

Grado Universitario en Ingeniería de
Sistemas de Comunicaciones
2018-2019

Trabajo Fin de Grado

Estudio y diseño de constelaciones de nanosatélites en el marco de las comunicaciones IoT

Bogdan Gheorghe Prescornitoiu Dragos

Tutor

Máximo Morales Céspedes

Leganés, julio de 2019



Esta obra se encuentra sujeta a la licencia Creative Commons **Reconocimiento – No Comercial – Sin Obra Derivada**

“Conocemos el pasado pero no podemos controlarlo. Controlamos el futuro pero no lo podemos conocer.”

Claude E. Shannon

Resumen

Este trabajo se centra en el uso de grupos de satélites de telecomunicaciones para dar cobertura de datos al creciente número de sensores que se conectan a internet. Debido a la elevada cantidad de información que será preciso transmitir y recibir, a veces desde localizaciones remotas, se considera la posibilidad de que satélites a baja altitud ofrezcan una solución a esta relativamente nueva necesidad. Esta área de desarrollo está en expansión debido a las ventajas que suponen frente a satélites más distantes de la Tierra, tanto económicas como de prestaciones.

Se pretende estudiar la forma óptima de agrupar y posicionar los satélites a baja altitud para conseguir la máxima cobertura con los mínimos recursos. Además, se modelará su comportamiento en la atmósfera mediante un programa de simulación y se harán cálculos para comprobar la calidad del enlace.

Palabras clave: comunicaciones por satélite; constelación LEO; CubeSat; GMAT; Internet de los objetos (IoT);

Glosario

CEPT	Conférence européenne des administrations des postes et des télécommunications	Conferencia Europea de Administraciones de Correos y Telecomunicaciones
CNAF		Cuadro Nacional de Atribución de Frecuencias
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency	Agencia de Proyectos de Investigación Avanzados de Defensa
DNS	Domain Name System	Sistema de Nombres de Dominio
DSA	Delay-sensitive application	Aplicación Sensible al Retardo
DTA	Delay-tolerant application	Aplicación Tolerante al Retardo
ECC	Electronic Communications Committee	Comité de Comunicaciones Electrónicas
ESA	European Space Agency	Agencia Espacial Europea
ETSI	European Telecommunications Standards Institute	Instituto Europeo de Estándares de Telecomunicaciones
EUTELSAT	European Telecommunications Satellite Organization	Organización Europea de Telecomunicaciones por Satélite
GEO	Geostationary Earth Orbit	Órbita Terrestre Geoestacionaria
GMAT	General Mission Analysis Tool	Herramienta General de Análisis de Misión
GPS	Global Positioning System	Sistema de Posicionamiento Global
INTELSAT	International Telecommunications Satellite Organization	Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite
IoT	Internet of Things	Internet de los Objetos
IPv6	Internet Protocol version 6	Protocolo de Internet versión 6
ISL	Inter-satellite link	Enlace Entre Satélites

ISM	Industrial, Scientific and Medical	Industrial, Científica y Médica
ISP	Internet Service Provider	Proveedor de Servicios de Internet
ITU	International Telecommunication Union	Unión Internacional de Telecomunicaciones
LEO	Low Earth Orbit	Órbita terrestre baja
LNA	Low Noise Amplifier	Amplificador de Bajo Ruido
LPWAN	Low Power Wide Area Network	Red de Área Amplia de Baja Potencia
M2M	Machine to machine	Maquina a Maquina
MAC	Media Access Control	Control de Acceso al Medio
MEO	Medium Earth Orbit	Órbita Terrestre Media
MSS	Mobile-satellite service	Servicio Móvil por Satélite
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio
NPL	National Physical Laboratory	Laboratorio Nacional de Física
SCORE	Signal Communications by Orbiting Relay Equipment	Equipamiento de Comunicación de Señal por Relé en Orbita
SNR	Signal-to-noise ratio	Relación señal a ruido
UE		Unión Europea
WAN	Wide Area Network	Red de Área Amplia

Índice general

1.	Introducción	1
1.1	Contexto	1
1.2	Historia de los satélites	7
1.3	Historia de Internet	9
1.4	Motivación	11
1.5	Objetivos	11
1.6	Marco Regulador	11
1.7	Entorno Social-Económico.....	13
2.	Estado del Arte	15
3.	Diseño del modelo del sistema	17
3.1	Altitud	17
3.2	Inclinación	21
3.3	Área de cobertura total de la constelación	23
3.4	Determinar número de satélites necesarios	24
3.5	Comparativa con órbita GEO.....	26
4.	Simulación de la órbita del satélite con GMAT	29
4.1	Satélites CubeSat.....	29
4.2	Simulación con GMAT	30
5.	Balance de enlace específico	38
5.1	Magnitudes del balance de enlace.....	38
5.2	Resultados de los cálculos	42
5.3	Comparativa con órbita GEO.....	45
6.	Conclusiones	46
7.	Bibliografía.....	47
8.	Apéndice A: Presupuesto	52
8.1	Costes del satélite y constelación	52
8.2	Costes de personal.....	52
8.3	Costes de lanzamiento	53
8.4	Costes totales.....	53
9.	Apéndice B: Abstract	54

Índice de figuras

Figura 1.1 Ecosistema de objetos IoT y satélite	2
Figura 1.2 Diferentes orbitas de satélites	3
Figura 1.3 Angulo de elevación.....	4
Figura 1.4 Planos orbitales de la constelación LEO Starlink	4
Figura 1.5 Lanzamientos de nanosatélites en los últimos años [20].....	6
Figura 1.6 Satélites estándar CubeSat de distintos tamaños	6
Figura 1.7 Satélite Echo 1.....	8
Figura 1.8 Sala de servidores para almacenamiento de datos.....	10
Figura 1.9 Regiones de administración de la ITU [39].....	12
Figura 1.10 Reparto de financiación para los programas de la UE [42].....	13
Figura 3.1 Relación trigonométrica entre los distintos elementos.....	18
Figura 3.2 Radio y área de cobertura de un satélite.....	19
Figura 3.3 Áreas de cobertura modeladas como hexágonos	19
Figura 3.4 Radio de cobertura respecto a la altitud.....	20
Figura 3.5 Área de cobertura respecto a la altitud.....	21
Figura 3.6 Inclinación de un satélite.....	21
Figura 3.7 Mapamundi con las latitudes de los círculos polares (66°33'47.6" N y S)..	22
Figura 3.8 Hexágonos en el borde de cobertura en la latitud superior	22
Figura 3.9 Inclinación (i) respecto a la altitud	23
Figura 3.10 Área de cobertura total de una constelación Walker delta.....	23
Figura 3.11 Diferencia de fase de la constelación.....	24
Figura 3.12 Numero de satélites y planos orbitales respecto a la altitud	26
Figura 4.1 Satélite CubeSat 6U	29
Figura 4.2 Chasis CubeSat 1U en laboratorio.....	30
Figura 4.3 Ventana principal de GMAT	30
Figura 4.4 Menú Spacecraft Orbit	31
Figura 4.5 Menú Spacecraft Ballistic/Mass	32
Figura 4.6 Menú Output OrbitView.....	32
Figura 4.7 Menú Output GroundTrackPlot	33
Figura 4.8 Menú Output XYPlot	33
Figura 4.9 Menú Propagate	34
Figura 4.10 Caída del satélite en 5 años respecto a la altitud	34
Figura 4.11 Simulación a 1500 km.....	35
Figura 4.12 Simulación a 700 km.....	35
Figura 4.13 Simulación a 600 km.....	35
Figura 4.14 Simulación a 500 km.....	36
Figura 4.15 Simulación a 450 km.....	37

Figura 4.16 Simulación a 400 km.....	37
Figura 5.1 Sensor termostato R718CK2 LoRa WAN.....	39
Figura 5.2 Amplificador TA1109 para CubeSat.....	39
Figura 5.3 Antena Type I para CubeSat.....	40
Figura 5.4 Ganancia adicional para el enlace a 2 GHz respecto a la altitud.....	42
Figura 5.5 Ganancia adicional para el enlace a 3 GHz respecto a la altitud.....	43
Figura 5.6 Ganancia adicional para el enlace a 4 GHz respecto a la altitud.....	44

Índice de tablas

Tabla 3.1	Resultados de radio y área en función de la altitud	20
Tabla 3.2	Características de las constelaciones Walker-Delta obtenidas.....	26
Tabla 3.3	Comparación de precio por satélite	27
Tabla 3.4	Comparación de precio por constelación	28
Tabla 4.1	Valores de SMA e inclinación para la simulación	31
Tabla 4.2	Resultados de las simulaciones GMAT	34
Tabla 5.1	Valores de potencia y ganancia para enlaces de subida y bajada.....	41
Tabla 5.2	Perdidas a una frecuencia de 2 GHz función de la distancia	42
Tabla 5.3	Ganancia adicional necesaria para el enlace de bajada a 2 GHz.....	42
Tabla 5.4	Ganancia adicional necesaria para el enlace de subida a 2 GHz	42
Tabla 5.5	Perdidas a una frecuencia de 3 GHz función de la distancia	43
Tabla 5.6	Ganancia adicional necesaria para el enlace de bajada a 3 GHz.....	43
Tabla 5.7	Ganancia adicional necesaria para el enlace de subida a 3 GHz.....	43
Tabla 5.8	Perdidas a una frecuencia de 4 GHz función de la distancia	44
Tabla 5.9	Ganancia adicional necesaria para el enlace de bajada a 4 GHz.....	44
Tabla 5.10	Ganancia adicional necesaria para el enlace de bajada a 4 GHz.....	44
Tabla 8.1	Coste de un CubeSat	52
Tabla 8.2	Costes totales	53

1. Introducción

1.1 Contexto

En la actualidad Internet está evolucionando hacia un entorno enfocado a aplicaciones IoT (Internet of Things). La idea de IoT es tener una red muy amplia formada por cualquier tipo de objetos, que se comunican entre ellos, con nodos centrales de control, con el usuario y con Internet, de forma que los servicios que ofrecen están disponibles en cualquier momento y en cualquier lugar. Todos estos objetos recogen y comparten datos sobre su utilización y características sobre el espacio que los rodea, y pueden enviar mensajes de control a otros elementos. Esto se define como comunicación máquina con máquina (M2M), del inglés machine-to-machine [1], [2].

Esta red tan heterogénea compuesta por sensores y actuadores integrados en objetos cotidianos, da la posibilidad de idear una gama de aplicaciones que conllevan grandes beneficios socio-económicos, como es en el campo de e-health (monitorización remota de la salud) y asistencia de personas de la tercera edad, casas domóticas (ahorro en el consumo de electrodomésticos e iluminación inteligente), comunicación entre coches autónomos, Industria 4.0 (digitalización de los procesos de fabricación), redes de distribución eléctrica autorregulada según las necesidades de consumo, seguimiento en transportes terrestres, marítimos y logística, comunicación en ciudades sostenibles inteligentes, y monitorización medioambiental entre otros [3], [4].

Estas aplicaciones analizan los datos recolectados por los distintos sensores, de los que se extrae información relevante para la utilidad deseada empleando métodos analíticos, a partir de la cual se pueden establecer determinados patrones, tomar y ejecutar decisiones óptimas, o predecir fallos antes de que se produzcan [1].

Las estimaciones de crecimiento del sector de IoT para los próximos años son muy optimistas. Bain & Company, una de las principales consultorías de gestión prevé un crecimiento del mercado de 520 billones (520×10^9) de dólares en 2021, y Machina Research, líder de consultoría estratégica en tecnología, estima unos 27 billones de dispositivos conectados y unos beneficios de 3 trillones (3×10^{12}) de dólares para las empresas que están invirtiendo en esta tecnología, por lo que se considera que se está consolidando con grandes expectativas de futuro [5].

Pero esta evolución de internet también aumenta el volumen de tráfico de datos de forma masiva, con previsiones de incrementarse en un factor de 10 cada cinco años, y acentúa la necesidad de realizar comunicaciones en áreas extensas o zonas remotas donde, por motivos de eficiencia de costes o de dificultades de ingeniería, es difícil proporcionar cobertura mediante redes terrestres, como por ejemplo desiertos, aéreas marítimas cerca de la costa, o bosques. A partir de estos nuevos retos surge la posibilidad de emplear satélites de comunicaciones para dar servicio a estas zonas. También ofrece una alternativa para descongestionar tráfico donde sí hay redes fijas o es necesario hacer de backup en caso de fallo o emergencia [2], [3], [6], [7].

La idea de lanzar un satélite artificial en órbita alrededor de la Tierra fue propuesta por primera vez en 1945 por el novelista de ciencia-ficción Arthur C. Clarke en la revista "Wireless World" y fue puesta en práctica en 1957 con el lanzamiento del Sputnik I por parte de la Unión Soviética [8].

Actualmente se usan para todo tipo de aplicaciones científicas, de telecomunicaciones y militares, desde sistemas de posicionamiento global (por ejemplo, GPS, Galileo), toma de fotografías e imágenes termográficas, reconocimiento geográfico y medioambiental, meteorología, estudio de la atmósfera, exploración espacial mediante radiotelescopios, e incluso puestos en órbita de otros planetas del sistema solar. Los satélites dedicados a telecomunicaciones son una parte fundamental del sector debido a la posibilidad de dar cobertura de TV, radio, voz y datos con una gran capacidad y llegar a zonas remotas relativamente inaccesibles para otras tecnologías de acceso a red [9].

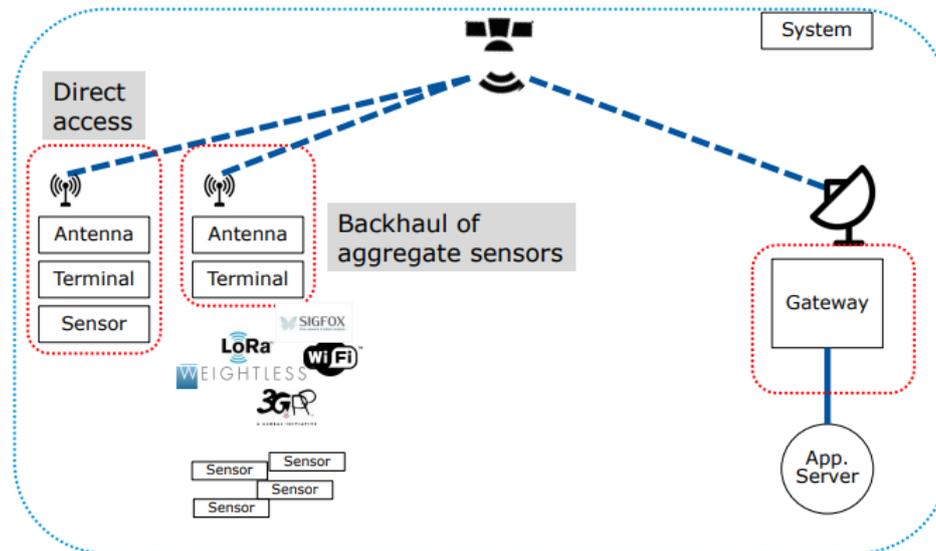


Figura 1.1 Ecosistema de objetos IoT y satélite

Un satélite de telecomunicaciones se puede definir como un dispositivo orbitando en el espacio, que se utiliza para establecer radioenlaces de microondas entre dos o más estaciones fijas o móviles en la Tierra que están separadas por una distancia considerable, haciendo de repetidor entre ellas [9], [10].

Estos repetidores pueden ser de dos tipos según su tratamiento de la señal. Los repetidores activos demodulan en banda base la señal recibida del enlace ascendente y posteriormente la procesan y la vuelven a modular con la frecuencia de la portadora del enlace descendente. Los repetidores pasivos se limitan a retransmitir lo que reciben cambiando la frecuencia de subida por la de bajada, sin llevar a cabo ninguna otra modificación sobre la señal [11].

Los satélites tendrán unas características de rendimiento distintas según la altitud de la órbita en la que se sitúan:

La órbita Geoestacionaria o GEO (Geostationary Earth Orbit) es una órbita circular geosíncrona situada en el plano del ecuador y a una altitud de 35786 km sobre el nivel del mar, con el mismo sentido que el de rotación de la Tierra [9], [11].

La ventaja de las orbitas geosíncronas es que siempre se transmite y se recibe la señal desde un mismo punto del firmamento ya que los satélites tienen la misma velocidad angular que la Tierra, y para las estaciones terrenas siempre está inmóvil con lo que las antenas no cambian su dirección de apuntamiento. Además, el satélite se encuentra en equilibrio gravitacional lo que implica que la desviación de su órbita será mínima y se puede corregir con poco gasto energético, que hace que su tiempo de vida sea relativamente extenso, de entre 10 y 15 años [9], [11].

Para poder proporcionar cobertura a nivel global (a excepción de las zonas polares) serían necesarios sólo tres satélites GEO equidistanciados, pero la comunicación entre dos estaciones terrenas tendría un retardo elevado de aproximadamente 0,25 segundos [6], [12].

Las órbitas medias o MEO (Medium Earth Orbit) son órbitas circulares que incluyen las ecuatoriales, polares e inclinadas, y tienen una altitud superior a 2000 km e inferior a 35786 km sobre el nivel del mar. En esta órbita es habitual que se sitúen los satélites de navegación, como GPS (Global Positioning System) por ejemplo.

Para poder proporcionar cobertura a nivel global serían necesarios entre cuatro y veinte satélites MEO. A menos altura, más número de satélites.

Las órbitas bajas o LEO (Low Earth Orbit) son la zona del espacio donde han sido situados la mayoría de los satélites lanzados hasta la actualidad. Son órbitas con las mismas características que las MEO, pero se encuentran a menor altitud, entre 180 y 2000 km sobre el nivel del mar.

Para poder proporcionar cobertura a nivel global serían necesarios entre cientos y miles de satélites LEO, pero tendrían un retardo muy reducido de entre 10 y 25 milisegundos.



Figura 1.2 Diferentes orbitas de satélites

Debido a la menor distancia respecto a la Tierra en las órbitas LEO y MEO, el área de cobertura de los satélites también será más reducida, y su velocidad será mayor que la velocidad angular de la Tierra, con lo que se moverán con respecto a las estaciones terrenas hasta llegar a un punto en el que el ángulo de elevación sea demasiado bajo y saldrán de la zona de visión. Por este motivo se establece un ángulo de elevación mínimo (ϵ) de entre 5 y 10 grados, según las necesidades de calidad de servicio de la aplicación.

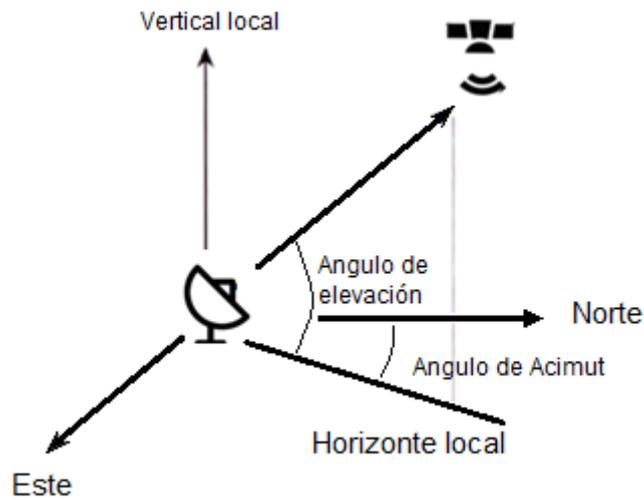


Figura 1.3 Angulo de elevación

Para evitar que se pierda la comunicación cuando un satélite está por debajo del ángulo de elevación mínimo (ϵ) y poder proporcionar cobertura ininterrumpida, se crean las llamadas constelaciones.

Una constelación es un conjunto de satélites que actúan de manera coordinada, de forma que al combinar las superficies cubiertas por cada uno de ellos se consigue un área total mayor. Las constelaciones se dividen en planos orbitales, en los que los satélites de ese plano siguen una misma trayectoria con la misma velocidad angular e inclinación. Se han desarrollado varios tipos de constelaciones, cada una con sus características específicas que afectan a su cobertura. Según su topología podemos distinguir los tipos órbita ecuatorial, órbita polar, Walker delta, órbita elíptica, etc. [3], [13].

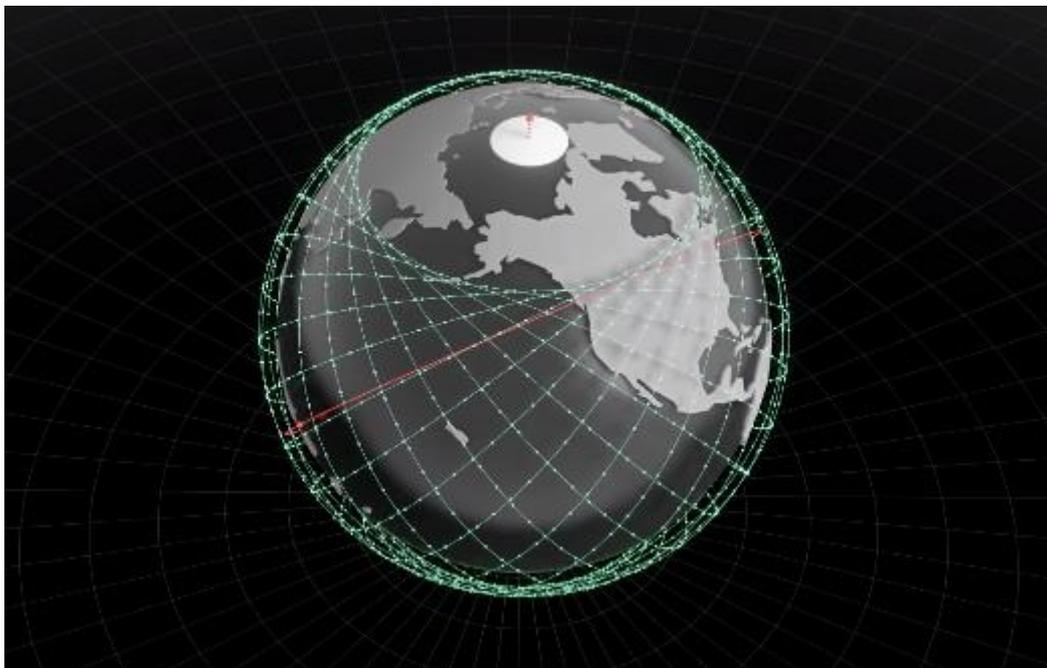


Figura 1.4 Planos orbitales de la constelación LEO Starlink

Por ejemplo, en las constelaciones tipo ecuatorial los satélites están alineados con el eje del ecuador, mientras en las de tipo polar están en perpendicular con el ecuador y pasan justo por encima de los polos. La constelación Walker delta tiene la topología más simétrica de todas y es la que se usa más frecuentemente. Fue diseñada por John Walker en 1970 y se clasifica con la notación "i: t/p/f" donde cada parámetro indica la inclinación de la órbita, el número total de satélites, el número de planos orbitales, y el espacio relativo entre planos respectivamente [13], [14], [15].

Cuando un satélite esté alcanzando su ángulo de elevación mínimo (ε), es necesario transferir el área de cobertura (handover) al siguiente en la constelación para evitar que se pierda la comunicación. Estas transferencias pueden estar controladas desde las estaciones terrenas, o directamente por los satélites conectados entre sí de forma autónoma. Estas conexiones entre satélites, también llamadas ISL (inter-satellite link), se realizan mediante enlaces ópticos o de radiofrecuencia.

Pueden ser de dos tipos, intra-plane ISL entre satélites del mismo plano orbital (habitualmente los satélites anterior y posterior en su dirección de movimiento), e inter-plane ISL entre los planos orbitales adyacentes. Esta última forma de control tiene un grado de complejidad muy elevado ya que la topología de la constelación está cambiando constantemente, y está orientada a aplicaciones con necesidades de comunicación en tiempo real (consideramos que una aplicación en tiempo real requiere un retardo total inferior a 100 milisegundos) [16], [17].

Además, en las órbitas MEO y LEO no se encuentra en equilibrio gravitacional, por lo que son atraídos notablemente por la Tierra y, según la altitud, se mantienen en su órbita un tiempo relativamente corto. En la mayoría de los casos acaban siendo redirigidos a la atmósfera para desintegrarse cuando han quedado obsoletos, con un tiempo de vida estimado de menos de 5 años para LEO [18].

Para compensar el elevado número de satélites necesarios para el despliegue de las constelaciones, es preciso encontrar métodos para abaratar su lanzamiento y fabricación. Esta necesidad ha dado lugar a la creación de soluciones innovadoras y gracias a los avances en microelectrónica, ha llevado hacia la miniaturización de los componentes.

Normalmente los satélites se clasifican según su masa de la siguiente manera:

- satélites grandes: masa superior a 1000 kg
- satélites medios: de 500 a 1000 kg
- minisatélites: de 100 a 500 kg
- microsateélites: de 10 a 100 kg
- nanosatélites: de 1 a 10 kg
- picosatélites: de 0,1 a 1 kg
- femtosatélites: inferior a 100 g.

Satélites de tamaño reducido con una masa inferior a 500 kg, se han convertido en un serio competidor a los de gran tamaño, y se presentan como una alternativa muy económica. Actualmente está empezando a aumentar el uso de nanosatélites para aplicaciones comerciales debido a su bajo peso y volumen, pero siendo capaces de realizar la mayoría de las tareas de satélites convencionales. En particular la utilización de nanosatélites tipo CubeSat se ha extendido entre numerosas universidades, empresas privadas y organizaciones gubernamentales [19].

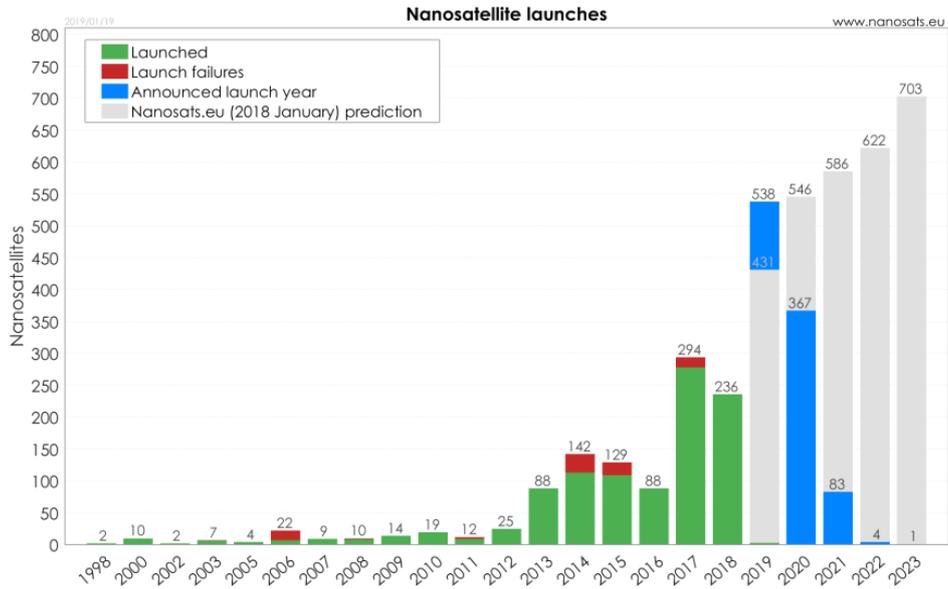


Figura 1.5 Lanzamientos de nanosatélites en los últimos años [20]

El estándar CubeSat fue introducido por primera vez en 1999 y surgió de la colaboración entre las universidades de Stanford y California Polytechnic State con la idea de permitir el acceso al espacio para los investigadores de las universidades de forma asequible. Se trata de un satélite con un volumen muy reducido, del orden de decenas de centímetros. El primer prototipo se fabricó y se probó en el año 2000 y desde entonces se han incrementado los lanzamientos de forma exponencial, llegando a superar las mil unidades [19], [21].



Figura 1.6 Satélites estándar CubeSat de distintos tamaños

En la actualidad se ha convertido en un proyecto colaborativo a nivel internacional que facilita el acceso a aplicaciones espaciales que se dividen entre el uso comercial 62%, gubernamental 12%, militar 8%, y académico e investigación 18% [22], [23].

Con esta solución se pueden reducir el tiempo de diseño y fabricación de una forma considerable con unos costes diez veces más bajos, ya que se usan componentes estándar y producción en serie. Su lanzamiento también se abarata debido a que se necesitan cohetes menos potentes que llevan menos peso y a menor altitud (pueden lanzarse varios nanosatélites a la vez), o bien ubicar como cargas adjuntas en lanzamientos de otras misiones. Estudios de viabilidad indican que el rendimiento proporcionado por nanosatélites en órbitas LEO es capaz de satisfacer los requisitos de las aplicaciones IoT en cuanto a ancho de banda, latencia y disponibilidad de servicio. Aun así, su tamaño reducido impone restricciones a su diseño y su fuente de energía, de las que se siguen desarrollando soluciones [2], [3], [6].

Para conectar las constelaciones de satélites a la arquitectura IoT, existen dos maneras según la necesidad de potencia recibida.

Acceso directo: comunicación entre grupos de objetos IoT y satélite. Esta opción limita la potencia de transmisión debido requisitos de bajo consumo de los sensores y actuadores, pero es más económica ya que no requiere un nodo intermedio.

Acceso indirecto: a través de un nodo concentrador o Gateway que se comunican con una red de área amplia a baja potencia o LPWAN (Low Power Wide Area Network) de objetos mediante otras tecnologías de acceso terrestres (fijas, móviles, wifi, LoRa, Bluetooth, etc.). Esta opción dispone una potencia de transmisión elevada hacia el satélite, pero encarece el coste total del sistema [2], [24].

1.2 Historia de los satélites

La era espacial dio comienzo cuando el primer satélite artificial, el Sputnik 1 fue lanzado al espacio el 4 de octubre de 1957 por la URSS. Aunque solo era capaz de transmitir un beep repetitivo hasta que sus baterías se agotaron a los 21 días, demostraba la posibilidad de usar las órbitas terrestres para comunicaciones. Un mes más tarde se lanzaba el Sputnik 2, que llevaba a bordo a la perra Laika, el primer ser vivo lanzado al espacio [8], [11].

Situándonos en el contexto de los años de la guerra fría y la carrera espacial, era de esperar que EE. UU. desarrollara y lanzara sus propios satélites. Los primeros fueron el Explorer 1, Vanguard 1 y SCORE en 1958. El Vanguard 1 fue el primer satélite en usar paneles solares para alimentar sus transmisores, ya que hasta entonces se usaban únicamente baterías. El proyecto SCORE (Signal Communications by Orbiting Relay Equipment) se puede considerar como el primer satélite diseñado principalmente para comunicaciones, sirviendo de prueba para un sistema de enlace en el espacio, y conocido porque emitía mediante ondas de radio un mensaje que tenía grabado del presidente Eisenhower y que se podía captar en la tierra [11].

En los siguientes años se siguió la experimentación en las comunicaciones con la puesta en órbita de los satélites Echo 1 en 1960 y Echo 2 en 1964. Estos tenían forma esférica recubierta de un material metálico y reflejaban las señales de microondas entre dos estaciones terrenas situadas a gran distancia, haciendo de repetidores pasivos.

Después siguieron los satélites Telstar 1 y 2 que se usaron para servicios transatlánticos de telefonía y televisión en vivo a partir de 1962. Es durante estos años cuando también se desarrolló la primera constelación de satélites, la Transit, que proporcionaba apoyo de navegación a los misiles balísticos de la Marina de Estados Unidos (US Navy) [8], [15].



Figura 1.7 Satélite Echo 1

Es necesario aclarar que ninguno de los satélites mencionados anteriormente era geoestacionario. El lanzamiento de los primeros en órbita GEO estaba programado para 1963 con los modelos Syncom 1, 2 y 3, pero el primero de ellos quedó fuera de servicio antes de entrar en órbita debido a un fallo en su electrónica. Los dos siguientes sí entraron en servicio y concretamente el 3 se utilizó para retransmitir de los Juegos Olímpicos de Tokio en el verano de 1964 [8].

La organización INTELSAT (International Telecommunications Satellite Organization) creada en 1964 con el objetivo de asegurar la disponibilidad de servicios de comunicaciones a todos los países, lanzó su primer satélite el INTELSAT I, también llamado “EarlyBird”, en abril de 1965. Fue el primero en órbita geoestacionaria al que se le dio un uso comercial para telecomunicaciones [10].

Para reducir el dominio en el sector espacial por parte de EE. UU. y la URSS, distintos estados de Europa occidental decidieron fundar una organización intergubernamental para el desarrollo y exploración espacial que se materializó en 1975, con la creación de la ESA (European Space Agency), con el objetivo de planificar y ejecutar un programa espacial europeo. En 1977 comenzó el programa EUTELSAT (European Telecommunications Satellite Organization) para lanzamiento y operación de satélites de comunicaciones fijas y móviles en el continente europeo [25], [26].

Con respecto a España, la sociedad Hispasat formada en 1989 por empresas españolas de varios sectores económicos, como telecomunicaciones, industrial y finanzas es creada para establecer comunicaciones mediante satélite entre España y América. En 1992 se lanzó el primer satélite, el Hispasat1A, seguido de toda una flota de que ofrece servicios de comunicaciones para el sector comercial y gubernamental desde las posiciones orbitales de 30° y 61° Oeste [27].

Con la progresiva ocupación de espacios en el llamado cinturón de la órbita GEO, actualmente la tendencia en los últimos años ha sido el desarrollo y utilización de constelaciones globales de satélites de tamaño reducido en órbitas LEO, MEO o una combinación de ambas altitudes, para comunicaciones en tiempo real, con los proyectos Starlink, Iridium, OneWeb o Globalstar. También se está avanzando hacia la convergencia y las redes híbridas formadas por satélites, redes fijas y móviles terrestres [13], [24].

1.3 Historia de Internet

Es evidente que hoy en día Internet influye en gran medida sobre casi todos los ámbitos de la sociedad a nivel mundial. Su impacto es notable en la economía, la comunicación, la educación, la política, el ocio, etc. Internet se puede definir como un conjunto de redes de telecomunicaciones interconectadas entre sí, y que permite distribuir y acceder a información digitalizada en cualquier formato y a nivel global [28].

Al igual que con los satélites, la historia de Internet comienza en la guerra fría. Para poder responder a un eventual ataque nuclear soviético, el Departamento de Defensa norteamericano tenía que poder comunicarse con su red de misiles repartidos por todo el territorio de EE. UU. en cualquier instante. Las ondas de radiofrecuencia se pueden ver afectadas por la detonación nuclear en la ionosfera, y la red de telefonía fija tenía un alto grado de centralización haciéndola bastante vulnerable, por lo que se necesitaba un nuevo sistema [29].

Dos factores revolucionarios definirían esta necesidad en 1960, y que son la base del Internet actual. El primero, un sistema de comunicaciones descentralizado formado por nodos con redundancia entre sí, inspirado en el modelo de las redes neuronales. Los mensajes tendrían un origen y un destino, pero podrían cambiar el camino a través de los nodos en caso de que parte de la red fuera destruida. El segundo, esta solución era incompatible con la tecnología analógica de la época, por lo que se empezó a explorar la posibilidad de utilizar ordenadores y tecnología digital para comunicaciones [29].

En la primera mitad de la década de 1960 varias agencias como DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) en EE. UU. y NPL (National Physical Laboratory) en Inglaterra siguieron investigando las redes digitales, la posibilidad de transmitir el mensaje en fragmentos separados, llamados paquetes, y la comunicación automática entre ordenadores. En 1965 dos equipos, uno situado en Massachusetts y el otro en California, se conectaron mediante la red telefónica formando la primera red de área amplia o WAN (Wide Area Network) [30].

La red de comunicaciones de DARPA, denominada ARPANET, se establece en 1967 para compartir información de origen militar. Se empiezan a definir varios protocolos de interconexión y a desarrollar aplicaciones entre las que destaca la introducción del correo electrónico en 1972. Durante los siguientes años la red se siguió evolucionando hacia el actual Internet, basándose en una arquitectura abierta e incorporando enlaces radio y satélite a la red original. Se fueron conectando numerosas universidades y otras instituciones, que compartían información para investigación y colaboraban mediante correo electrónico [30].

En la década de 1980 Internet ve un aumento considerable de usuarios gracias a la popularidad de los ordenadores personales, lo que lleva a la creación del sistema DNS

(Domain Name System) en 1984 para asociar nombres de los equipos con su dirección numérica [30].

A principios de la década de 1990 Internet se siguió expandiendo debido a su comercialización para uso público, y a la aparición de los primeros proveedores de servicios o ISP (Internet Service Provider), llegando en 1992 a más de 1,000,000 usuarios. Es en esta década cuando empiezan a aparecer empresas como Amazon en 1995 y Google en 1998, que se convertirán en los gigantes que son hoy en día [31].

En la década de los 2000 empieza una tendencia para incorporar al usuario y sus datos al contenido de Internet mediante las redes sociales, entre las cuales están Facebook creada en 2004, o Youtube creada en 2005, y que sigue al alza cada vez con más aplicaciones y perfiles creados [32].

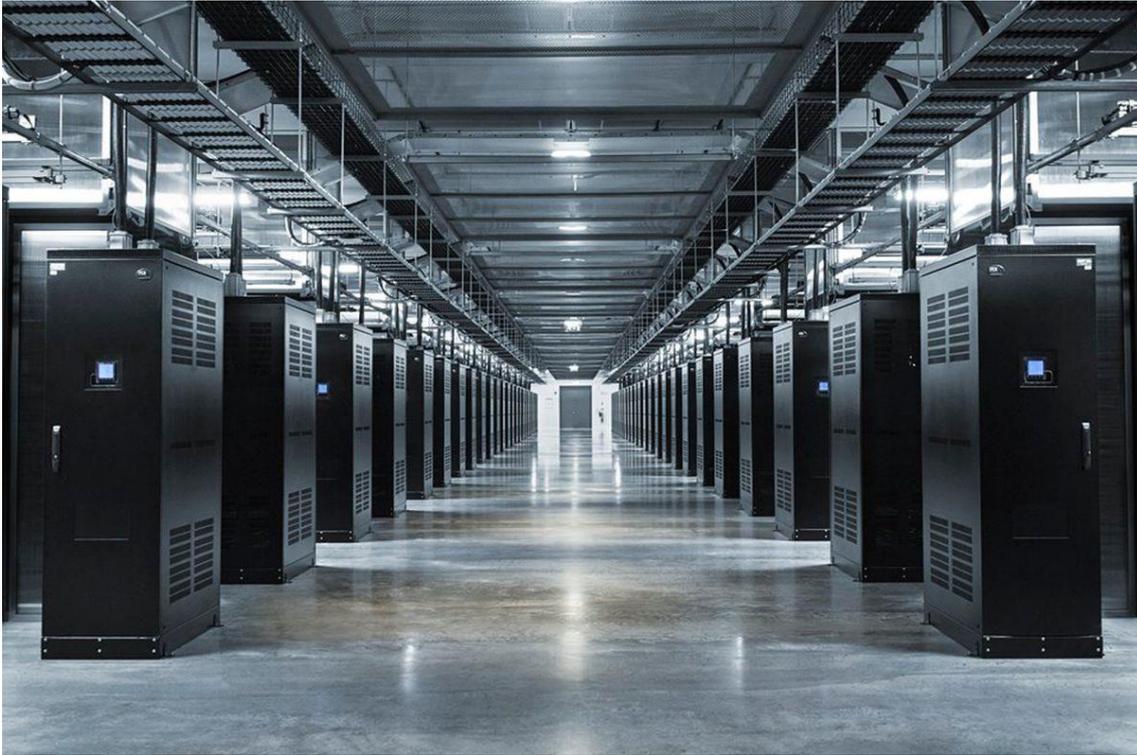


Figura 1.8 Sala de servidores para almacenamiento de datos

Actualmente la evolución es hacia Big Data e IoT. Big data se refiere a la recolección masiva de datos a través de Internet para su filtrado y posterior utilización para predicción de eventos y aprendizaje en inteligencia artificial entre otros. Como ya hemos comentado IoT es la conexión a Internet de objetos cotidianos, y hará que la cantidad de información recolectada sea aún mayor. Los requisitos de los objetos IoT y M2M son la necesidad de una conexión segura, baja capacidad de procesamiento, baja memoria, bajo consumo energético y bajo coste. Se estima que billones de dispositivos estarán conectados, lo que hará que Internet se confunda con el mundo real y afectará a todos los aspectos de la sociedad [7], [33].

1.4 Motivación

Las aplicaciones IoT y M2M tienen sus características distintivas como son comunicaciones a grupos de objetos de forma simultánea, poca o ninguna movilidad de los sensores, y una zona extensa de cobertura. Por eso las conexiones por satélite pueden ser una solución óptima para este tipo de entorno. [2]

La idea detrás de este trabajo es estudiar el comportamiento de varias constelaciones de nanosatélites tipo CubeSat en órbitas LEO y simular la cobertura que podrían llegar a proporcionar, el tiempo que cada componente se mantendría en órbita antes de caer a la atmósfera terrestre y tener que sustituirlo, y las pérdidas por espacio libre mediante un balance de enlace. Todo esto orientado a bajar el precio para comunicaciones por satélite para aplicaciones IoT.

El desarrollo de este trabajo también ofrece la oportunidad de empezar a profundizar en el conocimiento de las telecomunicaciones espaciales, el cual me parece un tema de gran interés.

1.5 Objetivos

Los objetivos a cumplir con este trabajo son aprender a utilizar el programa de estudio de órbitas satelitales GMAT para adquirir experiencia y un conocimiento más amplio sobre este tipo de programas de simulación.

En cuanto a la constelación LEO haremos un estudio comparativo con la órbita GEO con el objetivo de aumentar la rentabilidad del acceso por satélite, reduciendo costes de fabricación y de lanzamiento.

Para ello evaluaremos las características necesarias de una constelación para cubrir la misma área de cobertura que un satélite GEO, como son el número de satélites y el tiempo de vida medio de los mismos, y calcularemos las pérdidas de transmisión asumibles mediante un balance de enlace.

1.6 Marco Regulatorio

La utilización del espectro radioeléctrico para comunicaciones por satélite se rige por leyes de alcance nacional, ya que cada país es responsable de la adjudicación y utilización del espectro dentro de su territorio. En España esta tarea la realiza el CNAF (Cuadro Nacional de Atribución de Frecuencias), pero es habitual que la mayoría de los países sigan las recomendaciones y normas internacionales de coordinación de frecuencias [34].

Esta coordinación se lleva a cabo por la ITU (International Telecommunication Union) que es una agencia reguladora perteneciente a las Naciones Unidas, y tiene como misión impulsar una regulación global en materia de telecomunicaciones [35], [36].

A nivel europeo la ITU se coordina con el CEPT (European Conference of Postal and Telecommunications Administrations) a través de su organización ECC (Electronic Communications Committee) el cual analiza y desarrolla estrategias para comunicaciones electrónicas teniendo en cuenta la legislación europea e internacional, y

con la ETSI (European Telecommunications Standards Institute) organización europea para la estandarización de servicios y redes de telecomunicaciones [37].

Las tareas de la ITU se dividen en tres secciones distintas:

- ITU-D: Se ocupa del desarrollo y expansión de las telecomunicaciones, y tiene como objetivo reducir la brecha digital, y aumentar las inversiones en los países más desfavorecidos.
- ITU-R: Se ocupa de las radiocomunicaciones, su misión es coordinar internacionalmente la utilización del espectro de frecuencias radioeléctricas entre los países vecinos y también de la situación de las posiciones orbitales de los satélites, para evitar interferencias entre ellos.
- ITU-U: Se ocupa de la normalización, y creación de estándares de telecomunicaciones [38].

Para facilitar las tareas de estas secciones, los países se agrupan en tres regiones teniendo en cuenta su cercanía. (Región 1, Europa y África, Región 2, Las Américas y Región 3, Asia y Oceanía) [39].

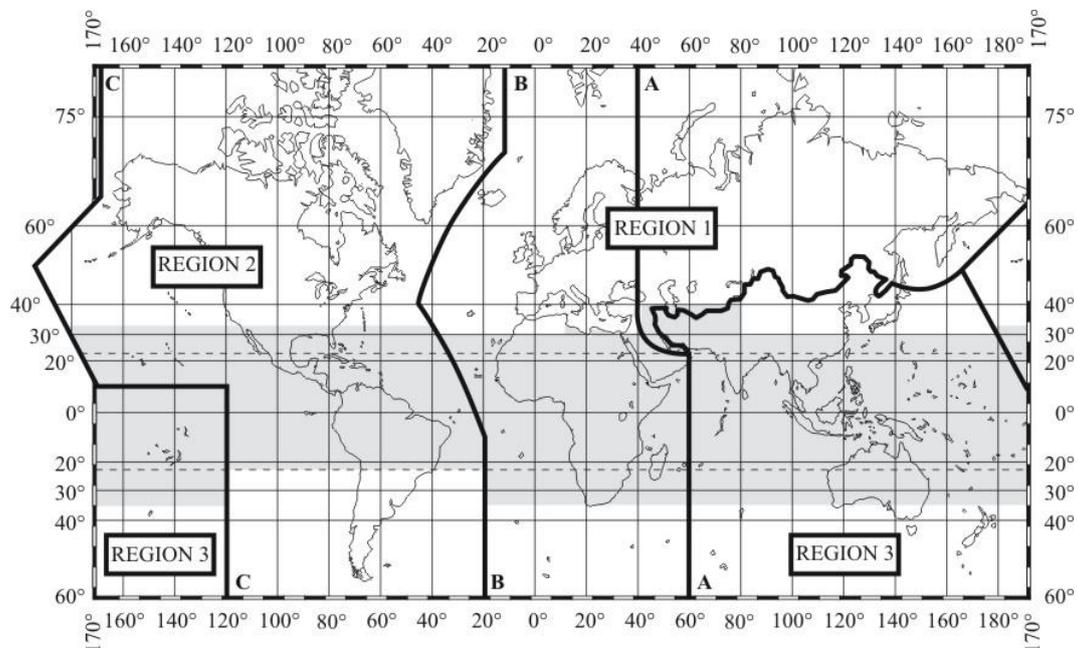


Figura 1.9 Regiones de administración de la ITU [39]

Estas tareas se llevan a cabo a través de varios instrumentos jurídicos como la Constitución, el Convenio, el Reglamento de Radiocomunicaciones y el Registro Internacional de Frecuencias, donde se describen los distintos servicios de radiocomunicaciones y su banda de frecuencias dentro del espectro, los derechos y obligaciones de los países para acceder a dichas frecuencias y su reconocimiento por parte del resto de miembros [39], [40].

Como organismo regulador y de normalización, la ITU tiene una postura definida sobre las tecnologías IoT, con varios problemas a abordar sobre seguridad, privacidad, certificaciones y reparto del espectro de frecuencias, con el objetivo de evitar interferencias, problemas de incompatibilidad, y exposición a niveles de radiación por encima de los niveles considerados seguros. También se plantean aspectos regulatorios

sobre la comunicación bidireccional entre los satélites y los dispositivos IoT. Esta regulación tiene que ajustarse a las frecuencias ya asignadas para comunicaciones para uso de satélites, especialmente en órbitas medias y bajas, y que además sean compatibles con los dispositivos de baja potencia [4], [7].

1.7 Entorno Social-Económico

Alcanzando el final del programa Horizonte 2020 creado por la Unión Europea para financiar el crecimiento de la investigación e innovación durante los años 2014 hasta 2020, es oportuno evaluar el siguiente plan que se está diseñando para sustituirlo.

Titulado Horizonte Europa, es un ambicioso programa para los años del 2021 al 2027 en el que se propone invertir 100 billones (100×10^9) de Euros para seguir fortaleciendo la competitividad de la Unión Europea en el ámbito científico y tecnológico, y promover la cooperación entre equipos de investigación de distintas disciplinas y entre los países miembros a través de los siguientes objetivos [41].

- Aumentar la inversión para atraer personal de investigación altamente cualificado y contar con tecnología de última generación.
- Promover la competitividad e innovación de la industria europea.
- Enfocar las prioridades estratégicas de la Unión Europea para cumplir los compromisos sobre cambio climático a nivel global y que afectan la calidad de vida de las personas.

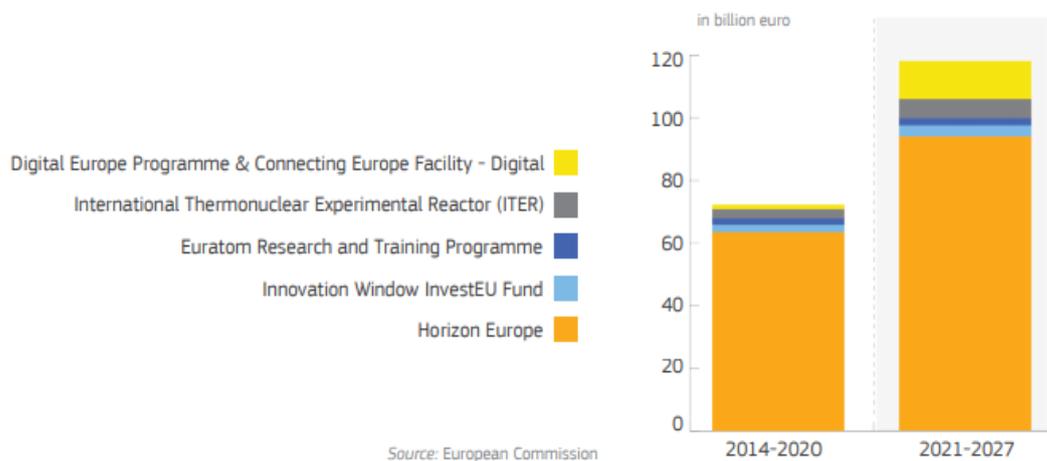


Figura 1.10 Reparto de financiación para los programas de la UE [42]

Para cumplir con estos objetivos el programa propone varias soluciones

- Favorecer proyectos revolucionarios en cuanto a innovación, llevándolos del laboratorio a la aplicación práctica, y financiando las etapas tempranas del proyecto y su despliegue en el mercado.
- Solucionar problemas cotidianos de forma sostenible y aumentando la implicación ciudadana, en ámbitos como salud, transporte público ecológico y eficiente, tratamiento de desechos, etc.

- Respalda políticas de acceso libre y abierto a publicaciones, documentación y planes de investigación.
- Diversificar las áreas de financiación para los distintos programas, formando alianzas con integrantes de la industria, la sociedad civil y fundaciones.
- Reducir la burocracia administrativa simplificando la normativa y aumentando la estabilidad en cuanto a legislación.

Con el programa Horizonte Europa se pretende afianzar la cohesión de la Unión Europea, avanzar en programas militares de defensa y seguridad, contribuir al proyecto internacional ITER (International Thermonuclear Experimental Reactor) para probar la posibilidad de realizar un reactor de fusión, impulsar la investigación en inteligencia artificial, computación de alto rendimiento, procesamiento de datos y ciberseguridad, y afianzar el Mercado digital único de la Unión [42].

Nuestro proyecto se enmarcaría como parte de estos dos últimos objetivos. Utilizando la comunicación de datos por satélite, se impulsaría la investigación debido a la mayor cantidad de información que estaría disponible desde todo tipo de sensores IoT, y afianzaría la economía digital ya que se podrían crear nuevas empresas que utilizaran estas tecnologías.

2. Estado del Arte

Para realizar el estudio comparativo nos centraremos en distintos factores y para ello nos basaremos en varias referencias que han ido apareciendo a lo largo de los últimos años debido a tendencia en la utilización de constelaciones en órbitas bajas.

Satellite Communications Supporting Internet of Remote Things es un artículo que trata sobre la utilización de satélites para conectar sensores IoT en varios escenarios, enfocándose en los protocolos de capa física y MAC, el uso de IPv6 para satélite, la problemática de tener una red formada por dispositivos heterogéneos, consiguiendo que todos se comuniquen con una calidad de servicio aceptable, y las ventajas de utilizar transmisiones basadas en grupos frente a transmisiones individuales.

LEO Satellite Constellation for Internet of Things es un artículo sobre la utilización de satélites para conectar sensores IoT en varios escenarios, enfocándose en el diseño de constelaciones según sus características y conexiones entre satélites (ISL), la compatibilidad con sistemas IoT terrestres, y la mitigación de interferencias mediante mecanismos de ajuste de los parámetros radio en función del entorno (Cognitive Radio y Spectrum Sensing).

Mobile Internet from the Heavens es un artículo que trata sobre el aumento masivo de la necesidad de transmitir datos de forma inalámbrica debido a la conectividad móvil, y presenta una posible solución mediante constelaciones de microsátélites, enfocándose en el reparto del espectro en la banda X (8-12 GHz) y bandas superiores, el tipo de constelación, la arquitectura radio, y capacidad del canal.

Design and Simulation for Hybrid LEO Communication and Navigation Constellation es un artículo que explica las claves para elegir los parámetros de una constelación de satélites para servicios de navegación, enfocándose en las de tipo polar, Walker y una mezcla de ambos. Finalmente se realizan simulaciones para ver que se cumplen las necesidades de cobertura propuestas.

On the Use of LEO Satellite Constellation for Active Network Management in Power Distribution Networks es un artículo que trata sobre la utilización de sensores formando un sistema de monitorización autónomo de redes de distribución eléctrica que se conectarían mediante constelaciones de satélites LEO, aprovechando las ventajas de extensa cobertura y bajo retardo. Finalmente se realiza un estudio sobre la calidad de servicio, la capacidad del canal y el retardo máximo esperado.

Design of Satellite Constellation with Inter-satellite Links for Global Communication Using Genetic Algorithm es un artículo que describe la necesidad de encontrar un balance entre las distintas características de altitud, área de cobertura, retardo y número de satélites, a la hora de diseñar una constelación, y proponiendo un algoritmo genético en el cual, a través de varias iteraciones, se seleccionan las características que mejor se adaptan a las necesidades de una aplicación en concreto.

Walker-Delta Satellite Constellation for Earth Observation es un informe sobre una serie de herramientas software desarrollada para el programa MATLAB, con las que se realizan simulaciones de constelaciones para reconocimiento y toma de imágenes de la superficie terrestre, en el que se evalúa la capacidad y tiempo de cobertura usando un número limitado de satélites.

Analysis and Validation of a New Path Loss Model for LEO Satellite Communication Systems es un artículo que estudia las pérdidas en el enlace de comunicaciones entre los satélites de una constelación y la tierra, teniendo en cuenta la naturaleza dinámica de las constelaciones, la transferencia del área de cobertura, la frecuencia de operación entre otras características.

También podemos destacar proyectos de constelaciones similares que se acaban de desarrollar o están todavía en fase de despliegue, y que proporcionan conexión de datos a través de satélite, aunque no están enfocadas directamente a IoT, como por ejemplo Iridium NEXT, Starlink y OneWeb.

La red Iridium NEXT desplegada entre 2017 y principios de 2019, formada por 66 satélites LEO conectados mediante ISL que proporcionan conexión de datos y voz de alta calidad con cobertura global incluyendo las regiones polares [43].

La red Starlink desarrollada por Space Exploration Technologies (SpaceX), está empezando su despliegue en la actualidad, con lanzamientos múltiples de 60 satélites a la vez. Se estima que llegue a estar formada por miles de satélites LEO que conectaran a los usuarios mediante servicios de banda ancha de alta capacidad y baja latencia [44], [45].

La red OneWeb también está empezando su despliegue en la actualidad, con lanzamientos múltiples de hasta 36 satélites a la vez. Está respaldada por un grupo entre las que destacan la empresa japonesa de telecomunicaciones SoftBank o Airbus, y se estima que llegue a estar formada por más de 600 satélites LEO. Se espera que entre en servicio en el año 2020 [46].

3. Diseño del modelo del sistema

Como hemos mencionado en la introducción, la comunicación basada en grupos de objetos es un modelo que tendrá un uso extenso en aplicaciones IoT, donde a cada conjunto se le puede transmitir información concreta dependiendo de su tarea o utilidad. Por eso los satélites son ideales para difundir esta información y así optimizar su uso sobre un área determinado, pero esto no siempre es realizable si la aplicación necesita transmisión instantánea, debido a que la distancia provoca mucho retardo.

Las aplicaciones IoT se pueden dividir en dos tipos según su retardo de transmisión. Las tolerantes al retardo o DTA (delay-tolerant applications) como las de reconocimiento o pronósticos del clima, y las sensibles al retardo o DSA (delay-sensitive applications) como la monitorización médica en tiempo real. Por ejemplo, los satélites GEO tienen un retardo muy elevado, del orden de 250 milisegundos que los haría incompatibles con las aplicaciones DSA. Esta característica se ha de tener en cuenta a la hora de elegir una constelación de satélites y sus características, ya que todo ello influirá en su rendimiento [3].

Una constelación se puede caracterizar según la altitud, la inclinación de los planos orbitales, y el número de satélites que la forman. Para optimizar su rentabilidad es necesario mantener la cantidad de satélites tan pequeña como sea posible, reduciendo los costes tanto de fabricación como de lanzamiento, siempre que se cumplan con la calidad de servicio, el área de cobertura y el retardo mínimo exigidos.

En este estudio vamos a modelar varias constelaciones LEO, situadas a distintas alturas e inclinaciones, basándonos en la topología Walker delta. Para determinar sus características, primero es necesario establecer el porcentaje de la superficie terrestre al que se va a dar servicio. Debido a que las regiones polares no tienen una población permanente y están prácticamente despobladas excepto algunas estaciones de investigación científica, se puede considerar que carecen de interés comercial por lo que se puede evitar lanzar planos orbitales sobre estas áreas, y por lo tanto se puede reducir el número de satélites [13].

3.1 Altitud

La altitud de un satélite se define como la distancia entre el punto en el que este se sitúa en el espacio, y el punto al nivel del mar sobre la superficie terrestre de forma vertical. La altitud establecerá el radio de cobertura, y también el tiempo de retardo mínimo en la comunicación con la estación terrena.

Es habitual que las constelaciones LEO estén situadas en un rango de altitudes de entre 700 y 1500 km. Este rango se elige debido a que por debajo de 700 km el rozamiento con la atmósfera empieza a ser notable, y por encima de 1500 km se llega al cinturón de Van Allen, en el que la alta radiación solar puede dañar los sistemas electrónicos haciéndolos inutilizables. Nosotros estudiaremos si es posible bajar la altitud hasta los 500 km, de forma que aunque se necesiten más satélites y estén menos tiempo en órbita, se compense debido a su bajo coste [13], [47], [48].

Empezaremos calculando el radio de cobertura basándonos en la relación trigonométrica establecida entre el punto en el que está situado el satélite, el punto en el que está situada la estación base, y el centro de la Tierra. En todos los cálculos usaremos el radián como unidad para los ángulos, aunque los resultados se expresen en grados.

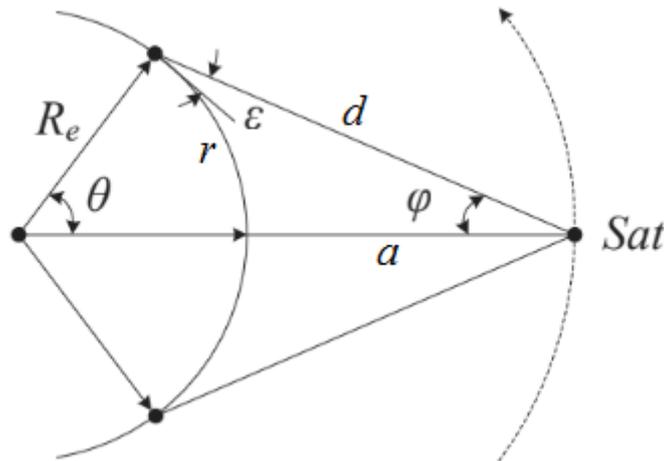


Figura 3.1 Relación trigonométrica entre los distintos elementos

Si trazamos una recta imaginaria entre el punto donde está el satélite y el centro de la Tierra justo cuando este pasa por encima de la estación base, el segundo punto se verá incluido en esa recta a una distancia igual a la total menos el radio terrestre (R_e), lo que equivale a la altitud (a). La distancia (d) aumentará según el satélite se mueve, hasta que salga de la línea de visión determinada por el ángulo de elevación mínimo (ε). En $\varepsilon=0$ el horizonte forma un ángulo recto ($\frac{\pi}{2}$) con el lado R_e .

Empezamos aplicando el teorema del seno:

$$\frac{\sin \varphi}{R_e} = \frac{\sin \left(\frac{\pi}{2} + \varepsilon \right)}{R_e + a} \quad (1)$$

donde podemos despejar el ángulo φ y considerando la relación entre seno y coseno:

$$\varphi = \arcsin \left(\frac{R_e}{R_e + a} \cos \varepsilon \right) \quad (2)$$

Sabiendo que la suma de los ángulos interiores del triángulo es igual a 180° (π radianes), podemos fácilmente despejar el ángulo θ :

$$\varphi + \theta + \varepsilon + \frac{\pi}{2} = \pi \quad (3)$$

y finalmente calcular el radio de cobertura del satélite sobre la superficie terrestre (r) mediante la fórmula de la longitud del arco a partir de su ángulo en radianes:

$$r = R_e \theta \tag{4}$$

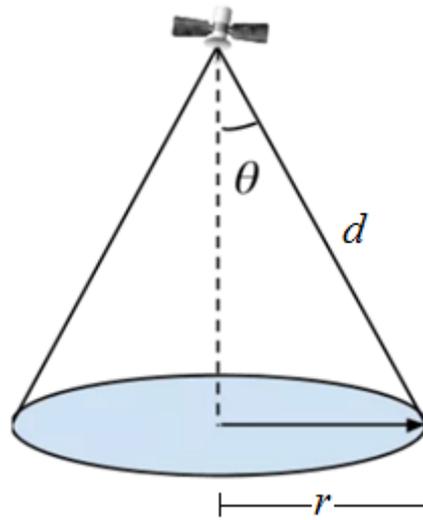


Figura 3.2 Radio y área de cobertura de un satélite

Conociendo el radio podemos calcular el área de cobertura. Para proporcionar cobertura completa de forma continua en toda la superficie terrestre es necesario que haya superposición entre las áreas de los satélites vecinos. Debido al efecto de solapamiento en los bordes, el área de cobertura de cada satélite se puede modelar como si tuviera una forma hexagonal, y de esta forma la cobertura global será la suma de todas las áreas individuales contiguas sin que haya ningún hueco entre ellas.

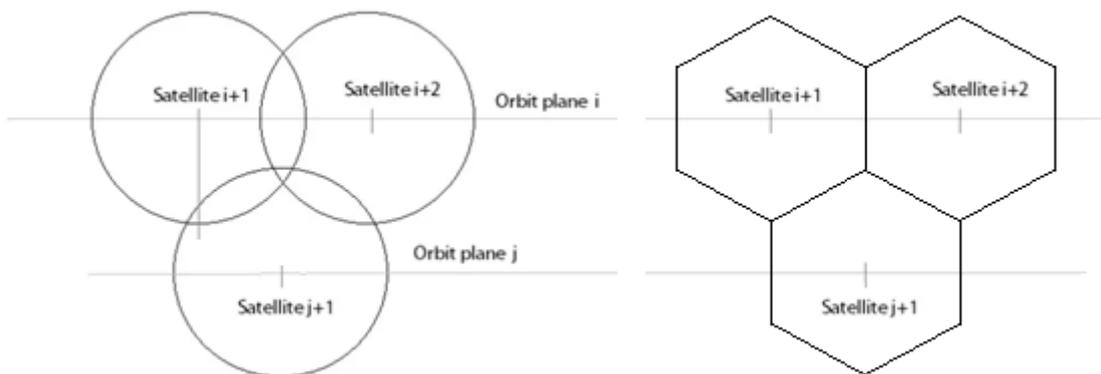


Figura 3.3 Áreas de cobertura modeladas como hexágonos

Aplicamos la fórmula del área de un hexágono considerando el radio calculado anteriormente como apotema:

$$A = \frac{3\sqrt{3}}{2} r^2 \tag{5}$$

Calculamos el radio y el área hexagonal para los valores del intervalo de altitudes propuesto y obtenemos los siguientes resultados:

Altitud (km)	Radio (km)	Área (km ²)
1500	3019.73	23691239.52
1400	2910.16	22003240.73
1300	2795.0	20296202.49
1200	2673.63	18571836.57
1100	2545.35	16832429.23
1000	2409.29	15081028.53
900	2264.4	13321711.46
800	2109.37	11559976.08
700	1942.5	9803337.84
600	1761.58	8062276.51
500	1563.59	6351823.18

Tabla 3.1 Resultados de radio y área en función de la altitud

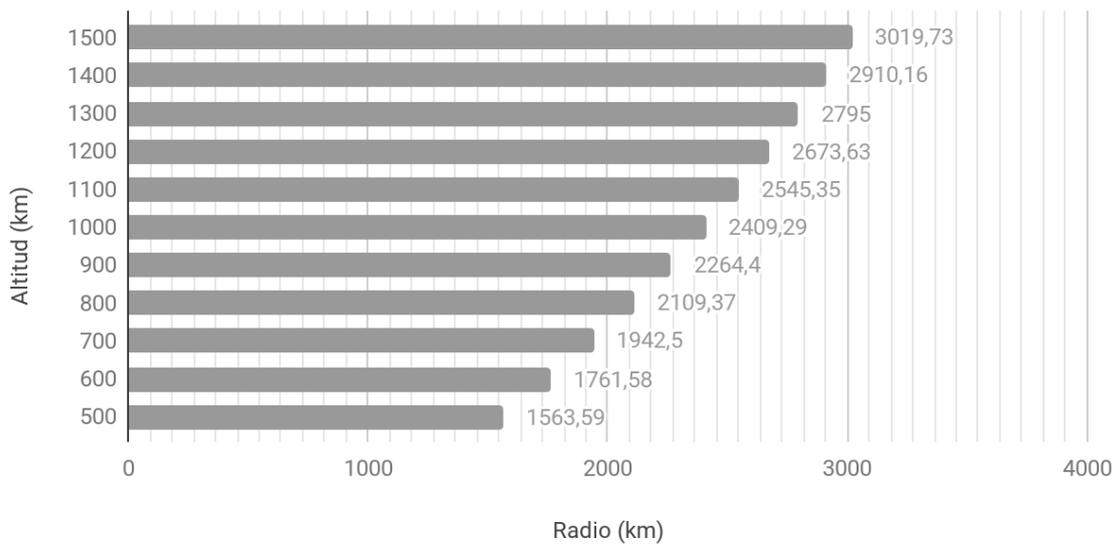


Figura 3.4 Radio de cobertura respecto a la altitud

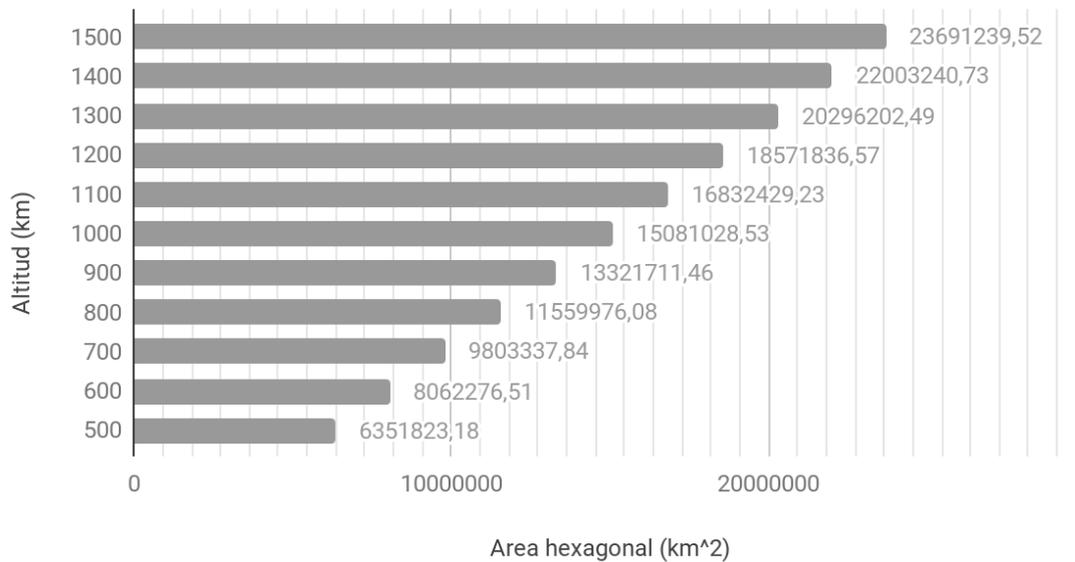


Figura 3.5 Área de cobertura respecto a la altitud

3.2 Inclinación

La inclinación de un satélite se define como el ángulo que forma su plano orbital con el plano del ecuador. Una órbita con inclinación de 0° se sitúa directamente sobre el ecuador, una de 90° ($\frac{\pi}{2}$ radianes) cruza justo por encima de los polos, y una de 180° (π radianes) se sitúa sobre el ecuador, pero con rotación en sentido opuesto al de la Tierra.

La inclinación establecerá el área de cobertura de la constelación sobre la superficie terrestre. Si la inclinación es sensiblemente menor que 90 grados el área de cobertura se ve comprimido, con lo que solo se da servicio a la superficie comprendida entre las latitudes centrales sin llegar a las zonas polares.

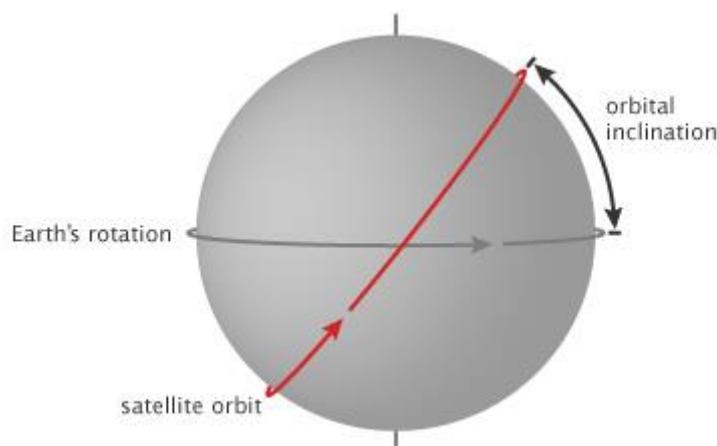


Figura 3.6 Inclinación de un satélite

Todos los satélites de una misma constelación Walker delta tienen igual inclinación para uniformizar su comportamiento y cumplir con su característica de simetría. En nuestra simulación vamos a descartar la cobertura en las regiones polares debido a su escasa

población, por lo que solo tendremos en cuenta el área comprendido entre las latitudes situadas entre 66° (1,152 radianes) norte y sur.

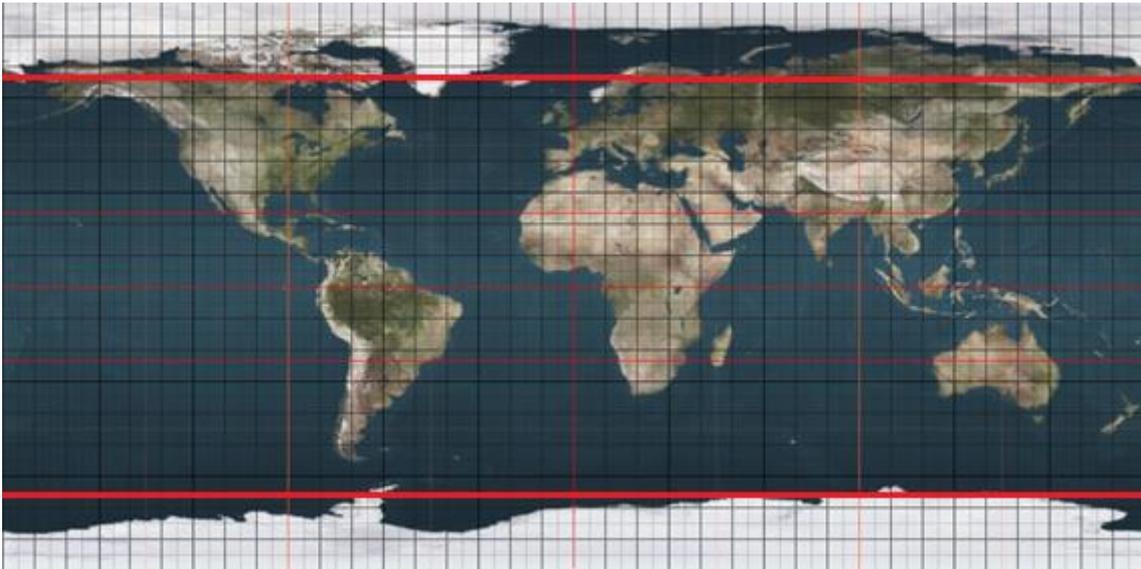


Figura 3.7 Mapamundi con las latitudes de los círculos polares ($66^\circ33'47.6''$ N y S)

Como el área de cobertura individual depende de la altitud, para determinar la inclinación estudiaremos los hexágonos en los bordes superior e inferior.

Vamos a suponer que el centro del hexágono de cobertura en los bordes está a una distancia $\frac{r}{2}$ por debajo del valor establecido de 66° (1,152 radianes), con lo que la inclinación del plano orbital será el ángulo que pasa justamente por este punto.

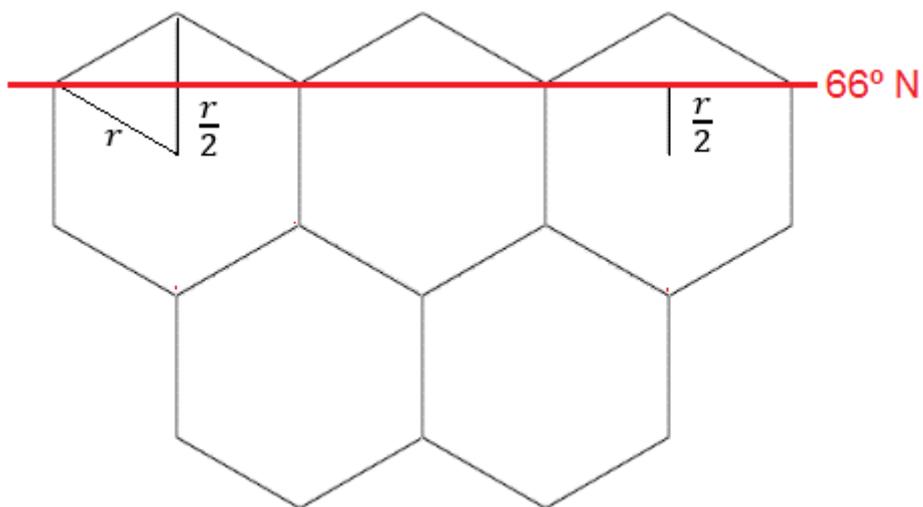


Figura 3.8 Hexágonos en el borde de cobertura en la latitud superior

Habiendo calculado anteriormente la apotema (r) partir del ángulo θ , sabemos que proporcionalmente el ángulo que corresponde al valor de $\frac{r}{2}$ será $\frac{\theta}{2}$. El ángulo de

inclinación de los planos orbitales será el que está a la distancia angular de latitud máxima menos el ángulo que corresponde a $\frac{\theta}{2}$:

$$i = 1,152 - \frac{\theta}{2}$$

(6)

Seguidamente calculamos la inclinación dependiendo de los radios de cobertura a distintas altitudes.

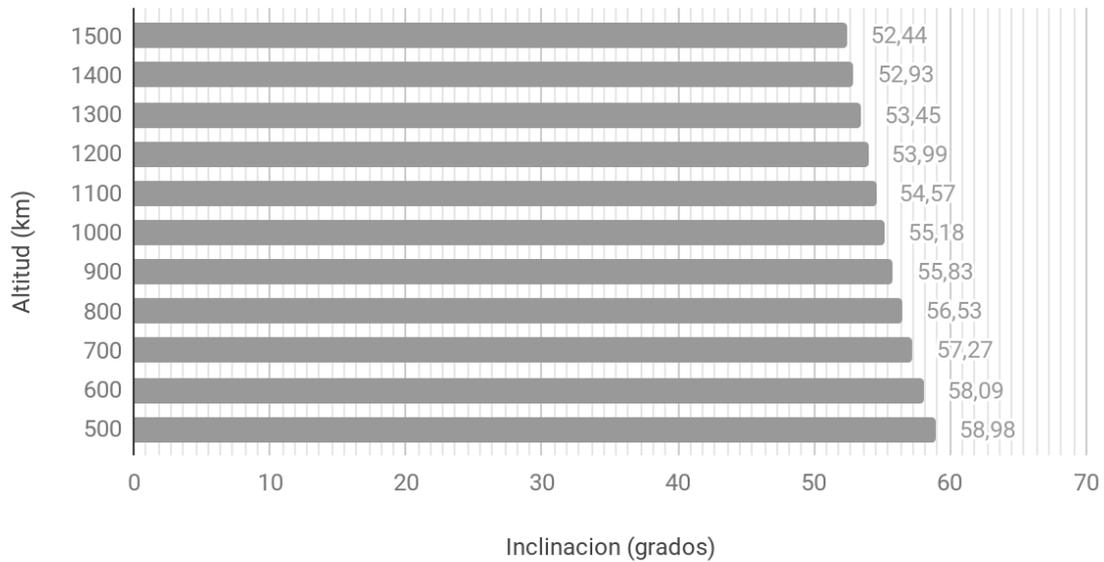


Figura 3.9 Inclinación (i) respecto a la altitud

3.3 Área de cobertura total de la constelación

Para conocer la superficie sobre la que la constelación va a dar servicio, tenemos que restar el área total de la Tierra menos el área de las regiones polares.

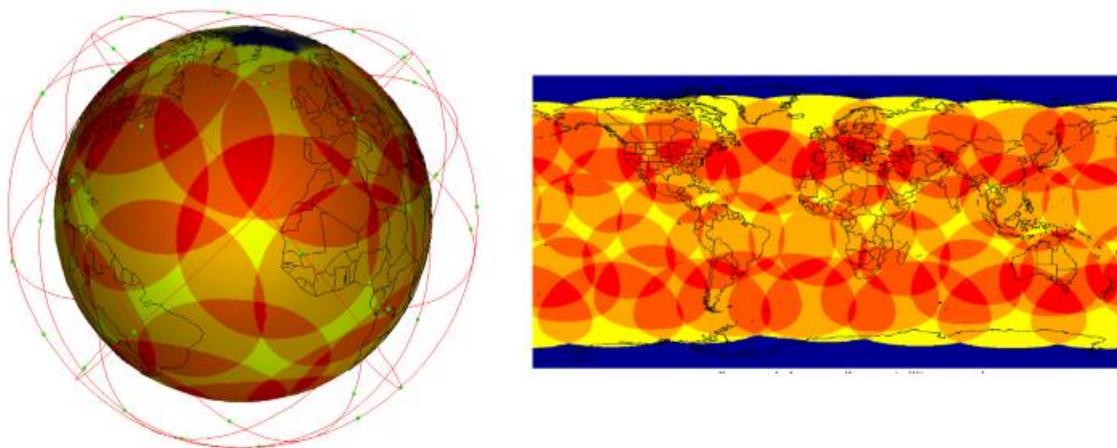


Figura 3.10 Área de cobertura total de una constelación Walker delta

Podemos calcular el radio desde el polo (latitud 90° o $\frac{\pi}{2}$ radianes) hasta la latitud del valor establecido (66° o $1,152$ radianes) mediante la fórmula de la longitud del arco, restando los ángulos mencionados:

$$r_{polo} = R_e \left(\frac{\pi}{2} - 1,152 \right) \quad (7)$$

para después calcular el área circular de la región polar:

$$A_{polo} = \pi r_{polo}^2 \quad (8)$$

y finalmente restar las dos áreas de las regiones polares a la superficie total de la Tierra que es de aproximadamente $510,1 \times 10^{12}$, obteniendo un valor de $465,25 \times 10^{12}$ para el área de cobertura total de la constelación, representando el 91,2 % de la superficie terrestre.

3.4 Determinar número de satélites necesarios

Una vez conocido el área de cobertura total al que se necesita dar servicio, podemos determinar el número de satélites y planos orbitales, pero antes es necesario definir dos conceptos importantes.

El nodo ascendente de una órbita se define como el punto donde el plano del ecuador cruza con el satélite ascendiendo hacia la parte superior de su trayectoria.

Diferencia de fase de la constelación se define como el ángulo que forma la normal a la dirección de movimiento desde el nodo ascendente de su trayectoria, con el satélite más cercano del plano orbital adyacente situado al oeste. Su valor debe ser múltiplo del parámetro de espacio relativo (f) por 360° entre el número de satélites [49].

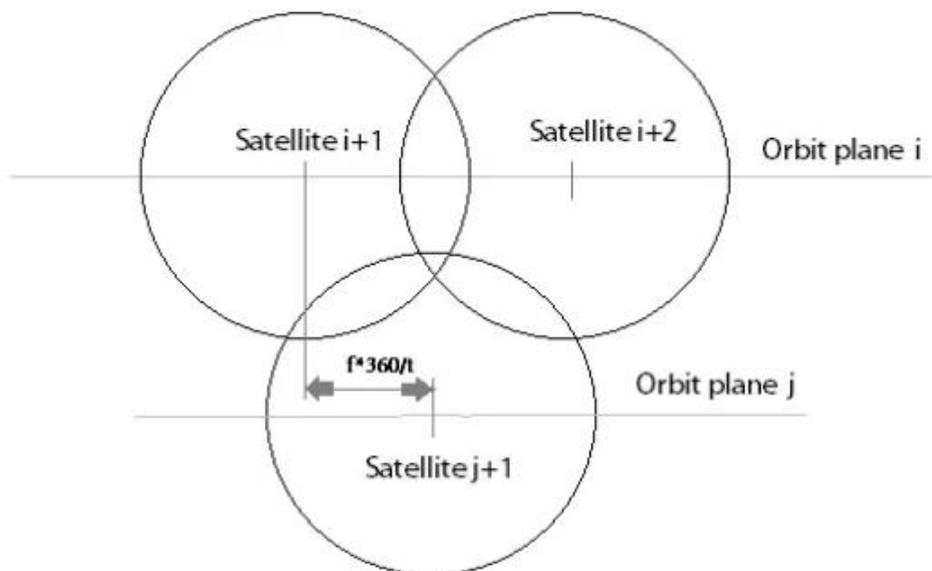


Figura 3.11 Diferencia de fase de la constelación

Para diseñar la constelación en función de la altitud, la inclinación y el parámetro de espacio relativo entre planos, según la notación “i: t/p/f” típica de los modelos Walker-Delta seguiremos el siguiente algoritmo.

1. Calcular el número mínimo de satélites (t) dividiendo el área de cobertura total entre el área hexagonal individual.
2. Calcular el número mínimo de planos orbitales (p) necesarios teniendo en cuenta que al nivel del ecuador la distancia entre los distintos planos orbitales adyacentes es máxima. Para ello dividiremos la longitud de la circunferencia terrestre entre el diámetro del círculo inscrito dentro del hexágono de cobertura.
3. La distancia angular entre planos orbitales debe estar equiespaciada alrededor del ecuador con un intervalo de $\frac{360^\circ}{p}$.
4. Establecer el número de satélites por plano orbital (s) dividiendo el número mínimo de satélites entre el número mínimo de planos orbitales.
5. Cada plano orbital debe contener el mismo número de satélites, equidistantes con un intervalo de $360^\circ/s$, por lo que, si el número mínimo de satélites no es múltiplo del número de planos orbitales se añaden satélites a la constelación hasta que esto se cumpla.
6. Calcular la inclinación según el área de cobertura área hexagonal individual y la latitud máxima.
7. Elegir el parámetro de espacio relativo entre planos (f) que puede ser un valor entre 0 y p-1. En nuestra simulación elegiremos f=1 por ser el valor más habitual.
8. Para que todos los planos orbitales tengan la misma diferencia de fase entre ellos, la diferencia de fase entre satélites de planos adyacentes debe ser un ángulo múltiplo de

$$f \frac{360^\circ}{s p}$$

Ejecutando el algoritmo para alturas comprendidas entre los 500 y 1500 km en intervalos de 100 km obtenemos constelaciones con las siguientes características.

Altitud (km)	i Inclinación (Grados)	t Número total de satélites	p Número de planos orbitales	f Parámetro de espacio relativo	Diferencia de fase (Grados)
1500	52,44°	24	8	1	15°
1400	52,93°	24	8	1	15°
1300	53,45°	27	9	1	13,33°
1200	53,99°	27	9	1	13,33°
1100	54,57°	30	10	1	12°
1000	55,18°	40	10	1	9°
900	55,83°	44	11	1	8,18°
800	56,53°	44	11	1	8,18°
700	57,27°	48	12	1	7,5°
600	58,09°	70	14	1	5,14°
500	58,98°	75	15	1	4,8°

Tabla 3.2 Características de las constelaciones Walker-Delta obtenidas

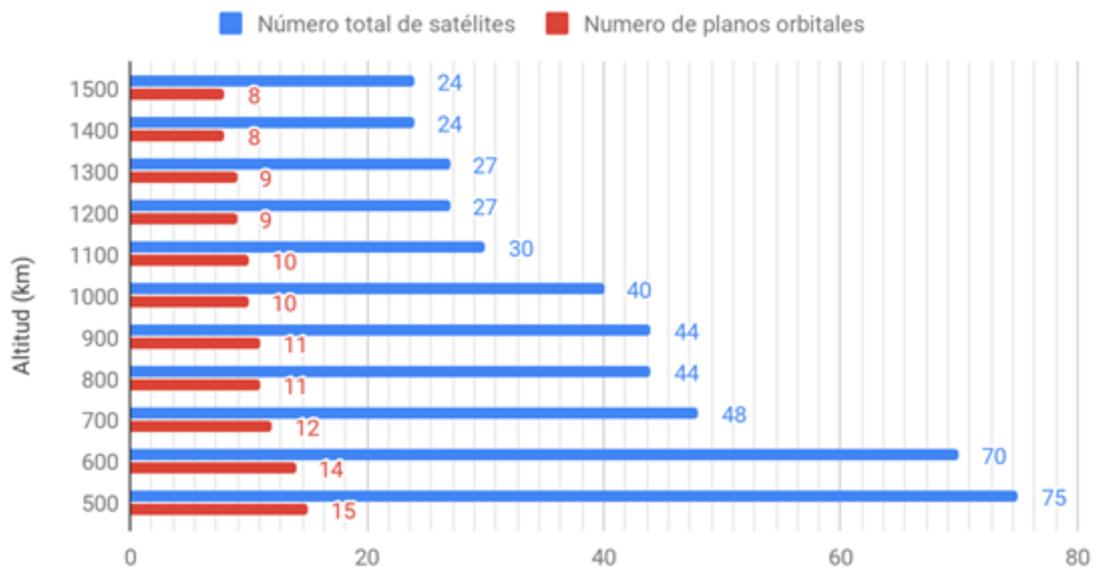


Figura 3.12 Número de satélites y planos orbitales respecto a la altitud

3.5 Comparativa con órbita GEO

Ejecutando el algoritmo para una altura geosíncrona obtenemos un diseño de constelación con los valores esperados, compuesta por solo 3 satélites, cada uno en un plano orbital, y separados 120°. Evidentemente la diferencia con el número total de satélites necesarios para las constelaciones LEO es elevada, pero hay que tener en cuenta otros factores que decidan qué órbita es más ventajosa.

El primero de ellos es el coste por satélite, ya que debido a la fabricación en serie y la arquitectura modular los CubeSat, su coste por unidad sería mucho más reducido que un satélite GEO convencional. Según lo calculado en el apéndice A, un CubeSat para comunicaciones se puede adquirir por un valor aproximado de 38400 dólares, mientras que un satélite GEO tendría un precio de fabricación de 300 millones de dólares [50], [51].

El segundo factor es la altitud a la que es necesario alcanzar para poner los satélites en órbita y la diferencia de peso entre los dos modelos. Los satélites GEO tienen un elevado peso debido a la necesidad de llevar equipos de comunicaciones más avanzados para compensar la gran distancia a la que se encuentran, se construyen con redundancia de sus elementos para aumentar la fiabilidad, y mayores baterías debido a que pasan más tiempo en la zona de la Tierra oculta al sol, sin poder cargarlas. Todo ello hace que se necesiten cohetes más potentes y más gasto de combustible, lo que encarece el coste del lanzamiento. Medido en unidad de coste por kilo de carga, incrementa considerablemente el precio total del lanzamiento.

Para un nanosatélite LEO el coste de lanzamiento es de 5000 \$/kg, y multiplicado por los 60 kg de un CubeSat de tamaño medio, tendríamos un coste de 300000 dólares por satélite. Fijando un valor de 30000 \$/kg para un satélite GEO, y basándonos en la clasificación de pesos del capítulo 1, para un satélite grande de 1000 kg tendríamos un coste de 30 millones de dólares por satélite [19], [52], [53].

	LEO	GEO
Fabricación (dólares)	38400	300000000
Lanzamiento (dólares)	300000	30000000
Total (dólares)	338400	330000000

Tabla 3.3 Comparación de precio por satélite

En términos de constelación, el coste total sería sumar el coste de fabricación más el coste de lanzamiento individual, y multiplicarlo por el número de satélites.

Para una constelación GEO de 3 satélites tendríamos un coste de 990 millones de dólares. Para una constelación LEO de 24 satélites tendríamos un coste de poco más de 8 millones y para una de 75 el coste sería de 25 millones de dólares.

Constelación	Precio (dólares)
LEO 24 satélites	8121600
LEO 27 satélites	9136800
LEO 30 satélites	10152000
LEO 40 satélites	13536000
LEO 44 satélites	14889600
LEO 48 satélites	16243200
LEO 70 satélites	23688000
LEO 75 satélites	25380000
GEO 3 satélites	990000000

Tabla 3.4 Comparación de precio por constelación

Comparando los resultados vemos que fabricar y lanzar una constelación GEO costaría 39 veces más que una LEO de 75 satélites, 73 veces más que una LEO de 40 satélites, y 122 veces más que una LEO de 24 satélites, por lo que, aunque el número de satélites es mucho más elevado, su bajo precio de fabricación y lanzamiento resulta más ventajoso frente a una constelación GEO.

4. Simulación de la órbita del satélite con GMAT

4.1 Satélites CubeSat

Los satélites elegidos para formar nuestra constelación son nanosatélites de tipo CubeSat, debido a su bajo precio de fabricación y relativa facilidad para encontrar misiones de lanzamiento. Están altamente estandarizados, por lo que deben tener un tamaño, forma y peso determinados, que sea múltiplo de su medida unidad (1U). Un satélite 1U es un cubo de aluminio de 10 cm de lado con un peso máximo de 1,33 kg. A partir de esta medida se puede aumentar el volumen a 1.5U, 2U, 3U, 6U, o superior, para adaptarse a la necesidad de cada aplicación.

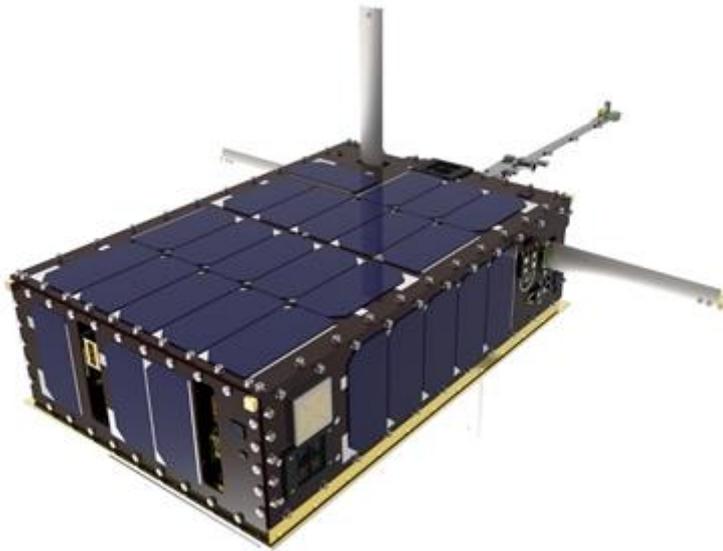


Figura 4.1 Satélite CubeSat 6U

Esta definición tan precisa de su tamaño ha hecho posible que los fabricantes de componentes puedan producir los circuitos electrónicos y demás partes del satélite en serie, y bajar el precio con respecto a los que son de fabricación especializada. Todos tienen tres elementos comunes:

- El sistema de comunicación radio y la antena.
- La fuente de alimentación mediante baterías y/o paneles solares.
- La placa procesadora que controla el funcionamiento del satélite.

A partir de aquí se añaden los distintos elementos para cada misión como son cámaras, sensores, etc.

Otro factor importante en el proceso de estandarización es el dispositivo lanzador de satélites que se añade al vehículo espacial. Se trata de una caja metálica con el tamaño justo para contener al CubeSat, protegerlo durante el lanzamiento, y expulsarlo al espacio en el momento indicado mediante un sistema de muelles. Hay varios tamaños disponibles (3U, 6U) y de distintos fabricantes cada uno con sus características [54].

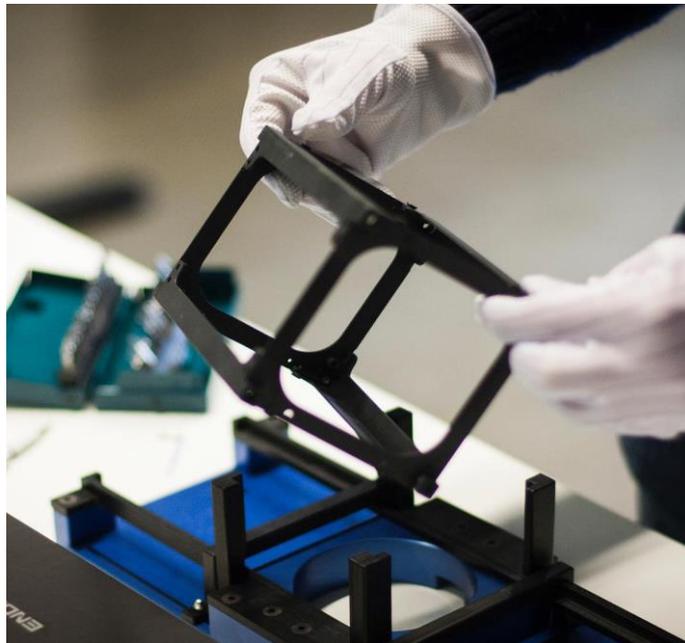


Figura 4.2 Chasis CubeSat 1U en laboratorio

En este capítulo calcularemos la distancia que se desvía un satélite de su órbita circular durante cinco años (su tiempo de vida útil establecida), y si es viable la utilización de órbitas LEO por debajo de las habituales. Para ello usaremos en programa GMAT.

4.2 Simulación con GMAT

El sistema de software GMAT (General Mission Analysis Tool) es una herramienta de código abierto que permite realizar el diseño, optimización y navegación de misiones espaciales. Está desarrollado por un equipo formado por la NASA, y colaboradores del sector público y privado.

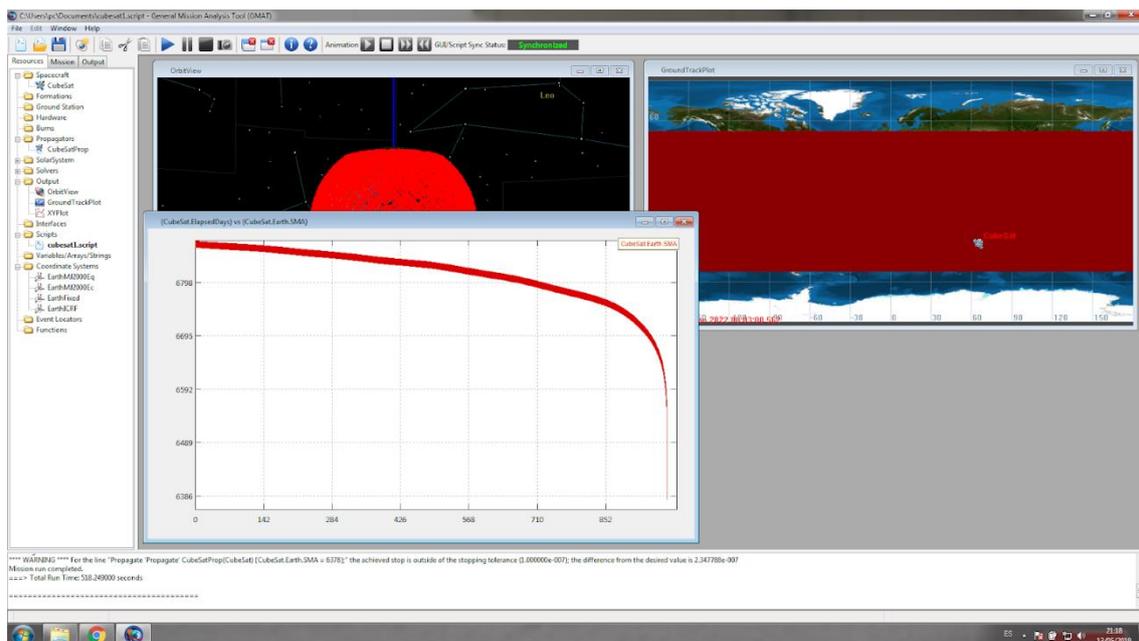


Figura 4.3 Ventana principal de GMAT

Se usa para estudios de ingeniería, como herramienta educativa o para dar apoyo en misiones reales ya que permite realizar operaciones desde órbita baja hasta órbita lunar y en espacio profundo. La misión se simula de forma secuencial y el usuario puede interactuar con los objetos (satélites, aeronaves, etc.) para generar eventos y predecir resultados [55].

Haremos una simulación por cada altitud entre 1500 y 500 km, usando los valores de las constelaciones calculadas en el capítulo anterior. Asumimos que el lanzamiento de los satélites es múltiple o con pocos meses de diferencia, ya que debido a su reducido tamaño se pueden lanzar un gran número a la vez. Por eso el comportamiento que tenga un satélite se puede extrapolar a toda la constelación.

Con cada una de las simulaciones variaremos los parámetros del programa en los distintos menús.

Primero, para seleccionar las propiedades de la órbita asignaremos valores a sus parámetros en el menú Spacecraft, en la pestaña Orbit. Modificaremos los siguientes datos:

- SMA (Semi major axis) es el valor en kilómetros del semieje mayor de la elipse de la órbita, desde el centro de la Tierra hasta la posición del satélite. En nuestro caso al tratarse de una órbita circular, este valor será la suma del radio de la Tierra (6378 km) más la altitud.
- ECC (Eccentricity) es el valor de la excentricidad de la elipse de la órbita. En nuestro caso al tratarse de una órbita circular, este valor será cero.
- INC (Inclination) es el valor de la inclinación del plano orbital. Usaremos los valores de inclinación asociados a cada altitud calculados en el capítulo anterior.

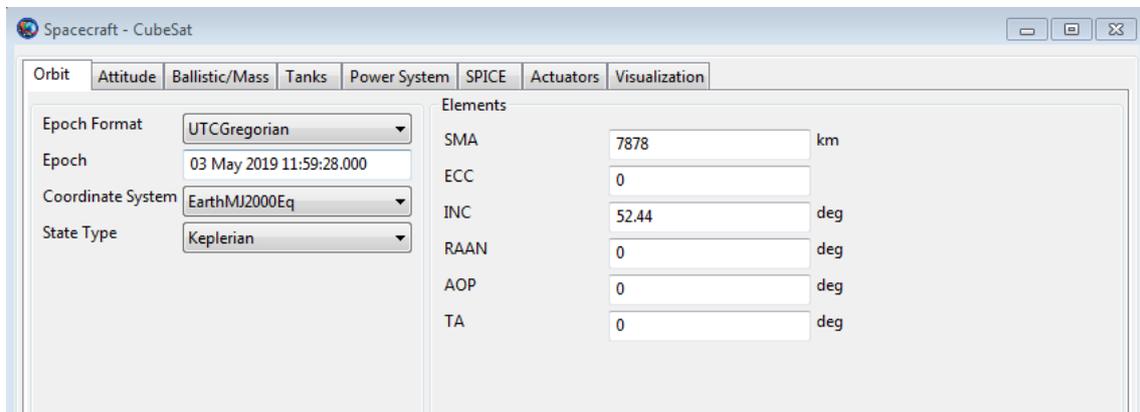


Figura 4.4 Menú Spacecraft Orbit

RAAN (Right ascension of the ascending node), AOP (argument of periapsis) y TA (True anomaly) no son relevantes para nuestra simulación. Haremos un total de once simulaciones, una por cada altitud, usando los siguientes valores:

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
SMA (km)	7878	7778	7678	7578	7478	7378	7278	7178	7078	6978	6878
Inclinación	52,44°	52,93°	53,45°	53,99°	54,57°	55,18°	55,83°	56,53°	57,27°	58,09°	58,98°

Tabla 4.1 Valores de SMA e inclinación para la simulación

Después de seleccionar las propiedades de la de la órbita, pasaremos a definir las características del satélite CubeSat en la pestaña Ballistic/Mass. En este submenú modificaremos los siguientes parámetros:

- Dry Mass es la masa en seco del satélite, a la que le asignaremos un valor máximo de los CubeSat 6U. Por lo tanto, este valor será $1,33 \text{ kg} \times 6 = 8 \text{ kg}$.
- Drag Área es el área de arrastre relacionado con la fuerza de rozamiento con la atmósfera. En este caso el CubeSat de tipo 6U tiene un área lateral de $20 \times 30 \text{ cm}$, es decir 600 cm^2 o $0,06 \text{ m}^2$.

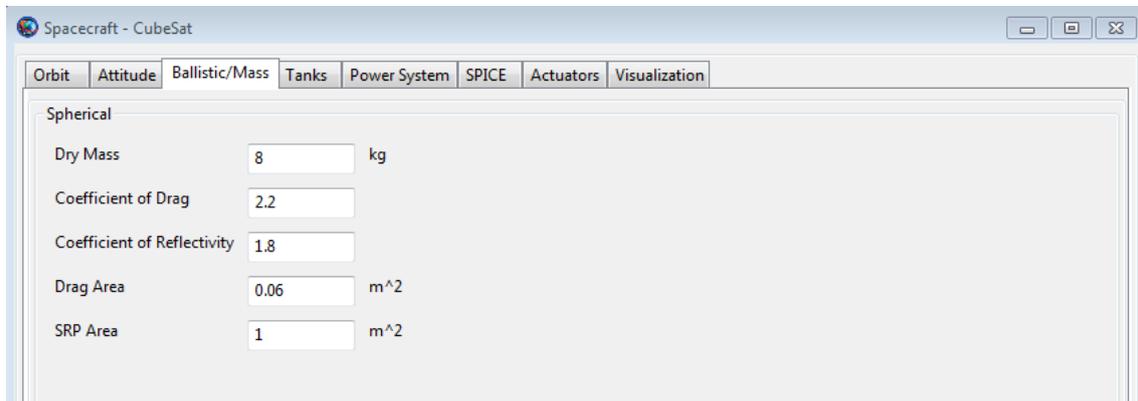


Figura 4.5 Menú Spacecraft Ballistic/Mass

Después pasaremos al menú Output donde podemos configurar distintas opciones sobre la representación de los resultados de los cálculos del programa. Concretamente usaremos tres de ellas.

OrbitView es una vista en tres dimensiones de los cuerpos celestes de la simulación. En este caso representaremos la Tierra y la órbita del satélite.

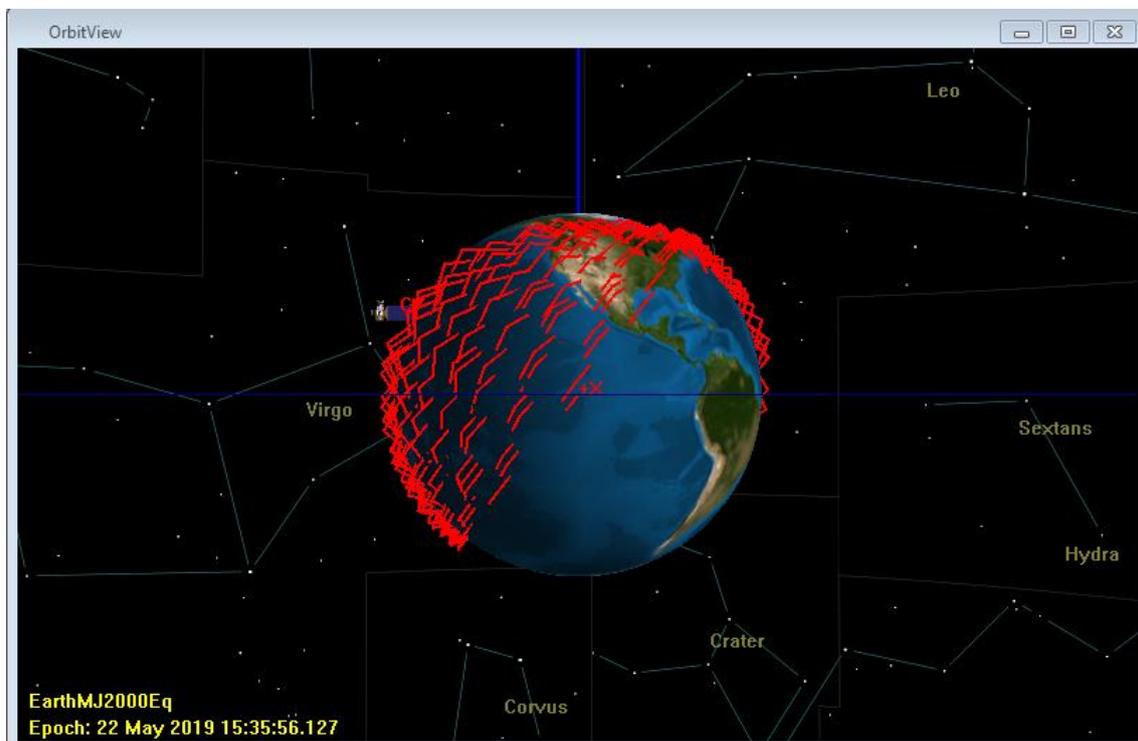


Figura 4.6 Menú Output OrbitView

GroundTrackPlot dibuja la órbita del satélite en su paso por encima del planisferio terrestre.

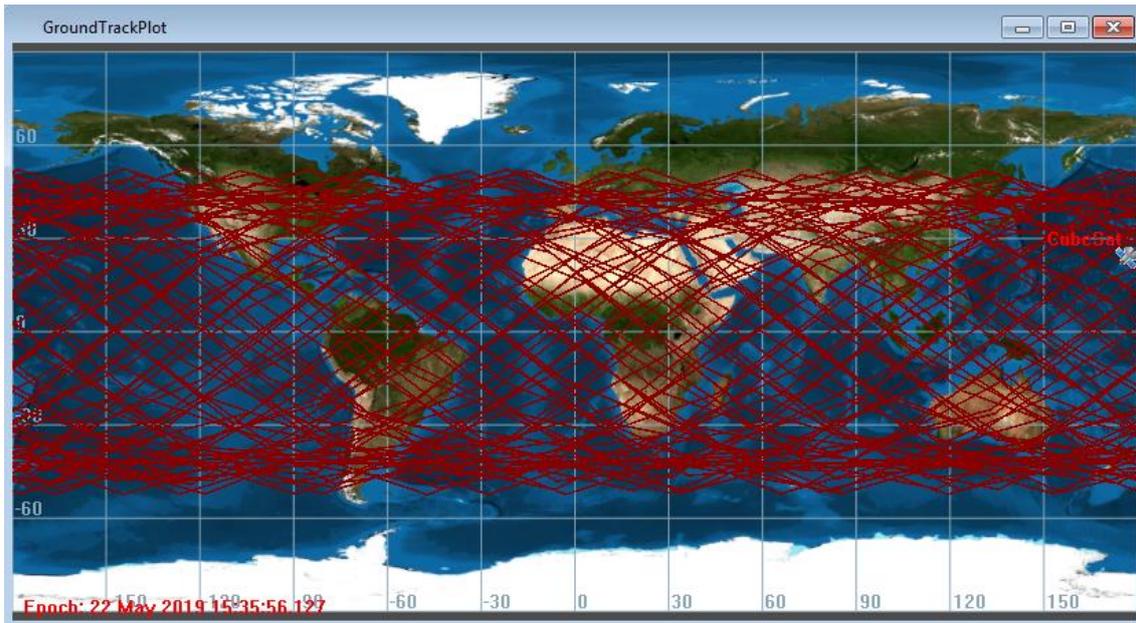


Figura 4.7 Menú Output GroundTrackPlot

XYPlot permite representar dos variables seleccionadas por el usuario para compararlas. En nuestra simulación veremos cómo desciende la altitud (SMA) con respecto al tiempo en días.

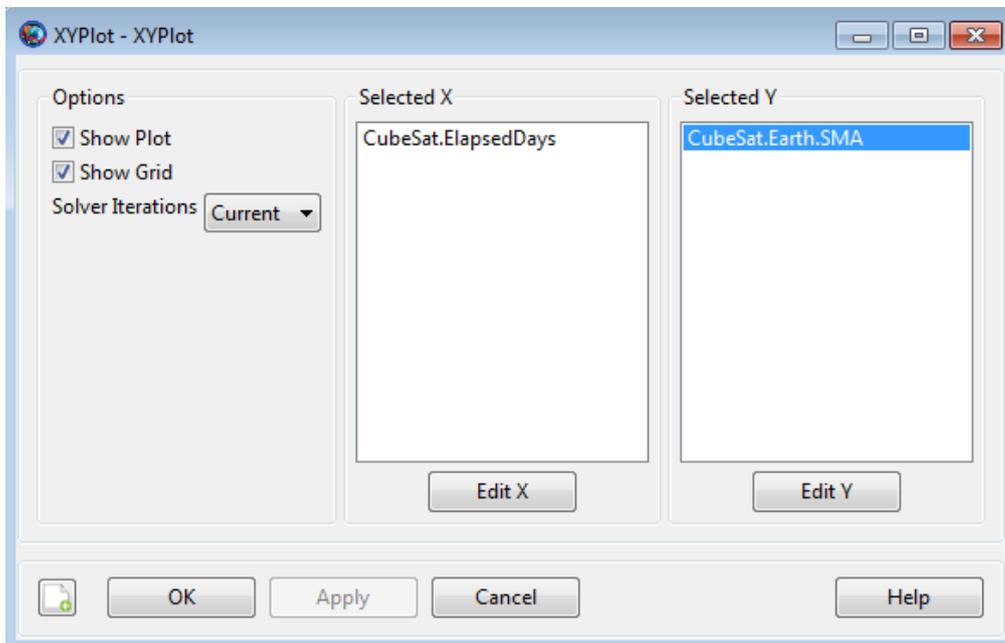


Figura 4.8 Menú Output XYPlot

Finalmente seleccionaremos la condición de fin de ejecución de la simulación en la pestaña Propagate, que será cuando la altitud alcance un valor de 120 km, lo que se traduce en un SMA de 6498, que es el punto donde el rozamiento con la atmósfera empieza a desintegrar el satélite, o cuando hayan pasado 5 años, o lo que es lo mismo 1825 días, y se estima que su combustible se haya consumido.

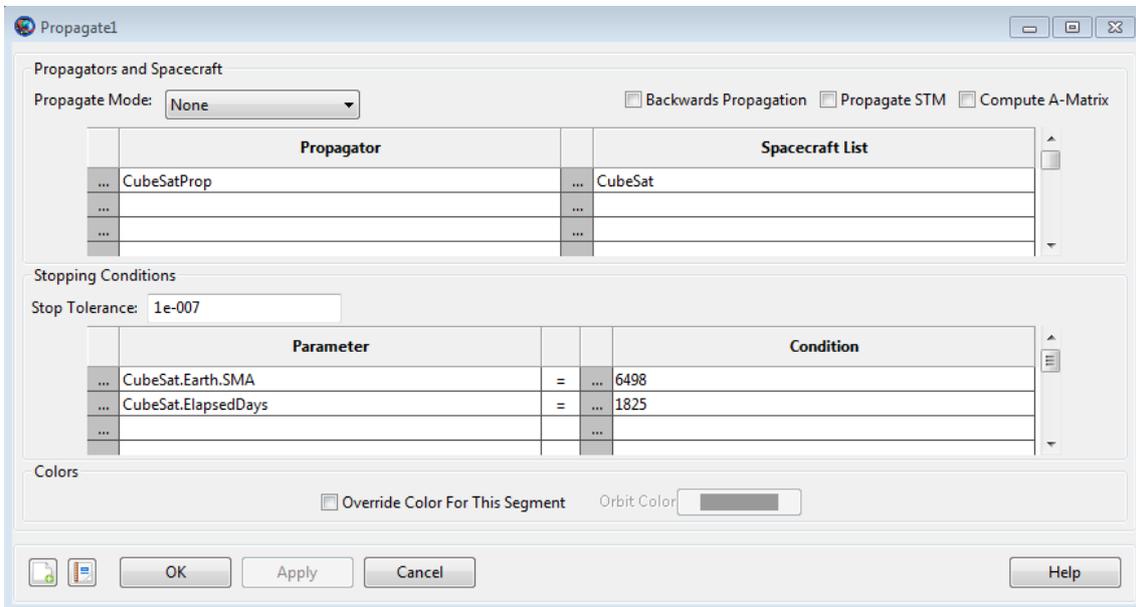


Figura 4.9 Menú Propagate

Ejecutamos el programa con los valores indicados y obtenemos los siguientes resultados:

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
SMA inicial (km)	7878	7778	7678	7578	7478	7378	7278	7178	7078	6978	6878
SMA final (km)	7868	7767,1	7666,8	7566,5	7466	7365,43	7264,52	7162,47	7056,56	6929	6497,99
Caída (km)	10,49	10,9	11,2	11,5	12	12,57	13,48	15,53	21,44	49	380,01

Tabla 4.2 Resultados de las simulaciones GMAT

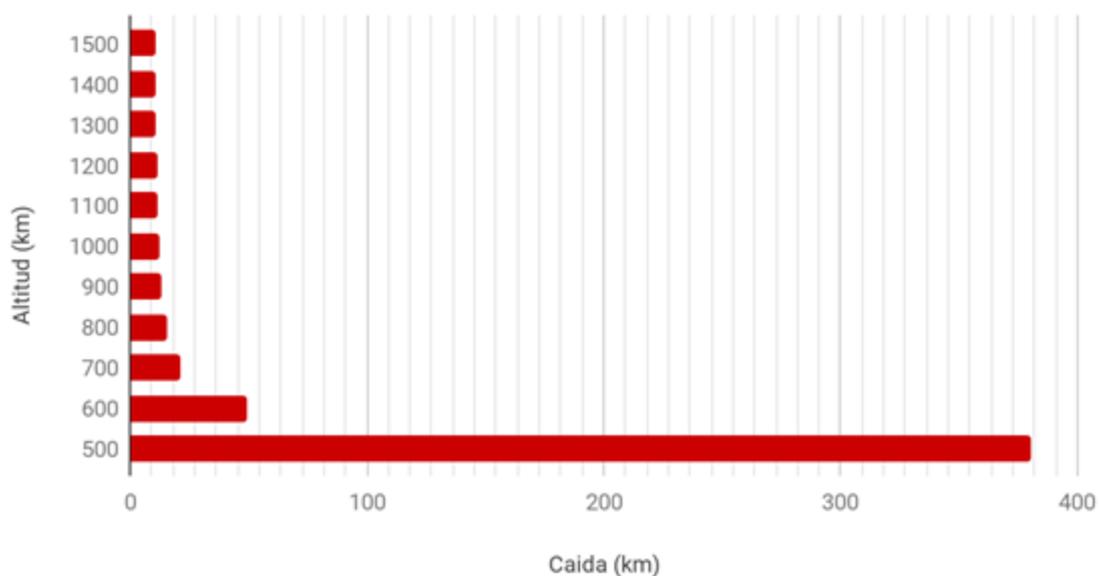
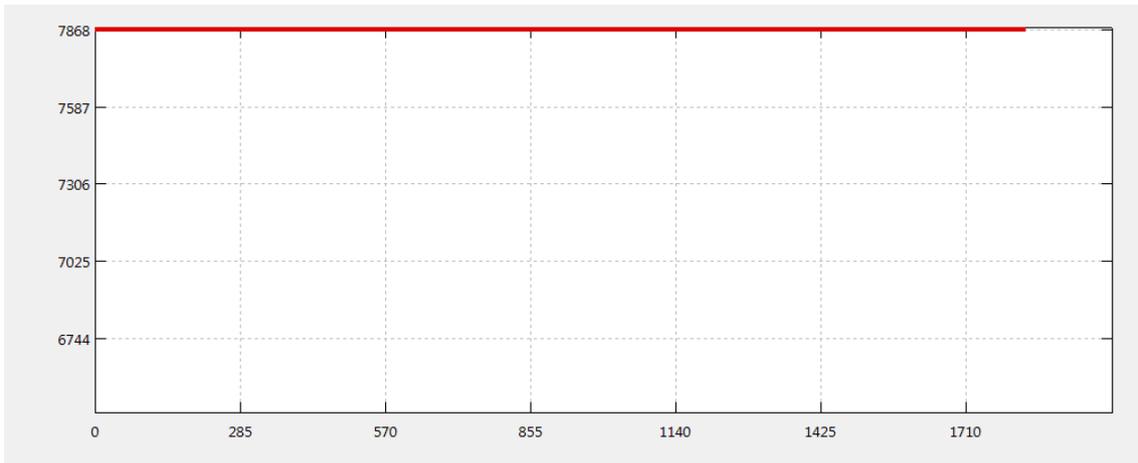


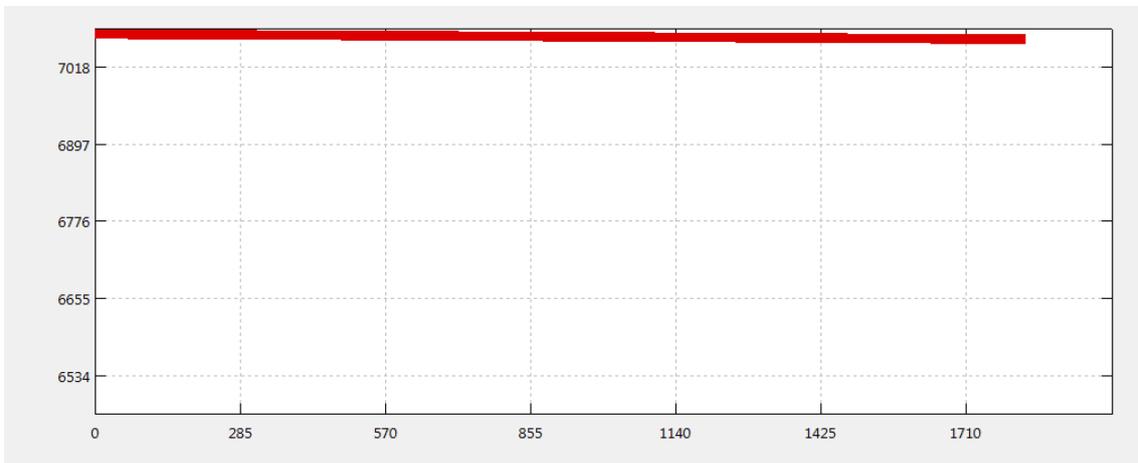
Figura 4.10 Caída del satélite en 5 años respecto a la altitud

Comparamos las gráficas XYPlot más representativas:



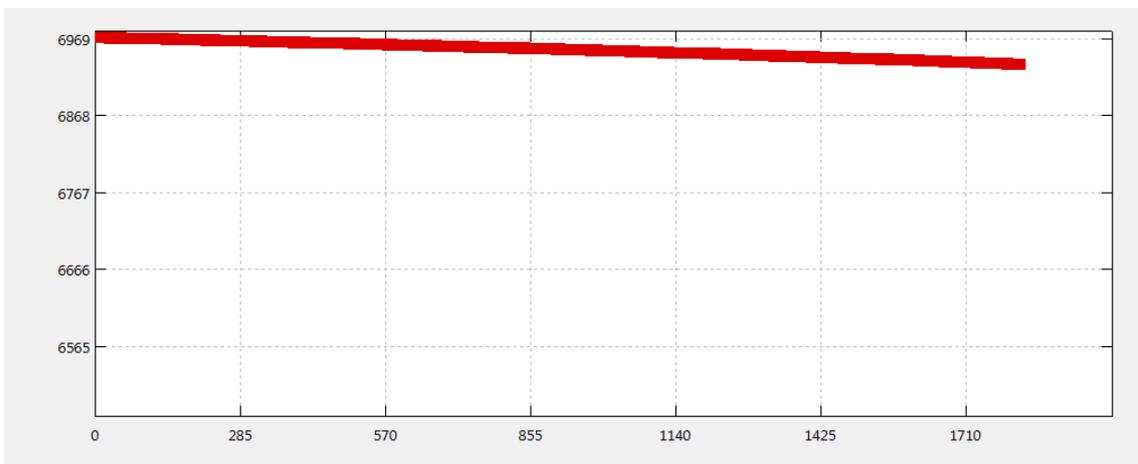
Caída de 10,49 km durante 1825 días (5 años)

Figura 4.11 Simulación a 1500 km



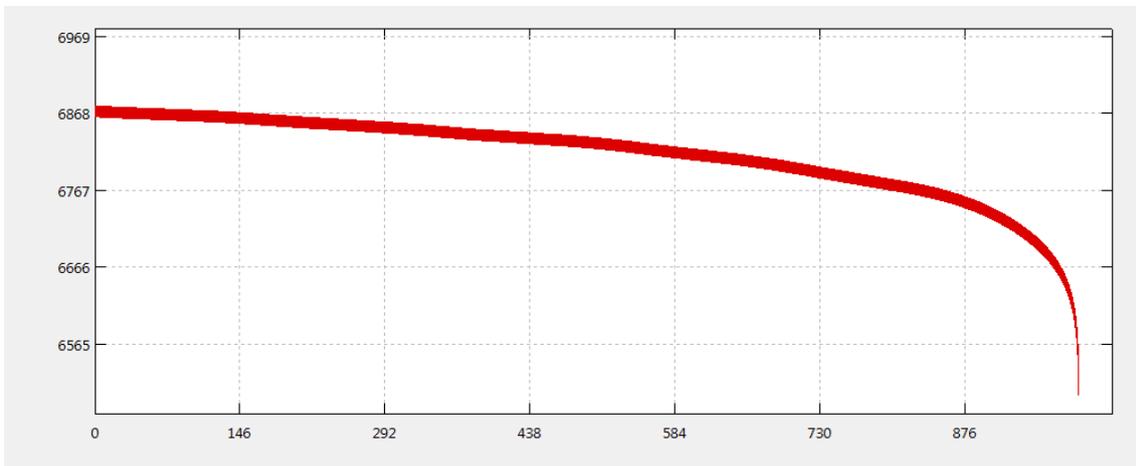
Caída de 21,44 km durante 1825 días (5 años)

Figura 4.12 Simulación a 700 km



Caída de 49 km durante 1825 días (5 años)

Figura 4.13 Simulación a 600 km



Caída de 380,01 km durante 990,46 días (2,7 años)

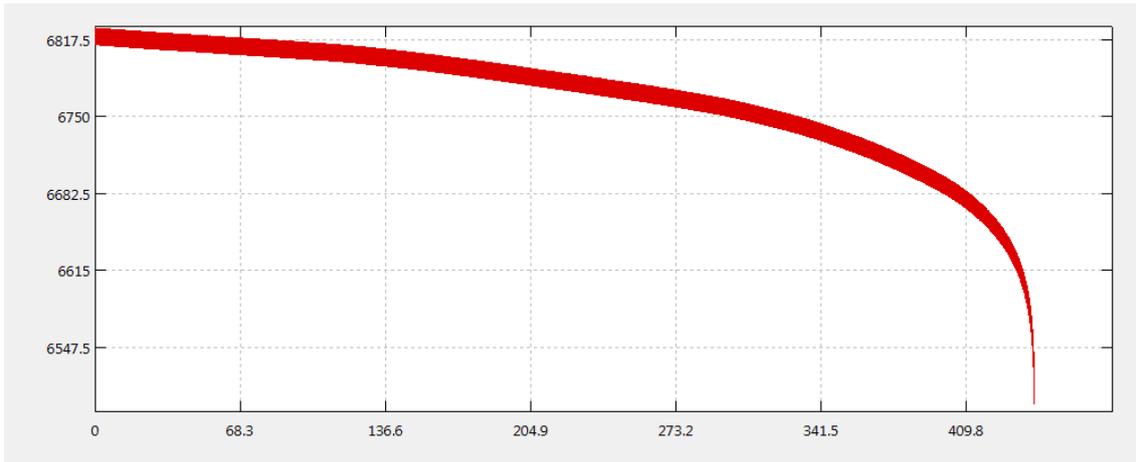
Figura 4.14 Simulación a 500 km

La gravedad y el rozamiento con la atmósfera afectan a los satélites de forma exponencial. Observamos que las órbitas entre 1500 y 700 km se mantienen relativamente estables, a 600 km su caída empieza a ser notable, pero a 500 km se aprecia que después de 730 días los satélites ya han perdido una altitud considerable, y después de 990,46 días (2,7 años) desde su lanzamiento caerán a la altitud crítica de 120 km y se desintegrará en la atmósfera.

Como hemos comentado en la introducción, el tiempo de vida de un satélite GEO es como mucho de 15 años, 5,5 veces mayor que uno a 500 km, pero basándonos en los cálculos del capítulo 3, el coste de desplegar una constelación GEO sería 39 veces mayor que a esta altitud. Por lo tanto, desplegar una constelación a 500 km durante 15 años en intervalos de 2,7 años tendría un coste total de 152 millones, 6,5 veces menos que una GEO.

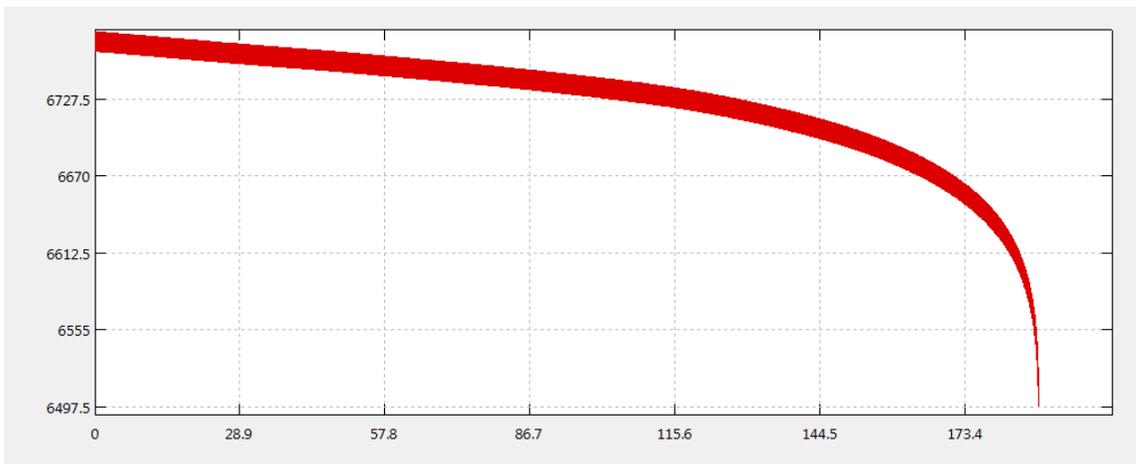
Económicamente es preferible lanzar una constelación LEO cada 2,7 años que una GEO cada 15 años. Este es un tiempo asumible para sacar rentabilidad al proyecto debido a su bajo precio de fabricación y lanzamiento, que permite un reemplazo más frecuente de la constelación, que además en cada generación permitiría actualizar la tecnología de los satélites.

Además de lo anterior, ejecutamos el programa a altitudes de 450 y 400 km para ver hasta podemos reducir el precio del lanzamiento, y obtenemos los siguientes resultados:



Caída de 380,01 km durante 441,86 días (1,21 años)

Figura 4.15 Simulación a 450 km



Caída de 380,01 km durante 188,03 días (0,51 años)

Figura 4.16 Simulación a 400 km

Ejecutando el algoritmo de creación de constelaciones, para una altura de 450 km tendríamos una constelación de 96 satélites con un coste total de 32 millones de dólares, y para una altura de 400 km tendríamos una constelación de 108 satélites con un coste total de 36 millones de dólares, o lo que es lo mismo una constelación GEO costaría 30 y 27 veces más, respectivamente. El tiempo de vida del satélite GEO sería 12 y 29 veces mayor respectivamente.

Desplegar una constelación a 450 km durante 15 años en intervalos de 1,21 años tendría un coste total de 397 millones, 2,5 veces menos que una GEO. En cambio, desplegar una constelación a 400 km durante 15 años en intervalos de 0,51 años tendría un coste total de 1059 millones, 68 millones más que una GEO. Por lo tanto, podría plantearse la posibilidad de plantearse una constelación a una altura inferior a 500 km, si hubiera un presupuesto elevado para proyecto, pero sin bajar de los 450 km.

5. Balance de enlace específico

Debido a la gran distancia que hay entre emisor y receptor, las comunicaciones por satélite tienen muchas más pérdidas que un enlace de comunicaciones móviles terrestres. Además, las características dinámicas de las constelaciones LEO hacen que la distancia a los objetos IoT cambie constantemente.

5.1 Magnitudes del balance de enlace

En este capítulo calcularemos el balance de enlace para garantizar una buena comunicación bidireccional entre el satélite y los objetos IoT que están en su área de cobertura y comprobaremos si las altitudes de las constelaciones propuestas en el capítulo 3 son viables. Para ello usaremos la ecuación de transmisión de Friis [56].

$$P_{receiver} = P_{transmitter} G_t G_r \left(\frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2 \quad (9)$$

que expresada en dB queda

$$[P_R]_{dB} = [P_T]_{dB} + [G_T]_{dB} + [G_R]_{dB} + \left[\left(\frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2 \right]_{dB} \quad (10)$$

A continuación, vamos a definir las distintas magnitudes que forman el modelo de pérdidas.

Potencia: Se trata de la capacidad que tiene un dispositivo para emitir y recibir cualquier tipo de señal. Su unidad es el vatio (W) y habitualmente se mide en escala logarítmica (dBW o dBm). Podemos distinguir entre potencia de transmisión que proviene del emisor, y potencia de recepción en el terminal de destino. El valor mínimo de potencia de recepción necesario para que se puede volver a interpretar la información enviada se llama sensibilidad del receptor.

Por las características de los objetos IoT sobre todo en áreas remotas, se necesita que su emisión de potencia sea reducida ya que un consumo bajo de su batería es un factor fundamental para que tengan un tiempo de operación extenso. Por ello tomaremos una potencia de transmisión de 25 mW (7 dBm) y una sensibilidad de -126 dBm, que son valores típicos en las LPWAN (low power wide area network) como por ejemplo de los estándares LoRa y Sigfox.



Figura 5.1 Sensor termostato R718CK2 LoRa WAN

Los satélites también están sujetos a esta restricción, pero en menor medida debido al mayor tamaño de su batería y la posibilidad de recarga mediante paneles solares, con lo que tomaremos una potencia de transmisión de 1 W (30 dBm) y sensibilidad de -136 dBm [4], [24].

Ganancia: Expresa la capacidad de un dispositivo de aumentar la potencia de la señal transmitida o recibida. Se puede conseguir mediante un amplificador o variando las características de la antena, y habitualmente se mide en escala logarítmica (dB o dBi respectivamente).

Los amplificadores consumen energía adicional para obtener esta ganancia, y su uso baja la relación señal a ruido (SNR) en el receptor debido a que además de la señal recibida también amplifican el ruido. Por eso el amplificador que se instale en el satélite no podrá tener una ganancia muy elevada ya que el consumo sería alto y agotaría las baterías. Aparte deberá ser de bajo ruido LNA (Low Noise Amplifier) para asegurar que se cumplen con unos criterios de calidad de servicio y probabilidad de error razonables. Cuantas mejores prestaciones tenga, más encarecerá el precio del satélite.

Tomamos como ejemplo el amplificador TA1109 del fabricante Triad RF Systems. Está diseñado para ser compatible con el estándar CubeSat, con unas dimensiones y peso muy reducidos. Trabaja en un rango de frecuencias de entre 2 y 2,5 GHz, con una ganancia típica de 25 dB [57].



Figura 5.2 Amplificador TA1109 para CubeSat

Las antenas tienen varias características que definen su ganancia como la eficiencia y la directividad, y se mide en dBi tomando como referencia una antena isotrópica que tiene valor 1. Habitualmente en los satélites se utilizan tres tipos de antenas con distintas ganancias:

- antenas de parche con una ganancia de 8.5 dBi,
- antenas helicoidales con una ganancia de hasta 10 dBi,
- antenas reflectoras de gran tamaño con una ganancia de hasta 24 dBi.

Integrar reflectores de gran tamaño (hasta 2 metros de diámetro) en satélites LEO es inadecuado debido a que incrementaría su masa y volumen, y este es un factor que queremos evitar. En vez de eso, se puede poner de ejemplo un modelo diseñado específicamente para CubeSat, como es la antena de parche Type I del fabricante Endurosat. Está preparada para aplicaciones ISM (Industrial, Scientific and Medical) de banda S entre 2,4 y 2,45 GHz, con una ganancia de hasta 8,5 dBi [4], [58].

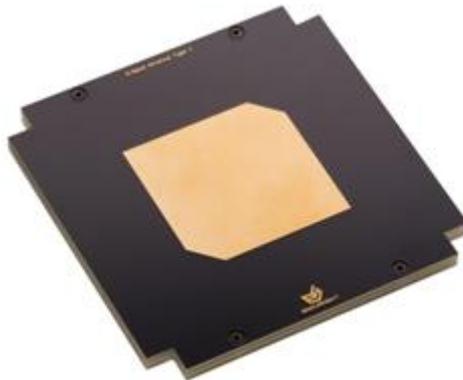


Figura 5.3 Antena Type I para CubeSat

Para obtener un buen compromiso entre tamaño y ganancia, asumiremos un valor de 8.5 dBi para la antena. Consideraremos que los objetos IoT tienen ganancia limitada por su reducido tamaño y alimentación, así que su valor será de 3 dB.

Perdida: Expresa la disminución de potencia que sufre la señal en el espacio tridimensional entre el transmisor y el receptor. Se debe a que conectores y cables del sistema electrónico no tienen una conductividad ideal, a la absorción de energía por efectos de la atmósfera, o por pérdidas de dispersión en el espacio. Se mide en escala logarítmica (dB).

Las pérdidas por efectos de la atmósfera se pueden considerar despreciables a las frecuencias a las que operan los satélites, pero las pérdidas por espacio libre no se pueden evitar incluso cuando el resto de los elementos se consideran ideales. Los factores determinantes para las pérdidas por espacio libre son la longitud de onda (λ), siendo inversamente proporcional a la frecuencia, y la distancia (d), siendo esta la diferencia entre el satélite y el borde de la circunferencia de su área de cobertura [59], [60].

Las tecnologías IoT se diferencian según la forma que acceden a Internet (red fija, red móvil terrestre, wifi, bluetooth, satélite, etc.), lo que requiere la utilización distintas frecuencias para cada caso. Debido a lo novedoso de este concepto no hay un estándar dominante para conexiones a baja potencia entre satélites y objetos IoT. Hay varios

sistemas en desarrollo aprovechando las bandas de frecuencia de radioaficionado, bandas adjudicadas por la ITU y EEC para MSS (servicios móviles por satélite) en órbitas LEO y MEO, y bandas adjudicadas para dispositivos de corto alcance, que sería posible que también usaran los satélites. En el estándar 5G también se considera el acceso a IoT, puesto que se espera que una gran parte de las redes inalámbricas estén siendo ocupadas por objetos conectados.

Este estándar también contempla que los satélites sean parte integral de la arquitectura móvil, con lo que para hacer nuestros cálculos asumimos las frecuencias adjudicadas para servicios por satélite en la banda S (2 a 4 GHz) [2], [4], [24], [39], [61].

También asumimos que la distancia d es una línea que conecta el satélite y el grupo de objetos sin ninguna reflexión, ni obstáculos que impidan una visión directa de la onda propagada.

Mediante la ecuación de transmisión de Friis, y conociendo los valores de potencia de transmisión, recepción, y ganancia inicial, determinaremos si es necesario añadir un amplificador en el satélite para aumentar la ganancia. Los cálculos se deben hacer tanto en bajada como en subida debido a que las características de transmisión y recepción del satélite y de los objetos IoT son diferentes en cada sentido. Haremos los cálculos para diferentes frecuencias de la banda S con el fin de estudiar si las pérdidas tienen una variación considerable, y que rango de frecuencias sería más adecuado para la aplicación propuesta. Como hemos comentado en los párrafos anteriores, usaremos los siguientes valores de potencia y ganancia.

Enlace de bajada		Enlace de subida	
Ptx satélite	30 dBm	Ptx objeto	7 dBm
Prx objeto	-126 dBm	Prx satélite	-136 dBm
Gtx satélite	8,5 dBi	Gtx objeto	3 dB
Grx objeto	3 dB	Grx satélite	8,5 dBi

Tabla 5.1 Valores de potencia y ganancia para enlaces de subida y bajada

5.2 Resultados de los cálculos

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Distancia (km)	3647,5	3480	3308,3	3132	2950,6	2763,2	2569	2366,9	2155,3	1932,2	1695,1
Pérdidas (dB)	-169,7	-169,3	-168,9	-168,4	-167,9	-167,3	-166,7	-165,9	-165,1	-164,2	-163

Tabla 5.2 Perdidas a una frecuencia de 2 GHz función de la distancia

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Ganancia (dB)	2,2	1,8	1,4	0,9	0,4	-0,2	-0,8	-1,6	-2,4	-3,3	-4,5

Tabla 5.3 Ganancia adicional necesaria para el enlace de bajada a 2 GHz

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Ganancia (dB)	15,2	14,8	14,4	13,9	13,4	12,8	12,2	11,4	10,6	9,7	8,5

Tabla 5.4 Ganancia adicional necesaria para el enlace de subida a 2 GHz

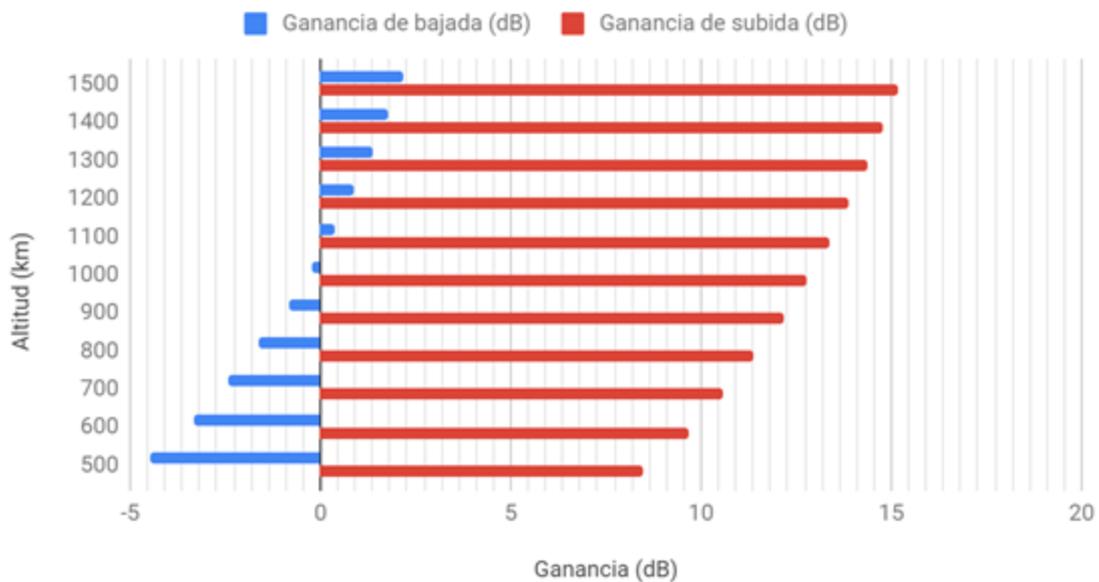


Figura 5.4 Ganancia adicional para el enlace a 2 GHz respecto a la altitud

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Distancia (km)	3647,5	3480	3308,3	3132	2950,6	2763,2	2569	2366,9	2155,3	1932,2	1695,1
Pérdidas (dB)	-173,2	-172,8	-172,4	-171,9	-171,4	-170,8	-170,2	-169,5	-168,7	-167,7	-166,6

Tabla 5.5 Perdidas a una frecuencia de 3 GHz función de la distancia

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Ganancia (dB)	5,7	5,3	4,9	4,4	3,9	3,3	2,7	2	1,2	0,2	-0,9

Tabla 5.6 Ganancia adicional necesaria para el enlace de bajada a 3 GHz

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Ganancia (dB)	18,7	18,3	17,9	17,4	16,9	16,3	15,7	15	14,2	13,2	12,1

Tabla 5.7 Ganancia adicional necesaria para el enlace de subida a 3 GHz

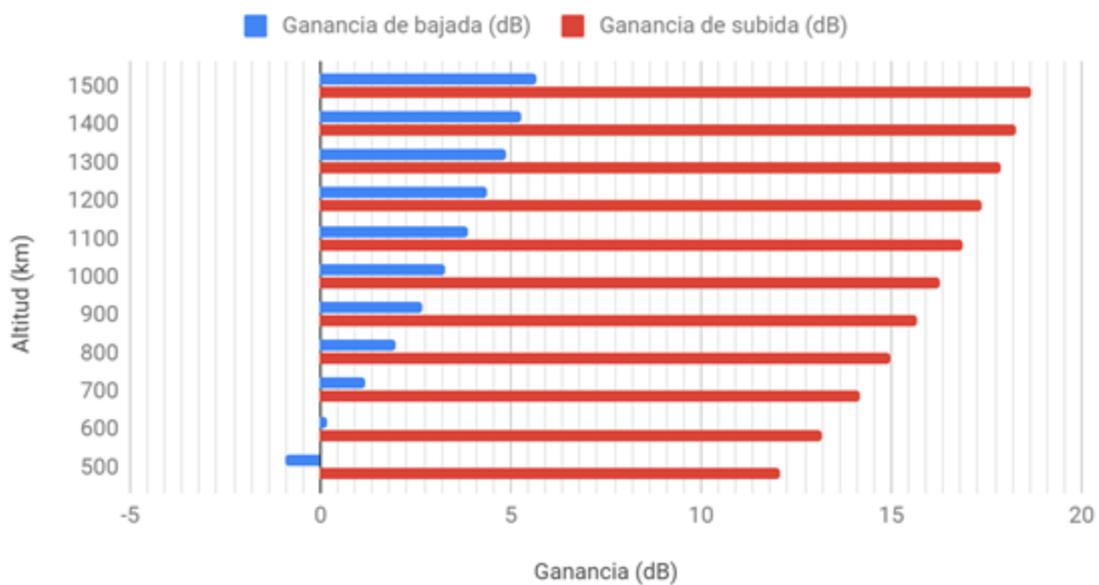


Figura 5.5 Ganancia adicional para el enlace a 3 GHz respecto a la altitud

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Distancia (km)	3647,5	3480	3308,3	3132	2950,6	2763,2	2569	2366,9	2155,3	1932,2	1695,1
Pérdidas (dB)	-175,7	-175,3	-174,9	-174,4	-173,9	-173,3	-172,7	-172	-171,2	-170,2	-169,1

Tabla 5.8 Pérdidas a una frecuencia de 4 GHz función de la distancia

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Ganancia (dB)	8,2	7,8	7,4	6,9	6,4	5,8	5,2	4,5	3,7	2,7	1,6

Tabla 5.9 Ganancia adicional necesaria para el enlace de bajada a 4 GHz

Altitud (km)	1500	1400	1300	1200	1100	1000	900	800	700	600	500
Ganancia (dB)	21,2	20,8	20,4	19,9	19,4	18,8	18,2	17,5	16,7	15,7	14,6

Tabla 5.10 Ganancia adicional necesaria para el enlace de bajada a 4 GHz

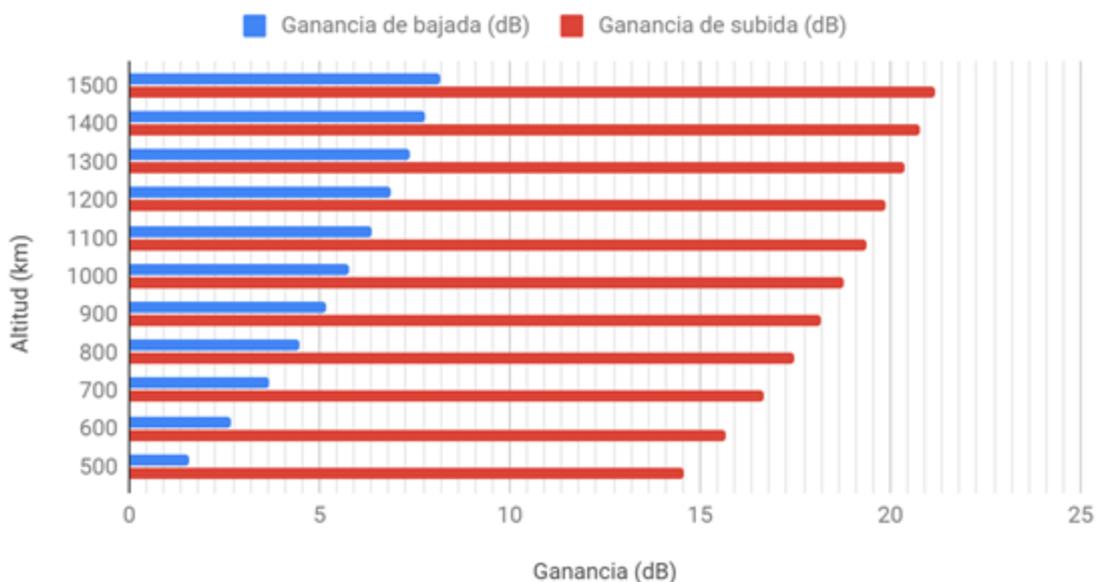


Figura 5.6 Ganancia adicional para el enlace a 4 GHz respecto a la altitud

Como podemos ver, en todos los enlaces de subida propuestos se necesita amplificación adicional debido a la reducida emisión de potencia, típica de la arquitectura IoT. Los satélites también tienen una sensibilidad más baja, pero no lo suficiente como para compensar la potencia de transmisión de los objetos. Por eso para el caso estudiado es necesario incorporar un circuito de amplificación adicional de un valor mínimo de 22 dB en el satélite. También hay que destacar que a frecuencias cercanas a 2 GHz y altitud por debajo de 1000 km no sería necesaria amplificación de bajada ya que la ganancia es negativa.

Se puede comprobar que se cumple la relación directamente proporcional entre el aumento de la frecuencia y el aumento de las pérdidas, por lo que es necesario usar las frecuencias más bajas que se puedan asignar, y concretamente la de subida deberá ser menor que la de bajada para compensar la menor potencia de transmisión de los objetos.

Además, vemos que en el rango elegido para hacer los cálculos y centrándonos en una sola frecuencia, la diferencia de pérdidas entre las distancias máxima y mínima es de poco más de 6 dB. Igualmente centrándonos en una sola distancia, la diferencia de pérdidas entre las frecuencia máxima y mínima también es de 6 dB por lo que no podemos afirmar que un factor sea más relevante que el otro.

5.3 Comparativa con órbita GEO

El reto por solucionar en la utilización de satélites GEO para aplicaciones IoT es la excesiva pérdida por espacio libre en el enlace, debido a la distancia a la que está su órbita. Por lo tanto, estarían equipados con antenas relativamente grandes, con suficiente directividad para evitar interferencias de satélites vecinos y suficiente ganancia para alcanzar la sensibilidad necesaria. Por ejemplo, se ha comprobado que a una frecuencia de 900 MHz, un satélite GEO tiene 35 dB más de pérdidas por espacio libre que un satélite LEO situado 650 km [4].

Según nuestros cálculos las pérdidas en banda S serían de entre -190,6 y -196,7 dB según la frecuencia, y el objeto necesitaría una amplificación adicional de entre 36,1 y 42,2 dB lo que no sería compatible con las características de la arquitectura IoT, que requiere un bajo consumo y coste. La ventaja que ofrecen las bajas altitudes es determinante para que los objetos IoT transmitan con una potencia reducida y por lo tanto un tengan poco gasto energético.

6. Conclusiones

Este trabajo se ha dividido en varios capítulos específicos, cada uno con el objetivo de estudiar una característica del sistema de satélites.

En los dos primeros capítulos, introducción y estado del arte, hemos trazado las necesidades a las que nos enfrentamos, los principios en los que nos basamos para nuestra solución, la regulación aplicable, el impacto social-económico, y otros estudios y proyectos similares.

En el tercer capítulo y siguientes, hemos descrito las características de un satélite CubeSat y una constelación, y el algoritmo para establecerlas. Hemos obtenido unos resultados que indican que es necesario un compromiso para obtener un rendimiento determinado.

La altitud determina el tiempo de vida de la constelación si la órbita está demasiado cercana a la tierra, sobre todo por debajo de 600 km, ya que el rozamiento con la atmosfera hará que los satélites acaben cayendo y se desintegren, con lo que habría que substituirlos más frecuentemente incrementando los costes. También es necesario un mayor número de satélites debido al menor área de cobertura individual, pero se compensará con menos pérdidas por espacio libre y que reducirá el gasto de potencia, una limitación básica de IoT. Por último, con menos distancia se reduce el retardo en la transmisión, aunque la diferencia entre las orbitas LEO no es relevante.

En una comparación con la órbita geoestacionaria, vemos que aunque el número de satélites LEO necesarios para dar cobertura global es mucho más elevado y su tiempo de vida es menor, se compensa con un coste de fabricación y lanzamiento por satélite más reducido. El retardo también sería elevado lo que imposibilitaría su utilización para aplicaciones en tiempo real, pero sin duda el factor diferenciador es la pérdida por espacio libre en el enlace. Debido a la excesiva distancia en comparación con orbitas LEO sería necesario un gasto de potencia de transmisión elevado de los objetos IoT que agotaría sus baterías rápidamente. Por lo tanto, la órbita GEO quedaría descartada para su uso con objetos en localizaciones remotas sin alimentación continua.

Como trabajo futuro se puede estudiar la formación de constelaciones de satélites con haz múltiple, en el que el área de cobertura individual se divide y transmite con una frecuencia distinta en cada subárea, con el objetivo de aprovechar al máximo el ancho de banda disponible mediante reutilización de frecuencias. Para evitar interferencias en los bordes de subáreas donde la misma frecuencia coincida sería necesario utilizar técnicas de precodificación en el transmisor con el objetivo de revertir estos efectos no deseados en la señal.

7. Bibliografía

- [1] Jen Clark, «What is the Internet of Things?,» 17 noviembre 2016. [En línea]. Available: <https://www.ibm.com/blogs/internet-of-things/what-is-the-iot/>. [Último acceso: 19 abril 2019].
- [2] Mauro De Sanctis, Ernestina Cianca, Giuseppe Araniti, Igor Bisio, Ramjee Prasad, "Satellite Communications Supporting Internet of Remote Things," *IEEE Internet of Things (IoT) Journal*, vol. 3, no. 1, pp. 113-123, 2016.
- [3] Zhicheng Qu, Gengxin Zhang, Haotong Cao, And Jidong Xie, "LEO Satellite Constellation for Internet of Things," *IEEE Access*, vol. 5, pp. 18391-18401, 2017.
- [4] The ECC's Working Group Frequency Management, "Report on M2M IoT via satellite," Electronic Communications Committee, Luxembourg, 2017.
- [5] Louis Columbus, «IoT Market Predicted To Double By 2021, Reaching \$520B,» 16 agosto 2018. [En línea]. Available: <https://www.forbes.com/sites/louiscolombus/2018/08/16/iot-market-predicted-to-double-by-2021-reaching-520b/#52c938131f94>. [Último acceso: 19 abril 2019].
- [6] Farooq Khan, "Mobile Internet from the Heavens," *CoRR*, vol. abs/1508.02383, 2015.
- [7] Trilok Dabeasing, *Internet of things (IoT) – Regulatory aspects*, CTO ICT Forum, 2017.
- [8] Aníbal R Figueiras Vidal, *Una panorámica de las telecomunicaciones*, Madrid: Pearson Educación, 2002.
- [9] Abbas Jamalipour, *Low Earth Orbital Satellites for Personal Communication Networks*, Boston: Artech House, 1998.
- [10] José M^a Hernando Rábanos, Luis Mendo Tomás, José Manuel Riera Salís, *Transmisión por radio*, Madrid: Editorial Universitaria Ramon Areces, 2013.
- [11] Gerard Maral, Michel Bousquet, *Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology*, Hoboken: Wiley, 2011.
- [12] Riccardo De Gaudenzi, *Challenges in Future Satellite Communications*, European Space Agency, 2018.
- [13] Yang Mingqi, Dong Xurong, Hu Min, "Design and Simulation for Hybrid LEO Communication and Navigation Constellation," in *Proceedings of 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, Nanjing, 2016.
- [14] Alan R. Washburn, *Earth Coverage by Satellites in Circular Orbit*, Department of Operations Research, Naval Postgraduate School , 2004.

- [15] Raja P, «The Art of Satellite Constellation Design: What You Need to Know,» Astrome Technologies, 9 julio 2015. [En línea]. Available: <http://www.astrome.co/blogs/the-art-of-satellite-constellation-design-what-you-need-to-know/>. [Último acceso: 23 abril 2019].
- [16] Qiang Yang, Dave I. Laurenson, Javier A. Barria, "On the Use of LEO Satellite Constellation for Active Network Management in Power Distribution Networks," *IEEE Transactions on Smart Grid*, vol. 3, no. 3, pp. 1371-1381, 2012.
- [17] Zhang Yi, Li Jun, Sun Qian, Jiang Yong, Hu Yanlang, "Topology Control Strategy of LEO Satellite Constellation Based on Optimal Polar Boundary," in *International Conference on Electronics, Communications and Control (ICECC)*, Ningbo, 2011.
- [18] Sébastien Perrault, «A controlled re-entry of satellites at the end of life,» European Space Agency, 12 noviembre 2018. [En línea]. Available: <http://blogs.esa.int/cleanspace/2018/11/12/a-controlled-re-entry-of-satellites-at-the-end-of-life/>. [Último acceso: 24 abril 2019].
- [19] Gottfried Konecny, "Small satellites-A tool for Earth observation?," *XXth ISPRS Congress*, vol. 4, pp. 12-23, 2004.
- [20] Erik Kulu, «Nanosats Database,» 19 enero 2019. [En línea]. Available: <https://www.nanosats.eu/>. [Último acceso: 24 marzo 2019].
- [21] BIS Research, «What's Driving Global Growth in the Nano Satellite Market?,» Market Research, 12 diciembre 2018. [En línea]. Available: <https://blog.marketresearch.com/whats-driving-global-growth-in-the-nano-satellite-market>. [Último acceso: 26 abril 2019].
- [22] Otto F. Koudelka, *Nanosatellites for Technological and Science Missions*, Technische Universität Graz: Institute of Communication Networks and Satellite Communications.
- [23] CubeSat, «The Cubesat Program,» [En línea]. Available: <http://www.cubesat.org/about>. [Último acceso: 27 abril 2019].
- [24] Frank Zeppenfeldt, *M2M/IoT via satellite*, European Space Agency, 2018.
- [25] European Space Agency, «Welcome to ESA,» European Space Agency, [En línea]. Available: https://www.esa.int/About_Us/Welcome_to_ESA. [Último acceso: 28 abril 2019].
- [26] Eutelsat Communications, «About Eutelsat,» Eutelsat Communications, [En línea]. Available: <https://www.eutelsat.com/en/group/about-us.html>. [Último acceso: 28 abril 2019].
- [27] Grupo Hispasat, «Acerca de Hispasat,» Grupo Hispasat, [En línea]. Available: <https://www.hispasat.com/es/grupo-hispasat/acerca-de-hispasat>. [Último acceso: 29 abril 2019].

- [28] Manuel Castells, «El impacto de internet en la sociedad: una perspectiva global,» de *C@mbio 19 ensayos fundamentales sobre cómo internet está cambiando nuestras vidas*, BBVA Open Mind, 2014, pp. 127-149.
- [29] Johnny Ryan, *A History of the Internet and the Digital Future*, Reaktion Books, 2010.
- [30] Barry M. Leiner, Vinton G. Cerf, David D. Clark, Robert E. Kahn, Leonard Kleinrock, Daniel C. Lynch, Jon Postel, Larry G. Roberts, Stephen Wolf, *Brief History of the Internet*, Internet Society, 1997.
- [31] Jacob Palme, «A personal history of the Internet,» [En línea]. Available: <ftp://ftp.dsv.su.se/users/jpalme/Internet-history-0701.pdf>. [Último acceso: 30 abril 2019].
- [32] Facebook, «Our Mission,» Facebook, [En línea]. Available: <https://newsroom.fb.com/company-info/>. [Último acceso: 30 abril 2019].
- [33] Oracle, «¿Qué es big data?,» Oracle, [En línea]. Available: <https://www.oracle.com/es/big-data/guide/what-is-big-data.html>. [Último acceso: 30 abril 2019].
- [34] Ministerio de Energía, Turismo y Agenda Digital, «Orden ETU/1033/2017, de 25 de octubre, por la que se aprueba el cuadro nacional de atribución de frecuencias,» Agencia Estatal Boletín Oficial del Estado, [En línea]. Available: <https://www.boe.es/eli/es/o/2017/10/25/etu1033>. [Último acceso: 26 abril 2019].
- [35] Bruce R. Elbert, *The Satellite Communication Applications Handbook*, Artech House, 2003.
- [36] International Telecommunication Union, «About International Telecommunication Union (ITU),» International Telecommunication Union, [En línea]. Available: <https://www.itu.int/en/about/Pages/default.aspx>. [Último acceso: 1 mayo 2019].
- [37] CEPT, «ECC and ETSI,» CEPT, 28 febrero 2019. [En línea]. Available: <https://www.cept.org/ecc/ecc-and-etsi>. [Último acceso: 1 mayo 2019].
- [38] International Telecommunication Union, «800+ ITU Sector Members, Associates & Academia,» International Telecommunication Union, [En línea]. Available: <https://www.itu.int/en/join/Pages/default.aspx>. [Último acceso: 1 mayo 2019].
- [39] International Telecommunication Union, *Radio Regulations Articles*, International Telecommunication Union, 2012.
- [40] International Telecommunication Union, «Constitution and Convention,» International Telecommunication Union, [En línea]. Available: <https://www.itu.int/en/history/Pages/ConstitutionAndConvention.aspx>. [Último acceso: 1 mayo 2019].
- [41] European Commission, "EU Budget For The Future Horizon Europe," European Union, 2018.

- [42] European Commission, "EU Budget For The Future Research And Innovation," European Union, 2018.
- [43] Iridium, «Iridium Global Network,» Iridium, [En línea]. Available: <https://www.iridium.com/network/globalnetwork/>. [Último acceso: 30 mayo 2019].
- [44] Jackie Wattles, «SpaceX launches first batch of 60 internet satellites in landmark mission,» CNN Business, 28 mayo 2019. [En línea]. Available: <https://edition.cnn.com/2019/05/23/tech/spacex-starlink-internet-satellites/index.html>. [Último acceso: 30 mayo 2019].
- [45] SpaceX, *Starlink Mission Press Kit*, SpaceX, 2019.
- [46] OneWeb, «Technology,» OneWeb, [En línea]. Available: <https://www.oneweb.world/technology#keyshot-module>. [Último acceso: 1 junio 2019].
- [47] Karen Kirby, Kristin Fretz, John Goldsten, Richard Maurer, "Successes and Challenges of Operating the Van Allen Probes Mission in the Radiation Belts," in *2015 IEEE Aerospace Conference*, 2015.
- [48] Sihang Liu, Pengxu Li, Gaofeng Cui, Weidong Wang, "Design of Satellite Constellation with Inter-satellite Links for Global Communication Using Genetic Algorithm," in *2017 20th International Symposium on Wireless Personal Multimedia Communications (WPMC)*, 2017.
- [49] Kelvin Loh, "Walker-Delta Satellite Constellation for Earth Observation," KAIST, Daejeon, 2012.
- [50] CubeSatShop, «One-stop webshop for CubeSats and Nanosats,» CubeSatShop, [En línea]. Available: <https://www.cubesatshop.com/>. [Último acceso: 17 abril 2019].
- [51] GlobalCom, «The Cost of Building and Launching a Satellite,» GlobalCom, [En línea]. Available: <https://globalcomsatphone.com/costs/>. [Último acceso: 17 abril 2019].
- [52] Guillaume Blanchette, *Optical Interconnect Design in Space*, Reflex Photonics, 2019.
- [53] Jozef C. van der Ha, *Mission Design & Implementation of Satellite Constellations*, Springer, 2012.
- [54] NASA CubeSat Launch Initiative, *CubeSat101 Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*, NASA, 2017.
- [55] Dan Lockney, «General Mission Analysis Tool (GMAT) v.R2016a,» NASA, [En línea]. Available: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1>. [Último acceso: 18 abril 2019].

- [56] Constantine A. Balanis, *Antenna Theory Analysis and Design*, Hoboken: Wiley, 2016.
- [57] Triad RF Systems, «TA1109 | S-Band CubeSat Amplifier,» Triad RF Systems, [En línea]. Available: <https://triadrf.com/products-2/power-amplifiers/power-amplifiers-standard/ta1109/>. [Último acceso: 3 mayo 2019].
- [58] EnduroSat, «Cubesat S-Band Antenna ISM,» EnduroSat, [En línea]. Available: <https://www.endurosat.com/products/cubesat-s-band-patch-antenna/>. [Último acceso: 3 mayo 2019].
- [59] Muhammad Zubair, Zaffar Haider, Shahid A. Khan, Jamal Nasir, "Atmospheric influences on satellite communications," *Przegląd Elektrotechniczny*, no. 5, pp. 261-264, 2011.
- [60] Jiang Wenjuan, Zong Peng, "Analysis and Validation of a New Path Loss Model for LEO Satellite Communication Systems," *2010 2nd International Conference on Computer Engineering and Technology*, vol. 2, pp. 523-527, 2010.
- [61] Waleed Ejaz, Muhammad Ali Imran, Minho Jo, "Internet of Things (IoT) in 5G Wireless Communications," *IEEE Access*, vol. 4, pp. 10310-10314, 2016.

8. Apéndice A: Presupuesto

En este apéndice se detalla el presupuesto que se necesitaría para poner en órbita la constelación LEO descrita en el proyecto. Se tendrán en cuenta el precio por unidad de satélite y lanzamiento, y costes de personal para el desarrollo del proyecto. No se considera adquirir frecuencias para la comunicación con los objetos IoT debido a que se usaran bandas sin licencia. Se considera como unidad el dólar estadounidense debido a que la información encontrada está en esta moneda.

8.1 Costes del satélite y constelación

Según lo encontrado en varias páginas web de venta de componentes CubeSat, como por ejemplo www.cubesatshop.com, podemos poner un precio aproximado a un nanosatélite de comunicaciones.

	Precio (dólares)
Antena	4600
Baterías	6300
Chasis	8000
Equipo de transmisión / recepción	6500
Paneles solares	8500
Placa de control central	4500
Total	38400

Tabla 8.1 Coste de un CubeSat

El número máximo de satélites que ponemos suponer tendrá la constelación sería con la altitud más baja de 500 km, es decir 75 unidades. Si multiplicamos este valor por el precio total obtenemos un valor de 2.88 millones de dólares.

8.2 Costes de personal

Para el diseño de la constelación y la fabricación y pruebas de los satélites es necesario tener un equipo mixto de 5 personas con formación universitaria en grados de telecomunicaciones y aeronáutica. Cada una tendrá un salario medio bruto de 40000 dólares al año. La duración total desde el inicio del diseño hasta la finalización de las pruebas de validación será de 16 meses, con lo que el coste total del personal asciende a 266667 dólares.

8.3 Costes de lanzamiento

Como ya hemos expuesto en un capítulo anterior, el coste de lanzamiento para un nanosatélite LEO es de 5000 \$/kg, que multiplicado por los 60 kg de un CubeSat 6U, y por 75 satélites tendríamos un valor de 22.5 millones de dólares.

8.4 Costes totales

Teniendo los precios de cada una de las fases del proyecto podemos tener el presupuesto total.

	Precio (dólares)
Satélites de la constelación	2880000
Personal	266667
Lanzamiento	22500000
Adjudicación de frecuencias	0
Total	25646667

Tabla 8.2 Costes totales

9. Apéndice B: Abstract

Nowadays, the Internet is evolving towards an environment focused on IoT (Internet of Things) applications. The idea of IoT is to have a very wide network formed by any type of objects, which communicate with each other, with central control nodes, with the user and with the Internet, so that the services that they offer are available at any time and in any place. All these objects collect and share data about their use and characteristics about the environment that surrounds them and can send control messages to other elements. This is defined as machine-to-machine communication (M2M).

This heterogeneous network composed of sensors and actuators integrated into everyday objects, gives the possibility of devising a range of applications that bring large socio-economic benefits, such as in the field of e-health (remote monitoring of health) and assistance of elderly people, home automation (reduction of appliances consumption and intelligent lighting), communication between autonomous cars, Industry 4.0 (digitization of manufacturing processes), self-regulated power distribution networks depending on consumption needs, monitoring of terrestrial and maritime transport and logistics, communication in sustainable smart cities, and environmental monitoring among others.

These applications analyze the data collected by the different sensors, then relevant information is extracted using analytical methods, from where certain patterns can be established, optimal decisions can be made and executed, or failures can be predicted in order to be avoided.

Predictions for the IoT industry in the upcoming years are very optimistic. Bain & Company, one of the main management consulting firms, foresees market growth of 520 billion (520×10^9) dollars in 2021, and Machina Research, leader in strategic technology consulting, estimates about 27 billion connected devices, and benefits worth 3 trillion (3×10^{12}) dollars for investors of this technology. It is expected to have a big expansion in the future.

But this evolution of the Internet also increases the volume of data traffic massively, being forecasted to increase by a factor of 10 every five years, and accentuates the need to establish communications between large or remote areas where is difficult to provide coverage through terrestrial networks, because of high costs or engineering difficulties, like deserts, maritime areas near the coast, or forests, for example. From these new challenges arises the possibility of using communication satellites to service these areas. It also offers an alternative to congested traffic from fixed networks, or if a backup in case of failure or emergency is necessary.

The idea of launching an artificial satellite orbiting around the Earth was first proposed in 1945 by science fiction novelist Arthur C. Clarke in the magazine "Wireless World" and was put into practice in 1957 with the launch of Sputnik I by the Soviet Unión.

Currently they are used for all types of telecommunications, scientific and military applications, from global positioning systems (e.g. GPS, Galileo), taking photographs and thermographic images, geographic and environmental reconnaissance, meteorology, atmospheric study, space exploration by radio telescopes, and even placed in orbit of other planets of the solar system. Satellites dedicated to telecommunications are a fundamental part of the industry due to the possibility of

providing TV, radio, voice and data coverage with a high capacity and reaching remote areas that are relatively inaccessible for other network access technologies.

A telecommunications satellite can be defined as a device orbiting in space, which is used to establish microwave radio links between two or more fixed or mobile stations on Earth that are separated by a considerable distance, acting as a repeater between them.

There are two types of repeaters according to their signal processing. The active repeaters demodulate in baseband the received signal of the uplink, and then process and modulate it again with the frequency of the downlink carrier. The passive repeaters are limited to retransmit what they receive changing the uplink frequency by the downlink one, without making any other change on the signal.

The performance characteristics of the satellites will differ depending on the altitude of the orbit in which they are located:

Geostationary Earth Orbit or GEO is a geosynchronous circular orbit located in the plane of the equator and at an altitude of 35786 km above sea level, rotating in the same direction as the Earth.

The advantage of the geosynchronous orbits is that the signal is always transmitted and received from the same position, since the satellites have the same angular velocity as the Earth, and they don't move regarding the Earth stations, so the antennas do not change their pointing direction. In addition, the satellite is gravitationally balanced with the Earth, so it has minimal orbit deviation and can be corrected with low energy expenditure, allowing them a life span relatively long, between 10 and 15 years.

In order to provide global coverage (except for the polar areas), only three equidistant GEO satellites would be necessary, but communication between two Earth stations would have a high delay of approximately 0.25 seconds.

Medium Earth Orbits or MEO are circular orbits that include the equatorial, polar and inclined ones, with an altitude higher than 2000 km and lower than 35786 km above sea level. Navigation satellites, such as GPS (Global Positioning System) for example, are usually placed in these orbits.

In order to provide global coverage, between four and twenty MEO satellites would be necessary. With less height, a greater number of satellites are needed.

Low Earth Orbit or LEO is the area of space where most of the satellites have been launched. Those are orbits with the same characteristics as the MEO, but they are situated at lower altitudes, between 180 and 2000 km above sea level.

In order to provide global coverage, between hundreds to thousands of LEO satellites would be needed, but they would have a very short delay of around 10 milliseconds.

Due to the smaller distance from Earth in the LEO and MEO orbits, the coverage area of the satellites will also be smaller, and their velocity will be higher than the angular velocity of the Earth, so they will move with respect to the Earth stations until reaching a point where the elevation angle is too low and they will not be seen anymore. For this reason, a minimum elevation angle (ϵ) between 5 and 10 degrees is established, depending on the service quality needs of each application.

In order to prevent communication loss when a satellite is below the minimum elevation angle (ϵ) and to provide uninterrupted coverage, constellations are created.

A constellation is a group of satellites that work in a coordinated way, so by combining the surfaces covered by each of them, a greater total area is achieved. The constellations are divided into orbital planes, where the satellites of a specific plane follow the same trajectory, the same angular velocity and inclination. Several types of constellations have been developed, each with its specific characteristics that affect its coverage. According to its topology they can be classified as equatorial orbit, polar orbit, Walker delta, elliptical orbit types.

For example, the equatorial type constellations have their satellites aligned along the axis of the equator, while the polar type have theirs perpendicular to the equator and pass just above the poles. The Walker delta constellation topology is the most symmetric and the most frequently used. It was designed by John Walker in 1970 and its typical notation is "i: t / p / f" where each parameter indicates the inclination of the orbit, the total number of satellites, the number of orbital planes, and the relative space between planes, respectively.

When a satellite is reaching its minimum elevation angle (ϵ), the coverage area (handover) has to be transferred to the next one in the constellation in order to avoid loss of communication. These transfers can be controlled from the Earth stations or connecting the satellites autonomously to each other. These connections, also called ISL (inter-satellite link), are made through optical or radio frequency links.

There are two types of connections, intra-plane ISL between satellites of the same orbital plane (usually the satellites in front and back of their direction of movement), and inter-plane ISL between adjacent orbital planes. The latter form of control is oriented to applications with real-time communication needs (it is considered that a real-time application has a total delay of less than 100 milliseconds) since it has a very high degree of complexity because the topology of the constellation is constantly changing.

In addition, the MEO and LEO orbits are not in gravitational balance, so they are noticeably attracted to the Earth and remain in their orbit for a relatively short time. In most of the cases they end up being disintegrated in the atmosphere when they become obsolete, with an estimated lifetime of less than 5 years for LEO.

To compensate the high number of satellites needed in the deployment of the constellations, new methods to reduce their launch and manufacture costs are required. This need has led to the creation of imaginative solutions like miniaturization of components due to advances in microelectronics, for example.

The satellites are usually classified according to their mass in the following way:

- large satellites: mass greater than 1000 kg
- medium satellites: from 500 to 1000 kg
- minisatellites: from 100 to 500 kg
- microsatellites: from 10 to 100 kg
- nanosatellites: from 1 to 10 kg
- picosatellites: from 0.1 to 1 kg
- femtosatellites: less than 100 g.

Satellites of reduced size and with a mass below 500 kg have become a serious competitor to the large ones and are a very economical alternative. The use of nanosatellites for commercial applications is currently increasing due to its low weight and volume but being able to perform most of the tasks of conventional satellites. In particular, the use of CubeSat type nanosatellites has spread among many universities, private companies and governments.

The CubeSat standard was first introduced in 1999 from the collaboration between the Stanford and California Polytechnic State universities aiming to the idea of providing access to space in an affordable manner for university researchers. It is a satellite with a very small volume, at about ten centimeters side. The first prototype was manufactured and tested in 2000 and since then the launches have increased exponentially, reaching over one thousand units.

Currently, it has become a collaborative project at an international level that facilitates access to space applications that are divided between commercial use 62%, governmental 12%, military 8%, and academic and research 18%.

With this solution, design and manufacturing time can be reduced considerably resulting in costs ten times lower, because of standard components and serial production use. Its launch also becomes cheaper due less powerful rockets that carry less weight at lower altitudes (several nanosatellites can be launched at the same time). They can also be placed as secondary payloads for other missions. Feasibility studies show that the performance provided by LEO nanosatellites can meet the IoT applications requirements in terms of bandwidth, latency and service availability. On the downside, its small size limits its design and energy source capabilities, but solutions on this matter are still being developed.

There are two ways to connect satellite constellations to the IoT architecture, depending on the need for received power.

Direct access: communication between groups of IoT objects and satellite. This option limits the transmission power due to low consumption requirements of the sensors and actuators, but it is more economical since there is no need for an intermediate node.

Indirect access: through a hub or gateway that communicates with a LPWAN (Low Power Wide Area Network) of objects through other terrestrial access technologies (fixed, mobile, Wi-Fi, LoRa, Bluetooth). This option has a higher transmission power to the satellite but increases the total cost of the system.

Keywords: Satellite communications; LEO constellation; CubeSat; GMAT; Internet of Things (IoT);