



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial
y Diseño Industrial

Influencia de los parámetros orbitales en las prestaciones
de un Green CubeSat heliosíncrono.

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Fernández García, Raúl

Tutor/a: Moll López, Santiago Emmanuel

Cotutor/a: Herrero Debón, Alicia

Cotutor/a: Moraño Fernández, José Antonio

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial y Diseño Industrial

INFLUENCIA DE LOS PARÁMETROS ORBITALES EN LAS PRESTACIONES DE UN GREEN CUBESAT HELIOSÍNCRONO

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial



ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

Autor: Fernández García, Raúl

Tutor: Moll López, Santiago Emmanuel

Cotutora: Herrero Debón, Alicia

Cotutor: Morano Fernández, José Antonio

Agradecimientos

Primero de todo agradecer a mi familia que ha decidido acompañarme durante todo el trayecto que ha sido la carrera, que, aunque ha sido duro y con bastantes altibajos, se ha conseguido llevar adelante y lograr así mis metas.

Por otro lado, a mis amigos de toda la vida y a los recién llegados que siempre han estado para preocuparse de cómo iba, de levantarme cuando he tenido mis momentos de agobio y por alegrarse por todas mis victorias.

Por consiguiente, agradecer a mis compañeros de piso que día a día han hecho que estos dos últimos años de carrera hayan sido muy especiales y haya acabado disfrutando de verdad de mi estancia en Valencia.

También quiero agradecer a mis compañeros de clase, que depende la etapa en la que he estado siempre me han ayudado y han sido un gran apoyo para al final poder haber obtenido el título y hacer que acabe cogiendo cariño a esta carrera.

Por último, agradecer a mis tutores del TFG que me han ayudado mucho en la realización de este proyecto, que se han preocupado porque todo saliera correcto y que pudiera acabar defendiendo un trabajo que definiera lo que me gusta.

Resumen

Actualmente hay muchos proyectos relacionados con estudios biológicos que están contenidos en satélites artificiales. Estos proyectos se realizan principalmente en contenedores *CubeSats* y son conocidos como satélites bioexperimentales (*Green CubeSats*). Los requisitos energéticos de este tipo de satélites obligan a controlar la iluminación y los tiempos de eclipse por lo que es necesario hacer un ajuste de los parámetros orbitales para mantener las prestaciones del satélite. En este trabajo se considera un satélite de estas características siguiendo una órbita heliosíncrona y se hace un estudio de los diferentes valores en altitud, ascensión recta del nodo ascendente e inclinación, de manera que se asegure la viabilidad de las condiciones técnicas y biológicas del satélite. Para este fin, se realiza un estudio de los tiempos de eclipse según los distintos parámetros orbitales y de la radiación solar absorbida por los paneles del nanosatélite que garanticen el abastecimiento necesario para su correcto funcionamiento.

Resum

Actualment existeixen molts projectes relacionats amb estudis biològics continguts en satèl·lits artificials. Aquests projectes es realitzen principalment en contenidors *CubeSats* i són coneguts com a satèl·lits bioexperimentals (*Green CubeSats*). Els requisits energètics d'aquest tipus de satèl·lits obliguen a controlar la il·luminació i els temps d'eclipsi, per la qual cosa cal fer un ajustament dels paràmetres orbitals per mantenir les prestacions del satèl·lit. En aquest treball es considera un satèl·lit d'aquestes característiques seguint una òrbita heliosíncrona i es fa un estudi dels diferents valors en altitud, ascensió recta del node ascendent i inclinació, de manera que s'assegure la viabilitat de les condicions tècniques i biològiques del satèl·lit. Per això, es realitza un estudi dels temps d'eclipsi segons els diferents paràmetres orbitals i de la radiació solar absorbida pels panells del nanosatèl·lit per tal de garantir el proveïment necessari per al seu correcte funcionament.

Abstract

Currently, there are many projects related to biological studies that are contained in artificial satellites. These projects are mainly carried out in *CubeSat* containers and are known as bioexperimental satellites (*Green CubeSats*). The energy requirements of this type of satellites necessitate controlling lighting and eclipse times, so it is necessary to adjust the orbital parameters to maintain the satellite's performance. In this work, a satellite of these characteristics, following a sun-synchronous orbit, is considered and a study of the different values in altitude, right ascension of the ascending node, and inclination is developed to ensure the viability of the satellite's technical and biological conditions. For this purpose, a study of eclipse times according to the different orbital parameters is carried out, as well as the solar radiation absorbed by the nanosatellite panels to ensure the necessary supply for its proper functioning.

Índice general

1. Introducción	1
1.1. Satélites <i>Green CubeSat</i>	1
1.2. Objetivos.....	5
1.3. Metodología.....	5
2. Energía obtenida por el satélite	7
2.1. Caso de estudio.....	7
2.2. Cálculo de la potencia por unidad de área.....	9
2.2.1. Elección de los paneles solares.....	9
2.2.2. Factores que afectan al rendimiento de las placas.....	12
2.2.3. Potencia de los paneles.....	15
2.3. Especificación de la superficie de absorción solar.....	17
2.4. Potencia total, relación energética y tiempo de abastecimiento.....	20
3. Cálculo de los tiempos de eclipse	22
3.1. Análisis de perturbaciones en la mecánica orbital.....	22
3.2. Características de una órbita heliosíncrona.....	24
3.3. Cálculo del tiempo de eclipse.....	27
4. Conclusiones	35
5. Pliego de condiciones	37
5.1. Objeto.....	37
5.2. Condiciones de los materiales.....	38
5.2.1. Descripción.....	38

5.2.2. Control de calidad.....	38
5.3. Condiciones de la ejecución.....	38
5.3.1. Descripción.....	38
5.3.2. Control de calidad.....	39
6. Presupuesto	40
6.1. Desglose de costes.....	40
6.1.1. Presupuesto desarrollo del proyecto.....	41
6.1.2. Presupuesto software y licencias.....	41
6.1.3. Presupuesto equipos informáticos.....	42
6.2. Presupuesto global.....	42

Índice de figuras

1.1.1	Estructura de los CubeSats según el número de unidades ensambladas.....	2
1.1.2	Clasificación de los CubeSats según su masa y su volumen.....	3
1.1.1	Despliegue de un CubeSat desde la ISS.....	3
1.1.2	Sistema Veggie de la ISS.....	4
2.1.1	Arquitectura del satélite de estudio.....	7
2.2.1	Estructura cristalina del silicio.....	10
2.2.2	Estructura cristalina del arseniuro de galio.....	11
2.2.3	Producción de energía según los distintos paneles solares, basados en silicio y arseniuro de galio respectivamente, dependiendo del ángulo de incidencia.....	12
2.2.4	Producción de energía de los paneles de arseniuro de galio teniendo en cuenta el cambio de temperatura de 25°C a 60°C.....	14
2.2.5	Producción de energía de los paneles de arseniuro de galio teniendo en cuenta el ángulo de incidencia de la radiación.....	14
2.2.6	Producción de energía de los paneles de arseniuro de galio combinando los dos efectos anteriores, teniendo en cuenta el ángulo de incidencia y el cambio de temperatura de 25°C a 60°C.....	14
2.2.7	Efecto del ángulo de incidencia en la reflexión de la luz.....	16
2.2.8	Iluminación de tres caras bajo el ángulo de incidencia óptimo.....	17
3.1.1	Importancia de las diferentes fuerzas perturbadoras de una órbita en función de su altitud.....	22
3.1.2	Achatamiento de la Tierra.....	23
3.2.1	Representación de una órbita a lo largo de un año manteniendo el ángulo α fijo.....	25
3.2.2	Evolución de la inclinación en función de la altitud.....	26
3.3.1	Representación zona de eclipse en la órbita de un satélite	27

3.3.2	Representación del vector que define la órbita en una posición concreta sobre la representación de la Tierra en tres dimensiones.....	28
3.3.3	Rotación del vector \vec{v} un ángulo AS sobre el eje z.....	29
3.3.4	Rotación del vector $\overrightarrow{v_{rot,AS}}$ un ángulo i sobre el eje que genera la línea de nodos.....	30
3.3.5	Representación de las partes visibles y no visibles de la órbita según los 4 argumentos de u sobre la representación de la Tierra en tres dimensiones.....	31
3.3.6	Representación de las partes visibles y no visibles de la órbita según los 2 argumentos u sobre la representación de la Tierra en tres dimensiones.....	31
3.3.7	Representación de la órbita sin ningún parámetro u que determine la falta de visibilidad sobre la representación de la Tierra en tres dimensiones.....	32
3.3.8	Evolución de los valores de AS que hacen que el tiempo de eclipse sea nulo según la altura.....	32
3.3.9	Evolución del tiempo de eclipse en porcentaje relativo al periodo en función de los parámetros orbitales.....	33
3.3.10	Evolución del tiempo de iluminación en función de los parámetros orbitales.	34
3.3.11	Comparación entre el tiempo mínimo de iluminación y los tiempos de iluminación del satélite en función de los parámetros orbitales.....	34

Índice de tablas

2.1.1	Recopilación de los parámetros orbitales del satélite tomado como caso base..	8
2.1.2	Valores de producción y consumo de energía del satélite del caso base.....	8

Capítulo 1

Introducción

La imperante necesidad de explorar el espacio para poder avanzar en una gran cantidad de ámbitos de la vida cotidiana provoca que hoy en día se busquen innumerables maneras de poder realizar estas investigaciones. Es un hecho la inquietud que tiene el ser humano por intentar alcanzar la posibilidad de habitar y desarrollarse en distintas regiones del espacio, el problema es que para poder establecerse durante un largo periodo en el mismo es necesario ser autosuficientes y obtener los víveres necesarios para la subsistencia de las personas en el espacio.

Por ende, estos últimos años se han realizado numerosas investigaciones y misiones estudiando la posibilidad de desarrollar alimentos y sobre todo vegetación permitiendo a su vez regenerar recursos tan básicos como el oxígeno. Un tipo de forma de experimentación que se está realizando para la producción de alimentos en forma de plantas, que es la forma más sostenible de obtener nutrientes, es la experimentación mediante los llamados *Green CubeSats*. Estos satélites permiten obtener condiciones de microgravedad de manera económica y con un tamaño reducido, siendo de esta forma más práctico, así como centrarse en una función concreta por lo tanto obtener una mayor especialización en el experimento que se realiza con él.

1.1 Satélites *Green CubeSat*

Antes de explicar que es un satélite del tipo *Green CubeSat* se introducirán los satélites *CubeSat*.

Este tipo de satélites surge en 1999 como una herramienta para ayudar a los estudiantes de las Universidades Politécnicas Estatales de Stanford y California a entender el proceso que involucra el desarrollo, lanzamiento y operación de naves espaciales. De este modo se buscó la metodología que permitiera a los estudiantes aprender de manera práctica diseñado este tipo de satélites, obteniendo así, una gran variedad de competencias para su vida laboral. Esta idea era ideal para el propósito, ya que permitía realizar satélites

funcionales a una escala reducida, por lo que serían más económicos y con una logística y producción más sencilla [1, 2].

Este fin académico inicial ha ido evolucionando con el paso del tiempo hasta el punto de que, hoy en día, estos satélites se usan en misiones reales de bajo coste donde se obtiene un gran potencial de conocimiento científico y de ingresos comerciales. Estas características hacen que el lanzamiento de este tipo de satélites haya sufrido un abrumador aumento en la última década, ofertando así posibilidades de exploración espacial a entidades con presupuestos más reducidos que los de satélites convencionales. Son muchos los fines que acogen las características de estos satélites, tales como la observación de las condiciones climatológicas y geológicas de la Tierra y la investigación de nueva instrumentación que funcione en determinadas condiciones entre otros, siendo este último el cometido de la misión base que se ha tomado para este trabajo, ya que se analizan herramientas que permitan el desarrollo de cultivos bajo las condiciones tan restrictivas que impone el espacio [2].

Los *CubeSats* cumplen ciertas características técnicas que hacen que sean elementos estandarizados, por lo cual su uso y logística son más sencillos. Entre ellas, la más importante es la estandarización de las medidas, siendo satélites divididos en unidades simples con medidas relativas a un cubo de 10 cm de arista. También se estandariza una masa de 1.33 kg/unidad. Estas unidades se pueden ensamblar juntas para formar estructuras mayores, ajustándose así a las distintos objetivos que necesite cumplir el satélite. Pueden llegar a formarse estructuras de hasta 27 unidades, tal y como se puede observar en la clasificación de la figura 1.1.1 [1].

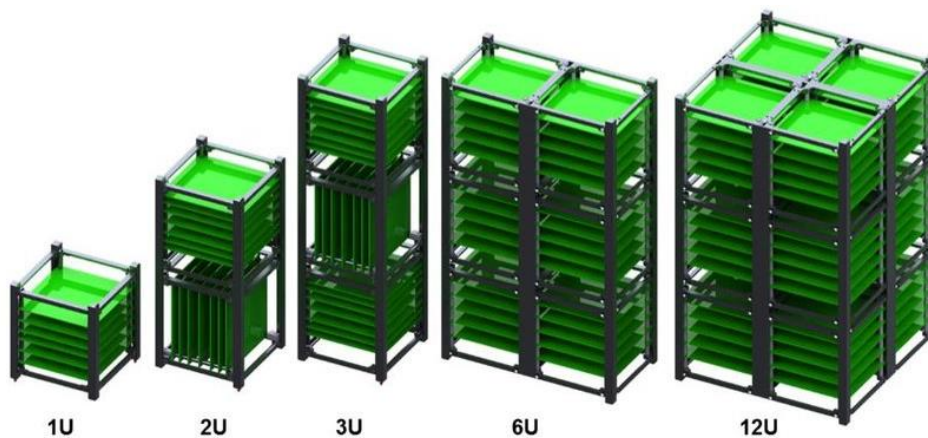


Figura 1.1.1: Estructura de los CubeSats según el número de unidades ensambladas. [1]

Debido a la existencia de distintos tipos de configuraciones según la cantidad de unidades que se incluyan en la estructura del satélite, estos se pueden clasificar a su vez según su masa y su volumen en Pico, Nano, Micro y Mini satélites, ver Fig. 1.1.2 [2].

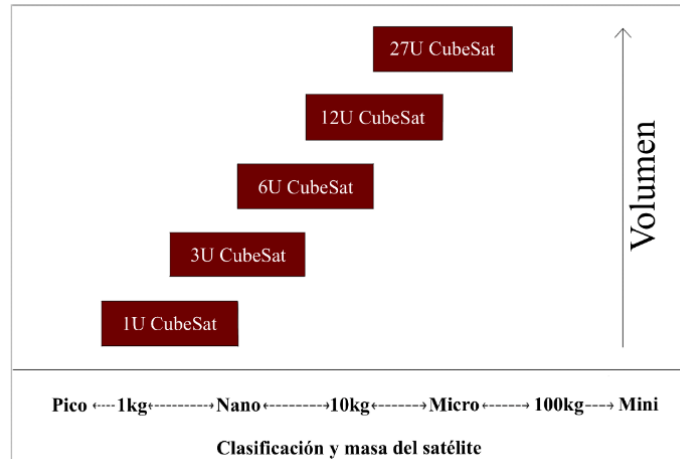


Figura 1.1.2: Clasificación de los CubeSats según su masa y su volumen. Elaboración propia basada en [2].

Este tipo de satélites suelen ser puestos en órbita mediante dos procesos diferentes. El primer proceso consiste en poner el satélite en órbita lanzándolo desde la Estación Espacial Internacional (ISS), ver figura 1.1.3. Esto es posible gracias a su reducido tamaño ya que son enviados a la ISS junto con otros suministros. La otra opción es desde un lanzador al uso donde se plantea acoplar el *CubeSat* a la primera fase de lanzamiento de otras misiones desprendiéndose de él en el momento y lugar adecuados [1].

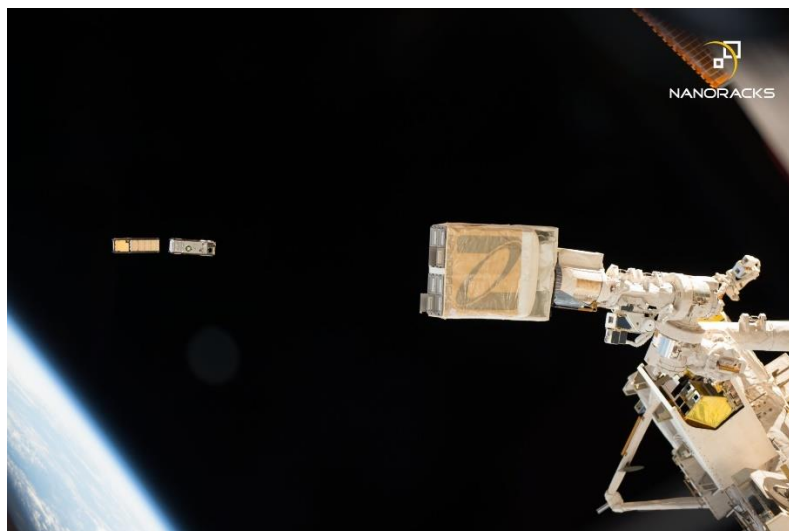


Figura 1.1.3: Despliegue de un CubeSat desde la ISS. [3]

Una vez presentados los *CubeSats* en general conviene centrar la atención en un tipo de estos satélites que permiten hacer estudios de cultivo de plantas, los *Green CubeSat*.

- **Satélites *Green CubeSat***

Como se ha comentado anteriormente existe la necesidad de asegurar la producción de alimentos y por lo tanto de nutrientes para misiones espaciales que conlleven una larga exposición temporal a las personas involucradas en esta, ya que de esta manera podrían satisfacer sus necesidades vitales. Durante todos estos años se han realizado experimentos a gran escala o con infraestructuras importantes tales como los llevados a cabo por la NASA en el sistema “Veggie” de la ISS (ver Fig. 1.1.4), donde se siguen realizando experimentos hoy en día, o la misión soviética Salyut-7, desarrollada en 1980 siendo la primera en poner en órbita brotes de lechuga para estudiar su crecimiento bajo condiciones de microgravedad y gravedad simulada [4, 5].

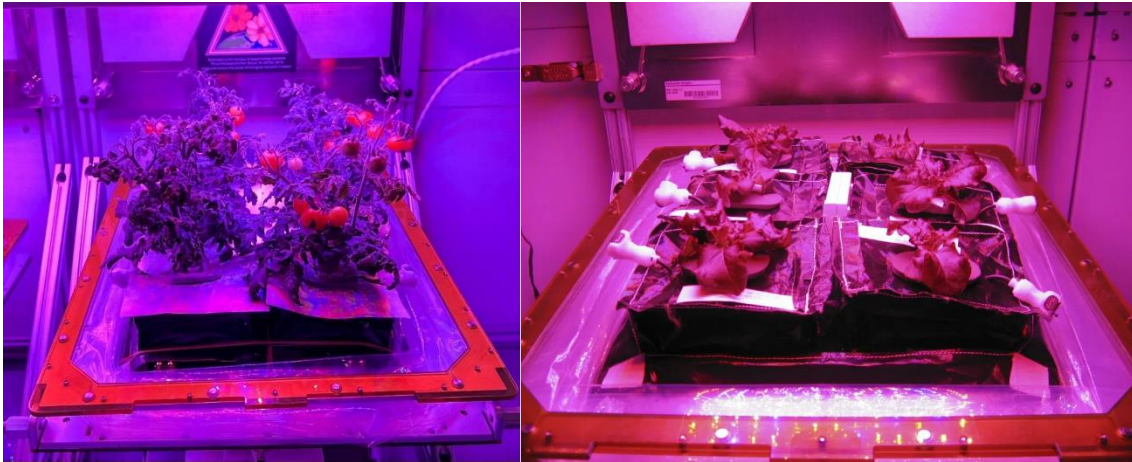


Figura 1.1.4: Sistema Veggie de la ISS. [6]

Aunque estos experimentos pueden esclarecer muchas dudas y ayudar a la evolución del desarrollo de alimentos en el espacio no están al alcance de todos, por lo que se decidió aprovechar los CubeSat como herramienta más económica para este fin. Estos nanosatélites son capaces de estudiar el crecimiento de semillas de hortalizas comestibles con una relación del volumen ocupado y contenido nutricional muy favorable [5].

La tecnología interna usada por estos nanosatélites se compone de cámaras presurizadas para poder albergar el experimento, sistemas de alumbrado artificial basados en diodos emisores de luz que recrean las condiciones de iluminación natural necesarias para el crecimiento de la planta, sensores para la monitorización de la evolución del experimento, controles de temperatura y humedad, tanques para oxígeno y aire, así como los sistemas básicos de control de un satélite [5].

Para cumplir estos requisitos, en particular de alumbrado, es necesario que el satélite tenga unas condiciones concretas de iluminación debido a que el propio satélite necesita recibir radiación solar para mantener sus sistemas con la suficiente energía para su correcto funcionamiento y así pueda haber una evolución en el proceso de crecimiento del cultivo y poder obtener los datos requeridos de la misión.

1.2 Objetivos

El objetivo principal de este trabajo es analizar cómo la altitud, la inclinación y la ascensión recta del nodo ascendente (RAAN) afectan a la obtención de energía de un satélite tipo CubeSat. En este trabajo final de grado (TFG) se hará ese estudio para el caso concreto de un *Green CubeSat* de 12 unidades.

Para alcanzar este objetivo general debemos fijarnos unos objetivos más específicos. En primer lugar, será necesario saber cuánta energía pueden absorber los paneles solares instalados en el satélite según el rendimiento de los mismos, ya que esto determinará cuanto tiempo necesita ser expuesto a la luz solar para cubrir las necesidades del propio satélite sin llegar a sobrecalentar los sistemas. Para esta tarea es necesario saber la configuración de estudio del satélite, la superficie de absorción y conocer el rendimiento de las placas, así como también la energía que consume el propio satélite.

En segundo lugar, una vez analizada la absorción de energía por parte del satélite, es esencial saber qué parámetros orbitales influyen a la hora de que el satélite tenga un tiempo de eclipse mayor o menor. Con tiempo de eclipse nos referimos al periodo de la órbita en el que el satélite no se encuentra iluminado por el sol debido a la sombra que provoca la Tierra cuando el satélite pasa por detrás de ella. Este tiempo es muy importante a la hora de obtener la energía debido a su influencia directa en el proceso, a más luz más energía. Por otro lado, es necesario que la órbita tenga tiempo de eclipse debido a la necesidad del satélite de evitar la saturación energética y electrónica de sus componentes y así poder cumplir con todas sus funciones, de este modo se podrá realizar un estudio correcto del experimento biológico que se lleva a cabo en el interior de este.

1.3 Metodología

El proceso a seguir para poder cumplir los objetivos comienza con analizar el satélite de estudio y sus características, determinando así los datos necesarios para poder realizar los distintos cálculos. Este TFG toma como base el artículo de Marzioli, P. et al. ([5] en relación a los datos específicos del satélite. Sin embargo, en relación a los parámetros orbitales especificados en el artículo, estos se variarán para obtener los márgenes de operabilidad del satélite, ya que dependiendo de la combinación de los parámetros seleccionados habrá regiones donde el satélite no podrá abastecerse de la energía suficiente para que sus sistemas se mantengan operativos.

Una vez analizado el caso de estudio y obtenidos los datos necesarios de consumo eléctrico y superficie de los paneles expuesta a la luz solar, se puede continuar con el cálculo de la energía obtenida por hora por el satélite, para ello será necesario entender cómo funcionan los paneles solares colocados en las caras externas del mismo. La potencia nominal por unidad de área de los paneles solares depende del rendimiento de la

placa y del ángulo de incidencia de la luz solar sobre la misma, por eso se ha de buscar información sobre los distintos paneles que se pueden usar para este tipo de misiones y hacer un análisis según los distintos rendimientos y ángulos de incidencia, ya que dependiendo el material usado y su orientación se obtendrán distintos resultados, siendo el fin de este trabajo encontrar la combinación óptima y que determine unos márgenes de operabilidad correctos.

Una vez obtenida la potencia nominal por unidad de área de los paneles, dependiendo del rendimiento y ángulo de incidencia seleccionados, la idea es continuar calculando la energía que generarían los paneles según su superficie expuesta a la luz solar, con ello se obtiene el valor buscado teniendo en cuenta también la estructura del ensamblaje del satélite en los cálculos. Bajo estas condiciones, las distintas combinaciones de rendimientos y ángulos de incidencia darán una potencia generada media con la cual se podrá establecer una relación con la potencia media necesaria para abastecer de energía a los distintos componentes.

Esta relación de potencias permitirá calcular el tiempo necesario de iluminación del satélite, siendo este el límite que determinará los márgenes de operabilidad que se buscan. De este modo será necesario calcular los distintos tiempos de eclipse que se obtienen en función de los distintos parámetros orbitales de estudio.

Para obtener la evolución de los tiempos de eclipse mediante la variación de los parámetros orbitales de estudio será necesario plantear la expresión que determina la órbita del satélite y así observar en qué puntos de esta el satélite deja de estar iluminado y el tiempo que tarda en recorrer esa distancia. En este TFG se considerará que la órbita del satélite es circular y heliosíncrona con tal de mantener constantes las condiciones de iluminación. Esto provocará que la altura y la inclinación de la órbita estén relacionadas entre sí, simplificando los cálculos, gracias a la expresión de la variación de la RAAN. Una vez obtenidos los distintos tiempos de eclipse según la combinación de los parámetros orbitales se puede obtener sus valores complementarios, es decir los tiempos de iluminación y así ver cuales cumplen el tiempo mínimo de exposición solar y descartar los que no.

Capítulo 2

Energía obtenida por el satélite

Como se ha especificado en el capítulo anterior, es necesario obtener la energía que recoge el satélite gracias a los paneles solares por la absorción de la radiación solar. Para poder realizar esta tarea primero es necesario exponer el caso de estudio y las características estructurales y energéticas del satélite, las cuales definirán el caso base para así poder analizar como influyen los parámetros orbitales.

2.1 Caso de estudio

El nanosatélite a estudiar se caracteriza por las 12 unidades que lo conforman. Como se ha especificado anteriormente cada unidad comprende las medidas de un cubo de 10 cm de arista, por lo que si juntamos 12 unidades con estas características al final se obtendría un nanosatélite de dimensiones 220 x 220 x 360 mm, teniendo en cuenta las uniones entre unidades. Todas las caras del satélite estarían recubiertas por paneles solares tal y como se muestra en la figura 2.1.1 [5].

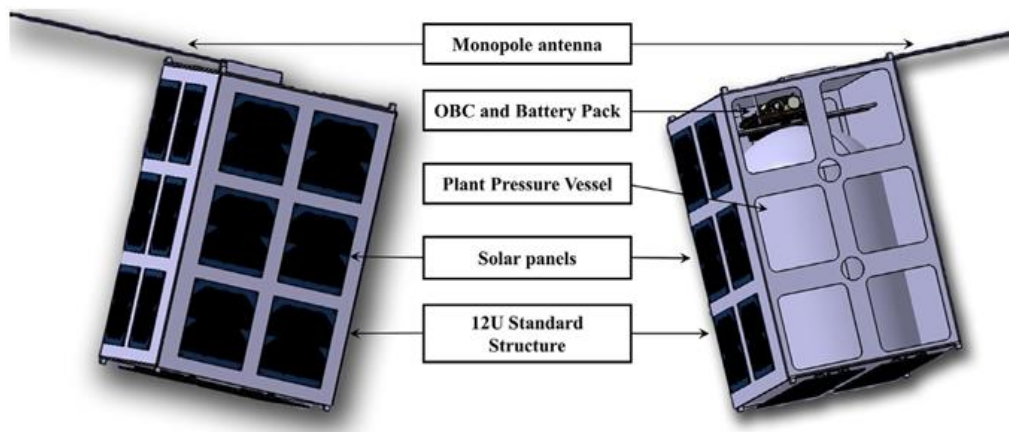


Figura 2.1.1: Arquitectura del satélite de estudio. [5]

Como se ha comentado , aunque en todas las caras haya paneles solares, no toda la superficie de estas está cubierta por ellos ya que se deben considerar las uniones entre las placas. Esto será un factor a tener en cuenta en el cálculo de la superficie de exposición y por lo tanto de la potencia absorbida Por el satélite.

El caso de estudio inicial en [5] comprende una órbita heliosíncrona predeterminada en la que se realiza una estimación de los consumos de energía, así como de la energía producida en un ciclo orbital. La órbita base está determinada por los siguientes parámetros orbitales:

Parámetros orbitales	Valor
Semieje (a)	6950 km
Excentricidad (e)	0
Inclinación (i)	97 °

Tabla 2.1.1: Recopilación de los parámetros orbitales del satélite tomado como caso base. Elaboración propia siguiendo las directrices dadas en [5].

Estos parámetros y el hecho de ser una órbita heliosíncrona nos permitirán obtener la relación entre la altitud y la inclinación de la misma. De este modo, una vez especificada la órbita, se puede deducir la producción y los consumos de energía que realiza el satélite en un ciclo, es decir, en un periodo orbital, el cual tiene un valor de 1h y 36 min para estos parámetros orbitales.

Componente/ subsistema	Potencia máx. (W)	Ciclo de trabajo	Potencia Media (W)	Márgenes	Potencia media final (W)
Potencia media generada	+11.37	0.76	+8.67	-10%	+7.808
Transceptor (Transmisión)	-2.8	0.024	-0.0627	+5%	-0.071
Transceptor (Recepción)	-0.4	1	-0.4	+5%	-0.420
OBDH (Manejo de datos a bordo)	-0.9	1	-0.9	+5%	-0.945
Matriz de LEDs	-4.63	0.067	-3.10	+10%	-3.412
Bomba de aire	-0.05	0.5	-0.25	+20%	-0.030
Bombas de agua	-0.5	0.1	-0.05	+20%	-0.060
Ventilador de aire	-2.9	0.1	-0.029	+20%	-0.348
Electroválvulas de aire y agua	-7.3	0.001	-0.007	+20%	-0.009
Celdas Peltier	-10	0.05	-0.5	+10%	-0.550
Espectrómetro	-0.9	0.014	-0.013	+20%	-0.015
Cámaras	-1.6	0.014	-0.022	+20%	-0.027
Otros sensores e instrumentos	-0.5	0.25	-0.125	+20%	-0.15
Margen total (esperado)	3.17				
Margen total (peor caso)	1.771				
Margen relativo (respecto a la potencia máxima generada, peor caso)	15.5%				

Tabla 2.1.2: Valores de producción y consumo de energía del satélite del caso base. Elaboración propia según [5.]

Hay que recordar aquí que, para el cálculo de la potencia generada, el satélite no está iluminado durante todo un ciclo ya que existen periodos de eclipse en los que no recibe iluminación. Por eso, el periodo de iluminación no será de 1h y 36 min, que es el periodo orbital, sino que a este tiempo habrá que restarle el tiempo de eclipse de la órbita.

2.2 Cálculo de la potencia por unidad de área

Para poder calcular la producción de energía al inicio de la vida útil por unidad de área de cada panel primero se calculará la potencia nominal que depende del flujo de irradiación solar o densidad de potencia de la luz solar y e del rendimiento nominal de las células solares. La potencia nominal por unidad de área se obtiene mediante la siguiente expresión [7]:

$$P_o = \eta_n \cdot I, \quad (\text{Ec. 2.2.1})$$

donde η_n [%] es el rendimiento nominal de las células solares e I [W/m^2] es el flujo de irradiación solar.

A la hora de obtener la potencia nominal hay que tener en cuenta que el flujo de irradiación solar tiene un valor de $1360.8 W/m^2$ con un margen de ± 0.5 [8] y que el rendimiento de las células solares depende de aquellas que se elijan a la hora de ensamblarlas en la estructura, así como de las distintas condiciones ambientales y de la incidencia de la luz solar. A continuación, se especificarán distintos tipos de paneles solares existentes con la finalidad de elegir los más adecuados para nuestra misión atendiendo a sus características.

2.2.1 Elección de los paneles solares

Como se ha comentado, el rendimiento de las células solares utilizadas influye notablemente en la potencia nominal y por lo tanto en la energía absorbida por el satélite. Así pues, en primer lugar, se muestran los tipos más utilizados como células solares para compararlos entre sí y elegir los más adecuados a la misión de estudio.

- **Células solares basadas en silicio**

Teniendo en cuenta que el elemento electropositivo no metálico más abundante es el silicio, es normal pensar que es el más usado en la fabricación de placas fotovoltaicas. Este elemento es clasificado como un metaloide o semimetal y su estructura cristalina es ordenada, como se muestra en la figura 2.2.1. Esto hace que su comportamiento sea predecible y uniforme, y a su vez produce una estructura de banda bien definida [7].

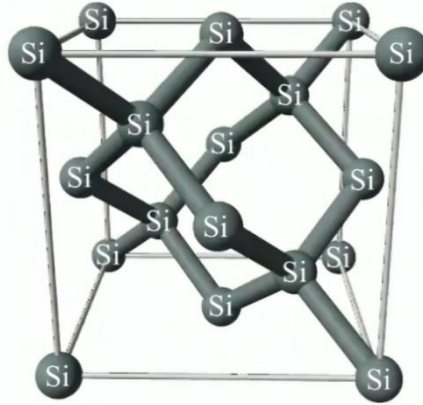


Figura 2.2.1: Estructura cristalina del silicio. Elaboración propia basada en [9].

Este tipo de estructura, al tener una longitud de difusión bastante larga, hace que las células fotovoltaicas no sufran una degradación significativa de la propia longitud antes de que el rendimiento de esta se vea perjudicado, siendo esto una ventaja apreciable. Sin embargo, la brecha de banda o bandgap es indirecta por lo que es deficiente a la hora de emitir y absorber la luz, haciéndolo un elemento que, a pesar de su abundancia, no proporcionaría un buen rendimiento. [7].

En definitiva, el rendimiento energético que se obtiene de este tipo de células solares suele ser bajo llegando a un valor nominal medio de un 12%, lo que nos indica que, aunque sea más fácil de obtener, parece ser que no nos ofrecerá las mejores prestaciones de conversión de la radiación solar en energía eléctrica [10].

- **Células solares basadas en Arseniuro de Galio**

El arseniuro de galio es un semiconductor del tipo III-V ya que combina un elemento del grupo 3 y otro del grupo 5. El grupo 3 está conformado por el boro, el aluminio, el galio y el indio (B, Al, Ga, In), y el grupo 5 está conformado por el nitrógeno, el fósforo, el arsénico y el antimonio (N, P, As, Sb) [7, 11]. Este tipo de semiconductores comparten la estructura cristalina del sulfuro de zinc o blenda de zinc, como se muestra en la figura 2.2.2, el cual es un sistema cúbico centrado en las caras similar a la forma en la que cristaliza el diamante.

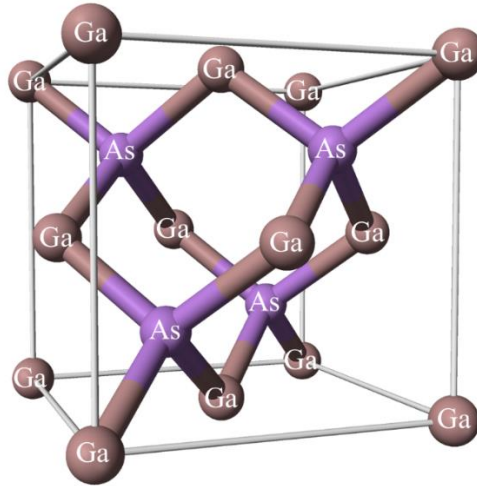


Figura 2.2.2: Estructura cristalina del arseniuro de galio. Elaboración propia basada en [12].

Este semiconductor es idóneo para este tipo de aplicaciones debido a que el bandgap es directo con lo que el proceso es más rápido y tiene la capacidad de poder emitir directamente un fotón, de este modo el material tendrá un mayor coeficiente de absorción óptica. Además, el bandgap es de 1.42 eV a 300 K, lo cual es casi óptimo a la hora de la operatividad de los componentes fotovoltaicos en el espectro solar que se maneja [7, 13].

Por otro lado, el arseniuro de galio es capaz de trabajar a mayores temperaturas, superando a las que podría alcanzar las células basadas en silicio, con lo que las células solares basadas en este semiconductor son bastante resistentes a la radiación y se reduce su degradación [7, 13]. Por todo esto, se ve que este material presenta ciertas ventajas sobre otros.

Sin embargo, este tipo de células tiene el problema de su alta sensibilidad ante protones con energías cercanas a 300 keV, los cuales causan daños en la célula debido a su penetración en la región de la unión. Como estos protones causan un daño mayor al final de su trayectoria, la zona activa de la célula será la más afectada dando lugar a un perjuicio significativo para la absorción de luz y la generación de conducción o de portadores. Para poder evitar esto sería necesario poner una capa protectora sobre la célula, normalmente hecha de vidrio con un espesor de 25 μ m, que sirviera de escudo a los protones de baja energía [7, 13].

Teniendo en cuenta todas estas consideraciones, el rendimiento que puede ofrecer una célula basada en este tipo de material resistente y de buena absorción óptica es de un valor medio nominal de un 27%, lo que haría que pudiera ser la mejor opción a la hora de pensar en convertir radiación solar en energía eléctrica [10].

- **Comparación entre ambos materiales**

Una vez expuestos ambos materiales, las prestaciones que ofrece cada uno de ellos a la hora de producir energía eléctrica y la relación entre los costes de ambos, se compara la producción de energía eléctrica por paneles solares basados en estos dos materiales. En la figura 2.2.3 se muestra esta comparativa para los resultados obtenidos con los cálculos simplificados de la potencia obtenida por 6 paneles solares con una superficie de 54.6 cm² de células solares cada uno [7, 10].

Teniendo en cuenta todas estas consideraciones resulta más favorable seleccionar las células basadas en arseniuro de galio ya que ofrecen un mayor rendimiento con un volumen de absorción menor y no necesitan tanto espesor para poder producir la misma cantidad de energía. Así pues, una vez seleccionado el arseniuro de galio frente al silicio como mejor material para la construcción de los paneles solares, hay que tener en cuenta que estos necesitan además ser fabricados en sustratos portadores engrosados para así obtener una mayor resistencia mecánica [7].

En estos últimos años se están haciendo innovaciones con las células de arseniuro de galio

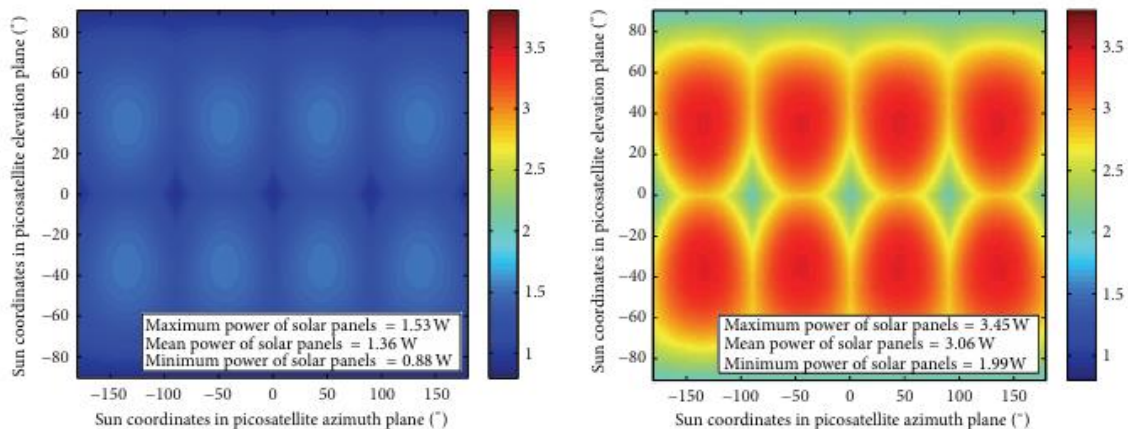


Figura 2.2.3: Producción de energía según los distintos paneles solares, basados en silicio y arseniuro de galio respectivamente, dependiendo del ángulo de incidencia. [7, 10]

para mejorar su flexibilidad mediante aleaciones de este compuesto con otros elementos como el aluminio, fósforo, antimonio o indio. También se está intentando reducir los costes de producción mediante el uso de sustratos reutilizables y reduciendo el espesor de estas películas [7].

2.2.2 Factores que afectan al rendimiento de las placas

La realidad del ambiente que rodea a los satélites en órbita es muy distinta a los análisis que se pueden realizar en un laboratorio, por ello los rendimientos y cálculos expuestos anteriormente se pueden considerar una aproximación teórica. Para obtener un mejor

resultado hay que tener en cuenta que los satélites en órbita presentan grandes cambios de temperatura dependiendo de si reciben radiación solar o se encuentran eclipsados por la sombra que proyecta el planeta al que orbitan, en este caso la Tierra. Según los cálculos realizados en el rango de altitudes, inclinaciones y RAAN seleccionados en este trabajo, el tiempo de penumbra (entre un 15% y un 40%) es suficiente para que el satélite llegue a temperaturas muy bajas, hasta el punto de congelarse. Por el contrario, en cuanto le llega la radiación solar al satélite, su temperatura puede aumentar de manera drástica ya que en los satélites de tipo *CubeSat* no existen sistemas de termorregulación activa. Pero estas altas temperaturas están limitadas a su vez por la transferencia de calor que se produce hacia las caras que se encuentran en sombra a través de la estructura, dado que esta se compone de materiales conductores térmicos. Por este motivo, el rendimiento decrece conforme aumenta la temperatura de la placa en relación con el expuesto anteriormente, el cual se obtiene de la experimentación en el laboratorio a 25 °C [10].

Por otro lado, dado que conforme el satélite va girando a lo largo de toda la órbita y dependiendo del punto en el que se encuentre, la luz incidente sobre las caras del satélite y por lo tanto sobre los paneles fotovoltaicos va cambiando de ángulo, por lo que existe un cambio en la reflexión de esta luz y a su vez en la absorción de la luz incidente sobre las capas que conforman la cobertura. Este cambio es bastante significativo ya que cuando la luz incide con un ángulo bajo se produce una reflexión total para cierto porcentaje del espectro solar, así un mayor número de longitudes de onda de este espectro serían totalmente reflejadas y por lo tanto no contribuirían a la generación de energía. Además de esta falta de generación de energía, se pueden producir pérdidas ya que al encontrarse en ángulos de incidencia bajos esto provoca que la línea de visión que atraviesa las capas de la cobertura se prolongue teniendo que realizar así la luz un mayor recorrido hasta llegar a la célula [10].

Como muestra de estos comportamientos sobre el rendimiento de las placas, la empresa Spectrolab realizó diferentes pruebas sobre sus células solares triangulares avanzadas (TASC), las cuales son adecuadas para el proyecto de estudio debido a su alto rendimiento y la capacidad de aportar 4 veces el voltaje que aportan las células de silicio [23]. Estas pruebas intentaban comprobar y cuantificar la reducción del rendimiento de las placas bajo las condiciones mencionadas en los párrafos anteriores. Los resultados obtenidos demostraron que, si hay un cambio de la temperatura aumentando de los 25°C a los 60°C, la eficiencia disminuía de un valor nominal medio de un 27%, como se había marcado con anterioridad, a una eficiencia del 24.4%. Si la célula era irradiada con un ángulo óptimo (como veremos más adelante) de 54.7°, comprendido desde el plano perpendicular a las caras del satélite, la eficiencia disminuía del valor nominal medio inicial a un valor de 22.8%. Al combinar ambos efectos la eficiencia alcanzaba un valor del 20.6%. En las siguientes figuras se observa con mayor claridad los resultados obtenidos en las pruebas realizadas [10].

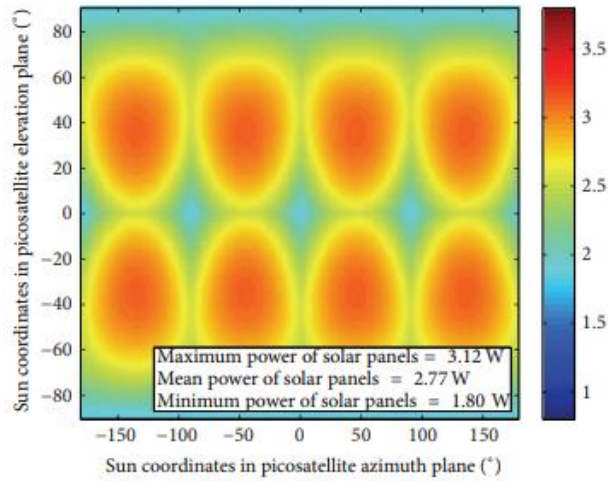


Figura 2.2.4: Producción de energía de los paneles de arseniuro de galio teniendo en cuenta el cambio de temperatura de 25°C a 60°C. [10]

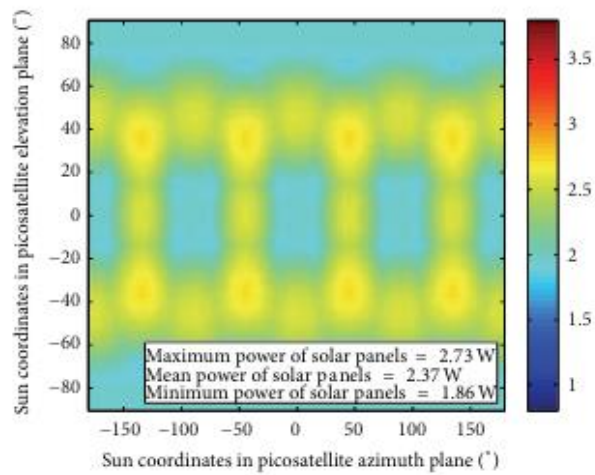


Figura 2.2.5: Producción de energía de los paneles de arseniuro de galio teniendo en cuenta el ángulo de incidencia de la radiación. [10]

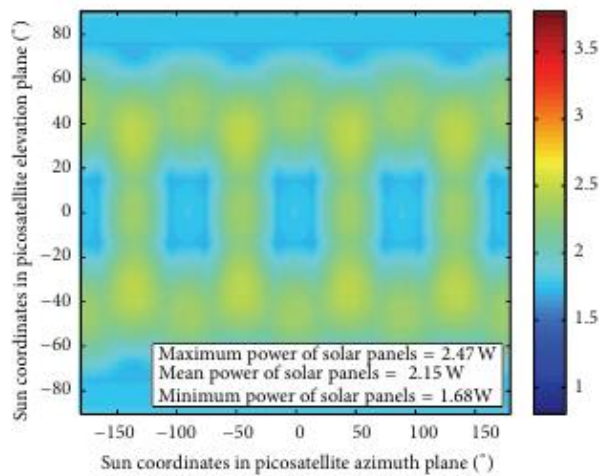


Figura 2.2.6: Producción de energía de los paneles de arseniuro de galio combinando los dos efectos anteriores, teniendo en cuenta el ángulo de incidencia y el cambio de temperatura de 25°C a 60°C. [10]

Como se ha podido observar es notoria la disminución del rendimiento con respecto a los resultados que se habían expuesto en el caso teórico. Esto hace que se produzca una menor cantidad de potencia de la considerada teóricamente. Luego, a pesar de la alta eficiencia de las células solares de arseniuro de galio, la cantidad de energía generada por las placas fotovoltaicas de los *CubeSat* es relativamente baja por lo que sería conveniente ajustar los tiempos de iluminación para poder abastecer de energía a todos los componentes del satélite. Como los valores especificados de los rendimientos se obtienen mediante métodos experimentales, la comparación de las potencias que se obtienen en un determinado rango de rendimientos, así como el caso más cercano a la realidad ayudará a la determinación de los tiempos de eclipse que permiten obtener la potencia necesaria para el buen funcionamiento del satélite.

2.2.3 Potencia de los paneles

Considerando los cálculos teóricos junto con las variaciones de temperatura y los ángulos de incidencia mencionados anteriormente, la potencia nominal por unidad de área en función del rendimiento quedará de la siguiente manera:

$$P_o = 1360.8 \cdot \eta_n \left[\frac{W}{m^2} \right]. \quad (\text{Ec. 2.2.2})$$

Teniendo en cuenta que esta potencia se evaluará en un rango concreto, como a su vez en un valor que representa de mejor manera la realidad, se podrá definir la potencia producida al inicio de la vida útil por unidad de área, P_{bol} , mediante la siguiente expresión [7]:

$$P_{bol} = P_o \cdot I_d \cdot \cos \theta \quad (\text{Ec. 2.2.3})$$

donde I_d [—] es la degradación inherente que se produce por el montaje de la placa sobre el satélite debido a ineficiencias de diseño y variaciones en la temperatura y en la cantidad de sombra que se produce sobre la placa. Por último, θ [°] es el ángulo de incidencia entre el plano perpendicular a la placa y el vector incidente de la luz solar, como se ve en la figura 2.2.7.

Para poder obtener las distintas potencias al inicio de la vida útil por unidad de área según las potencias nominales obtenidas anteriormente, en [7] los autores fijaron un valor de $I_d = 0.77$ para la degradación inherente al ensamblaje de las placas. Aunque este valor puede variar según la forma en la que se ensamble, es un valor estándar que se utilizará para los cálculos.

Por otro lado, los ángulos de incidencia hacen que la producción de energía sea máxima o mínima, ya que dependiendo de cómo incida la luz solar sobre el satélite habrá más o menos caras iluminadas y por lo tanto habrá más o menos paneles fotovoltaicos iluminados, los cuales estarían produciendo en ese caso energía mediante la conversión de la radiación solar. Además, el ángulo de incidencia con la placa es importante debido no solo a la reducción del rendimiento, sino también debido a ese cambio en la reflexión que se produce al variar el ángulo, pudiendo obtener en su contraposición una absorción completa de la luz incidente o una absorción parcial, tal y como se muestra en la figura 2.2.7 [8, 14].

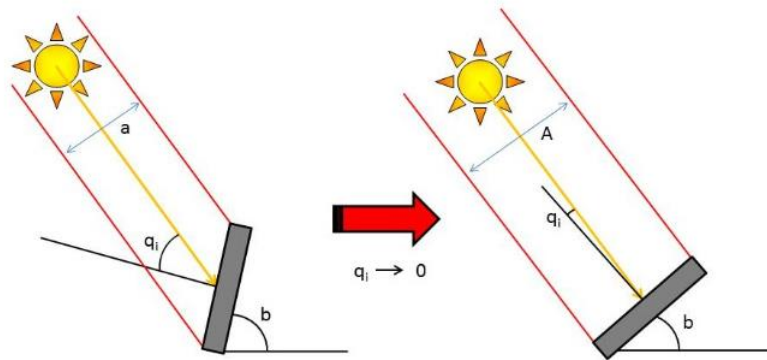


Figura 2.2.7: Efecto del ángulo de incidencia en la reflexión de la luz. [14]

Así pues, dado que el ángulo de incidencia se toma a partir del plano perpendicular a las caras del satélite, si este ángulo es 0° , significará que la luz incide de manera perpendicular sobre las caras del satélite, con lo que solo una cara estará obteniendo energía solar en todo el rango de giro del propio satélite. Por tanto, en este caso, la obtención de energía para el satélite será mínima al estar produciéndola solo con un panel en todo momento. En cambio, si el ángulo de incidencia es de 54.7° , tres caras del satélite estarán iluminadas, siendo en nuestro caso dos caras laterales y una superior o inferior (ver figura 2.2.8). Este representa por tanto el ángulo óptimo ya que la obtención de la energía será máxima al tener tres placas produciendo energía al mismo tiempo [8].

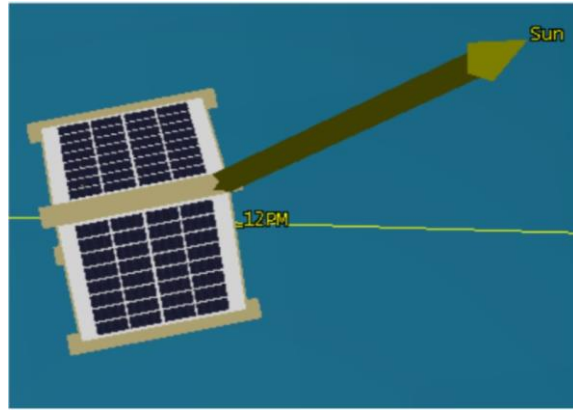


Figura 2.2.8: Iluminación de tres caras bajo el ángulo de incidencia óptimo. [8]

Todas estas particularidades permiten calcular la potencia mínima y máxima producida al inicio de la vida útil por unidad de área en función del ángulo de incidencia según la expresión dada en Ec. 2.2.3. Así se tienen los siguientes valores:

$$P_{bol,mín} = 1360.8 \cdot \eta_n \cdot 0.77 \cdot \cos 0 = 1047.82 \cdot \eta_n \text{ [W/m}^2\text{]} \quad (\text{Ec. 2.2.4})$$

$$P_{bol,máx} = 1360.8 \cdot \eta_n \cdot 0.77 \cdot \cos 54.7 = 605.49 \cdot \eta_n \text{ [W/m}^2\text{]} \quad (\text{Ec. 2.2.5})$$

Como se puede ver, ambas potencias dependen de la potencia nominal de la placa a través del rendimiento de la misma.

En estas expresiones, se observa que aparentemente los resultados para el ángulo igual a 0° obtiene una mayor potencia que la correspondiente a 54.7° . Sin embargo, hay que tener en cuenta que la potencia real se obtiene al multiplicar por la superficie iluminada de las placas, siendo mayor la que abarcan tres placas, las cuales son iluminadas gracias a un ángulo de incidencia de 54.7° , que una sola, la cual estaría iluminada por un ángulo de 0° , como se ha expuesto anteriormente. Luego es importante la determinación de la superficie iluminada de cara a calcular la potencia real que obtiene el satélite.

2.3 Especificación de la superficie de absorción solar

Los resultados obtenidos anteriormente solo se refieren a la potencia producida por unidad de área de las células solares, luego se necesita especificar la superficie real iluminada que estará produciendo energía. Como se ha comentado, esta superficie dependerá del ángulo de incidencia ya que, según este, puede haber desde una cara del satélite iluminada hasta tres caras iluminadas simultáneamente.

En este apartado nos centraremos en obtener la superficie de absorción del satélite para los dos ángulos de incidencia analizados en el apartado anterior, es decir, aquel que provoca una producción de energía máxima y el que proporciona una producción de energía mínima, para así poder obtener la media entre ambos.

Como se ha expuesto en el apartado del caso de estudio, el satélite *CubeSat* sobre el que se trabaja tiene 12 unidades, lo que comprende un volumen de 220 x 220 x 360 mm. A su vez se ha visto que el diseño estructural hace que no toda la superficie de cada cara esté recubierta por células solares debido a que cada placa se encuentra ensamblada sobre una serie de larguerillos. Por este motivo, se ha hecho una estimación de la anchura que tendría cada uno de estos larguerillos para obtener la superficie de cada cara que realmente estaría produciendo energía. Se ha supuesto que el ancho de estos larguerillos es de 30 mm, independientemente si son horizontales o verticales. Además, la superficie de las caras laterales es distinta a la de las caras superior e inferior debido a los ensamblajes. Por ello, se ha realizado el cálculo para estimar la superficie de cada placa de manera separada.

- **Superficie de las caras laterales**

Primero se obtendrá la anchura y la altura de cada panel teniendo en cuenta las medidas especificadas y las características estructurales. Se denota por h_{sat} y w_{sat} la altura y la anchura del satélite, respectivamente, y por n_{larg} y n_{panel} el número de larguerillos y de paneles que se encuentran en cada fila o columna según si se está analizando la anchura o la altura respectivamente. Por último, l_{larg} representa la longitud estimada de los larguerillos, que como se ha especificado anteriormente está fijada en 30 mm. Así, la altura y la anchura del panel, h_{panel} y w_{panel} son:

$$h_{panel} = \frac{h_{sat} - n_{larg} \cdot l_{larg}}{n_{panel}} = \frac{360 - 4 \cdot 30}{3} = 80 \text{ mm} \quad (\text{Ec. 2.3.1})$$

$$w_{panel} = \frac{w_{sat} - n_{larg} \cdot l_{larg}}{n_{panel}} = \frac{220 - 3 \cdot 30}{2} = 65 \text{ mm} \quad (\text{Ec. 2.3.2})$$

Por consiguiente, se obtiene que la superficie útil de cada panel, $S_{panel_{lat}}$, es:

$$S_{panel_{lat}} = h_{panel} \cdot w_{panel} = 5200 \text{ mm}^2, \quad (\text{Ec. 2.3.3})$$

la cual, multiplicada por el número de paneles que hay en una cara, nos da el área útil de cada cara lateral:

$$S_{totalPanel_{lat}} = S_{Panel_{lat}} \cdot n_{panel} = 31200 \text{ mm}^2 \quad (\text{Ec. 2.3.4})$$

- **Superficie caras superior o inferior**

Análogamente se pueden obtener las superficies útiles de las caras superior e inferior. En este caso, la altura y anchura del panel son iguales pues solo interviene la anchura del satélite

$$w_{Panel} = h_{Panel} = \frac{w_{sat} - n_{larg} \cdot l_{larg}}{n_{panel}} = \frac{220 - 3 \cdot 30}{2} = 65 \text{ mm} \quad (\text{Ec. 2.3.5})$$

Así, la superficie de cada panel superior/inferior es:

$$S_{Panel_{sup/inf}} = h_{Panel} \cdot w_{Panel} = 4225 \text{ mm}^2, \quad (\text{Ec. 2.3.6})$$

lo que da una superficie total superior/inferior de:

$$S_{totalPanel_{sup/inf}} = S_{Panel_{sup/inf}} \cdot n_{panel} = 16900 \text{ mm}^2. \quad (\text{Ec. 2.3.7})$$

- **Superficie total en cada uno de los casos**

Una vez obtenidas las superficies de todas las caras hay que tener en cuenta las combinaciones de estas que hacen, según el ángulo de incidencia de la luz solar, que la potencia total generada por el satélite sea mínima o máxima. Así, la superficie mínima, S_{min} , la cual se obtiene para el ángulo de incidencia igual a 0° en el que solo una cara está iluminada, es:

$$S_{min} = S_{totalPanel_{lat}} = 31200 \text{ mm}^2 \quad (\text{Ec. 2.3.8})$$

y la superficie máxima, $S_{máx}$, que corresponde a un ángulo de incidencia de 54.7° , para el cual hay dos caras laterales y una cara superior o inferior iluminadas, es:

$$S_{m\acute{a}x} = 2 \cdot S_{totalPanel_{lat}} + S_{totalPanel_{sup}} = 79300 \text{ mm}^2.$$

Estas superficies mınima y mımima permitirın obtener la producciın de energıa media con la cual se harı la estimaciın del tiempo mınimo que ha de estar iluminado el satelite para poder abastecer de energıa a todos los sistemas.

2.4 Potencia total, relaciın energetica y tiempo de abastecimiento

Una vez obtenidas las superficies encargadas de poder transformar toda la radiaciın solar en energıa eletrica se obtendrı la potencia eletrica generada por cada una segın el angulo de incidencia y el rango de rendimientos planteado con anterioridad. Para realizar este calculo es suficiente con multiplicar la producciın de energıa al inicio de la vida util por unidad de area de cada celula fotovoltaica, obtenida al principio de este capıtulo, por la superficie mımima y mımima obtenida en la secciın anterior, para ası posteriormente poder obtener la potencia media producida con las potencias mımima y mımima.

Ası pues, la potencia mımima (mımima), $P_{mın}$ ($P_{mım}$), se obtiene al considerar la producciın mımima (mımima) de energıa y la superficie mımima (mımima) y viene dada en funciın del rendimiento de las placas fotovoltaicas por:

$$P_{mın} = P_{bol,mın} \cdot S_{mın} = 1047.82 \cdot \eta_n \cdot 0.0312 = 32.692 \cdot \eta_n \text{ [W]} \quad (\text{Ec. 2.4.1})$$

$$P_{mım} = P_{bol,mım} \cdot S_{mım} = 605.488 \cdot \eta_n \cdot 0.0793 = 48.015 \cdot \eta_n \text{ [W]} \quad (\text{Ec. 2.4.2})$$

Estos valores mımimo y mımimo dan una potencia media en funciın del rendimiento de las placas fotovoltaica de:

$$P_{media} = \frac{P_{mın} + P_{mım}}{2} = 40.354 \cdot \eta_n \text{ [W]}. \quad (\text{Ec. 2.4.3})$$

Considerando esta relaciın lineal, en la figura 2.4.1 se presenta la evoluciın de la potencia media en el rango de rendimientos nominales de las dos placas consideradas anteriormente, es decir, entre el 12% y el 27%. Ası, por ejemplo, tomando un valor del 19.5%, para el rendimiento (el cual representa de manera mımimo el

comportamiento en la realidad) se tiene que la potencia media producida por las placas es:

$$P_{media} = 7.025 W \quad (\text{Ec. 2.4.4})$$

Por otro lado, según la tabla sobre consumo de energía del satélite, expuesta en la primera sección de este capítulo, si se suman todas las potencias requeridas por cada componente del satélite, se observa que se necesita una potencia de 6.035 W de media [5] para poder abastecer a todos los sistemas. Sabiendo esto y lo que es recogido por el satélite por cada hora, se puede obtener una relación entre estas dos potencias para así poder obtener el tiempo necesario que debiese estar el satélite expuesto a la radiación solar para poder autoabastecerse. Entendiendo esto, los posibles márgenes de tiempo según el rango de rendimientos vienen dados por la siguiente expresión:

$$t_{iluminación} = \frac{P_{req}}{P_{media}} = \frac{0.15}{\eta_n} [h], \quad (\text{Ec. 2.4.5})$$

la cual está representada en la figura 2.4.1 para los mismos valores del rendimiento seleccionados anteriormente. Del mismo modo, el tiempo de iluminación necesario para un rendimiento del 19.5 % es:

$$t_{iluminación} = 0.859 h \quad (\text{Ec. 2.4.6})$$

Considerando este valor de exposición del satélite a la radiación solar con tal de generar la potencia suficiente para abastecer a todos los sistemas, será necesario hacer un estudio sobre los tiempos de eclipse y de iluminación de la órbita del satélite, que se detallará en el siguiente capítulo, para así encontrar los límites de altitud, inclinación y ascensión recta del nodo ascendente (RAAN) que hacen que se cumpla ese margen de iluminación.

Capítulo 3

Cálculo de los tiempos de eclipse

Antes de calcular los tiempos de eclipse hay que asentar ciertos conceptos que influyen en la órbita y que la caracterizan, como el hecho de ser una órbita heliosíncrona por un lado y las diferentes perturbaciones que afectan al movimiento orbital por otro. Entre estas últimas, la influencia del achatamiento de la tierra es una de las más características y necesarias a tener en cuenta

3.1 Análisis de perturbaciones en la mecánica orbital

Hay numerosas perturbaciones que afectan a los parámetros orbitales de un satélite como la resistencia atmosférica, el achatamiento de la Tierra o la atracción de otros cuerpos como lo podrían ser la Luna y el Sol, entre otros.

Al variar la altura de la órbita la perturbación ejercida es diferente según la causa que la provoca (ver figura 3.1.1). En nuestro caso, al considerar órbitas bajas (Low Earth Orbits, LEO), entre los 150 km y los 1000 km de altura aproximadamente, la principal causa de perturbación es el achatamiento terrestre, la cual depende de los armónicos zonales J_i [15].

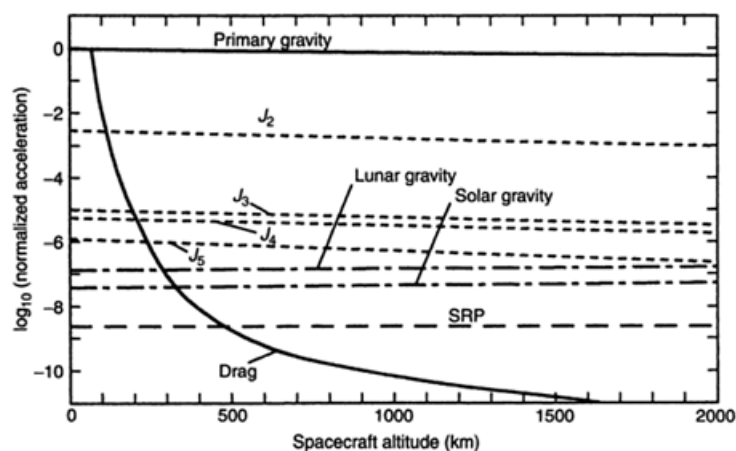


Figura 3.1.1: Importancia de las diferentes fuerzas perturbadoras de una órbita en función de su altitud [15].

Debido a que la Tierra presenta un abultamiento en el Ecuador causado por la fuerza centrífuga que se produce al ser un planeta en rotación (al igual que lo presentan el resto de los planetas con estas características), el radio ecuatorial será mayor que el polar, siendo respectivamente de 6378 km y de 6357 km como se muestra en la figura 3.1.2. Por este motivo se suele usar en cálculos orbitales el radio medio de 6371 km [15]. Esta deformación es lo que se denomina *achatación terrestre* y su valor es:

$$Achatamiento = \frac{R_{ecuatorial} - R_{polar}}{R_{ecuatorial}} = \frac{6378 - 6357}{6378} = 3.303 \cdot 10^{-3} \quad (\text{Ec. 3.1.1})$$

Este achatamiento deforma las órbitas keplerianas, que son aquellas que se obtendrían si el planeta fuera completamente esférico. Esta deformación influye en el campo gravitatorio generado por el planeta ya que, al no ser esférico, este no depende únicamente de la distancia al centro del planeta sino también varía con la latitud [15].

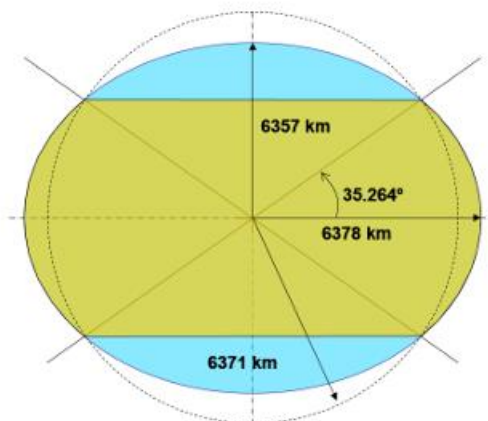


Figura 3.1.2: Achatamiento de la Tierra. [15]

Para cuantificar los efectos del achatamiento se utilizan parámetros adimensionales conocidos como armónicos zonales, siendo el segundo armónico zonal, el J_2 , el más significativo para órbitas que se encuentran a más de 100 km de altura, como se puede observar en la figura 3.1.1. De hecho, el valor J_2 es unas 100 veces más relevante que los demás armónicos para las órbitas LEO. Por esta causa solo vamos a considerar el efecto J_2 para los cálculos realizados en este TFG. En el caso de la Tierra su valor es [15,16]:

$$J_2 = 1.083 \cdot 10^{-3} \quad (\text{Ec. 3.1.2})$$

El achatamiento terrestre causa con el paso del tiempo variaciones en algunos parámetros orbitales tales como la RAAN, Ω , y el argumento del perigeo, ω . Las tasas medias de variación de estos dos ángulos se pueden calcular mediante las siguientes expresiones [15,16]:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\left(\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R_{\oplus}^2}{(1-e^2)^2 a^2}\right) \cos i \quad (rad/s) \quad (\text{Ec. 3.1.3})$$

$$\frac{d\omega}{dt} = -\left(\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R_{\oplus}^2}{(1-e^2)^2 a^2}\right) \left(\frac{5}{2} \sin^2 i - 2\right) = \frac{d\Omega}{dt} \frac{\frac{5}{2} \sin^2 i - 2}{\cos i} \quad (rad/s) \quad (\text{Ec. 3.1.4})$$

donde e [-] es la excentricidad, a [km] es el semieje mayor, el cual comprende la suma del radio de la Tierra, R_{\oplus} , y la altura de la órbita h , i [°] es la inclinación y μ [km³/s²] es el parámetro gravitacional, el cual es el producto entre la constante gravitacional G y la masa de la Tierra, M_{\oplus} , lo que da un valor de $\mu = 398600,5$ km³/s² [16].

Si se analiza la primera expresión se observa que, si la inclinación está comprendida entre 0° y 90°, lo que indica que la órbita es posigrada, entonces la variación de la RAAN será menor que cero indicando así un decrecimiento continuo en este parámetro con el tiempo. A este comportamiento se le denomina regresión de los nodos [15].

En cambio, si la inclinación de la órbita está comprendida entre 90° y 180°, se denomina órbita retrograda y la línea de los nodos avanzaría hacia el este ganando RAAN ya que la variación de este parámetro será positiva. Este comportamiento es clave para comprender como funcionan las órbitas heliosíncronas. Si la órbita fuera polar, es decir, que la inclinación fuera igual a 90°, la línea nodal se mantendría fija [15].

Con la segunda expresión se puede analizar si el perigeo, para órbitas elípticas, avanza o retrocede en la dirección del movimiento o en ciertos puntos críticos no gira. En el caso de órbitas circulares, la variación del perigeo no es relevante.

3.2 Características de una órbita heliosíncrona

Este tipo de órbitas se caracteriza por mantener siempre constante el ángulo con el sol, consiguiendo así las mismas condiciones de luminosidad en cada periodo. Esta característica es importante debido a que facilita y asegura el abastecimiento de energía ya que siempre va a obtener el mismo y con las mismas características [17]. Las órbitas heliosíncronas suelen ser órbitas circulares.

Para un mayor entendimiento, en la figura 3.2.1 se muestra cómo evoluciona una órbita heliosíncrona en tres momentos distintos del año. Se observa también la posición del satélite y como orbita este alrededor de la Tierra mostrando así las características que hacen que su órbita sea heliosíncrona. Para que se cumpla esta condición es necesario que el ángulo α sea constante, este ángulo es el comprendido entre la línea nodal y el vector que une los centros de gravedad de la Tierra y el Sol. De este modo se cumple la condición de que el satélite esté iluminado siempre de la misma manera, cosa que no ocurriría si la RAAN fuese constante. Luego la variación de la RAAN con el tiempo, provocada por la influencia del achatamiento de la Tierra en el campo gravitatorio, compensa la variación del ángulo α para que este último sea constante a lo largo del año [17].

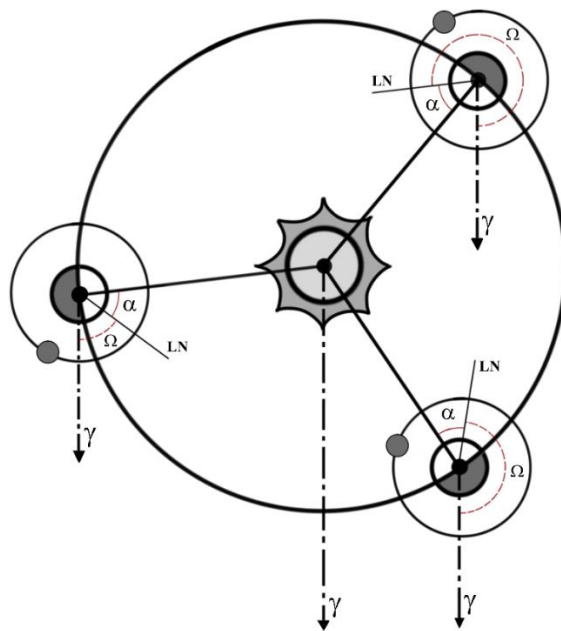


Figura 3.2.1: Representación de una órbita a lo largo de un año manteniendo el ángulo α fijo. Elaboración propia basada en [18]

Este efecto se consigue gracias a que el satélite se sitúa con una inclinación sobre el plano ecuatorial que hace que el giro sobre el plano orbital del mismo coincida con el giro de la Tierra alrededor del Sol, todo esto teniendo en cuenta la perturbación que induce el achatamiento terrestre. Esto significa que el plano orbital habrá girado 360° en un año, es decir, en 365.242 días [17]. Teniendo en cuenta esto, se puede obtener el ángulo que gira en un día o en un segundo:

$$\frac{360^\circ}{365.242 \text{ días}} = 0.9857^\circ/\text{día} = 1.99 \cdot 10^{-7} \text{ rad/s} \quad (\text{Ec. 3.2.1})$$

Este giro debe ser compensado por la regresión de los nodos, la cual depende de la inclinación de la órbita sobre el ecuador y de la altura según se observa en la ecuación

3.2.2. Es decir, para tener una órbita heliosíncrona debemos igualar las ecuaciones 3.1.3 y 3.2.1 obteniendo:

$$\frac{d\Omega}{dt} = - \left(\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 R_{\oplus}^2}{(1 + e^2)^2 (R_{\oplus} + h)^{\frac{7}{2}}} \right) \cos i = 1.99 \cdot 10^{-7} \text{ rad/s} \quad (\text{Ec. 3.2.2})$$

Como consideramos solo órbitas circulares, $e = 0$, esta relación resulta en que la altura y la inclinación de la órbita están relacionadas entre sí. La primera consecuencia es que se necesita que el nodo avance hacia el este por lo que la inclinación debe ser mayor de 90° , caracterizando de este modo las órbitas heliosíncronas como órbitas retrógradas [17].

Gracias a la ecuación anterior y dado que la excentricidad es nula, la inclinación se puede escribir en función de la altitud, ya que el resto de los parámetros son constantes, de la siguiente manera:

$$i = \arccos \left[\sqrt{R_{\oplus} + h} (-1.24 \cdot 10^{-3} - 5.83 \cdot 10^{-7} h - 9.13 \cdot 10^{-11} h^2 - 4.77 \cdot 10^{-15} h^3) \right] \approx \arccos \left[-1.24 \cdot 10^{-3} * \sqrt{R_{\oplus} + h} \right] [^\circ], \quad (\text{Ec. 3.2.3})$$

y su evolución en un rango de alturas entre los 400 km y los 800 km se puede ver en la figura 3.2.2.

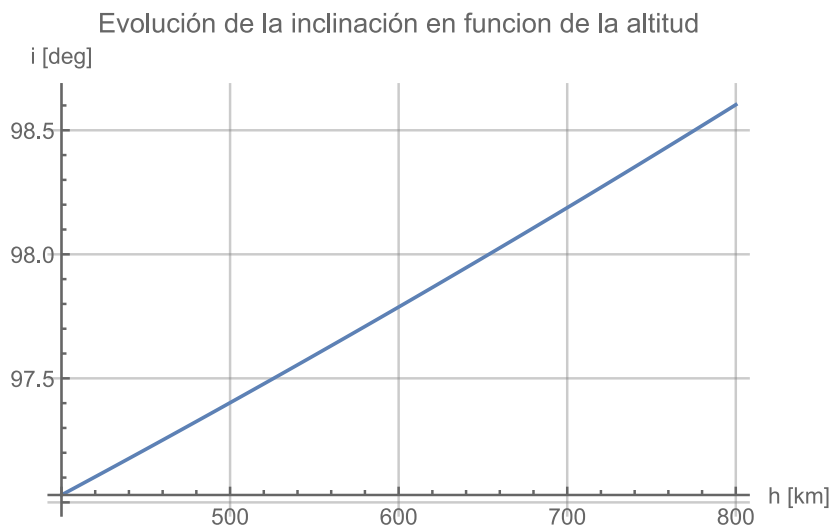


Figura 3.2.2: Evolución de la inclinación en función de la altitud

Hay muchos ejemplos de órbitas heliosíncronas como lo serían los Polar-Orbiting Environmental Satellites (NOAA/POES) y los Defense Meteorological Satellite Program

(DMSP), los cuales estudian el clima y el ambiente alrededor de la Tierra [19, 20] o por ejemplo los LANDSAT que son encargados de captar imágenes y realizar observaciones terrestres de alta calidad [21]. La característica de heliosincronicidad de estas órbitas las hace idóneas para este tipo de aplicaciones ya que te permite pasar por un mismo punto en el mismo momento del día facilitando la comparación entre imágenes. Por otro lado, encontramos también este tipo de órbitas en satélites relacionados con temas de seguridad y defensa como el satélite español PAZ, que también es capaz de cubrir necesidades de carácter civil [22].

3.3 Cálculo del tiempo de eclipse

Para poder calcular el tiempo de eclipse, las variables básicas que caracterizan la órbita son los parámetros orbitales correspondientes, tales como la altura, la inclinación y la excentricidad. Esta última será nula puesto que se trata de una órbita circular. El radio de la Tierra, R_{\oplus} , el parámetro gravitacional μ y el segundo armónico zonal debido al achatamiento terrestre, J_2 son datos conocidos que se han presentado en la sección anterior.

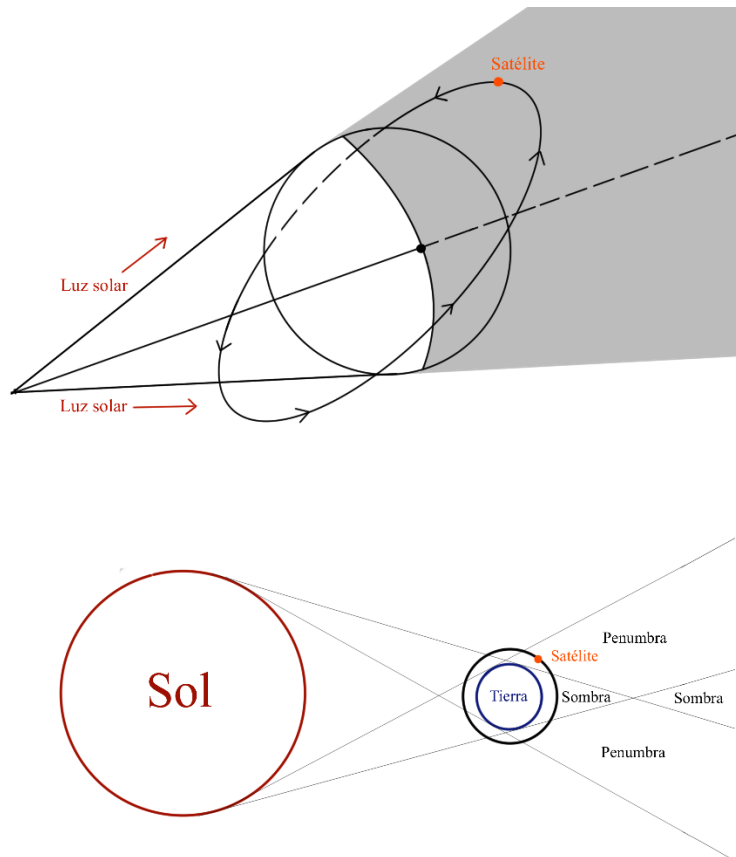


Figura 3.3.1: Representación zona de eclipse en la órbita de un satélite. Elaboración propia

En la figura 3.3.1 se muestra una representación de las zonas que no tendrían iluminación debido a la sombra que provoca la Tierra cuando la luz incide sobre ella generando de ese modo una zona de eclipse. Para poder calcular el tiempo de eclipse se necesita realizar ciertas rotaciones del vector de posición del satélite que nos permitan conocer el periodo de la órbita en que el satélite no recibe la luz del Sol por encontrarse la Tierra entre ambos. En primer lugar, se presenta la expresión de la fórmula de rotación de Rodrigues [24] que permite realizar la rotación de un vector \vec{v} un ángulo θ alrededor de un eje \vec{e} :

$$\vec{v}_{rot,\theta} = (\cos \theta)\vec{v} + (\sin \theta)(\vec{e} \times \vec{v}) + (1 - \cos \theta)(\vec{e} \cdot \vec{v})\vec{e}. \quad (\text{Ec. 3.3.1})$$

Esta expresión se aplicará sobre el vector \vec{v} que caracteriza la órbita. Este vector de posición del satélite respecto al sistema de referencia con origen en el centro terrestre viene dado en función de un parámetro u como:

$$\vec{v} = \begin{Bmatrix} r \cos u \\ r \sin u \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (\text{Ec. 3.3.2})$$

siendo u el ángulo formado por el vector \vec{v} y la dirección del centro del Sol. Así, cualquier punto de la órbita ecuatorial se obtiene para diferentes valores del parámetro u . Notar que para variar el radio de esta órbita se tendría que aplicar un factor multiplicativo de igual valor al radio deseado, el cual sería el radio de la Tierra más la altura de la órbita. En la figura 3.3.2, se ha realizado una representación para un valor de u de 30° y una altura de 572 km, que es la altura fijada en el caso base [5], viendo así cómo se comporta el vector \vec{v} .

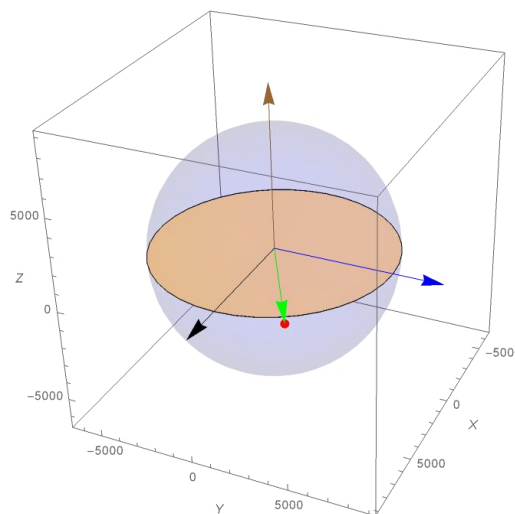


Figura 3.3.2: Representación del vector que define la órbita en una posición concreta sobre la representación de la Tierra en tres dimensiones. Elaboración propia

Por lo tanto, será necesario rotar el vector \vec{v} alrededor del eje z un ángulo igual al existente entre el nodo u origen de medida del ángulo u y el Sol, ver figura 3.3.3, para así posicionar el origen de medida de la órbita, el cual corta con el plano ecuatorial, con el ángulo que dista desde la visión del Sol. Con esta rotación se obtiene el siguiente vector:

$$\vec{v}_{rot,AS} = \begin{pmatrix} \cos AS \cos u - \sin AS \sin u \\ \cos u \sin AS + \cos AS \sin u \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{Ec. 3.3.3})$$

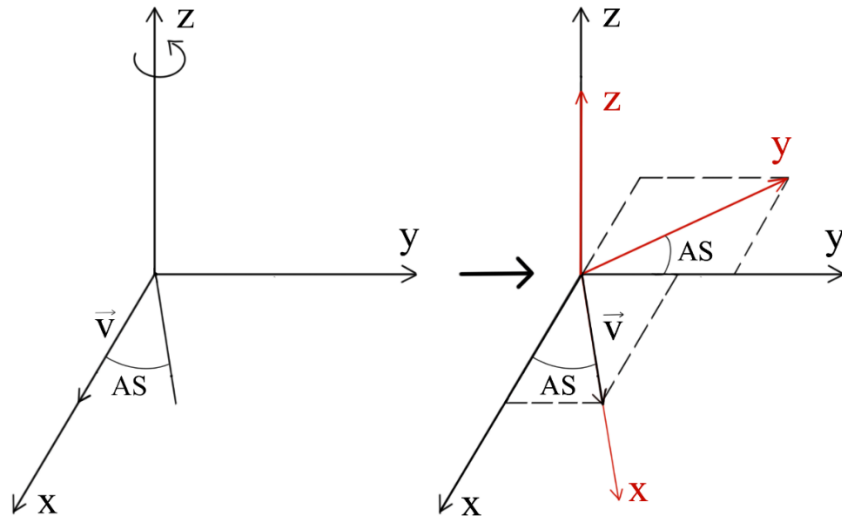


Figura 3.3.3: Rotación del vector \vec{v} un ángulo AS sobre el eje z . Elaboración propia

Este vector se puede obtener de la misma manera si se aplica la matriz de rotación sobre el eje z correspondiente, comprobando que ambos dan el mismo resultado:

$$\vec{v}_{rot,AS} = \begin{pmatrix} \cos AS & -\sin AS & 0 \\ \sin AS & +\cos AS & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos u \\ \sin u \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos AS \cos u - \sin AS \sin u \\ \cos u \sin AS + \cos AS \sin u \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{Ec. 3.3.4})$$

Ahora, se necesita también rotar este nuevo vector alrededor del eje generado por la línea de nodos, un ángulo igual a la inclinación de la órbita, i , ver figura 3.3.4, para así poder otorgar de inclinación a la órbita y ya poder de este modo caracterizar cualquier órbita. El vector que se obtiene después de realizar ambas rotaciones es el siguiente:

$$\vec{v}_{rot,AS,i} = \begin{pmatrix} \cos AS \cos u - \cos i \sin AS \sin u \\ \cos u \sin AS + \cos AS \cos i \sin u \\ \sin i \sin u \end{pmatrix} \quad (\text{Ec. 3.3.5})$$

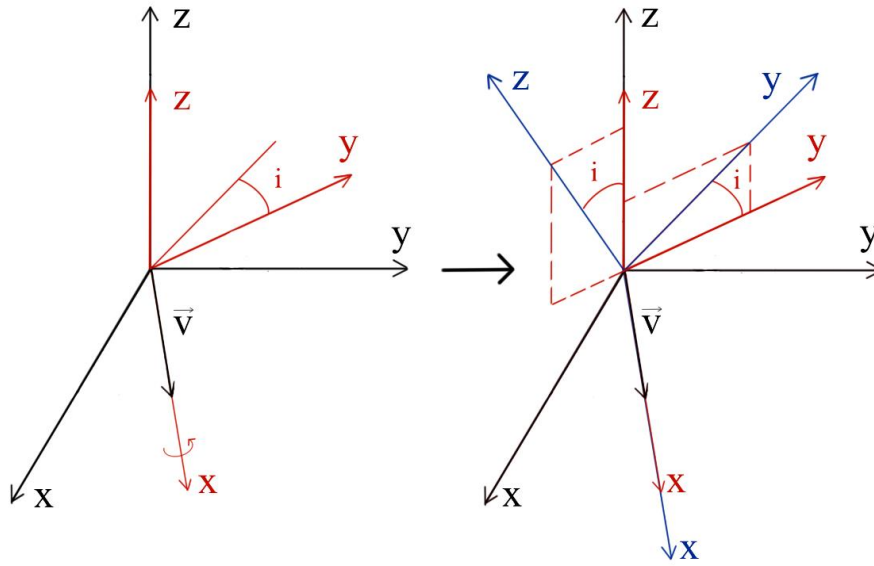


Figura 3.3.4: Rotación del vector $\vec{v}_{rot,AS}$ un ángulo i sobre el eje que genera la línea de nodos. Elaboración propia

El satélite estará en eclipse cuando se encuentre detrás de la Tierra por tanto habrá que estimar los valores para los cuales la posición de la órbita vista desde el sol diste del centro de la Tierra exactamente el radio de esta, ver Figura 3.3.5. Como el eje x apunta al Sol, la componente x del vector no es relevante, obteniendo así la siguiente expresión para las otras dos componentes:

$$(R_{\oplus} + h)\sqrt{y^2 + z^2} = R_{\oplus}, \quad (\text{Ec. 3.3.6})$$

es decir,

$$y^2 + z^2 = \left(\frac{R_{\oplus}}{R_{\oplus} + h} \right)^2 \quad (\text{Ec. 3.3.7})$$

Sustituyendo y y z del vector rotado por su valor se tiene la siguiente expresión:

$$\sin^2 i \sin^2 u + (\cos u \sin AS + \cos AS \cos i \sin u)^2 = \frac{R_{\oplus}^2}{(R_{\oplus} + h)^2}, \quad (\text{Ec. 3.3.8})$$

la cual nos ayudará a saber cuáles son los valores de u que hacen que el radio de la Tierra sea igual a la distancia al centro de la Tierra de la proyección del satélite visto desde el sol, es decir, que el satélite esté eclipsado.

Como la inclinación, i , es función de la altura, h , las únicas variables a considerar serán el ángulo del nodo con el Sol, AS , el argumento de la latitud, u , y la altura. Para cada valor no nulo de AS y de h se encontrarán 4 valores de u , ($u1, u2, u3, u4$), que, ordenados de 0° a 360° , dan los 4 argumentos donde coinciden los radios, ver figura 3.3.5.

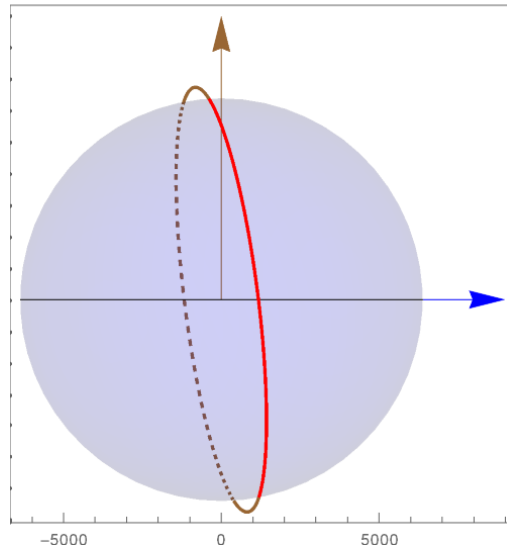


Figura 3.3.5: Representación de las partes visibles y no visibles de la órbita según los 4 argumentos de u sobre la representación de la Tierra en tres dimensiones. Elaboración propia

En el caso en que el valor de AS sea cero o mayor que cierto valor dependiente de la altura, solo se obtendrían 2 valores de u ($u1, u2$), ver figura 3.3.6.

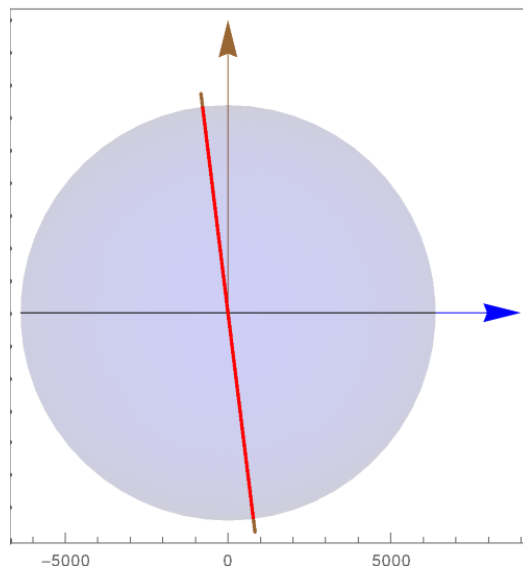


Figura 3.3.6: Representación de las partes visibles y no visibles de la órbita según los 2 argumentos u sobre la representación de la Tierra en tres dimensiones. Elaboración propia

En cambio, dependiendo de la altura, si la AS sobrepasa cierto valor, que en el caso de una altura de 400 km es de 71.5° aproximadamente, esto hará que no haya ningún valor de u que dé los argumentos donde coinciden los radios. Por lo tanto, el tiempo de eclipse será nulo y, el satélite siempre estará iluminado, ver figura 3.3.7.

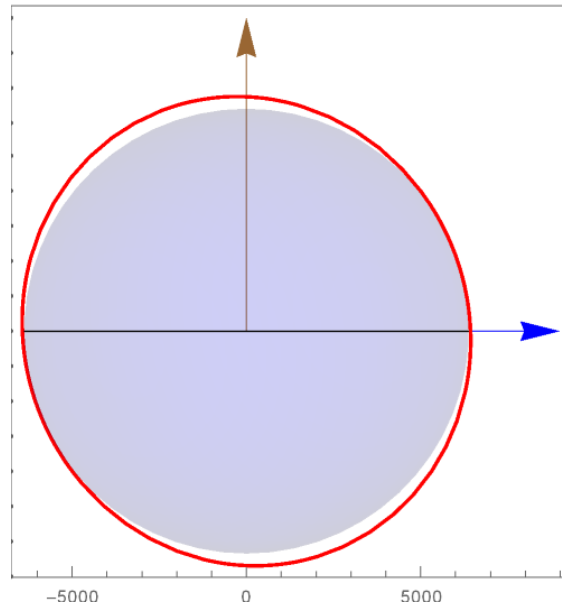


Figura 3.3.7: Representación de la órbita sin ningún parámetro u que determine la falta de visibilidad sobre la representación de la Tierra en tres dimensiones. Elaboración propia

A continuación, se ha representado la evolución que tendría este límite de AS que hace que el tiempo de eclipse sea nulo según la altura y que por lo tanto este siempre iluminado, ver figura 3.3.8:

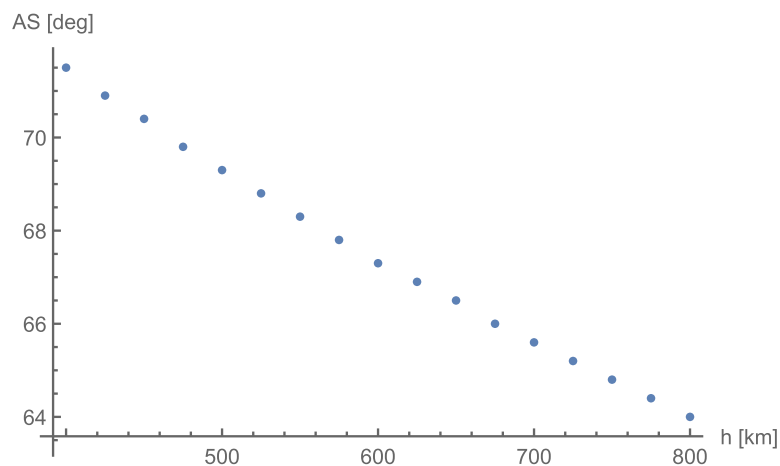


Figura 3.3.8: Evolución de los valores de AS que hacen que el tiempo de eclipse sea nulo según la altura

Una vez expuestas las distintas posibilidades en función de la altura y la ascensión recta, si tomamos los u_i ordenados se podrá considerar que el eclipse se produce entre los argumentos u_2 y u_3 en el primer caso y u_1 y u_2 en el segundo. Por tanto, como son órbitas circulares, los ángulos son proporcionales a los tiempos, es decir:

$$\frac{u_3 - u_2}{2\pi} = \frac{t_{eclipse}}{T} \quad (\text{Ec. 3.3.9})$$

$$t_{eclipse} = \frac{T}{2\pi} (u_3 - u_2) = (u_3 - u_2) \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \text{ [s]} \quad (\text{Ec. 3.3.10})$$

A continuación, se analizan los tiempos de eclipse resultantes al variar los valores de la altura entre los 400 km y los 800 km cada 25 km y los valores del ángulo que se forma entre el punto de inicio de medida y dirección del sol entre los 0° y los 90° a intervalos de 10°. De este modo se han obtenido 170 valores del tiempo de eclipse que representan el porcentaje del periodo orbital que se puede observar en la figura 3.3.9. Como vemos, el porcentaje relativo de tiempo de eclipse aumenta al disminuir el ángulo comprendido entre el nodo y la dirección del sol y la altura, siendo máximo a una altura de 400 km y 0° de AS. En las gráficas también se puede observar como se hace nulo el tiempo de eclipse a partir de las singularidades ya comentadas.

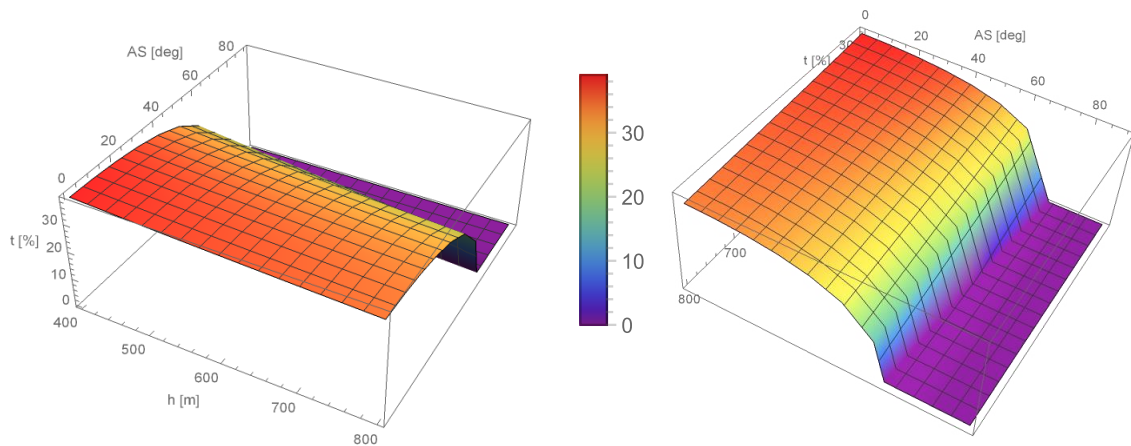


Figura 3.3.9: Evolución del tiempo de eclipse en porcentaje relativo al periodo en función de los parámetros orbitales

Por otro lado, también se ha obtenido la contraparte del tiempo de eclipse, que sería el tiempo de iluminación, para así poder observar si cumple las condiciones de iluminación necesarias para abastecer de energía al satélite, ver figura 3.3.10.

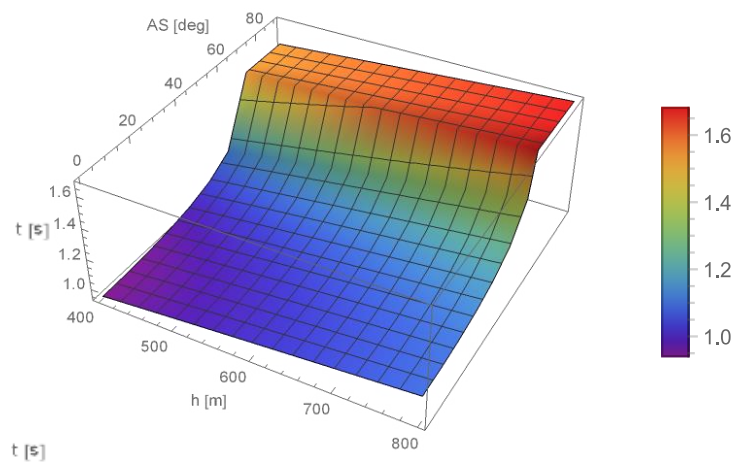


Figura 3.3.10: Evolución del tiempo de iluminación en función de los parámetros orbitales

En el capítulo anterior se ha calculado una potencia generada media que daba pie a un tiempo mínimo de iluminación según los rendimientos medios seleccionados del satélite, teniendo en cuenta este valor medio, se puede comparar con el tiempo de iluminación obtenido en función de los parámetros orbitales para ver así si el satélite sería capaz de mantenerse en funcionamiento en el rango de alturas y ángulos tomados desde la dirección del sol seleccionados. En la figura 3.3.11 se observa la comparación entre el plano del tiempo de iluminación mínimo necesario y el tiempo de iluminación en función de los parámetros orbitales.

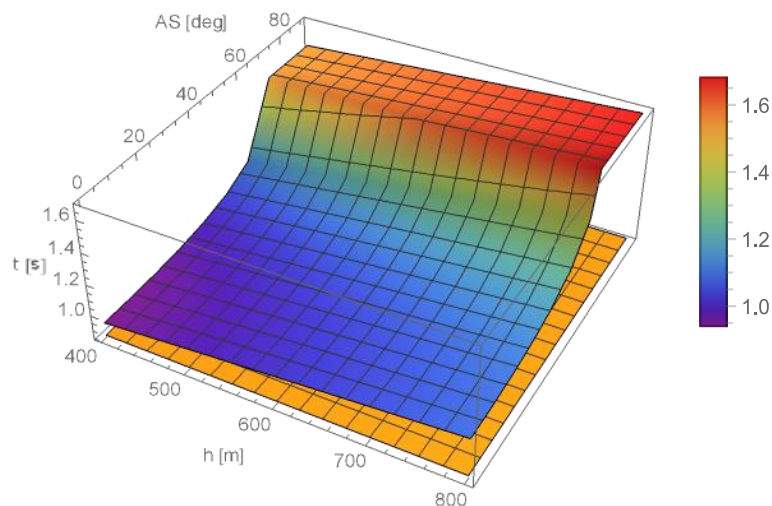


Figura 3.3.11: Comparación entre el tiempo mínimo de iluminación necesario para el satélite y los tiempos de iluminación del satélite en función de los parámetros orbitales

Observando la imagen se determina que todos los valores del tiempo de iluminación del satélite se encuentran por encima del tiempo mínimo lo que significa que para los datos seleccionados el satélite sí que se podría mantener en funcionamiento.

Capítulo 4

Conclusiones

A lo largo de toda la memoria se ha evaluado y estudiado por un lado la capacidad de producción de energía según el tiempo de iluminación que recibe un *Green CubeSat* y por otro la potencia mínima requerida para el correcto funcionamiento del satélite y al mismo tiempo, para tener la energía suficiente que permita desarrollar una investigación sobre el crecimiento de cultivos en el espacio y así obtener una posible vida en el espacio más autosuficiente y económica.

Este trabajo se ha dividido en dos grandes bloques. En primer lugar, se ha realizado el análisis de la potencia producida según las características del satélite de estudio y de las posibles consideraciones de las células solares que se pueden aplicar al mismo. En tanto a este objetivo, se ha observado que la evolución de la potencia es directamente proporcional al rendimiento de las placas, el cual depende de las características de las placas elegidas y de las condiciones ambientales y de posición en la que se encuentre. Según lo trabajado en este TFG este rendimiento ronda valores comprendidos entre el 12% y el 27%, siendo la mejor elección las células solares basadas en Arseniuro de Galio. Teniendo en cuenta el rendimiento de las placas y la superficie de absorción del satélite, que según el ángulo de incidencia de la radiación solar puede ser de una sola cara o de tres, se ha calculado un potencia promedio de producción del satélite en los tiempos de iluminación del mismo por el Sol. Una vez analizada la capacidad del satélite para la producción de energía se ha determinado que el tiempo necesario de iluminación es inversamente proporcional al rendimiento por lo que a un mayor rendimiento se necesitará un menor tiempo de iluminación para poder producir la misma cantidad de energía, de ahí la selección de placas con mayor rendimiento para tener un mayor número de opciones respecto a la altura y el ángulo de visión con la dirección del Sol de la órbita de nuestro satélite.

Por otro lado, se ha analizado la evolución del tiempo de eclipse y por lo tanto su contraparte, el tiempo de iluminación, según la altura, la inclinación y la RAAN. Gracias a este estudio se ha podido concluir que el tiempo de eclipse disminuye conforme el satélite va aumentando su altura y por lo tanto su inclinación, dada la relación existente entre ambos elementos al tratarse de una órbita heliosíncrona. También se ha obtenido que el tiempo de eclipse disminuye según aumenta el ángulo que se forma entre el origen de medida y la dirección del Sol, pudiendo llegar incluso a un tiempo de eclipse nulo y por lo tanto a una iluminación completa, lo cual tampoco es conveniente debido a que el

satélite necesita un tiempo de penumbra para evitar la saturación energética y electrónica de todos sus componentes.

Una vez discutidos y analizados ambos procesos, la relación entre ellos nos muestra que en todos los casos estudiados está garantizado el abastecimiento necesario de energía en el satélite tanto para su buen funcionamiento como para la realización de la investigación final sobre cultivos en el espacio para la que está diseñado el satélite. Todo esto para las características seleccionadas como valores fijos del satélite definidos por la misión en sí. En cualquier caso, de cara a la selección de los parámetros orbitales definitivos, se tendrían que elegir evitando el rango que provoque un sobrecalentamiento de los sistemas por saturación energética. A su vez hay que tener en cuenta que, si variaran los valores del rendimiento de las placas, reduciéndose en este caso, podría haber valores de los parámetros orbitales para los cuales el satélite no sería capaz de abastecerse de la energía necesaria para sus componentes y por lo tanto no sería viable la misión. Del mismo modo, al igual si, para el rendimiento seleccionado, se escogiese un rango de alturas menor podría ocurrir también que no se consiguiese el abastecimiento necesario. Los valores seleccionados para el estudio representan los valores que hacen que el lanzamiento, la puesta en órbita y la misión sean viables.

Capítulo 5

Pliego de condiciones

5.1 Objeto

El objetivo del pliego de condiciones es regular las relaciones entre las partes implicadas en el proyecto, centrándose en las que comparten el investigador y el tutor, haciéndose servir de las condiciones generales que rigen el trabajo.

Este trabajo se basa en el estudio de la influencia de los parámetros orbitales en las prestaciones de un *Green CubeSat* heliosíncrono, observando cómo influye el tiempo de eclipse y la elección de los paneles fotovoltaicos a la hora de obtener energía suficiente para llevar a cabo una investigación sobre el desarrollo de cultivos en el espacio. Al tratarse de un estudio teórico, se han expuesto las condiciones y variables sobre las que se observa la influencia de los parámetros orbitales, así como a su vez las condiciones de uso. Por otro lado, también se especifican las condiciones y responsabilidades de las partes implicadas en el mismo.

Es necesario cumplir las siguientes condiciones técnicas, basadas en los materiales y en la ejecución, para poder realizar este trabajo.

5.2 Condiciones de los materiales

Para la realización de este proyecto se ha necesitado únicamente un ordenador y un puesto de trabajo con el fin de obtener todos los cálculos y sus respectivos resultados y así poder hacer el estudio de la influencia de los parámetros orbitales.

5.2.1 Descripción

En tanto al hardware se ha utilizado un ordenador portátil, siendo este el MSI GF63 Thin 10SCXR, que ha servido para la realización de toda la parte relativa a la búsqueda de información, así como también la realización de los cálculos mediante un programa de cálculo computacional y la redacción del mismo proyecto.

Por otro lado, los programas o softwares utilizados en la realización de este proyecto se dividen en dos categorías, para la redacción del documento se ha necesitado el Word del paquete ofimático de Microsoft Office 365 y para la realización de los cálculos se ha usado el programa matemático Wolfram Mathematica 12.1.

5.2.2 Control de calidad

El uso de estos programas y del ordenador portátil para la realización del proyecto ha sido óptimo ya que no ha habido ningún problema a la hora de poder abordar todas las necesidades del proyecto, se podrían haber abarcado otras opciones como el uso de LATEX para la redacción del documento y el uso de MATLAB para los cálculos.

5.3 Condiciones de la ejecución

Para poder ejecutar el proyecto es necesario tener los conocimientos necesarios en el manejo de los programas, así como también de la teoría utilizada para el mismo desarrollo del proyecto. Por último, la necesidad de una persona versada y cualificada para la supervisión del mismo proyecto, siendo este el papel del tutor.

5.3.1 Descripción

Los conocimientos necesarios para el uso de los softwares se basan en el manejo del Wolfram Mathematica, el cual ha sido usado durante los cuatro años del grado y con el que se ha obtenido cierta destreza que ha permitido la realización del trabajo. En lo que concierne el marco teórico se necesitan conocimientos sobre mecánica orbital y sobre abastecimiento de energía y paneles fotovoltaicos.

Por último, la supervisión del proyecto ha sido fundamental para que se haya podido llevar a cabo ya que ha servido para guiar y poder entender el marco teórico que envuelve el proyecto, además de encuadrarlo con una estructura coherente y marcar un objetivo concreto.

5.3.2 Control de calidad

Debido a haber cursado la asignatura centrada en órbitas y satélites en el curso anterior, así como haber usado el programa matemático Wolfram Mathematica durante todo el grado, se ha podido realizar el proyecto en buenas condiciones y con facilidad, con la salvedad de haber buscado un poco de información sobre las placas fotovoltaicas.

Por otro lado, la supervisión del trabajo ha sido óptima ya que ha servido de gran ayuda a la hora de entender la teoría y resolver las dudas necesarias, así como la realización de las correcciones pertinentes.

Capítulo 6

Presupuesto

Este capítulo pretende obtener una estimación de los costes de realización de este proyecto Trabajo de Fin de Grado, el cual trata sobre la influencia de los parámetros orbitales en las prestaciones de un *Green CubeSat* heliosíncrono. Este presupuesto está fraccionado en distintos puntos a tener en cuenta según la naturaleza de cada uno, exponiendo en cada uno los costes fijos que abarcan individualmente. Se obtiene así, en última instancia, un presupuesto global donde se detallan los costes fijos de cada apartado y que serían aplicables a cualquier proyecto de la misma índole de este estudio.

Para la realización de este presupuesto se han tenido que realizar distintas consideraciones, las cuales intentan reflejar de la manera más próxima la realidad, teniendo en cuenta que todos los datos tomados son del presente año 2024 y que están sujetos a cambios debido a las variaciones en el mercado.

6.1 Desglose de costes

Para poder obtener un presupuesto más detallado en el que se esclarezca cada uno de los costes que requiere el trabajo se ha realizado una división en apartados como se ha comentado anteriormente.

Los apartados a tratar en esta sección son el análisis de los costes intrínsecos al desarrollo del trabajo, donde se incluye la conceptualización y la realización del propio proyecto, una cuantificación de los costes relacionados al uso de los distintos programas y softwares que se han expuesto en el pliego de condiciones, terminando con el presupuesto de los costes relacionados con los equipos informáticos usados y expuestos en el pliego de condiciones.

6.1.1 Presupuesto para el desarrollo del proyecto

En este apartado se tiene en cuenta la cuantía del tiempo de dedicación a este proyecto, el cual ha sido realizado por un investigador y un supervisor, asumiendo que ambos son graduados.

Como investigador novel se tendrá en cuenta que recibe el salario medio de un Ingeniero Junior en España, siendo este de 15,81 €/h. El tutor del trabajo, denominado como supervisor, recibe un salario medio equivalente al de un Ingeniero Senior, siendo este de 22,75€/h.

A continuación, se expondrá una tabla explicativa en la que se recoge el desglose de horas y los costes atribuibles al desarrollo del proyecto:

Descripción	Unidad	Cantidad	Precio (€/ud)	Importe
Consulta bibliográfica	Hora(s)	30	15,81	474,30 €
Desarrollo matemático	Hora(s)	25	15,81	395,25 €
Redacción del Trabajo Fin de Grado	Hora(s)	50	15,81	790,50 €
Revisión realizada por el tutor	Hora(s)	20	22,75	455,00 €
	Total horas Ingeniero Junior			1660,05 €
	Total horas ingeniero Senior			455,00 €
	Subtotal presupuesto desarrollo del proyecto			2115,05 €

Tabla 6.1.0.1: Resumen presupuesto para el desarrollo del proyecto

6.1.2 Presupuesto software y licencias

En este apartado se especifica el valor económico de las licencias que requieren los distintos softwares especificados en el Pliego de Condiciones y que han sido usados para el desarrollo del proyecto.

Para poder obtener una estimación del costo de las licencias se ha establecido que la duración de la realización del proyecto ha sido de 6 meses, correlativos al segundo semestre. La licencia para estudiantes de Wolfram Mathematica tiene un costo anual de 75 € y se ha usado durante los 6 meses. Por otro lado, la suscripción anual al paquete de Microsoft Office 365 personal es de 69 €, con un uso de 6 meses también.

A continuación, se expondrá una tabla explicativa en la que se recoge el desglose de meses de uso de las licencias, así como su coste, aunándolo todo en un importe total relativo a las licencias de los softwares utilizados.

Descripción	Unidad	Cantidad	Precio (€/ud)	Importe
Wolfram Mathematica 12.1	Mes(es)	6	6,25	37,50 €
Microsoft Office 365	Mes(es)	6	5,75	34,50 €
Subtotal presupuesto licencias de software				72 €

Tabla 6.1.2: Resumen presupuesto software y licencias

6.1.3 Presupuesto equipos informáticos

Para acabar con el desglose del presupuesto y por lo tanto de esta sección, se expone el coste del ordenador portátil usado para la realización de este proyecto, siendo este el MSI GF63 Thin 10SCXR. El precio no es el oficial de la marca ya que se encuentra descatalogado.

El coste del equipo informático se encuentra indicado en la siguiente tabla aplicando la degradación y la amortización del mismo en 10 años:

Descripción	Cantidad	Precio (€/ud)	Importe
MSI GF63 Thin 10SCXR -405XES Intel Core i7-10750H	1	1148,86	1148,86 €
Amortización y degradación			-1091,42 €
Subtotal presupuesto equipos informáticos			57,44 €

Tabla 6.1.3: Resumen presupuesto equipos informáticos

6.2 Presupuesto global

Para englobar los distintos presupuestos desglosados en cada apartado de la sección anterior, se ha realizado un presupuesto final donde se han sumado cada uno de los subtotales expresados anteriormente, a esto se le añade también un valor correspondiente al 13% en relación a gastos generales. Por consiguiente, se le ha sumado también un 6% del valor correspondiente al beneficio industrial esperado, así como también se ha añadido el 21% del valor total presupuestado, haciendo así referencia al Impuesto sobre el Valor Añadido (IVA).

Descripción	Importe
Presupuesto desarrollo del proyecto	2115,05 €
Presupuesto licencias de software	72 €
Presupuesto equipos informáticos	57,44 €
Gastos generales (13%)	291,78 €
SUBTOTAL INVERSIÓN	2536,27 €
	Beneficio industrial (6%) 152,18 €
	SUBTOTAL 2688,45 €
	IVA 564,57 €
	TOTAL 3253,02 €

Tabla 6.2.1: Resumen presupuesto global

Referencias bibliográficas

- [1] Lahrichi, A. (2017) ‘Heat transfer modeling and simulation of MASAT1’, *AL AKHAWAYN UNIVERSITY*, pp. 1–44. doi:10.13140/RG.2.2.29671.91047.
- [2] Poghosyan, A. and Golkar, A. (2017) ‘CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions’, *Progress in Aerospace Sciences*, 88, pp. 59–83. doi:10.1016/j.paerosci.2016.11.002.
- [3] Nanoracks (2023) *14th CubeSat Deployment Mission from ISS completed by Nanoracks, Nanoracks*. Available at: <https://nanoracks.com/14th-cubesat-deployment-from-iss/> (Accessed: 20 June 2024).
- [4] Santoni, F. *et al.* (2020) ‘GreenCube: Microgreens cultivation and growth monitoring on-board a 3U CubeSat’, *2020 IEEE 7th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)* [Preprint]. doi:10.1109/metroaerospace48742.2020.9160063.
- [5] Marzioli, P. *et al.* (2020) ‘CultCube: Experiments in autonomous in-orbit cultivation on-board a 12-units CubeSat platform’, *Life Sciences in Space Research*, 25, pp. 42–52. doi:10.1016/j.lssr.2020.02.005.
- [6] *Veggie - NASA Science* (no date) NASA. Available at: <https://science.nasa.gov/mission/veggie/> (Accessed: 20 June 2024).
- [7] Sassi, S. (2016) *Power generation and solar panels for an MSU CubeSat*. Mississippi State: Mississippi State University.
- [8] Zhu, F. (no date) *5.5 power generation, A Guide to CubeSat Mission and Bus Design*. Available at: <https://pressbooks-dev.oer.hawaii.edu/epet302/chapter/5-5-power-generation/> (Accessed: 20 June 2024).
- [9] *Silicio: Qué es, propiedades, Estructura, riesgos y usos* (2024) *Lifeder*. Available at: <https://www.lifeder.com/silicio/> (Accessed: 20 June 2024).
- [10] Vertat, I. and Vobornik, A. (2014) ‘Efficient and reliable solar panels for small CubeSat Picosatellites’, *International Journal of Photoenergy*, 2014, pp. 1–8. doi:10.1155/2014/537645.

- [11] *III-V semiconductors in optoelectronics* (2023) *Beneq*. Available at: <https://beneq.com/en/markets/led-and-photonics/iii-v-semiconductors/#:~:text=III%2DV%20semiconductors%2C%20like%20Ga%20N,well%20suited%20for%20optoelectronic%20applications>. (Accessed: 20 June 2024).
- [12] *Arseniuro de Galio* (2024) *Wikipedia*. Available at: https://es.wikipedia.org/wiki/Arseniuro_de_galio (Accessed: 20 June 2024).
- [13] Anspaugh, B.E. (1996) *Gaas Solar Cell Radiation Handbook*. Pasadena, Calif: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology.
- [14] *The Solar Resource* (no date) *mcensustainableenergy / The Solar Resource*. Available at: <http://mcensustainableenergy.pbworks.com/w/page/20638192/The%20Solar%20Resource> (Accessed: 20 June 2024).
- [15] Moraño, J.A (2021) Efectos del achatamiento Terrestre sobre las órbitas, *Universitat Politècnica de València*.
- [16] Curtis, H.D. (2009) *Orbital Mechanics for engineering students Howard D. Curtis*, . Amsterdam, Boston: Elsevier: Butterworth-Heinemann.
- [17] Moraño, J.A (2019) Análisis y ejemplos de órbitas circulares, *Universitat Politècnica de València*.
- [18] Azanza Cuevas, M.A. (2022) *Análisis de misión preliminar de un satélite CubeSat en órbita heliosíncrona para observación de la Tierra*. Universidad Complutense de Madrid.
- [19] Center, N.G.D. (2009) *Solar and terrestrial physics, POES Space Environment Monitor / NCEI*. Available at: <https://www.ngdc.noaa.gov/stp/satellite/poes/> (Accessed: 21 June 2024).
- [20] US Department of Commerce; NOAA; National Environmental Satellite Data and Information Service; Office of Satellite and Product Operations (2011) *NOAA's office of satellite and product operations, NOAA Office of Satellite and Product Operations*. Available at: <https://www.ospo.noaa.gov/Operations/DMSP/index.html> (Accessed: 21 June 2024).
- [21] *Landsat science* (no date) *NASA*. Available at: <https://landsat.gsfc.nasa.gov/> (Accessed: 21 June 2024).
- [22] *Imágenes del Satélite paz* (no date) *hisdeSAT*. Available at: <https://www.hisdesat.es/paz/> (Accessed: 21 June 2024).

[23] (No date) *PV TASC ITJ solar cell 4-10-02.Pub*. Available at:
https://www.spectrolab.com/DataSheets/PV/PV_NM_TASC_ITJ.pdf
(Accessed: 30 June 2024).

[24] *Fórmula de Rotación de Rodrigues* (no date) *Wikipedia*. Available at:
https://es.wikipedia.org/wiki/F%C3%B3rmula_de_rotaci%C3%B3n_de_Rodrigues#:~:text=A1%20expandir%20el%20producto%20mixto,ectores%20a%2C%20b%2C%20c. (r: 30 June 2024).

Anexo

Relación con los objetivos de desarrollo sostenible (ODS)

Objetivos de desarrollo sostenible (ODS)	Relación alta	Relación media	Relación baja	No procede
Fin de la pobreza				x
Hambre cero		x		
Salud y bienestar			x	
Educación de calidad				x
Igualdad de género				x
Agua limpia y saneamiento				x
Energía asequible y no contaminante		x		
Trabajo decente y crecimiento económico	x			
Industria, innovación e infraestructura	x			
Reducción de las desigualdades				X
Ciudades y comunidades sostenibles			x	
Producción y consumo responsable			x	
Acción por el clima				X
Vida submarina				X

Vida de ecosistemas terrestres				X
Paz, justicia e instituciones sólidas				X
Alianzas para lograr los objetivos				X

Tabla Anexo: Relación con los objetivos de desarrollo sostenible

Como se puede observar en la tabla el proyecto guarda relación con numerosos ODS en mayor o menor cantidad. Se puede destacar la relación que guarda con: el hambre cero ya que se trata de un trabajo que busca el desarrollo de alimento y aunque no se acabe con el hambre en el mundo está pensado en la alimentación futura; la energía asequible y no contaminante debido a que se usan paneles solares para la producción de energía aprovechando al máximo la energía limpia; trabajo decente y crecimiento económico ya que el objetivo del proyecto busca un crecimiento económico al explotar el sector espacial y encontrando un nuevo mercado; y por último, industria, innovación e infraestructura ya que el proyecto entero aboga por la innovación tecnológica.