research-impact/cubesat-projects>

B.2.17 Publicaciones sobre PROCYON

- [1] Ryu Funase, et al., "*One-year Deep Space Flight Result of the World's First Full-scale 50kg-class Deep Space Probe PROCYON and Its Future Perspective*", 30ª Conferencia Anual AIAA/USU sobre Pequeños Satélites, Utah (Estados Unidos), 2016.
 - [2] Yuta Kobayashi, et al., "*Low-cost and Ultimately-downsized X-band Deep-space Telecommunication System for PROCYON Mission*", Conferencia aeroespacial del IEEE de 2016, Montana, (Estados Unidos), marzo de 2016.
 - [3] Yuta Kobayashi y Shigeo Kawasaki, "*X-Band, 15-W-class, Highly Efficient Deep-space GaN SSPA for PROCYON Mission*", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 52, No. 3, pp. 1340-1351, 2016.
 - [4] Hiroyuki Koizumi, et al., "*Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON*", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol.14, Issue ists30, pp. Pb_13-Pb_22, 2016.
 - [5] Shingo Kameda, et al., "*Ecliptic north-south symmetry of hydrogen geocorona*", Geophysical Research Letters, Vol. 44, edición 23, 2017.
 - [6] Yoshiharu Shinnaka, et al., "*Imaging observations of the hydrogen coma of comet 67P/Churyumov-Gerasimenko in September 2015 by the PROCYON/LAICA*", The Astronomical Journal, Vol. 153, núm. 2, pp. 76-81, 2017.
-

Unión Internacional de
Telecomunicaciones
Place des Nations
CH-1211 Ginebra 20
Suiza

ISBN: 978-92-61-38043-4



Publicado en Suiza
Ginebra, 2024
Derechos de las fotografías: Adobe Stock