



Universidad
Zaragoza



Proyecto Fin de Carrera

DISEÑO CONCEPTUAL DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DE UN SISTEMA CUBESAT INTERPLANETARIO

Autor/es

M^a Lourdes Oliván Cardona

Director/es y/o ponente

Nicole Viola
M^a Antonietta Viscio
Carlos Heras

ESCUELA DE INGENIERIA Y ARQUITECTURA (EINA)
POLITECNICO DI TORINO
Marzo 2014

“"Imposible" es sólo una palabra que usan los hombres débiles para vivir fácilmente en el mundo que se les dio, sin atreverse a explorar el poder que tienen para cambiarlo. "Imposible" no es un hecho, es una opinión. "Imposible" no es una declaración, es un reto. "Imposible" es potencial. "Imposible" es Temporal, "Imposible" no es nada.”

Muhammad Ali

AGRADECIMIENTOS

Ahora que por fin he llegado a este punto, solo me queda agradecer a todas esas personas que me han apoyado en todo este camino.

En primer lugar, me gustaría agradecer su esfuerzo a Carlos Heras, por haber confiado en mi y haber ayudado a sacar mi proyecto adelante. Gracias por haberme guiado y mostrado el camino a seguir cuando me encontré perdida con este trabajo tras mi estancia Erasmus.

Muy especialmente a mi familia, que siempre me ha estado apoyando en todo momento dándome muchos ánimos, y en especial a mis padres, que han sido todo un ejemplo a seguir. Por creer en mi incondicionalmente y sacrificarse para darme todo lo que he necesitado, sin ningún tipo de objeción, para realizar todos mis propósitos. Tengo mucha suerte de tenerlos.

Durante este tiempo, he podido disfrutar de la compañía de gente muy especial. A algunos ya los conocía y otros muchos se han cruzado en mi camino, ayudándome muchas veces a ver las cosas desde otra perspectiva y darle a los problemas la importancia que se merecen. He aprendido muchas cosas de vosotros. Gracias a mis amigos de siempre, a mis chicas de la residencia, compañeras de piso, amigos de la carrera y de estudio, gente de mi estancia Erasmus y mis italianos.

Nunca nadie me dijo que esto sería fácil pero la verdad es que si no hubiese sido por vosotros, no estaría aquí en este momento. Me siento muy afortunada de tener a todo el mundo que me rodea. Gracias por estar ahí cuando las cosas se ponían "feas" y parecía que el camino se cerraba, porque me habéis enseñado que nada es imposible si uno se lo propone.

Muchísimas gracias.

DISEÑO CONCEPTUAL DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DE UN SISTEMA CUBESAT INTERPLANETARIO

RESUMEN

En el presente Proyecto Fin de Carrera se ha realizado un estudio de las alternativas de implementación del subsistema de comunicaciones de un *CubeSat* destinado a realizar medidas tanto del Sol como de las condiciones climáticas del universo, y que se sitúa en el punto de libración entre el Sol y la Tierra, L1.

Lo primero que se ha realizado ha sido un estudio previo de la documentación, con el objetivo de familiarizarse con la temática y el entorno y de esta manera, poder realizar un correcto análisis posterior.

La característica más importante de los sistemas *CubeSat* es su reducido tamaño, por lo que uno de los parámetros que se han considerado apropiado para el análisis de la tecnología a utilizar es el tamaño que va a ocupar dicho sistema. El otro parámetro, que está relacionado con el anterior, mide el margen de desapuntamiento con respecto a la Tierra, es decir, si el sistema es capaz de cubrir toda la Tierra en su transmisión o no, lo que se traduce en el tiempo en el que se puede establecer comunicación teniendo visión directa con el planeta.

En primer lugar, se ha tomado la tecnología de comunicación mediante señales de radiofrecuencia. Esta es la tecnología usada con anterioridad en las misiones espaciales. Utiliza antenas parabólicas que dotan a la señal de alta ganancia. Los receptores que se han escogido han sido las antenas que posee la NASA para la observación del espacio profundo en Goldstone, Madrid y Camberra, y se ha visto el valor del diámetro de la antena transmisora necesaria y el margen de desapuntamiento para las distintas combinaciones de diámetro de antenas receptoras y frecuencias a las que trabajan sus receptores.

Posteriormente, se ha tomado la tecnología de comunicación mediante señales ópticas, la cual ha cobrado en los últimos años mayor interés en este campo de la ciencia ya que al concentrar más la potencia de envío, soporta mayores distancias y mayores tasas de datos. Análogamente al caso anterior, se ha analizado la divergencia de haz de la señal de salida necesaria y el margen de desapuntamiento. Se han seleccionado un grupo de telescopios situados por toda la Tierra y con diámetros que varían entre los 5m y los 11,8m.

Al obtener unas divergencias de salida, en el caso de trabajar con señales ópticas, bastante reducidas, se ha debido añadir un sistema colimador. Para la implementación de dicho sistema, se han tenido en cuenta 3 posibles alternativas: una lente colimadora simple, un sistema *beam-expander* y un reflector de tipo gregoriano, siendo este último el considerado más adecuado para nuestro montaje.

ÍNDICE DE CONTENIDOS

ÍNDICE DE FIGURAS	11
ÍNDICE DE TABLAS	13
INTRODUCCIÓN	15
CAPÍTULO 1: SISTEMAS RF	17
1.1 Antecedentes	17
1.1.1 SOHO.....	17
1.1.2 ACE.....	17
1.2 Fundamentos teóricos de propagación en RF.....	18
1.2.1 Diámetro de antena transmisora requerido.....	18
1.2.2 Margen de desapuntamiento.....	18
1.3 Análisis de los sistemas.....	19
1.3.1 Análisis del diámetro de antena de transmisión	19
1.3.1.1 Parámetros de enlace para distintos tamaños de antena receptora y frecuencias...20	
1.3.1.2 Discusión de los resultados.....	22
1.3.2 Análisis del margen de desapuntamiento.....	23
CAPÍTULO 2: SISTEMAS ÓPTICOS	25
2.1 Antecedentes	25
2.1.1 Enlaces con satélites en órbitas GEO y MEO.....	25
2.1.1.1 ARTEMIS-OICETS	25
2.1.1.2 OICETS-NICT	26
2.1.2 Propuesta de la NASA.....	26
2.2 Fundamentos teóricos de propagación de señales ópticas	26
2.2.1. Divergencia de haz del sistema transmisor	26
2.2.3 Margen de desapuntamiento.....	27
2.3 Análisis de los sistemas.....	27
2.3.1 Análisis de la divergencia de haz del sistema de transmisión	28
2.3.2 Análisis del margen de desapuntamiento.....	29
2.4 Propuestas para la implementación del sistema de transmisión	29
2.4.1 Propuestas según la divergencia de haz.....	29
2.4.2 Propuestas según el margen de apuntamiento	32
CAPÍTULO 3: VALORACIÓN DE LAS ALTERNATIVAS	33
CAPÍTULO 4: CONCLUSIONES	35
REFERENCIAS	27
ANEXOS	39
ANEXO I: DESARROLLO DE FUNDAMENTOS DE PROPAGACIÓN DE RF	41
I.1 Desarrollo de la ecuación de transmisión de Friis	41
I.2 Desarrollo de los parámetros del enlace	42
I.2.1 Potencia de transmisión, P_T	42
I.2.2 Potencia de recepción, P_R	43
I.2.3 Ganancia de recepción, G_R	44
I.2.4 Pérdidas de propagación en el espacio libre, L_{FS}	45
I.2.5 Pérdidas por desacoplo de polarización, L_p	45
I.2.6 Pérdidas debidas a otros factores, L_{other}	45

I.3	Desarrollo del margen de desapuntamiento	36
ANEXO II: DESARROLLO DE FUNDAMENTOS DE PROPAGACIÓN ÓPTICA		49
II.1	Desarrollo de la ecuación de transmisión	49
II.2	Desarrollo de los parámetros del enlace	50
II.2.1	Potencia de transmisión, P_T	50
II.2.2	Potencia de recepción, P_R	50
II.2.3	Diámetro de antena receptora, G_R	50
ANEXO III: ANÁLISIS DE LA SOLUCIÓN ÓPTICA A BORDO DEL SATÉLITE		51
III.1	Lente colimadora	51
III.2	Beam-expander	54
III.3	Reflector de tipo Gregoriano	58

ÍNDICE DE FIGURAS

Fig. 1.1: Diámetro de antena transmisora frente al BER para antenas de 26m y 34m trabajando con receptores de Banda S.....	22
Fig. 1.2: Diámetro de antena transmisora frente a BER para antenas de 34m y 70m trabajando con receptores de banda S, X y Ka.....	22
Fig. 2.1: Divergencia de haz frente a potencia transmitida para cada uno de los telescopios de recepción.	28
Fig. 2.2: Reflector gregoriano.....	30
Fig. 2.3: Reflector gregoriano en simulador OSLO.....	30
Fig. 2.4: Modificaciones en la simulación del sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale	31
Fig. 2.5: <i>Spot diagram</i> de la simulación del sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale	32
Fig. I.1: Balance de potencia entre dos antenas.....	41
Fig. I.2: Potencia de entrada y masa del transpondedor frente a la potencia de salida.....	43
Fig. I.3: BER frente a la relación señal a ruido por bit dependiendo de la modulación utilizada.....	44
Fig. I.4: Sistema de apuntamiento del satélite con respecto a la Tierra.	46
Fig. I.5: Estimación de la directividad a partir del ángulo sólido equivalente.....	46
Fig. II.1: Relación del diámetro de apertura en recepción con el ancho de haz en transmisión.....	49
Fig. III.1: Sistema basado en una lente colimadora.	51
Fig. III.2: Parámetros de una lente plano-convexa.	52
Fig. III.3: Modificaciones en la simulación del sistema con lente colimadora y telescopio Hale	53
Fig. III.4: Datos de la simulación del sistema con lente colimadora y telescopio Hale	53
Fig. III.5: <i>Spot diagram</i> de la simulación del sistema con lente colimadora y telescopio Hale	53
Fig. III.6: Sistema basado en un <i>beam-expander</i>	54
Fig. III.7: Parámetros de una lente plano-cóncava.	55
Fig. III.8: Modificaciones en la simulación del sistema con <i>beam-expander</i> y telescopio Hale	56
Fig. III.9: Datos de la simulación del sistema con <i>beam-expander</i> y telescopio Hale.....	56

Fig. III.10: <i>Spot diagram</i> de la simulación del sistema con <i>beam-expander</i> y telescopio Hale	57
Fig. III.11: Señal óptica pasando por la lente divergente.....	57
Fig. III.12: Modificaciones en la simulación del sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale	58
Fig. III.13: Datos de la simulación del sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale.....	59
Fig. III.14: <i>Spot diagram</i> de la simulación del sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale ...	59

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1: Requisitos del sistema RF.....	19
Tabla 1.2: Parámetros del enlace para una comunicación en banda S con las antenas receptoras de 26m del DSN.....	20
Tabla 1.3: Parámetros del enlace para una comunicación en banda S con las antenas receptoras de 34m del DSN.....	20
Tabla 1.4: Parámetros del enlace para una comunicación en banda X con las antenas receptoras de 34m del DSN.....	20
Tabla 1.5: Parámetros del enlace para una comunicación en banda Ka con las antenas receptoras de 34m del DSN.....	21
Tabla 1.6: Parámetros del enlace para una comunicación en banda S con las antenas receptoras de 70m del DSN.....	21
Tabla 1.7: Parámetros del enlace para una comunicación en banda X con las antenas receptoras de 70m del DSN.....	21
Tabla 1.8: Valores más restrictivos del diámetro de la antena transmisora para cada tipo de antena receptora del DSN.....	22
Tabla 1.9: Valores más restrictivos del margen de desapuntamiento para cada tipo de antena receptora del DSN.....	23
Tabla 2.1: Requisitos del sistema óptico.....	27
Tabla 2.2: Divergencia de haz para cada telescopio receptor.....	28
Tabla 2.3: Margen de desapuntamiento para cada telescopio receptor.....	29
Tabla III.1: Distancia focal del sistema óptico basado en una lente colimadora en función del telescopio terrestre utilizado.....	52
Tabla III.2: Características de la lente seleccionada para la simulación del sistema colimador.....	52
Tabla III.3: Parámetros de diseño del sistema colimador basado en un <i>beam-expander</i> en función del telescopio terrestre utilizado.....	55
Tabla III.4: Características de las lentes seleccionadas para la simulación del <i>beam-expander</i>	56

INTRODUCCIÓN

El objetivo del siguiente Proyecto Fin de Carrera es el de realizar el estudio de cómo sería la comunicación de un satélite *CubeSat* utilizando señales de radiofrecuencia o señales ópticas, para, de esta manera, poder decidir cuál sería la opción más adecuada.

La tecnología *CubeSat* consiste en un tipo de picosatélite que se forman con la unión de varios cubos de 10cm de lado y aproximadamente 1kg. Últimamente ha habido un desarrollo de estos tipos de sistemas debido al avance en la tecnología, consiguiendo sistemas de tamaño cada vez más pequeño, lo que permite una reducción bastante significativa del coste de dichas misiones.

El satélite para el cuál se va a realizar el estudio es un módulo de 6 unidades que se situará en el Punto de Libración L1 entre el Sol y la Tierra y tendrá como objetivo realizar medidas solares y de las condiciones climatológicas del universo. Dicho punto es un lugar de máxima estabilidad, lo que favorece al sistema de propulsión ya que las maniobras de reajuste de la órbita son mínimas. Además, también favorece a la observación del Sol ya que tiene visión ininterrumpida del astro.

El uso de señales de radiofrecuencias ha sido la técnica utilizada hasta el momento para misiones espaciales ya que permite la realización de la comunicación con una amplia cobertura utilizando reflectores parabólicos que dotan a la señal de una alta ganancia.

Sin embargo, en los últimos años se ha considerado la posibilidad de la utilización de señales ópticas para este fin. Dichos sistemas concentran la potencia en menos espacio por lo que pueden utilizarse en enlaces de gran distancia, soportando mayor tasa de datos y su peso y dimensiones son menores.

En este proyecto podemos diferenciar 3 partes de manera clara: una primera parte de estudio de la alternativa utilizada hasta el momento, la comunicación mediante señales de radiofrecuencia, donde se realizará el análisis de dos parámetros del enlace para distintas posibilidades y escenarios; una segunda parte donde se estudiará la segunda alternativa propuesta, la comunicación mediante señales ópticas, realizando el estudio de los mismo parámetros que en el caso anterior; y una última parte donde se compararán dichas alternativas. En todo este estudio se va a considerar el enlace descendente, ya que se considera más limitante debido a que la tasa de datos va a ser mayor que en el caso del enlace ascendente.

La realización del proyecto se ha llevado a cabo en una primera fase temporal en el departamento de Ingeniería Mecánica y Aeroespacial del Politécnico de Turín. Allí, ha tenido lugar la documentación y familiarización con el contexto, así como el análisis del sistema de RF.

Seguidamente, se ha continuado en el Departamento de Electrónica y Comunicaciones de la Escuela de Ingeniería y Arquitectura de la Universidad de Zaragoza, completando la parte realizada con anterioridad en el Politécnico de Turín y desarrollando el sistema óptico y la valoración de resultados.

La memoria del presente proyecto, se ha estructurado en 4 capítulos en los que se recoge los aspectos más importantes que se han realizado a para obtener este trabajo. Adicionalmente se incluyen 3 anexos en los que se completan algunos de los aspectos citados en los capítulos principales de la memoria.

En el Capítulo 1 se realiza el estudio de la propagación en RF. Primeramente se presentan los fundamentos teóricos seguidos para dicho trabajo y posteriormente se pasa a analizar dos parámetros significativos en el enlace. Dichos parámetros son: el diámetro de la antena transmisora y el margen de desapuntamiento, que nos va a indicar cuánto se puede desviar la antena en su dirección de máxima radiación para que no se reciba señal en las estaciones terrestres.

En el Capítulo 2 se realiza el estudio de la propagación de señales ópticas. Se sigue el mismo procedimiento que en el capítulo anterior, analizando los mismos parámetros, de manera que nos permita realizar una comparación posteriormente.

En el Capítulo 3 se comparan los resultados obtenidos de los sistemas analizados en los dos capítulos anteriores de manera que nos permita tomar una decisión de la técnica más adecuada para nuestra aplicación.

En el Capítulo 4 se muestran las conclusiones del trabajo realizado, comentando posibles mejoras y líneas futuras de desarrollo.

En el Anexo I se recogen los fundamentos teóricos utilizados para el análisis de la comunicación RF.

En el Anexo II se recogen los fundamentos teóricos utilizados para el análisis de la comunicación óptica.

El Anexo III recoge el análisis de tres posibles soluciones a las problemáticas planteadas en los sistemas ópticos y la elección de la más adecuada.

CAPÍTULO 1:

SISTEMAS EN RF

En este Capítulo 1 se desarrollan los fundamentos de propagación en RF que nos van a permitir el estudio de los parámetros que consideramos a analizar, diámetro de antena transmisora y margen de desapuntamiento. En el Apartado 1.2 se desarrollan teóricamente para posterior análisis en los apartados 1.3 y 1.4.

1.1 Antecedentes

Actualmente, nos podemos encontrar con dos misiones a tomar como referencia ya que se sitúan en el mismo lugar donde queremos mandar nuestro satélite. Éstas son: SOHO (*Solar and Heliospheric Observatory*) y ACE (*Advanced Composition Explorer*).

Los dos sistemas realizan su comunicación con la Tierra mediante RF en banda S, a través de las antenas que posee la NASA para la observación del espacio profundo, DSN (*Deep Space Network*).

1.1.1 SOHO

Fue lanzada en diciembre de 1995 y está situada en el punto L1 describiendo una órbita Halo alrededor del Sol.

Tiene como objetivos: el estudio de la estructura y comportamiento del interior del Sol, el estudio de los procesos físicos que forman y calientan la corona solar y la investigación del viento solar y sus procesos de aceleración [1].

Cuando tiene visión directa con la Tierra, transmite una señal cuya tasa de datos máxima es 200kbps, con una potencia de salida de 10W y mediante un reflector parabólico de 0,8m.

La nave es seguida por las antenas de 26m del DSN.

La frecuencia utilizada para el enlace ascendente es 2,067 GHz y para el descendente 2,245 GHz, ambos utilizando polarización circular [2].

1.1.2 ACE

Fue lanzada en agosto de 1997 y también está situada en el punto L1 pero esta vez describiendo una órbita Lissajous alrededor del Sol.

Tiene como objetivo comparar y determinar la composición elemental e isotópica de distintos tipos de materia, entre los que se incluyen el viento solar, el medio interestelar y otra materia de origen galáctico [3].

Cuando tiene visión directa con la Tierra, transmite una señal con tasa de datos máxima de 76,384kbps, con una potencia de salida de 5W y mediante un reflector parabólico de 0,75m.

Como en el caso anterior, también es seguida por las antenas de 26m del DSN y las frecuencias utilizadas para sus enlaces ascendente y descendente son 2,097GHz y 2,278GHz respectivamente [4].

Estas dos sondas siguen actualmente en funcionamiento.

1.2 Fundamentos teóricos de propagación en RF

En este análisis nos vamos a centrar en los parámetros de diámetro de la antena transmisora necesaria para cubrir los requisitos de BER para la tasa exigida y el margen de desapuntamiento del sistema.

1.2.1 Diámetro de antena transmisora requerido

La ecuación que vamos a utilizar para el análisis del enlace va a ser la Ecuación de Transmisión de Friis, cuyo desarrollo se encuentra detallado en el Anexo I [5].

$$P_R = P_T G_T G_R L_{FS} L_p L_{other} \quad (\text{Ec. 1.1})$$

Donde P_R es la potencia recibida, P_T es la potencia transmitida, L_{FS} son las pérdidas de propagación, L_p son las pérdidas de polarización, L_{other} son las pérdidas debidas a la consideración de otros factores y, por último, G_T y G_R son las ganancias de las antenas tanto transmisora como receptora.

Dichas antenas son parabólicas y quedan descritas por la ecuación $G = \eta \mathcal{D} = \eta \frac{4\pi}{\lambda^2} A_{ef} = \eta \left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2$, donde $A_{ef} = \pi R^2 = \pi \frac{D^2}{4}$ es el área de la apertura, en este caso, una circunferencia.

Para llegar a la expresión teórica del parámetro a analizar, obtenemos, de la expresión del enlace Ec. 1.1, la ganancia de transmisión necesaria para cumplir los requisitos de la comunicación. Ésta nos fijará un determinado tamaño de antena.

$$G_T = \frac{P_R}{P_T G_R L_{FS} L_p L_{other}} \quad (\text{Ec. 1.2})$$

De ahí, podemos obtener el diámetro de antena transmisora que necesitamos en función de la ganancia de transmisión obtenida según la ecuación que describe la ganancia de una antena parabólica:

$$D_T = \frac{\lambda}{\pi} \sqrt{\frac{G_T}{\eta_T}} \quad (\text{Ec. 1.3})$$

Para llegar a la resolución de dicha expresión, se deben analizar primero los parámetros que forman la Ec. 1.2. Este análisis se ha realizado en el Anexo I.

1.2.2 Margen de desapuntamiento

Con la medida de este parámetro queremos ver cuál es el límite de desplazamiento de la antena en su apuntamiento para el que dejaríamos de recibir señal en las estaciones terrestres.

El ancho de haz de la señal transmitida viene descrito por la siguiente expresión [5]:

$$\theta = \sqrt{\frac{41253}{\left(\frac{\pi D_T}{\lambda}\right)^2}} \quad (\text{Ec. 1.4})$$

Podemos calcular el margen de desapuntamiento como la diferencia entre el ancho de haz de la señal transmitida [5] y el ángulo límite para que la señal sea recibida en toda la Tierra, $\theta_c=0,24^\circ$, cuyo desarrollo se encuentra en el Anexo I.

$$M = \frac{\theta}{2} - \frac{\theta_c}{2} = \frac{\theta}{2} - 0,24^\circ \quad (\text{Ec. 1.5})$$

1.3 Análisis de los sistemas

Se va a tener en cuenta solamente el enlace descendente ya que es el más restrictivo al contar con mayor tasa de datos.

Los requisitos del sistema con los que partimos en nuestro cálculo y que son comunes a todas las combinaciones de sistemas, se muestran a continuación:

Distancia, d (Km)	$1,5 \cdot 10^6$
Tasa de datos, R_b (Kbps)	408,137
Potencia transmisora, P_T (dBW)	3,01
Eficiencia en transmisión, η_T	0,5
Eficiencia en recepción, η_R	0,5
BER	10^{-7}
Margen de recepción, M' (dB)	3
Relación señal a ruido por bit requerida, $(E_b/N_o)_{req}$ (dB)	14,3

Tabla 1.1: Requisitos del sistema RF

La distancia, d , de $1,5 \cdot 10^6$ Km se corresponde con la del punto L1 a la Tierra. La tasa de datos, R_b , se corresponde con la suma de los datos de telemetría (8kbps [7]) y los datos generados por los instrumentos de medida (1 magnetómetro: 140bps, 1 espectrómetro: 23bps, 3 dosímetros de radiación: 24bps y una cámara: 400kbps [11]). Como eficiencia de transmisión y de recepción, η_T y η_R , tomamos un valor típico de este parámetro. La potencia estimada que se puede obtener de los paneles solares es de 40W, y contando con los consumos propios de la nave, la potencia que se le puede suministrar al transpondedor será de 20W. Según la Fig. 1.2 (Anexo I), con esta potencia de entrada, podemos conseguir mediante un transpondedor TWTA una potencia de salida de 2W. La modulación será BPSK sin ninguna codificación. Según las gráficas de BER frente a la relación señal a ruido por bit para este tipo de modulación (ver Fig. 1.3 Anexo I) podemos obtener el valor correspondiente de relación señal a ruido por bit requerida para un determinado BER que podemos fijar según la precisión que queramos en nuestra aplicación. Para un valor típico de 10^{-7} [7], dicho parámetro alcanza un valor de 11,3dB. Si le sumamos un margen de error de 3dB, el valor de la relación señal a ruido mínima requerida en recepción para demodular la señal con una probabilidad de error de bit de 10^{-7} es de 14,3dB.

1.3.1 Análisis del diámetro de antena de transmisión

En este apartado se realizará el estudio del parámetro diámetro de transmisión para cada una de las combinaciones de elementos posible.

Las misiones precedentes utilizan las antenas del DSN de 26m. Las combinaciones que vamos a realizar se basan en la utilización de dichos receptores y también los desarrollados posteriormente a la puesta en funcionamiento de las sondas, que son los receptores de 34m y 70m.

Cada uno de los cuales está diseñado para trabajar en unas frecuencias determinadas. Las antenas de 26m trabajan en banda S, las de 34m trabajan en banda S, X y Ka, y por último, los nuevos receptores de 70m lo hacen en banda S y X.

Las dos antenas están adaptadas en polarización de manera que no se consideran pérdidas de este tipo.

A continuación se realizarán los cálculos para cada uno de estos escenarios en cada una de las estaciones que posee el DSN, los cuáles tienen los siguientes parámetros en común:

El valor de la ganancia receptora, G_R , se ha calculado mediante la ecuación de la ganancia en una antena parabólica. La temperatura de ruido se corresponde con la suma de la temperatura del sistema [12,13,14 dependiendo de la antena receptora y la banda] y la temperatura de ruido debida a factores externos, que hemos tomado del estudio de la NASA [9] con un $CD=0.96$, que indica un clima nublado y con lluvia, y con una elevación de 12° . De esta manera analizaremos el enlace en condiciones adversas. La potencia requerida en recepción es la indicada por la Ec. 1.10 (Anexo I). Las pérdidas de propagación para esta banda de frecuencias han sido calculadas utilizando la Ec. 1.11 (Anexo I). El valor de las pérdidas debidas a otros factores considerados, son la suma de las

pérdidas debidas a gases [8], las debidas a hidrometeoros (obtenidos de un estudio de la NASA para sus antenas del DSN [9]) y las debidas a efectos de la estructura y viento [10]. La ganancia de transmisión requerida para satisfacer el enlace, G_T , se calcula mediante la Ec. 1.2 y con la Ec. 1.3 obtenemos el diámetro de antena necesitada, D_T .

1.3.1.1 Parámetros de enlace para distintos tamaños de antena receptora y frecuencias.

- Antenas de 26m y banda S (2,295GHz)

Según los requisitos del sistema y con las características de las antenas del DSN de 26m [12] obtenemos los siguientes valores:

	Goldstone	Camberra	Madrid
Ganancia receptora, G_R (dB)	52,88	52,88	52,88
Temperatura de ruido, T (K)	131,463	127,695	130,638
Potencia de recepción requerida, P_R (dBW)	-137,00	-137,13	-137,03
Pérdidas de propagación, L_{FS} (dB)	223,18	223,18	223,18
Otras pérdidas, L_{other} (dB)	1,54	1,60	1,59
Ganancia de transmisión requerida, G_T (dB)	31,83	31,76	31,96
Diámetro de antena transmisora, D_T (m)	2,30	2,28	2,30

Tabla 1.2: Parámetros de enlace para una comunicación en banda S con las antenas receptoras de 26m del DSN

- Antenas de 34m y banda S (2,295GHz)

Según los requisitos del sistema y con las características de las antenas del DSN de 34m-BWG [13] obtenemos los siguientes valores:

	Goldstone	Camberra	Madrid
Ganancia receptora, G_R (dB)	55,24	55,24	55,24
Temperatura de ruido, T (K)	137,463	138,695	138,638
Potencia de recepción requerida, P_R (dBW)	-136,81	-136,77	-136,77
Pérdidas de propagación, L_{FS} (dB)	223,18	223,18	223,18
Otras pérdidas, L_{other} (dB)	1,49	1,55	1,54
Ganancia de transmisión requerida, G_T (dB)	29,62	29,71	29,71
Diámetro de antena transmisora, D_T (m)	1,78	1,80	1,80

Tabla 1.3: Parámetros de enlace para una comunicación en banda S con las antenas receptoras de 34m del DSN

- Antenas de 34m y banda X (8,42GHz)

Según los requisitos del sistema y con las características de las antenas del DSN de 34m-BWG [13] obtenemos los siguientes valores:

	Goldstone	Camberra	Madrid
Ganancia receptora, G_R (dB)	66,53	66,53	66,53
Temperatura de ruido, T (K)	52,841	61,41	62,813
Potencia de recepción requerida, P_R (dBW)	-140,96	-140,31	-140,21
Pérdidas de propagación, L_{FS} (dB)	234,47	234,47	234,47
Otras pérdidas, L_{other} (dB)	1,63	1,81	1,84
Ganancia de transmisión requerida, G_T (dB)	25,60	26,44	26,56
Diámetro de antena transmisora, D_T (m)	0,31	0,34	0,34

Tabla 1.4: Parámetros de enlace para una comunicación en banda X con las antenas receptoras de 34m del DSN.

- Antenas de 34m y banda Ka (32GHz)

Según los requisitos del sistema y con las características de las antenas del DSN de 34m-BWG [13] obtenemos los siguientes valores:

	Goldstone	Camberra	Madrid
Ganancia receptora, G_R (dB)	78,12	78,12	78,12
Temperatura de ruido, T (K)	158,517	258,082	268,362
Potencia de recepción requerida, P_R (dBW)	-136,19	-134,07	-133,90
Pérdidas de propagación, L_{FS} (dB)	246,07	246,07	246,07
Otras pérdidas, L_{other} (dB)	3,44	6,01	6,07
Ganancia de transmisión requerida, G_T (dB)	32,18	36,87	37,10
Diámetro de antena transmisora, D_T (m)	0,17	0,29	0,30

Tabla 1.5: Parámetros de enlace para una comunicación en banda Ka con las antenas receptoras de 34m del DSN

- Antenas de 70m y banda S (2,295GHz)

Según los requisitos del sistema y con las características de las antenas del DSN de 70m [14] obtenemos los siguientes valores:

	Goldstone	Camberra	Madrid
Ganancia receptora, G_R (dB)	61,51	61,51	61,51
Temperatura de ruido, T (K)	36,323	37,545	37,488
Potencia de recepción requerida, P_R (dBW)	-142,59	-142,44	-142,45
Pérdidas de propagación, L_{FS} (dB)	223,18	223,18	223,18
Otras pérdidas, L_{other} (dB)	0,54	0,60	0,59
Ganancia de transmisión requerida, G_T (dB)	16,62	16,81	16,80
Diámetro de antena transmisora, D_T (m)	0,40	0,41	0,41

Tabla 1.6: Parámetros de enlace para una comunicación en banda S con las antenas receptoras de 70m del DSN

- Antenas de 70m y banda X (8,42GHz)

Según los requisitos del sistema y con las características de las antenas del DSN de 70m [14] obtenemos los siguientes valores:

	Goldstone	Camberra	Madrid
Ganancia receptora, G_R (dB)	72,80	72,80	72,80
Temperatura de ruido, T (K)	26,941	35,51	36,913
Potencia de recepción requerida, P_R (dBW)	-143,89	-142,69	-142,52
Pérdidas de propagación, L_{FS} (dB)	234,47	234,47	234,47
Otras pérdidas, L_{other} (dB)	2,03	2,21	2,24
Ganancia de transmisión requerida, G_T (dB)	16,80	18,19	18,38
Diámetro de antena transmisora, D_T (m)	0,11	0,13	0,13

Tabla 1.7: Parámetros de enlace para una comunicación en banda X con las antenas receptoras de 70m del DSN

1.3.1.2 Discusión de los resultados

Los valores más restrictivos obtenidos son los mostrados en la siguiente tabla.

	26-m	34-m			70-m	
Banda de frec.	S	S	X	Ka	S	X
Localización	Goldstone/ Madrid	Camberra/ Madrid	Camberra/ Madrid	Camberra/ Madrid	Canberra/ Madrid	Canberra/ Madrid
Diámetro de antena, D_T (m)	2,30	1,80	0,34	0,30	0,41	0,13

Tabla 1.8: Valores más restrictivos del diámetro de la antena transmisora para cada tipo de antena receptora del DSN.

Si realizamos una representación del parámetro a analizar, el diámetro de la antena que necesitamos en transmisión para cumplir con un determinado BER, que es el parámetro diseño que debemos elegir según necesitemos más o menos precisión en los datos de nuestra aplicación, obtenemos las figuras Fig.1.1 y Fig.1.2.

Se han separado las dos figuras representándolas en diferente escala para la mejor visualización de los cambios del diámetro de antena transmisora en función de la variación del BER.

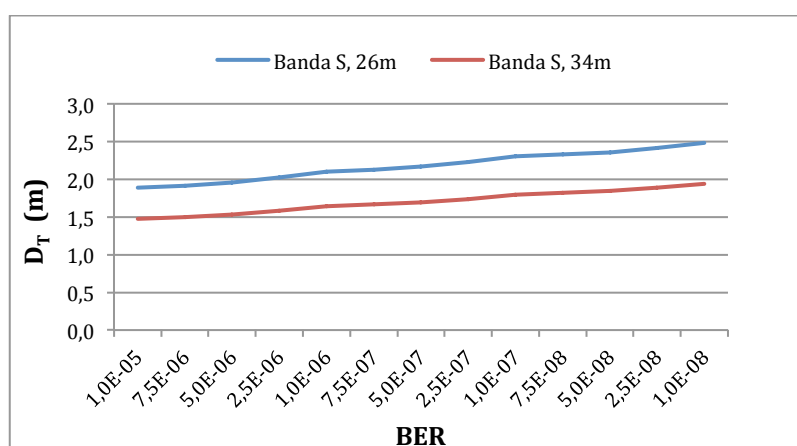


Fig. 1.1: Diámetro de antena transmisora frente al BER para antenas de 26m y 34m trabajando con receptores de Banda S.

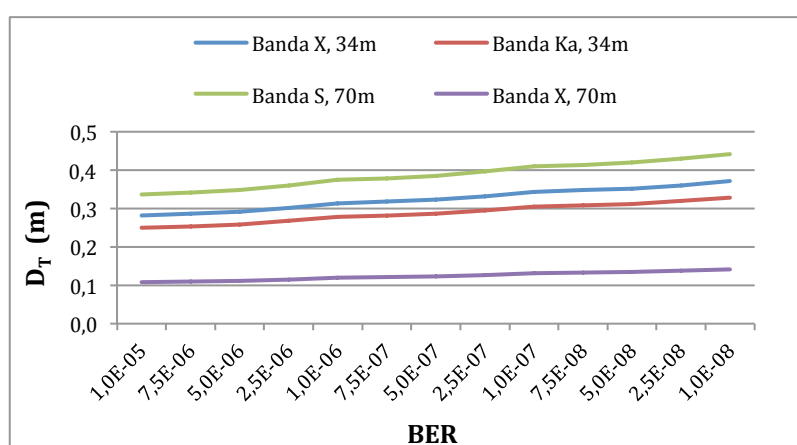


Fig. 1.2: Diámetro de antena transmisora frente a BER para antenas de 34m y 70m trabajando con receptores de banda S, X y Ka

Como cabe esperar, a medida que disminuimos el BER, aumentamos la potencia de recepción requerida y aumenta el tamaño de la antena requerida en transmisión ya que, las pérdidas a lo largo del enlace son las mismas, por lo que debemos aumentar la ganancia en transmisión y, por consiguiente, el diámetro del reflector parabólico utilizado.

Fijándonos en la relación entre los distintos casos podemos observar los siguientes resultados:

- La pendiente de las rectas obtenidas en la variación no es la misma para todos los casos ya que también debemos cuantificar el efecto de las pérdidas atmosféricas y de propagación que cambian según la frecuencia.

- Para un mismo tamaño de antena receptora, cuanto mayor es la frecuencia de trabajo, menor es el tamaño de antena transmisora que se necesita.

- Para una misma frecuencia, si se utilizan antenas en recepción más grandes, necesitamos antenas transmisoras de menor tamaño para satisfacer el enlace, ya que las primeras suministran mayor ganancia.

El avance en la tecnología ha permitido realizar las antenas de 70m del DSN con unos receptores criogénicos que aportan muy baja temperatura de ruido al sistema. Esto permite obtener tamaños mas bajos de antena transmisora utilizando frecuencias más bajas. De manera que puedan competir los sistemas de banda Ka de 34m con los sistemas de banda S de 70m.

1.3.2 Análisis del margen de desapuntamiento

Utilizando la Ec. 1.4 podemos calcular, para cada una de las antenas obtenidas en el apartado que analizaba los diámetros de la antena de transmisión, el ancho de haz transmitido.

Con este parámetro, podemos obtener a su vez el radio de cobertura de la señal enviada en la Tierra (Ec. 1.15, Anexo I) y el margen de desapuntamiento Ec. 1.5, es decir, lo que se puede desviar el sistema de apuntamiento para que la señal llegue a cualquiera de las estaciones DSN en la Tierra.

En la siguiente tabla se muestran los resultados obtenidos.

	26-m	34-m			70-m	
Banda de frecuencia	S	S	X	Ka	S	X
Diámetro de antena (m)	2,32	1,81	0,34	0,30	0,41	0,13
Ancho de haz a -3dB, θ (°)	3,64	4,67	6,77	2,02	20,61	17,72
Radio de cobertura, R_{rec} (km)	47902	61412	89165	265561	273924	234803
Margen de desapuntamiento, M (°)	1,58	2,09	3,15	0,77	10,07	8,32

Tabla 1.9: Valores más restrictivos del margen de desapuntamiento para cada tipo de antena receptora del DSN.

En la tabla anterior se muestran los márgenes de desapuntamiento para las antenas cuyo diámetro se ha obtenido con anterioridad, que satisfacen los requisitos fijados para la misión.

Si fijamos una frecuencia (se puede ver bien en la banda S), a medida que bajamos el diámetro de antena receptora, se debe aumentar el diámetro de antena transmisora para dar más ganancia de transmisión y cumplir el balance de potencias del enlace. Al aumentar ese parámetro estamos aumentando también la directividad de la antena, lo que se traduce en disminuir el ancho de haz. En este caso, el radio de cobertura en el plano terrestre es menor, así que disminuye el margen del sistema de apuntamiento.

Si fijamos un diámetro de antena receptora (por ejemplo las antenas de 34m), al aumentar la frecuencia aumentamos también la ganancia y directividad de la antena transmisora, lo que una vez más, hace disminuir el ancho de haz y por tanto baja el margen.

En este caso vemos que en el caso de las antenas de 34m, la que trabaja en banda X tiene el mayor margen de apuntamiento. Esto es debido en la influencia de otros factores como por ejemplo la

temperatura de ruido, que se diferencia bastante del valor tomado en los otros dos casos. Al tener una menor temperatura de ruido, se necesita menor ganancia de transmisión para cumplir el enlace, lo que se traduce en menor directividad, mayor ancho de haz y mayor margen de desapuntamiento.

En los párrafos anteriores se describen las variaciones que se observan en el margen de desapuntamiento para cada uno de los casos estudiados. En realidad vemos que en todos ellos se da cobertura a toda la Tierra, por lo que no sería un parámetro decisivo en la elección del diseño del subsistema.

CAPÍTULO 2:

SISTEMAS ÓPTICOS

En este Capítulo 2 se desarrollan los fundamentos de propagación utilizando señales ópticas, que nos van a permitir el estudio de los parámetros que consideramos a analizar, diámetro de apertura del láser transmisor y margen de desapuntamiento. En el Apartado 2.2 se desarrollan teóricamente para posterior análisis en los apartados 2.3 y 2.4.

2.1 Antecedentes

Se ha realizado este tipo de comunicación en enlaces intersatelitales en órbitas LEO y MEO, y también desde estos satélites a la Tierra, pero nunca más allá de órbitas medias. Por lo que no contamos con misiones que tomar como referencia.

En el 1^{er} *Workshop* de *CubeSats* Inteplanetarios de 2012, la NASA propuso la idea de utilizar este sistema para enlaces de mayor longitud.

En un principio, la utilización de esta tecnología tiene la ventaja de transmitir mayor tasa de datos (lo que permite la utilización de aparatos de medida más precisos), los equipos tienen menor dimensión y, por lo tanto, la masa es menor. Esto último hace muy interesante su implementación en la tecnología *CubeSat* cuyo principal requisito es el tamaño [15].

A continuación veremos con un poco más de detalle estos antecedentes.

2.1.1 Enlaces con satélites en órbitas GEO y MEO

En 1994 se realizó la primera demostración de comunicación láser mediante el satélite ETS VI, que se encontraba en órbita geoestacionaria, y la Tierra.

Después de esto, han tenido lugar dos experimentos importantes en el desarrollo de la comunicación óptica via satélite:

2.1.1.1 ARTEMIS-OICETS

Se trata de una comunicación intersatelital llevada a cabo entre un satélite situado en órbita GEO con otro situado en órbita LEO. Se realizó entre Diciembre de 2005 y Noviembre de 2006.

El satélite OICETS (*Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite*), fue implementado por JAXA (*Japan Aerospace Exploration Agency*) y se encuentra situado en órbita baja a una altitud de 610Km y una inclinación de 97,8°. El equipo óptico utilizado recibió el nombre de LUCE.

El satélite ARTEMIS (*Advanced Relay Technology Mission Satellite*) fue implementado por ESA (*European Space Agency*) y se encuentra situado en órbita geoestacionaria. El equipo óptico utilizado se llamó OPALE.

La comunicación se realizó en 1^a ventana (~890nm) y permitió transmitir una tasa de datos de ~2Mbps en el enlace OPALE-LUCE y ~50Mbps en el enlace LUCE-OPALE [16].

2.1.1.2 OICETS-NICT

En 2006 se llevó a cabo el experimento KODEN (*Kirari Optical communication Demonstration Experiments with the NICT optical ground station*, Kirari es el nombre del satélite OICETS en japonés). Se trata de la realización de la misma comunicación que la del apartado anterior entre satélites pero, en este caso, mediante un satélite situado en órbita baja (OICETS) y una estación óptica terrestre (NICT).

La estación óptica terrestre se encuentra en Koganei, (Tokyo). Para superar el centelleo del haz provocado por las turbulencias de la atmósfera, se utilizan dos haces distintos para el enlace ascendente y para el descendente. Para la transmisión se utiliza un telescopio de 1,5m y para la recepción se utiliza un telescopio de 20cm.

Como en el caso anterior, la comunicación se realizó en 1ª ventana (~890nm) y permitió transmitir una tasa de datos de ~2Mbps en el enlace NICT-LUCE y ~50Mbps en el enlace LUCE-NICT [17].

2.1.2 Propuesta de la NASA

En el 1er *Workshop* de *CubeSats* Inteplanetarios de 2012, un grupo de investigadores del programa NIAC (*NASA Innovative Advanced Concepts*) propusieron la creación de un modelo *CubeSat* Interplanetario que fuera capaz de tomarse como base para la realización de distintas misiones en las temáticas de ciencia de objetos pequeños (notificación de asteroides), demostraciones tecnológicas, aplicaciones de observación solar y terrestre...

La arquitectura presentada era un *CubeSat* de 6U (60x20x10cm) distribuida del siguiente modo: 1U para el seguimiento de la nave, 2U para la propulsión solar, 1U para la telecomunicación y 2U para los aparatos propios de la misión.

La distancia requerida en su enlace era 2AU y la comunicación se realizaría con un láser que trabajase en 3ª ventana y una apertura de transmisión y recepción de 6cm de diámetro. Como segmento terrestre se contaba con los Telescopios Hale (Monte Palomar, California) y LBT (*Large Binocular Telescope*)(Monte Graham, Arizona) de 5m y 11,8m de apertura respectivamente [18].

2.2 Fundamentos teóricos de propagación de señales ópticas

2.2.1. Divergencia de haz del sistema transmisor

La ecuación que describe el enlace que se va a analizar queda descrita en el Anexo II y es la siguiente:

$$P_R = P_T \frac{\phi_{ant}^2}{r^2 \cdot \tan^2 \theta} \quad (\text{Ec. 2.1})$$

Donde P_R es la potencia recibida, P_T es la potencia transmitida, ϕ_{ant} es el diámetro de la antena receptora, r es la distancia del enlace y θ es la divergencia de haz de la señal transmitida.

En óptica, no tiene sentido el análisis del diámetro de apertura como en RF. En este caso tendremos una fuente láser cuyo haz será modificado por un sistema de lentes que, jugando con su divergencia, tendrá el poder de concentrar más o menos la luz de manera que en recepción se pueda recoger más o menos señal, lo que es el análogo a la ganancia en RF.

En la ecuación de transmisión Ec. 2.1 aparece directamente el parámetro que queremos analizar, así que simplemente se debe resolver la siguiente expresión:

$$\theta = \tan^{-1} \sqrt{\frac{P_T}{P_R} \frac{\phi_{ant}^2}{r^2}} \quad (\text{Ec. 2.2})$$

Los parámetros que forman parte de esta ecuación serán descritos en el Anexo II.

2.2.3 Margen de desapuntamiento

El parámetro que se va a estudiar en este apartado queda detallado de manera teórica en el Capítulo 1.

En este caso, la divergencia de haz del sistema transmisión queda perfectamente definida en el punto anterior y es directamente el parámetro utilizado en la Ec. 1.5 (Capítulo 1) para calcular el margen de desapuntamiento.

2.3 Análisis de los sistemas

Como en el caso de RF, vamos a proceder al análisis del enlace descendente de la nave *CubeSat* propuesta.

Los requisitos del sistema con los que partimos son:

Distancia, d (km)	1,5·10 ⁶
Tasa de datos, R _b (Kbps)	408,137
Longitud de onda, λ (nm)	1550
Potencia transmisora, P _T (KW)	1
BER	10 ⁻⁷
Margen de recepción, M' (dB)	3
Potencia de recepción requerida, P _R (dBW)	-117,93

Tabla 2.1: Requisitos del sistema óptico.

En el caso del sistema óptico, tenemos unos ligeros cambios con respecto a los requisitos del sistema del Capítulo 1.

La longitud de onda de trabajo va a ser fija para los dos casos a analizar. Se ha elegido una comunicación en 3ª ventana por la cantidad de componentes opto-electrónicos que podemos encontrar a un precio económico, por su baja atenuación, su seguridad ante el ojo humano y porque el desvanecimiento es más perjudicial en longitudes de onda más cortas [22].

La potencia transmisora se ha obtenido de la hoja de especificaciones del láser que se va a utilizar [19]. Se ha seleccionado de manera que los pulsos sean de duración entre 5 y 10ns con un consumo de 15W y para la tasa de datos propuesta, que marca la frecuencia de repetición de los pulsos.

La potencia de recepción requerida se ha calculado mediante la ecuación Ec. 2.1 y añadiéndole el margen de recepción de 3dB.

2.3.1 Análisis de la divergencia de haz del sistema de transmisión

En este apartado se realizará el estudio del parámetro divergencia de haz del sistema transmisor para una serie de telescopios de recepción en Tierra. Dichos resultados se muestran en la siguiente tabla:

	Diámetro de recepción, D_R (m)	Divergencia de haz del sistema transmisor, θ (mrad)
Telescopio Hale	5,0	2,6
Telescopio Subaru	8,2	4,3
Telescopio Keck I	10,0	5,2
Telescopio GTC	10,4	5,4
Telescopio SALT	11,0	5,7
Telescopio LBT	11,8	6,2

Tabla 2.2: Divergencia de haz para cada telescopio receptor.

Podemos configurar la fuente láser para que emita pulsos de una duración y con una frecuencia de repetición determinados, de manera que para una potencia suministrada obtendremos distintas potencias medias a la salida del mismo. En la fuente láser elegida, el valor máximo de potencia media que se puede obtener es de 1,2W, suministrándole 15W a la entrada. La siguiente gráfica representa cómo influye dicho parámetro en la divergencia de salida de la señal.

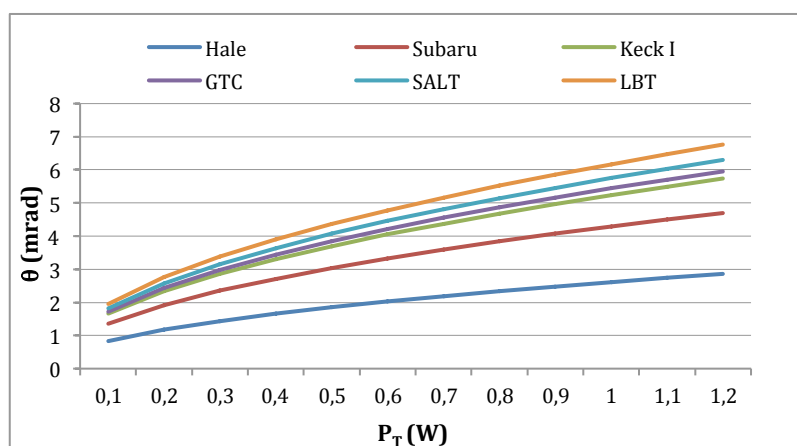


Fig. 2.1: Divergencia de haz frente a potencia transmitida para cada uno de los telescopios de recepción.

Como cabe esperar, a medida que aumentamos la potencia de transmisión, será necesario colimar menos el haz de la señal transmitida para la captación de la potencia necesaria en la Tierra para realizar una buena demodulación.

Si comparamos la divergencia de haz necesaria para cada uno de los telescopios receptores para una misma potencia transmitida, vemos que al aumentar el tamaño de dicho receptor, al tener la capacidad de recoger mayor cantidad de luz, es necesario colimar menos el haz.

2.3.2 Análisis del margen de desapuntamiento

Las ecuaciones utilizadas han sido las mismas que para el caso de RF.

Los resultados obtenidos son los que se muestran a continuación.

	Margen de desapuntamiento, M (°)
Telescopio Hale	-0,0925
Telescopio Subaru	0,0034
Telescopio Keck I	0,0574
Telescopio GTC	0,0694
Telescopio SALT	0,0873
Telescopio LBT	0,1113

Tabla 2.3: Margen de desapuntamiento para cada telescopio receptor.

Lo primero que llama la atención es el valor negativo que adquiere el margen de desapuntamiento para el caso del Telescopio Hale. Esto nos indica que el haz de luz necesario para satisfacer la ecuación de transmisión según nuestros requisitos, no envuelve toda la Tierra.

Además, conforme aumenta el diámetro de la antena receptora, la potencia recogida es mayor, por lo que se debe colimar menos el haz de la señal transmisora. Esto lleva consigo un aumento del margen de desapuntamiento.

2.4 Propuestas para la implementación del sistema de transmisión

Una vez hemos analizado los parámetros que consideramos oportunos para definir el tipo de sistema que requerimos en transmisión, podemos proponer una serie de alternativas para ajustarnos a los resultados obtenidos.

2.4.1 Propuestas según la divergencia de haz

Con los requisitos impuestos por la misión, nos encontramos con que el valor de la divergencia necesaria es muy pequeño. Para transmitir un haz de luz con una divergencia de esta característica, necesitamos un montaje óptico especial.

En el Anexo III se han analizado 3 posibles implementaciones del sistema colimador: una lente colimadora simple, un sistema *beam-expander* y un reflector gregoriano.

En los dos primeros sistemas analizados, que utilizan lentes para colimar el haz, nos hemos encontrado con el problema del tamaño. En el sistema, necesitamos abrir el haz lo suficiente como para conseguir que al pasar por la lente colimadora para conseguir la divergencia requerida a la salida. Esta apertura del haz, hace que la lente necesaria para captar toda la luz emitida tenga un tamaño muy grande. La fabricación de una lente de estas características es muy difícil y además aumenta mucho la masa, por lo que la opción más adecuada parece ser la implementación de este sistema por medio de espejos. Se ha elegido el reflector gregoriano porque capta menos luz ambiente al estar compuesto por dos espejos cóncavos [29].

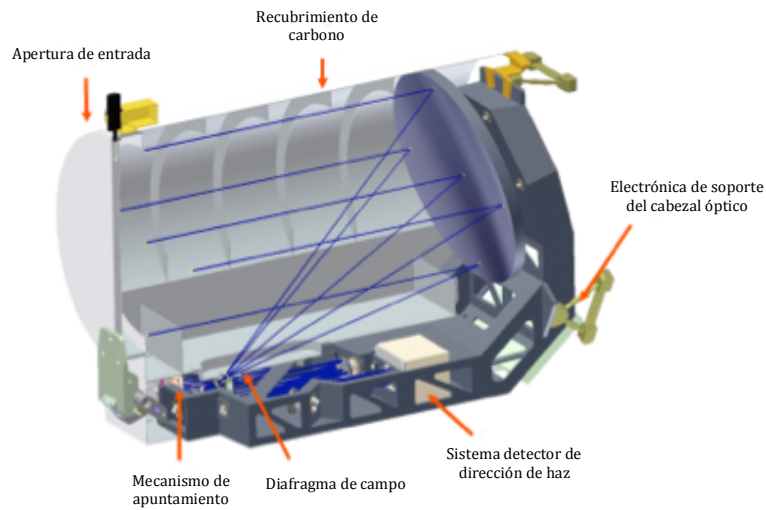


Fig. 2.2: Reflector gregoriano

Se ha realizado una simulación de dicho sistema para ver cómo influye la variación de algunos parámetros de diseño en la divergencia de salida de la señal a transmitir. No se ha realizado el estudio del diseño de manera profunda ya que habría que tener en cuenta aberraciones, astigmatismo... y otros parámetros que harían dicho análisis lo suficientemente extenso como para dedicarle un PFC a parte.

La simulación ha sido realizada en OSLO que es un programa de trazo de rayos utilizado para diseños ópticos. En dicho programa, el montaje se ve como un conjunto de capas de distintos materiales con distintos grosores y curvaturas, tal y como podemos observar en el Anexo III, donde están recogidos los datos de entrada de las distintas alternativas estudiadas y simuladas.

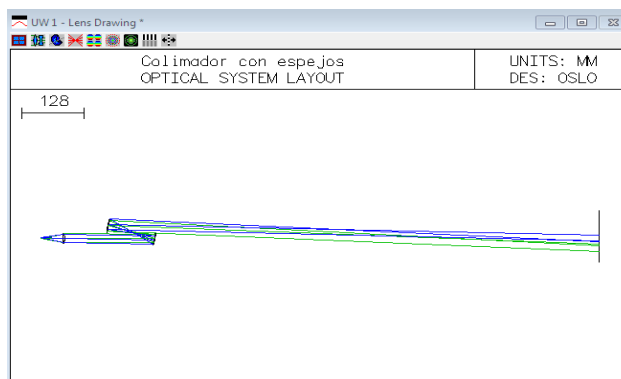


Fig. 2.3: Reflector gregoriano en simulador OSLO

En la simulación, para el estudio de la divergencia, se ha elegido trabajar con los haces que salen del extremo y del centro de la fuente, y que son los que definirán el tamaño del haz. En la representación, corresponden con los rayos verdes y azules para los que van por el centro y los del extremo respectivamente. Nos encontramos con 3 rayos de cada tipo, que corresponden a uno que pasa por el centro del sistema óptico y dos extremos que se abren según el ancho de haz de la fuente transmisora.

El cálculo de la divergencia se realiza sobre un plano imagen a una distancia “grande” a efectos del simulador, de modo que nos permita visualizar la señal recibida como si fuera la recibida en la Tierra. De esta manera podremos observar el tamaño de la señal recibida y con este dato, calcular la divergencia de haz de la señal transmitida.

En dicho sistema, podemos realizar cambios en la geometría de sus espejos, de manera que podamos conseguir la divergencia de salida deseada. En concreto hemos variado parámetros como la distancia entre los espejos, los radios de curvatura de los mismos y sus orientaciones.

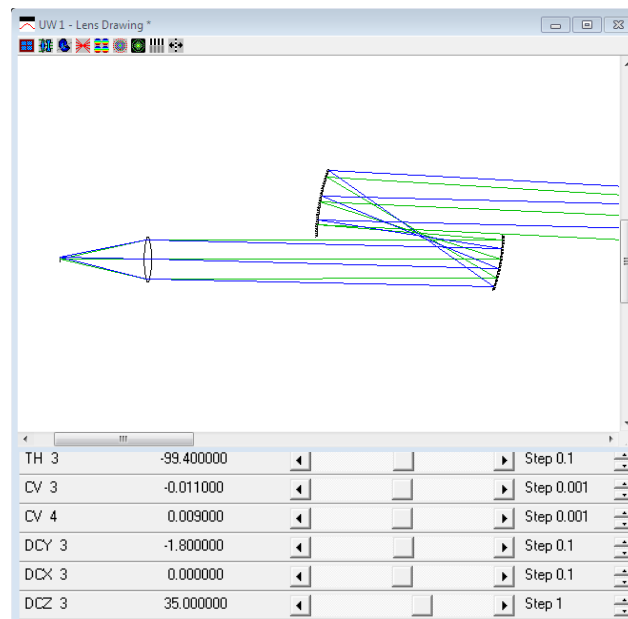


Fig. 2.4: Modificaciones en la simulación de sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale

El sistema al que se ha llegado estaría compuesto por la fuente de luz láser de radio de apertura 1,2mm y con una divergencia de haz de salida de 0,22, ya que sale a través de una fibra, y a la que sigue una lente biconvexa a una distancia de 44.9mm y cuyas superficies tienen unos radios de 50mm y 48mm, siguiendo el orden en el que las atraviesa la luz desde la fuente. A 150mm de la misma, se sitúa el sistema de espejos. Dicho sistema está compuesto por dos espejos cóncavos separados 99,4mm y de radios 90,91mm y 111,11mm, siguiendo la trayectoria de la luz desde su fuente hacia la salida.

Con estos ajustes hemos conseguido un valor de divergencia de haz de $\theta=5,4\text{mrad}$, que lo hace un valor suficiente como para satisfacer los requisitos en el caso de que utilicen para recibir los telescopios GTC, SALT y LBT. Esto lo podemos ver en el análisis del diagrama que nos muestra la señal recibida en el plano que hemos situado a una distancia considerable del dispositivo. En este diagrama se puede ver la “huella” de la señal en el plano de estudio.

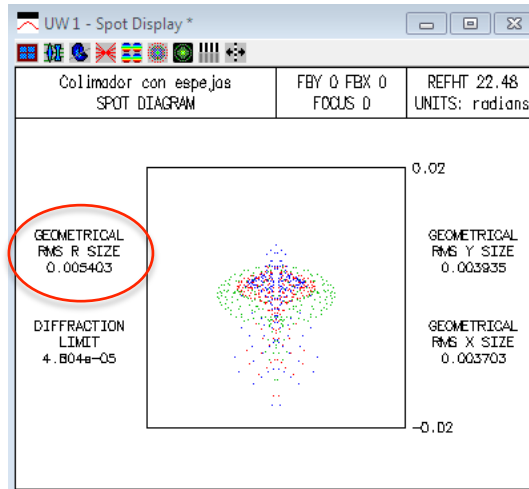


Fig. 2.5: *Spot diagram* del sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale

2.4.2 Propuestas según el margen de apuntamiento

Si nos fijamos en los resultados obtenidos para el margen de apuntamiento, observamos que para el caso de trabajar con el Telescopio Hale, que es el que necesita una divergencia de haz menor, no logramos alcanzar la totalidad de la Tierra con una única dirección de apuntamiento.

Este hecho se traduce en no poder establecer la comunicación con la Tierra durante todo el tiempo en el que se tenga visión directa del satélite.

Para solucionar este problema, se pueden instalar unos motores que modificarán la dirección de apuntamiento del sistema, según dónde se localizara el telescopio receptor a lo largo del movimiento terrestre, para cubrir la divergencia de 4,2mrad necesaria [28].

Este es el gran inconveniente de los sistemas ópticos para grandes distancias en espacio abierto, ya que implementar motores en los satélites es fuente de fallo o error al trabajar en condiciones extremas.

CAPÍTULO 3:

VALORACIÓN DE LAS ALTERNATIVAS

En los dos capítulos anteriores se han analizado distintos parámetros del enlace descendente, permitiendo la observación de las características de las dos alternativas propuestas.

En el caso de radiofrecuencia, se ha analizado el diámetro de antena de transmisión ya que mediante su variación podemos obtener mayor ganancia, y por tanto mayor directividad de antena para satisfacer el enlace.

A medida que se aumenta la frecuencia de trabajo, disminuye el tamaño de antena requerida ante las mismas características en recepción. A su vez, a medida que aumenta el tamaño de la antena receptora, el diámetro de la antena transmisora necesario es menor. Por lo tanto, se obtienen los menores tamaños de antena transmisora en los casos de antenas receptoras grandes trabajando a frecuencias altas.

El tamaño de antena es un parámetro importante en este tipo de misiones que trabajan con picosatélites, ya que la superficie ocupada por celdas solares viene limitada por este parámetro.

El menor diámetro obtenido lo encontramos en el caso de trabajar con las antenas del DSN de 70m y en banda X, con un valor de 13cm. Éste sería un valor conveniente ya que ocuparía un poco más de una cara de un módulo cúbico de los que forman el satélite. La siguiente opción sería trabajar con las antenas de 34m en banda Ka, con un valor de 30cm de diámetro.

De esta manera, habrá que valorar la energía que se necesita obtener y así decidir si la solución sería viable o no si utilizamos los diámetros obtenidos.

En el caso óptico, el tamaño del láser viene fijado por el tipo de dispositivo utilizado pero podemos controlar la ganancia mediante el ancho de haz de la señal emitida.

Se han calculado los anchos de haz necesarios para satisfacer el enlace con los requisitos de la misión y para los distintos telescopios receptores propuestos se han obtenido unos valores de entre 2,6mrad y 6,2mrad en orden de diámetro de recepción ascendente. Estos valores son muy reducidos, por lo que se necesita de un sistema colimador.

Hemos considerado 3 tipos de colimadores: una lente colimadora, un *beam-expander* y un reflector gregoriano. Las dos primeras implementaciones se han descartado por el tamaño y por la necesidad de utilizar lentes de tamaño muy grande para el aprovechamiento máximo de la luz emitida por la fuente, lo que dificulta su diseño y fabricación. Además, no hemos llegado a los resultados esperados en la simulación mediante el simulador OSLO. Sin embargo, la opción del reflector gregoriano nos ofrece la posibilidad de trabajar con espejos, lo que facilita la fabricación de los componentes, y además en un primer análisis se ha llegado a una divergencia de haz de 5,4mrad.

El sistema óptico propuesto, está compuesto por la fuente de luz láser de radio de apertura 1,2mm y con una divergencia de haz de salida de 0,22, ya que sale a través de una fibra, y a la que sigue una lente biconvexa a una distancia de 44.9mm y cuyas superficies tienen unos radios de 50mm y 48mm, siguiendo el orden en el que las atraviesa la luz desde la fuente. A 150mm de la misma, se sitúa el sistema de espejos. Dicho sistema está compuesto por dos espejos cóncavos separados 99,4mm y de radios 90,91mm y 111,11mm, siguiendo la trayectoria de la luz desde su fuente hacia la salida.

Como en el caso anterior, habrá que estudiar si la solución sería viable desde el punto de vista del tamaño, que afecta al aprovechamiento energético a través de la superficie del satélite.

Los inconvenientes del sistema óptico se encuentran en la capacidad de apuntamiento ya que al colimar tanto la señal para que llegue con una potencia suficiente como para ser demodulada correctamente según los requisitos del sistema, nos encontramos con casos en los que la Tierra no es cubierta completamente por el haz, como por ejemplo en el caso de recibir con el telescopio Hale. Lo cual, hace necesaria la implementación de motores y sistemas de apuntamiento automatizado.

Por tanto, se puede observar que la comunicación óptica, que en un principio parece una alternativa muy interesante por su reducido tamaño y su alta capacidad de envío de datos, también presenta inconvenientes.

Para la elección de la alternativa más adecuada sería necesario el estudio de los requisitos del resto de los subsistemas de la nave, sobre todo el subsistema que se encarga de la obtención de la energía mediante placas solares, y el tamaño total que interesase.

Además, cabe decir que la utilización de la tecnología óptica en el sector espacial es una idea que está todavía en sus inicios. Se han realizado experimentos con satélites en órbitas bajas pero nunca se ha utilizado en satélites tan lejanos como el que es objeto de este estudio, y esta propuesta añade la limitación del tamaño. Por lo tanto, podemos decir que el futuro desarrollo de esta tecnología para este tipo de aplicaciones podría llevarnos al aprovechamiento de las ventajas que ofrece.

CAPÍTULO 4:

CONCLUSIONES

En el presente Proyecto Fin de Carrera se ha realizado un estudio comparativo de dos tecnologías que permiten la comunicación de un satélite de tipo *CubeSat* con la Tierra.

Este tipo de satélites, debido a su pequeño tamaño, permiten un decrecimiento sustancial del coste del mismo. Por tanto, las dimensiones son el punto crítico a tener en cuenta.

En el estudio realizado se han tomado dos parámetros que se han considerado oportunos para poder elegir cuál de las dos alternativas sería la más adecuada. Estos parámetros son el tamaño de la antena transmisora para el sistema RF o la divergencia de haz para el sistema óptico y el margen de desapuntamiento.

En el análisis de los sistemas RF se han estudiado las ecuaciones teóricas que describen el enlace y se han obtenido los valores de diámetro de antena transmisora necesaria y el margen de desapuntamiento. De todas las opciones, se han elegido las antenas que presentan un menor diámetro, que se corresponden con los casos de utilizar mayores antenas de recepción y trabajar a mayor frecuencia. En concreto los 13cm necesarios para recibir con las antenas del DSN de 70m en banda X. Con todas las combinaciones estudiadas se cubre por completo la Tierra, por lo que el margen de desapuntamiento no será un parámetro a tener en cuenta en la elección.

En el análisis de los sistemas ópticos se han estudiado las ecuaciones teóricas que describen el enlace, como en el caso anterior, y se ha diseñado sobre el simulador OSLO el diseño que permite obtener la divergencia necesaria para satisfacer el enlace. Este sistema es un reflector de tipo gregoriano que se encarga de colimar la señal lo suficiente como para cumplir los requisitos considerados en el diseño. Su implementación consiste en una fuente de luz láser de radio de apertura 1,2mm y con una divergencia de haz de salida de 0,22, ya que sale a través de una fibra, y a la que sigue una lente biconvexa a una distancia de 44.9mm y cuyas superficies tienen unos radios de 50mm y 48mm, siguiendo el orden en el que las atraviesa la luz desde la fuente. A 150mm de la misma, se sitúa el sistema de espejos. Dicho sistema está compuesto por dos espejos cóncavos separados 99,4mm y de radios 90,91mm y 111,11mm, siguiendo la trayectoria de la luz desde su fuente hacia la salida.

A priori, la utilización de la comunicación óptica presentaba bastantes ventajas, ofrecía mayor tasa de datos y concentraba la energía en menor espacio, por lo que permitía mandar señales a mayor distancia que la tecnología usada hasta el momento, la radiofrecuencia. Sin embargo, la necesidad de implementar un sistema colimador hace que el montaje del sistema óptico ocupe un espacio mayor. Además nos encontramos con el problema del apuntamiento. Si no logramos cubrir toda la Tierra con el haz emitido, para poder realizar la comunicación siempre que tengamos visión directa con el satélite, se deberá implementar un sistema de apuntamiento automatizado que implique el uso de motores, lo cual suele ser fuente de errores.

Una línea futura de investigación sería la implementación y mejora de este sistema colimador, ya que la comunicación óptica está en fase de desarrollo como herramienta de comunicación en este campo satelital. En esta memoria, se ha realizado un primer análisis del sistema colimador pero no se han tenido en cuenta ciertos parámetros importantes desde el punto de vista óptico, como astigmatismo, aberraciones... que podrían ser fuente de posibles mejoras del sistema. También podría ser interesante la realización de alguna modificación para minimizar las dimensiones del sistema.

Personalmente, este Proyecto Fin de Carrera me ha permitido aplicar una serie de conocimientos adquiridos durante estos últimos, destacando la valoración de dos tecnologías que se abordan en asignaturas distintas, para una misma aplicación.

Además, he podido entender un proyecto como un sistema completo dividido en diferentes partes que pueden ser de la misma temática o totalmente diferentes, de manera que hay que tener en consideración las demás partes para el diseño de una de ellas para el funcionamiento del conjunto. En este caso serían los subsistemas que se encargan de cada una de las funciones del satélite: control de temperatura, energía, comunicaciones, *payload*...

Por último, me parece importante la manera de desarrollar un proyecto, desde la visualización del problema a tratar, una visión general de lo cómo se está realizando hasta el momento y las posibles alternativas que se podría aplicar, e ir concretando cada vez más la solución del mismo, además del tratamiento de los problemas que se encuentran por el camino y que resultan inesperados al principio.

REFERENCIAS

1. SOHO Mission Fact Sheet, http://sohowww.nascom.nasa.gov/about/docs/SOHO_Fact_Sheet.pdf
2. Trabajo de la Misión Soho, Universidad Politécnica de Valencia, http://www.upv.es/satelite/trabajos/Grupo2_99.00/misiones/soho/soho.html
3. Página web oficial de ACE, <http://www.srl.caltech.edu/ACE/>
4. Spacecraft Design Specification of ACE, JHU/APL 7345-9001 Rev. A, 10 February 1995.
5. Ángel Cardama Aznar, Lluís Jofre Roca, Juan Manuel Rius Casals, Jordi Romeu Robert, Sebastián Blanch Boris, Miguel Ferrando Bataller. Antenas. Edicions UPC.
6. Propagación de RF, Capítulo 1. http://catarina.udlap.mx/u_dl_a/tales/documentos/lem/peredo_a_s/capitulo1.pdf
7. James R. Wertz, Microcom, Inc., Wiley J. Larson, United States Air Force Academy. Space Mission Analysis and Design, chapter 13: Communications.
8. Recomendación UIT-R P.676-9, Atenuación debida a los gases atmosféricos.
9. Anil V. Kantak, Stephen D. Slobin, Atmosphere Attenuation and Noise Temperature Models at DSN Antenna Locations for 1-45GHz, JPL Publication 09-14.
10. Trabajo de las antenas de DSN, Universidad Politécnica de Valencia, <http://www.upv.es/satelite/trabajos/pracGrupo5/antenas/gtparam.htm>
11. M. A. Viscio, N. Viola, S. Corpino, C. Circi, F. Fumenti and S. Fineschi. Conceptual Design of an Interplanetary Cubesats System for Space Weather Evaluations and Technology Demonstration. 8th IAA Symposium on the Future of Space Exploration: Towards the Stars. Torino, Italy. July 3-5, 2013.
12. DSMS Telecommunications Link Design Handbook, 810-005-102, Rev.E. 26-m Antenna Subnet Telecommunications Interface. 30 November 2000.
13. DSN Telecommunications Link Design Handbook, 810-005-104, Rev.G. 34-m BWG Stations Telecommunications Interface. 5 March 2013.
14. DSN Telecommunications Link Design Handbook, 810-005-101, Rev.E 70-m Subnet Telecommunications Interface. 20 August 2013
15. Morio Toyoshima. Trends in satellite communications and the role of optical free-space communications.
16. Jono Takashi. Optical Inter-orbit Communication Experiment between OICETS and ARTEMIS.
17. M. Toyoshima, K. Takizawa, T. Kuri, W. Klaus, M. Toyoda, K. Suzuki, T. Takahashi, S. Kimura, H. Kunimori, T. Jono, Y. Takayama, K. Arai. An overview of the KODEN experiment between the OICETS satellite and the optical ground station in NICT.
18. Interplanetary Cubesats: Opening the Solar System to a Broad Community at Lower Cost, Final Report on Phase 1 to NASA Office of the Chief Technologist, 8 December 2012.

19. MENTAD Product Line, 1.5um Miniaturized Pulsed Fiber Laser Transmitter, MANLIGHT (datasheet).
20. Tema 3. Demodulación. Tutorial de Comunicaciones Ópticas.
http://nemesi.tel.uva.es/images/tCO/contenidos/tema3/tema3_5_3.htm
21. Grandes Telescopios, <http://astrojem.com/instrumental/telescopiogtc.html>
22. Dissertation: Optical Communications from high-altitude platforms. September 2007, Wien.
23. Focusing and Collimating. 1996-2013 Newport Corporation.
<http://www.newport.com/Focusing-and-Collimating/141191/1033/content.aspx>
24. Lente plano-convexa KPX106AR.18
http://search.newport.com/?q=*&x2=sku&q2=KPX106AR.18
25. Lente plano-cóncava KPC013AR.18
http://search.newport.com/?q=*&x2=sku&q2=KPC013AR.18
26. Lente plano-convexa KPX217AR.18
http://search.newport.com/?q=*&x2=sku&q2=KPX217AR.18
27. W. T. Roberts, W. H. Farr, B. Rider and D. Sampath. Transceiver Optics for Interplanetary Communication
28. William Farr, Martin Regehr, Malcom Wright, Doug Sheldon, Adit Sahasrabudhe, Jonatharn Gin and Dan Nguyen, Overview and Design of the DOT Flight Laser Transceiver. IPN Progress Report 42-185. May 15, 2011

ANEXOS

ANEXO I:

DESARROLLO DE FUNDAMENTOS DE PROPAGACIÓN DE RF

I.1 Desarrollo de la ecuación de transmisión de Friis

Cuando tenemos un sistema de comunicaciones, debemos establecer un balance de potencia entre el transmisor y el receptor, ya que el mínimo nivel de señal detectable en este último fija la potencia mínima que ha de suministrarse al primero [5].

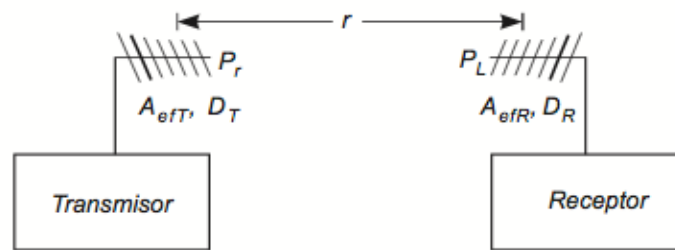


Fig. I.1: Balance de potencia entre dos antenas

Para dos antenas separadas una distancia r , conectadas a sus correspondientes transmisor y receptor, la ecuación de transmisión de Friis establece la relación entre potencia recibida (en el dibujo se representa la potencia que llega a la antena) y radiada:

$$P_R = \frac{P_T}{4\pi r^2} \mathcal{D}_T A_{ef,R} \eta_T \eta_R C_a C_p C_m \quad (\text{Ec. I.1})$$

La potencia transmitida, P_T , se entiende como la que se suministra al elemento transmisor para que éste la radie. Esta potencia, sufre una degradación debida a las características del elemento transmisor. Dicha degradación se expresa mediante un coeficiente que se conoce como eficiencia del transmisor, η_T .

Podemos proceder análogamente con el elemento receptor. En la estación receptora llega una determinada potencia, P_R , que al pasar por el elemento sufre una atenuación que expresamos mediante el coeficiente de eficiencia de recepción, η_R .

La directividad de la antena transmisora, \mathcal{D}_T , se define como la relación entre la intensidad de potencia radiada en una dirección, a una distancia dada, y la densidad de potencia que irradiaría a esa misma distancia una antena isótropa que radiase la misma potencia que la antena. Nos referiremos a la dirección de máxima radiación.

Directamente relacionado con este parámetro, nos encontramos con la ganancia de antena. La definición es semejante, pero la comparación no se establece con la potencia radiada sino con la entregada a la antena. Ello permite tener en cuenta las posibles pérdidas en la antena, ya que entonces no toda la potencia entregada es radiada al espacio.

La relación es la siguiente:

$$G_{max} = \eta \mathcal{D}_{max} \quad (\text{Ec. I.2})$$

El área efectiva, $A_{ef,R}$, representa el área de captación de la antena receptora. Se define como la relación entre la potencia que entrega la antena a su carga y la densidad de potencia de la onda

incidente que representa físicamente la porción del frente de onda que la antena ha de interceptar y drenar de él la potencia contenida hacia la carga.

El Teorema de Reciprocidad nos permite relacionar el área efectiva y la directividad de la antena:

$$A_{ef} = \frac{\lambda^2}{4\pi} \mathcal{D} \quad (\text{Ec. I.3})$$

Aplicando estas relaciones a la ecuación de transmisión obtenemos:

$$P_R = P_T G_T G_R \left(\frac{\lambda}{4\pi r}\right)^2 C_a C_p C_m \quad (\text{Ec. I.4})$$

Vamos a suponer que tanto el sistema de transmisión como el de recepción están perfectamente adaptados ($C_a = 1$).

El coeficiente de desacoplo de polarización, C_p , se define como la relación entre la potencia recibida de antena cuando incide sobre ella una onda plana de polarización conocida y la que recibiría la misma antena al incidir sobre ella una onda plana con la misma dirección de propagación y densidad de potencia cuyo estado de polarización sea tal que se maximice la potencia recibida (adaptación de polarización). Como se trata de un coeficiente de pérdidas lo denominaremos de ahora en adelante L_p .

En el coeficiente de pérdidas del medio de propagación, C_m , vamos a considerar las pérdidas que introduce la atmósfera y sus procesos climáticos ya que en el vacío no se producen pérdidas. Además vamos a introducir un coeficiente de pérdidas por apuntamiento de la antena. Estos dos parámetros los vamos a incluir en un coeficiente, que llamaremos de otras pérdidas, L_{other} .

Al término $\left(\frac{\lambda}{4\pi r}\right)^2$ se le denomina pérdidas de transmisión en el espacio libre, L_{FS} . Aunque reciba este nombre, no es exactamente un coeficiente que mida las pérdidas en el espacio libre ya que en el vacío no se producen pérdidas. Es, más bien, un coeficiente que tiene en cuenta las pérdidas por difracción de la onda cuando viaja a lo largo del espacio, es decir, cómo se va abriendo el haz conforme la onda se va propagando [6].

De esta manera, la ecuación de transmisión que vamos a utilizar para el análisis del enlace queda de la manera siguiente:

$$P_R = P_T G_T G_R L_{FS} L_p L_{other} \quad (\text{Ec. I.5})$$

Expresándola en decibelios:

$$P_R(\text{dBW}) = P_T(\text{dBW}) + G_T(\text{dB}) + G_R(\text{dB}) + L_{FS}(\text{dB}) + L_p(\text{dB}) + L_{other}(\text{dB}) \quad (\text{Ec. I.6})$$

1.2 Desarrollo de los parámetros del enlace

1.2.1 Potencia de transmisión, P_T

La potencia transmitida depende claramente del subsistema que se encarga de la energía.

La nave, mediante el uso de placas solares, transforma la energía procedente del Sol en potencia y la conserva e las baterías que lleva a bordo.

Dicha potencia será la que se disponga para hacer funcionar todos los elementos integrados en la nave.

Cuanta más potencia podamos transmitir, más robusta será nuestra señal, por lo que si a esa energía captada y almacenada le quitamos la potencia necesaria para hacer funcionar toda la electrónica, motores..., obtendremos la cantidad de potencia que podemos suministrar al sistema de comunicaciones.

Esta potencia, no es directamente la de salida del satélite, sino que es la que se le suministrará al transpondedor, que es el instrumento encargado de trasladar la señal en banda base a la frecuencia a la que se va a transmitir y amplificarla.

Podemos considerar dos tipos de transpondedores: TWTA (*Travelling Wave Tube Amplifier*) y el de estado sólido. Este último tipo se caracteriza por tener una masa menor pero necesita más potencia de entrada para realizar el mismo trabajo que uno del tipo TWTA. En general, los transpondedores de estado sólido se prefieren para potencias de salida hasta 5 o 10W, excepto para frecuencias menores de 2GHz. Esta elección es debida a que son más fácilmente realizables que los TWTA principalmente porque requieren voltajes menores [7].

En la siguiente gráfica podemos ver la relación entre la potencia de entrada y la de salida del transpondedor, así como la relación con su masa.

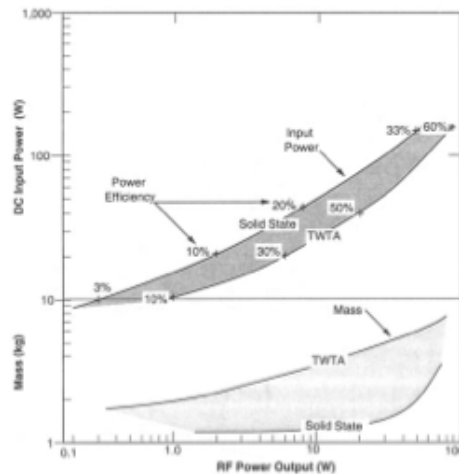


Fig. 1.3: Potencia de entrada y masa del transpondedor frente a la potencia de salida

Así que fijando una potencia disponible para el subsistema de comunicaciones y eligiendo un tipo de transpondedor, podemos ver teóricamente la potencia de transmisión.

I.2.2 Potencia de recepción, P_R

El BER (*Bit Error Ratio*) representa la probabilidad de error de bit, por ejemplo, un BER de 10^{-5} quiere decir que, en media, 1 bit de cada 100.000 será demodulado o decodificado con error. Este es un parámetro de diseño que podemos ajustar según la fiabilidad que necesitemos en nuestros datos dependiendo de la aplicación, posibilidad de retransmisión... Un valor común para la comunicación de datos es 10^{-5} - 10^{-7} [7].

El BER es función de la relación señal a ruido recibida (SNR), y por consiguiente, con la relación entre la energía por bit a ruido recibida, E_b/N_0 .

De esta manera, fijando un determinado valor del BER, podemos obtener la E_b/N_0 correspondiente a ese valor visualizando la siguiente gráfica.

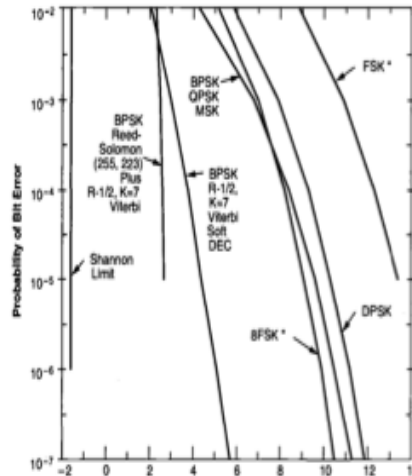


Fig. I.3: BER frente a la relación señal a ruido por bit dependiendo de la modulación utilizada.

Una vez obtenido dicho valor, se puede incluso añadir un margen para estar seguros de que el valor es correcto. Un valor típico son 3dB.

La potencia de recepción está íntimamente ligada a la energía por bit recibida, y desarrollando la potencia de ruido, podemos llegar a la expresión que podemos utilizar para llegar a este valor.

$$E_b = \frac{P_R}{R_b} \quad N_o = KT \quad (\text{Ecs I.7 y I.8})$$

$$P_R = \left(\frac{E_b}{N_o}\right) R_b KT \quad (\text{Ec. I.9})$$

Donde P_R es la potencia recibida, $\left(\frac{E_b}{N_o}\right)$ es la relación señal a ruido por bit recibida, R_b es la tasa de datos transmitida, K es la constante de Boltzmann y T es la temperatura de ruido del sistema.

En dB la ecuación queda de la siguiente manera:

$$P_R(\text{dBW}) = \left(\frac{E_b}{N_o}\right) (\text{dB/bit}) + R_b(\text{dB} - \text{bps}) + K(\text{dBW/KHz}) + T(\text{dB} - K) \quad (\text{Ec. I.10})$$

I.2.3 Ganancia de recepción, G_R

Las antenas que van a formar el segmento terrestre son las pertenecientes al DSN (*Deep Space Network*). Dichas antenas se encargan de la transmisión y recepción de señales provenientes del espacio profundo. La NASA tienen tres estaciones situadas en: Goldstone, Camberra y Madrid. En cada estación podemos encontrar varios reflectores de distintos tamaños, destinados a trabajar en unas determinadas frecuencias.

Son receptores parabólicos, la mayoría del tipo Cassegrain, capaces de recibir señales cuya potencia es muy débil.

Pueden trabajar tanto en solitario como formando parte de un array de antenas con las demás estaciones.

La expresión de la ganancia para este tipo de antenas es la ecuación Ec.1.4 ya presentada en apartados anteriores.

1.2.4 Pérdidas de propagación en el espacio libre, L_{FS}

Como hemos aclarado anteriormente, no se trata de pérdidas en el espacio libre en sí (ya que en el vacío no se producen pérdidas de propagación), sino que cuantifican la dispersión que sufre la onda a medida que se aleja de su fuente transmisora.

Su valor viene dado por la expresión:

$$L_{FS} = \left(\frac{4\pi r}{\lambda}\right)^2 \quad (\text{Ec. I.11})$$

En el caso de nuestro satélite y los satélites tomados como referencia, el punto en el que están localizados es el punto de libración L1 entre el Sol y la Tierra, que se encuentra a una distancia de 1.5 millones de km de la Tierra.

Quedando fijada la distancia, estas pérdidas dependerán solamente de la frecuencia de trabajo elegida.

1.2.5 Pérdidas por desacople de polarización, L_p

El valor de este parámetro vale el cuadrado del módulo del producto escalar del vector de polarización \hat{e}_T que define la polarización de la antena y el vector \hat{e}_R de la onda recibida [5]:

$$L_p = |\hat{e}_T \cdot \hat{e}_R|^2 \quad (\text{Ec. I.12})$$

1.2.6 Pérdidas debidas a otros factores, L_{other}

En este apartado vamos a tener en cuenta las pérdidas que sufre la onda por el efecto de la troposfera y también las pérdidas debidas a pequeños desajustes de la antena receptora que modifican el apuntamiento de la misma.

Pérdidas debidas a gases

Se debe principalmente a las moléculas de oxígeno y vapor de agua. Para su cálculo podemos remitirnos a la recomendación del IUT-R P.676-9 [8].

Pérdidas debidas a hidrometeoros

En este tipo de atenuación es especialmente importante la lluvia, ya que la niebla, la nieve y el granizo producen atenuaciones mucho menores en las bandas de SHF e inferiores. La atenuación por lluvia depende de la intensidad y de factores tales como el tipo de lluvia, el tamaño y la velocidad de las gotas de agua [5].

Para dar valor a este parámetro podemos ir a un estudio que realizó la NASA para sus antenas del DSN [9].

Pérdidas debidas al apuntamiento de antena

Este parámetro se ve afectado por el tamaño de la antena [10].

La construcción de antenas tan grandes como las del DSN requiere una forma precisa, lo que lo convierte en bastante complicado.

La deformación de la estructura, la imprecisión de colocación de los paneles y la imprecisión en la fabricación de los mismos, son factores que reducen la ganancia proporcionada por las mismas.

Además, las grandes dimensiones de las mismas hacen que sufran más acusadamente la carga del viento, deformando todavía más el sistema de apuntamiento. Las pérdidas son mayores cuanto más grande sea la velocidad del viento y más alta sea la frecuencia de trabajo.

I.3 Desarrollo del margen de desapuntamiento

En la siguiente figura podemos observar el escenario en el que se encuentra situado el satélite y sus principales parámetros geométricos.

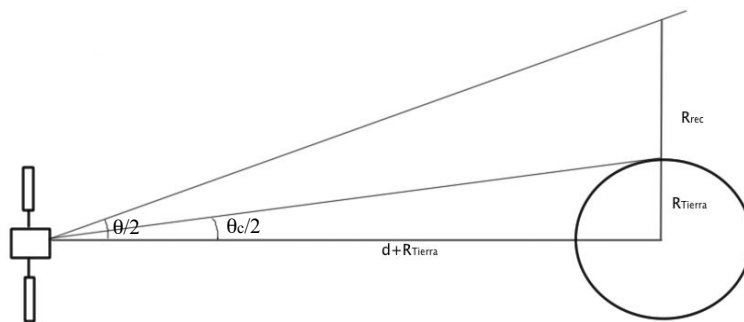


Fig. 1.4: Sistema de apuntamiento del satélite con respecto a la Tierra

Sabemos que para antenas de alta directividad, con un solo lóbulo principal y lóbulos secundarios de valores reducidos, podemos aproximar el cálculo de la misma considerando que se produce radiación uniforme en un ángulo sólido definido por los anchos de haz a -3dB en los dos planos principales del diagrama de radiación ($\theta_v \cdot \theta_H$) y considerando que los dos anchos de haz son iguales podemos obtener la siguiente expresión [5]:

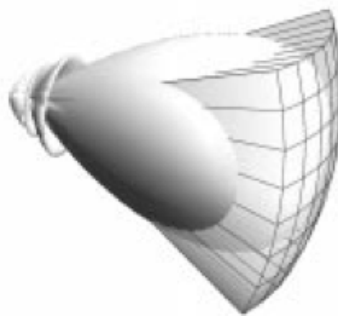


Fig. 1.5: Estimación de la directividad a partir del ángulo sólido equivalente

$$\mathfrak{D} = \frac{4\pi}{\theta_v(rad)\theta_H(rad)} = \frac{41253}{\theta_v(^{\circ})\theta_H(^{\circ})} = \frac{41253}{\theta^2(^{\circ})} \quad (\text{Ec. 1.13})$$

Relacionando esta ecuación y la expresión de la directividad en la Ec. 1.5, podemos obtener el ancho de haz a -3dB de la señal enviada desde el satélite (θ):

$$\theta = \sqrt{\frac{41253}{\left(\frac{\pi D_T}{\lambda}\right)^2}} \quad (\text{Ec. I.14})$$

Por trigonometría, también se puede obtener el radio de cobertura de señal recibida en el plano que corta la Tierra por su centro y es perpendicular a la recta que la une al satélite (R_{rec}):

$$R_{rec} = (r + R_{Tierra}) \operatorname{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (\text{Ec. I.15})$$

Podemos calcular ancho de haz mínimo para tener cobertura en la Tierra, que se corresponde con el parámetro θ_c para calcular el margen de desapuntamiento de la antena transmisora.

Para obtener dicho ángulo, se debe fijar como radio del área de cobertura recibida (R_{rec}) el radio terrestre ($R_{Tierra}=6371\text{km}$) en la Ec. I.15. Despejando de dicha ecuación el ángulo, podemos obtener el ángulo límite con valor de $0,48^\circ$.

Estos parámetros se pueden ver representados en la Fig. I.4.

De esta manera, podemos calcular el margen de desapuntamiento como la diferencia entre el ancho de haz de la señal transmitida y dicho ángulo límite, θ_c .

$$M = \frac{\theta}{2} - \frac{\theta_c}{2} = \frac{\theta}{2} - 0,24^\circ \quad (\text{Ec. I.16})$$

ANEXO II:

DESARROLLO DE FUNDAMENTOS DE PROPAGACIÓN ÓPTICA

II.1 Desarrollo de la ecuación de transmisión

Para el estudio de la propagación de señales ópticas, deduciremos a continuación la ecuación que va a describir el balance de potencias del enlace.

Se puede visualizar los parámetros geométricos del enlace en la Fig. II.1, donde θ representa la divergencia de haz del sistema transmisor, ϕ' el diámetro del haz que llega al receptor y ϕ_{ant} el diámetro de antena receptora.

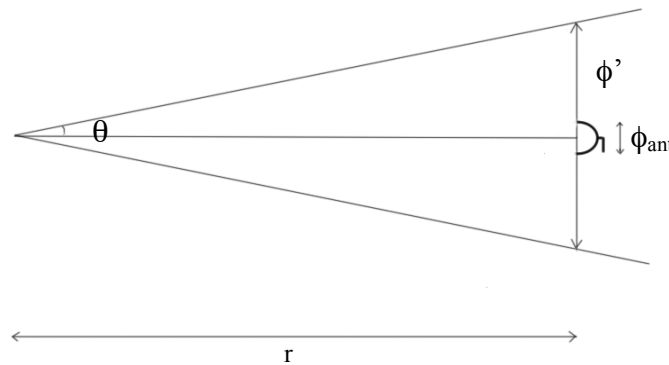


Fig. II.1: Relación de diámetro de apertura en recepción con ancho de haz en transmisión

Podemos ver la densidad de potencia que se recibe en la superficie terrestre como:

$$\wp_T = \frac{P_T}{\pi\phi^2} \quad (\text{Ec. II.1})$$

De toda esta densidad de potencia que se recibe, solamente se recoge una parte que depende del diámetro del telescopio, esa es la potencia recibida.

$$P_R = \wp_T \cdot \pi\phi_{ant}^2 \quad (\text{Ec. II.2})$$

Por trigonometría, podemos expresar el diámetro de haz transmitido que alcanza la Tierra en función de la divergencia de haz del sistema transmisor.

$$\phi' = r \cdot \tan \theta \quad (\text{Ec. II.3})$$

Si sustituimos la densidad de potencia recibida Ec. II.1 en la ecuación Ec. II.2 y utilizamos la Ec. II.3 para expresarla en función de la divergencia de haz, obtenemos la expresión que nos describe el balance de potencias del enlace óptico.

$$P_R = P_T \frac{\phi_{ant}^2}{r^2 \cdot \tan^2 \theta} \quad (\text{Ec. II.4})$$

II.2 Desarrollo de los parámetros del enlace

II.2.1 Potencia de transmisión, P_T

Como hemos descrito en el capítulo anterior, la potencia disponible para la comunicación son 20W. Dicha potencia es la que se destinará a la alimentación del dispositivo LÁSER que vamos a utilizar. La potencia de transmisión será, por lo tanto, la obtenida a la salida de dicho dispositivo.

Vamos a basar el estudio en el dispositivo utilizado por la NASA en su prototipo de *CubeSat* Interplanetario estándar [18]. Se trata de un LÁSER comercial disponible en una forma muy compacta. Trabaja en 3ª ventana, en modo pulsado.

Las potencias medias y de pico y consumo de potencia necesario se pueden encontrar en su hoja de especificaciones [19].

II.2.2 Potencia de recepción, P_R

La potencia de recepción que vamos a considerar es la mínima necesaria para la correcta demodulación de la señal con una determinada probabilidad de error de bit (BER).

La aplicación de nuestro sistema nos fija un valor determinado de BER en su diseño según la facilidad que tengamos en retransmitir la señal de nuevo, técnicas de corrección de errores...

Dicho parámetro, depende del número de fotones que necesitamos recibir por bit (M) tal y como se muestra a continuación [20]:

$$BER = \frac{1}{2} e^{-M} \quad (\text{Ec. II.5})$$

Por otra parte, el número de fotones por bit está relacionado con la potencia recibida:

$$M = \frac{P_R}{hfR_b} \quad (\text{Ec. II.6})$$

Así que si combinamos las dos ecuaciones anteriores podemos obtener la potencia necesaria en recepción en función del BER (que es el parámetro que fijamos en nuestro diseño)

$$P_R = hfR_b(-\ln(2BER)) \quad (\text{Ec. II.7})$$

Siendo h la constante de Plack, f la frecuencia de trabajo y R_b la tasa de datos.

II.2.3 Diámetro de antena receptora, G_R

Se va a considerar el análisis de dicha comunicación con los telescopios que se mencionan en la propuesta de la NASA [18]. Estos son el Telescopio Hale y el LBT.

Además se van a añadir 4 telescopios más a este estudio. Dichos receptores son: Telescopio SALT (Meseta del Gran Karoo, Sutherland, Sudáfrica), Telescopio Keck I (Volcan Mauna Kea, Hawaii), Telescopio Subaru (Volcan Mauna Kea, Hawaii) y el Gran Telescopio Canarias, GTC (Isla de la Palma, España) [21].

ANEXO III:

ANÁLISIS DE LA SOLUCIÓN ÓPTICA A BORDO DEL SATÉLITE

En este Anexo III se analiza la solución de la problemática de la pequeña divergencia de haz que debemos obtener a la salida del sistema transmisor proponiendo varias implementaciones.

En el Apartado III.1 se estudia la realización del sistema con una única lente colimadora. En el Apartado III.2 se realiza el estudio de un *beam-expander*. En el Apartado III.3 se estudia la realización del sistema mediante un reflector de tipo Gregoriano y en el apartado III.4 se discutirán los resultados obtenidos.

III.1 Lente colimadora

En este apartado se va a realizar el estudio del sistema colimador que está formado simplemente por una lente colimadora. Dicha lente, colocada a una distancia concreta de la fuente emisora, logrará la divergencia de haz necesaria a la salida del sistema [23].

El montaje se corresponde con la siguiente figura:

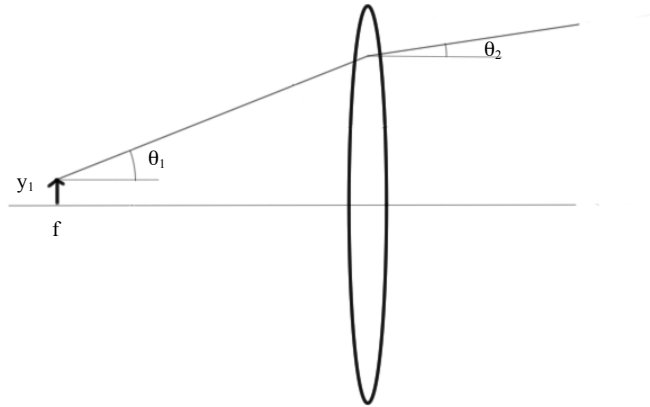


Fig. III.1: Sistema basado en una lente colimadora

La divergencia de salida de la lente viene determinada por la siguiente expresión:

$$\theta_2 = \frac{y_1}{f} \quad (\text{Ec. III.1})$$

Si despejamos la distancia focal de la ecuación anterior, y sabiendo que el diámetro de salida son 2,4mm, podemos obtener el valor de dicho parámetro en función de la divergencia de haz (en radianes) necesitada.

$$f = \frac{1,2 \text{ mm}}{\theta_2} \quad (\text{Ec. III.2})$$

Aplicando la expresión anterior a cada uno de los casos que hemos estudiado en el apartado óptico obtenemos las siguientes distancias focales:

	Distancia focal, f (cm)
Telescopio Hale	45,89
Telescopio Subaru	27,98
Telescopio Keck I	22,94
Telescopio GTC	22,06
Telescopio SALT	20,86
Telescopio LBT	19,44

Tabla III.1: Distancia focal del sistema óptico basado en una lente colimadora en función del telescopio terrestre utilizado.

Se ha tomado el caso más restrictivo, que es el relacionado con la recepción mediante el Telescopio Hale, ya que es el que menor divergencia necesita. Se ha realizado una simulación del sistema.

Par dicha simulación se ha utilizado el simulador de trazado de rayos OSLO.

La lente elegida han sido la KPX117AR.18 del fabricante Newport. Los parámetros específicos mostrados en la siguiente figura, se encuentran en la Tabla III.2 [24].

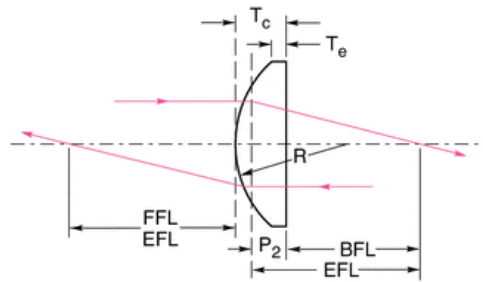


Fig. III.2: Parámetros de una lente plano-convexa

	Hale
Lente	KPX117AR.18
Material	N-BK7
Distancia focal, FFL (mm)	450
Distancia focal posterior, BFL (mm)	447,8
Grosor de la lente en el eje, T_c (mm)	3,346
Radio de curvatura, R (mm)	233,424
Diámetro de apertura, D (mm)	25,4

Tabla III.2: Características de la lente seleccionada para la simulación del sistema colimador

Como la distancia focal de la lente elegida no corresponde exactamente con la calculada teóricamente, podemos modificar el radio de apertura de la fuente en nuestra simulación. El valor que utilizaremos será $y_1=1,17684\text{mm}$.

Una vez introducidos los datos en el programa de simulación, existe una herramienta, *slider-wheel*, que permite la modificación de algún parámetro de diseño de manera que nos ajustemos más a los resultados que se quieren obtener, en este caso la divergencia de haz. En la siguiente figura se pueden observar las barras que permiten dichos cambios:

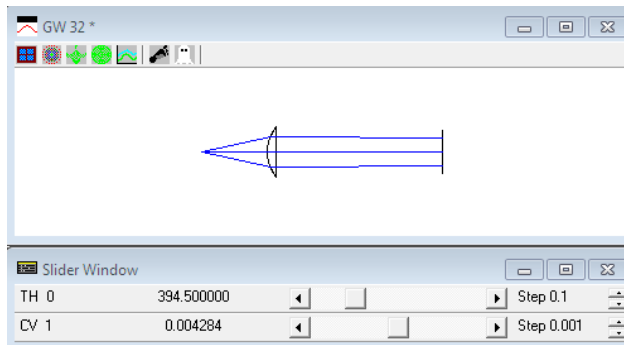


Fig. III.3: Modificaciones en la simulación del sistema con lente colimadora y telescopio Hale.

Una vez realizados estos cambios, podemos ver las modificaciones efectuadas en la tabla de entrada de datos del sistema a simular:

SRF	RADIUS	THICKNESS	APERTURE RADIUS	GLASS	SPECIAL
OBJ	0.000000	394.500000	1.176840	AIR	FC
AST	233.424000	50.000000	150.000000	N-BK7	C
2	0.000000	1.0000e+03	150.000000	AIR	C
IMS	0.000000	0.000000	127.909912	S	FC

Fig. III.4: Datos de la simulación del sistema con lente colimadora y telescopio Hale.

Los valores finales son aquellos con los que hemos obtenido la menor divergencia de haz a la salida del sistema. Este valor se puede observar mediante el análisis del *spot diagram*, que nos muestra cómo es la señal recibida en un plano que hemos localizado a una distancia considerable, de manera que simule la superficie terrestre en la que se recibe la señal. Esta opción nos proporciona el ancho de haz de la señal a partir del tamaño de la huella de recibida en dicho plano.

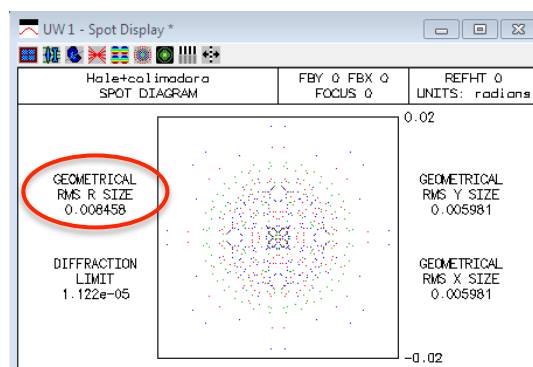


Fig. III.5: *Spot diagram* de la simulación del sistema con lente colimadora y telescopio Hale.

Este sistema es muy fácil de implementar pero tiene el inconveniente del tamaño que ocupa. Además la menor divergencia de haz que se ha podido conseguir es $\theta=8.458\text{mrad}$, que no satisface los requisitos necesarios para ser recibido con ninguno de los telescopios propuestos. Por estas razones, no consideraremos oportuna su utilización.

III.2 Beam-expander

En lugar de hacer recorrer a la luz el camino necesario para alcanzar la distancia focal necesaria, podemos manipular la divergencia de haz a la entrada de la lente colimadora para que sea la equivalente a haber recorrido esta distancia focal.

El sistema está formado por el láser transmisor, una lente divergente que se va a encargar de abrir el haz de manera que sea el adecuado para que al pasar por la lente colimadora posterior, pueda generar la divergencia de haz requerida en nuestro enlace [23].

La siguiente figura muestra los parámetros de nuestro sistema, donde vamos a considerar despreciable el grosor de las lentes.

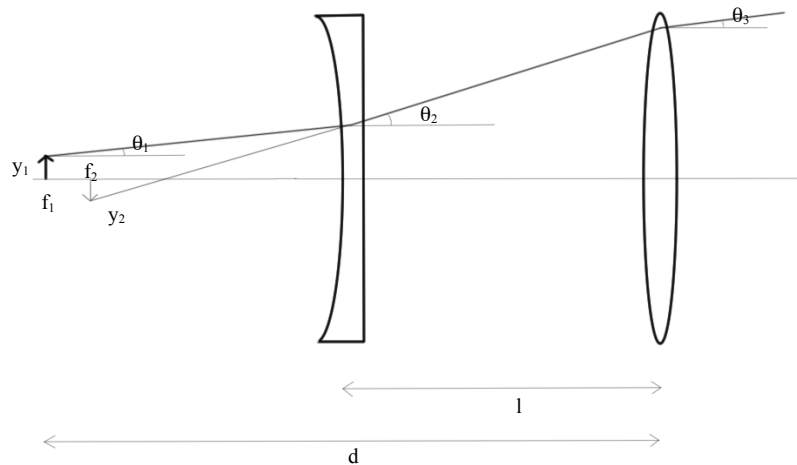


Fig. III.6: Sistema basado en un *beam-expander*

Una fuente láser de radio y_1 y una divergencia θ_1 es expandido por una lente negativa con una focal de longitud $-f_1$.

Sabemos que la divergencia a la salida de la primera lente, θ_2 , y el radio de la imagen virtual formada por la lente, y_2 , se corresponden con las siguientes expresiones:

$$\theta_2 = \frac{y_1}{|-f_1|} \quad (\text{Ec. III.3}) \quad y_2 = \theta_1 |-f_1| \quad (\text{Ec. III.4})$$

Añadiendo una segunda lente con una distancia focal positiva, f_2 , y separando las dos lentes con una distancia igual a la suma de las dos focales, $l = -f_1 + f_2$, obtenemos como resultado un haz de radio, y_3 , y divergencia, θ_3 :

$$\theta_3 = \frac{y_2}{f_2} \quad (\text{Ec. III.5}) \quad y_3 = \theta_2 f_2 \quad (\text{Ec. III.6})$$

Por lo que combinando la Ec. III.4 y la Ec. III.5 podemos obtener la ecuación de la divergencia de haz del rayo de salida en función de los parámetros iniciales:

$$\theta_3 = \frac{\theta_1 |-f_1|}{f_2} \quad (\text{Ec. III.7})$$

Sabemos que en el caso de que la luz salga del láser a través de una fibra óptica, la apertura es 0,22, por lo que:

$$NA = n \cdot \text{sen}(\theta) \quad (\text{Ec. III.8})$$

siendo θ la divergencia de haz de salida total y n el índice de refracción.

Considerando el aire como medio de salida ($n=1$), $\theta_1=0,2218\text{rad}$.

La divergencia de haz de salida, θ_3 , es el parámetro que hemos calculado como requisito, así que obtenemos la relación entre focales como parámetro de diseño:

$$\frac{|-f_1|}{f_2} = \frac{\theta_3}{\theta_1} = \frac{\theta_3}{0,2218(\text{rad})} \quad (\text{Ec. III.9})$$

Si fijamos f_2 , obtendremos la distancia a la que hay que colocar el láser de la primera lente, f_1 , la distancia a la que tendremos que colocar la segunda lente, l , y la longitud de todo el montaje, d , que coincide con el valor de f_2 , $d=f_1+l=f_1+f_2-f_1=f_2$.

Vamos a fijar la distancia focal $f_2=10\text{cm}$, lo que se correspondería con un módulo de los que forman el *CubeSat*.

Los parámetros obtenidos para cada estación receptora terrestre son los mostrados a continuación.

	Hale	Subaru	Keck I	GTC	SALT	LBT
Relación entre las divergencias, θ_1/θ_3	84,8180	51,7185	42,4093	40,7782	38,5540	35,9402
Distancia focal a primera lente, $ -f_1 $ (cm)	0,1179	0,1933	0,2358	0,2452	0,2594	0,2782
Distancia entre lentes, l (cm)	9,8821	9,8066	9,7642	9,7548	9,7406	9,7218
Longitud del montaje, d (cm)	10	10	10	10	10	10

Tabla III.3: Parámetros de diseño del sistema colimador basado en un *beam-expander* en función del telescopio terrestre utilizado.

En este diseño, nosotros podemos elegir la longitud del montaje que vamos a realizar, y dependiendo del valor elegido, la situación de la lente divergente vendrá dada.

Nos podemos dar cuenta de manera inmediata de que el problema de la implementación de este sistema es que requiere de una lente divergente con una focal muy pequeña para que el sistema total tenga un tamaño de $1U$, que es lo que queríamos.

Hemos realizado una simulación, como en el caso del sistema anterior, escalando las dimensiones para poder utilizar elementos de fabricantes reales.

La distancia focal de la primera lente ha sido fijada a $f_1=-12,5\text{mm}$, ya que es el valor más pequeño encontrado para lentes plano-cóncavas en el fabricante Newport. Por lo tanto, el valor de la focal de la lente plano-convexa queda definido por la Ec. III.9 y toma el valor de $f_2=1060,14\text{mm}$.

Para dicho montaje se han elegido unas lentes con las características mostradas a continuación [25,26]:

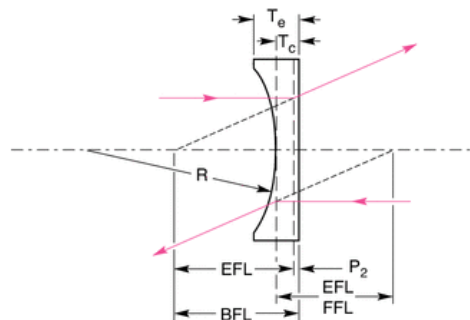


Fig. III.7: Parámetros de una lente plano-cóncava

	Hale	
	PLANO-CÓNCAVA	PLANO-CONVEXA
Lente	KPC013AR.18	KPX217AR.18
Material	N-BK7	N-BK7
Distancia focal, FFL (mm)	-12,5	1000
Distancia focal posterior, BFL (mm)	-14,14	997,61
Grosor de la lente en el eje, T _c (mm)	3,17	3,625
Grosor de la lente, T _e (mm)	2,5	3
Radio de curvatura, R (mm)	-6,46	516,8
Diámetro de apertura, D (mm)	6,35	50,8

Tabla III.4: Características de las lentes seleccionadas para la simulación del *beam-expander*

Se ha realizado la simulación con los parámetros de la tabla anterior, para su posterior modificación en busca de la divergencia de haz requerida mediante la herramienta anteriormente descrita: *slider-wheel*.

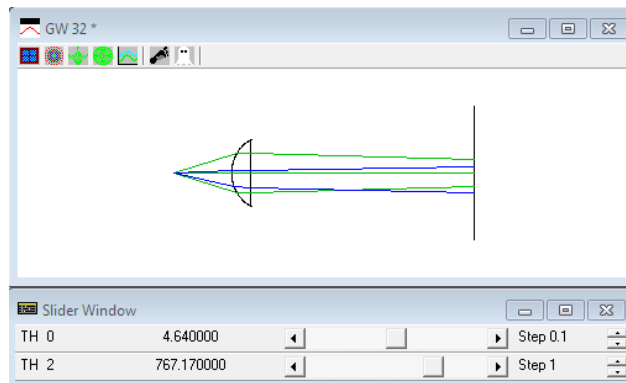


Fig. III.8: Modificaciones en la simulación del sistema con beam-expander y telescopio Hale.

Tras ajustar el valor de los parámetros del sistema, observamos que los datos de la simulación quedan de la siguiente manera:

SRF	RADIUS	THICKNESS	APERTURE_RADIUS	GLASS	SPECIAL
OBJ	0.000000	4.640000	1.200000	AIR	FC
AST	-6.460000	2.500000	6.348991	N-BK7	C
2	0.000000	767.170000	6.650000	AIR	C
3	516.800000	250.000000	450.000000	N-BK7	C
4	0.000000	2.0000e+03	450.000000	AIR	C
IMS	0.000000	0.000000	889.177430	S	FC

Fig. III.9: Datos de la simulación del diseño del sistema con beam-expander y telescopio Hale

Con el *spot diagram* podemos ver la señal que podemos recibir y a su vez el valor del ancho de haz.

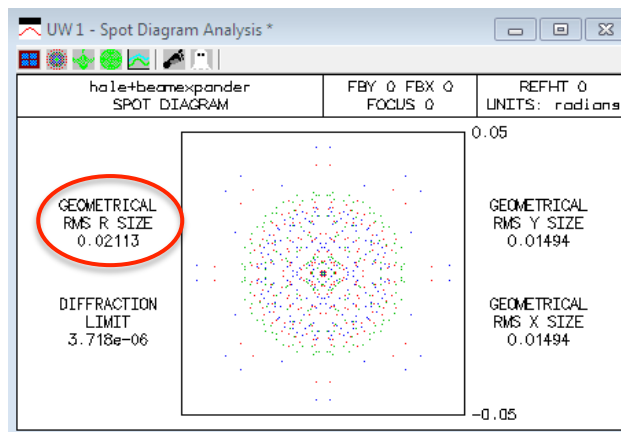


Fig. III.11: *Spot diagram* de la simulación con beam-expander y telescopio Hale.

Como ya hemos visto en el caso de la utilización de una sola lente colimadora, el resultado obtenido según nuestros cálculos teóricos no han sido el esperado. En este caso hemos conseguido una divergencia de $\theta=21,13\text{mrad}$.

Además podemos observar que uno de los rayos que salen del extremo de la fibra óptica no llega a salir de la primera lente, por lo que toda la luz que emite la fibra no llega a salir del sistema colimador.

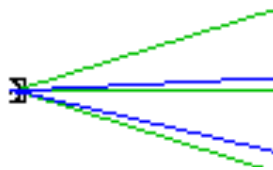


Fig. III.11: Señal óptica pasando por la lente divergente.

En los dos sistemas anteriores nos hemos encontrado con los problemas del tamaño (sistema con lente colimadora) y la distancia focal de la lente a utilizar (sistema *beam-expander*), pero nos encontramos con un problema añadido al dimensionar el tamaño de la lente plano-convexa.

La siguiente expresión relaciona la apertura numérica, NA , con el diámetro de la lente (D) y con la focal de la misma (f) cuando el medio es el aire:

$$NA = \frac{D}{2f} \quad (\text{Ec. III.10})$$

Podemos analizar el diámetro de la lente para el caso de la lente colimadora (ya que los dos sistemas son análogos y se entiende mejor la focal a utilizar en el primer caso) y despejándolo de la fórmula anterior podemos obtener que el valor necesario para recoger toda la luz que sale de la fuente.

$$D = 2fNA \quad (\text{Ec. III.11})$$

Si utilizamos el telescopio Hale para recibir, que es el que presenta el caso más restrictivo, nos encontramos con que se requiere una lente de un diámetro de 198mm, lo que es un grave problema ya que una lente de estas características aumenta mucho la masa y su fabricación es muy difícil.

Por esta razón, en estos casos se toma la elección de realizar los sistemas utilizando espejos, lo que reduce la masa y da la posibilidad de crear montajes más compactos.

III.3 Reflector de tipo Gregoriano

Los dos sistemas que nos pueden interesar en este caso son los reflectores de tipo Cassegrain y Gregoriano. El reflector Cassegrain está formado por un espejo cóncavo y otro convexo, y el reflector Gregoriano por dos espejos cóncavos.

El reflector Cassegrain ofrece mayor dispersión de la luz, capta más luz del ambiente y su comportamiento térmico es peor, por lo que nos decantamos por el diseño Gregoriano.

Ente un sistema en un eje o fuera de eje, nos declinamos por el de fuera de eje ya que ofrece un diseño con menor masa, menor dispersión y mejor comportamiento térmico [27].

Por lo tanto, el sistema colimador será un reflector de tipo Gregoriano fuera de eje, que se corresponde con la idea presentada en el artículo *“Overview and Design of the DOT Flight Laser Transceiver”* [28].

Está compuesto por dos espejos cóncavos con los que se disminuye la divergencia de haz necesaria para satisfacer el enlace. Además cuenta otros elementos como una lente colimadora o un mecanismo de apuntamiento. No hemos tenido en cuenta estos últimos en nuestro análisis.

En este apartado, no nos hemos detenido en el análisis de este sistema de manera profunda, ya que son muchos los aspectos a tener en cuenta en su diseño (aberraciones, astigmatismo...) y sería suficiente material como para realizar otro PFC.

Lo que si hemos realizado ha sido una simulación de un sistema similar para ver cómo se comporta la divergencia de salida del haz según modificamos ciertos parámetros de la geometría del sistema.

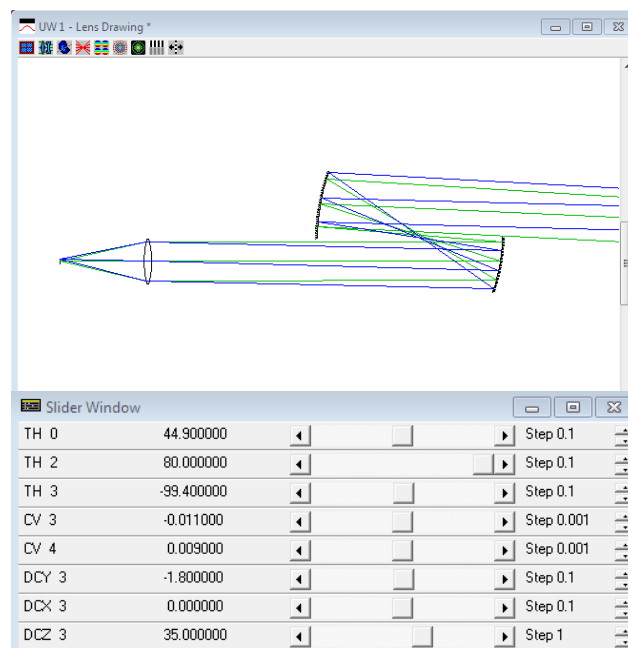


Fig. III.12 Modificaciones en la simulación del sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale.

Estas modificaciones han hecho que los datos del diseño final sean los siguientes:

SRF	RADIUS	THICKNESS	APERTURE_RADIUS	GLASS	SPECIAL
OBJ	0.000000	44.900000	1.200000	AIR	FC
AST	50.000000	4.000000	12.000000	BK7	C
2	-48.000000	150.000000	12.000000	AIR	C
3	-90.909091	-99.400000	15.000000	REFL_HATCH	C
4	111.111111	1.0000e+03	18.000000	REFL_HATCH	C
5	0.000000	0.000000	24.000000	AIR	FC
IMS	0.000000	0.000000	61.375487	S	FC

Fig. III.13: Datos de simulación del diseño del sistema con reflector gregoriano y telescopio Hale

Análogamente a lo que hemos realizado antes, podemos comprobar en el *spot diagram* la divergencia de haz obtenida de $\theta=5.403\text{mrad}$. Con dicha divergencia podemos recibir señal con los requisitos de diseño en los telescopios GTC, SALT y LBT.

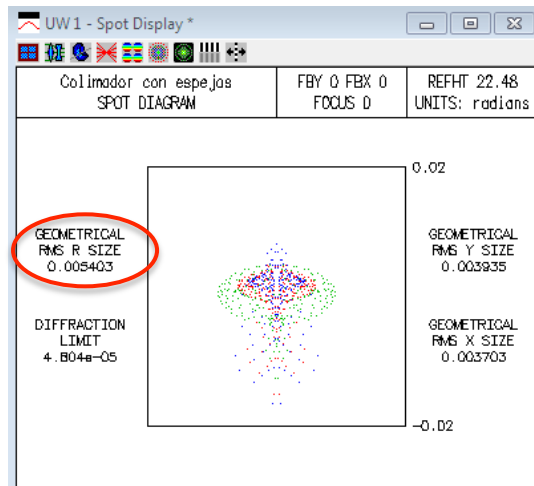


Fig. III.14: *Spot diagram* de la simulación con reflector gregoriano y telescopio Hale.