

Simulación orbital.

Estudio de la potencia generada mediante paneles solares en un Cube-Sat en órbita SS LEO

Luque López, Rafael

Mataix Caballero, Diego

Vega Mateos, Javier

Zapatero Montaña, Pablo

- muy buen trabajo
- Hay alguna cosilla

Abstract

El subsistema de potencia de un satélite es de vital importancia ya que provee a los componentes del resto de subsistemas la energía necesaria para su correcto funcionamiento. Esta generación de potencia está basada principalmente los paneles solares. El diseño coherente de cada uno determinará un compromiso entre el peso de dichos paneles y la potencia que puedan ofrecer. El objeto del presente estudio se ocupa de un breve estudio introductorio sobre la generación de potencia que pueden llegar a proporcionar los paneles solares de un *Cube-Sat* de 3 unidades en una órbita heliosíncrona, apuntando a Nadir y que rota alrededor de su eje longitudinal.

Palabras clave: Paneles Solares, Potencia media, Satélite, Heliosíncrona, *Cube-Sat*, SS, LEO.

$$\begin{array}{r} \text{Nota } 10 \\ \text{Realización } -2 \\ \hline 8 \\ \text{Criterio } +2 \\ \hline 10 \end{array}$$

Índice

1. Introducción	4
2. Metodología	5
2.1. Método Analítico	5
2.2. Método de simulación orbital	6
3. Resultados	7
3.1. Método analítico	7
3.2. Simulación orbital	7
3.2.1. Potencia eléctrica generada por cada cara del satélite	7
3.2.2. Efecto de la rotación del satélite	8
3.2.3. Efecto de la altura orbital	9
3.2.4. Efecto del ángulo de incidencia solar	11
4. Conclusiones	13

Índice de Figuras

1. Potencia eléctrica generada por las caras X+ y X- del satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s con β de 30°.	7
2. Potencia eléctrica generada por las caras Y+ y Y- del satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s con β de 30°.	8
3. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s con β de 30°.	9
4. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.10 rad/s con β de 30°.	9
5. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 45°.	10
6. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 500 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 45°.	10
7. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 600 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 45°.	11
8. Potencia eléctrica media generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s respecto al ángulo de incidencia solar.	11
9. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 0°.	12
10. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 30°.	12
11. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 60°.	13
12. Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 90°.	13

Índice de Tablas

1.	Casos de estudio considerados para la generación de potencia de los paneles solares del nano-satélite, resultantes de las distintas combinaciones de altitud, velocidad de rotación del satélite y ángulo de incidencia solar (36 casos).	4
2.	Correspondencia ángulo de incidencia solar - hora local de la órbita heliosíncrona.	4
3.	Potencia eléctrica media generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km y β de 30° para distintas velocidades de rotación.	8
4.	Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 para un ángulo β igual a 30° para distintas alturas orbitales.	10
5.	Comparativa de los resultados de generación de potencia mediante aproximación analítica (P_{mA}) y simulación numérica (P_{mN}) para los 36 casos de estudio planteados.	14

1. Introducción

El problema consiste en la determinación de la potencia generada por un nano-satélite tipo *cube-sat* 3U ficticio, el ETSIAE-01, de dimensiones:

- $l_1 = 0,1$ m
- $l_2 = 0,3$ m

Siendo l_1 la longitud de la base cuadrada y l_2 la altura del satélite.

Dicho satélite se halla orbitando la Tierra en una órbita heliosíncrona (SS) a una altitud h , girando sobre su propio eje z a una velocidad ω y manteniéndose siempre perpendicular a la misma.

Se presentan diferentes casos de estudio, que involucran distintas alturas orbitales, distintas velocidades de rotación y distinta hora local de la órbita heliosíncrona definida según el ángulo formado por los rayos solares incidentes respecto al plano orbital, según aparece en la Tabla 1.

Tabla 1: Casos de estudio considerados para la generación de potencia de los paneles solares del nano-satélite, resultantes de las distintas combinaciones de altitud, velocidad de rotación del satélite y ángulo de incidencia solar (36 casos).

h [km]	ω [rad/s]	β [°]
450	0,05	0
500	0,1	15
600	0,5	30
		45



La hora local de la SS queda determinada sabiendo que en $\beta = 0$ corresponde con una *SS12AM* y que el cambio de RAAN dentro de un día ocurre a razón de $15^\circ / h$, según aparece en la Tabla 2.

Tabla 2: Correspondencia ángulo de incidencia solar - hora local de la órbita heliosíncrona.

β [°]	Hora local
0	SS12
15	SS13
30	SS14
45	SS15



Numerosos han sido los estudios que tratan sobre la generación de potencia de un panel solar de un satélite. No obstante se podría establecer una clara distinción entre:

- Divulgación de metodologías de diseño. Incluyen estudios como la gestión del diseño de la potencia generada de paneles y recargo de baterías [1], la determinante influencia de la orientación sobre la generación de potencia de paneles solares [2] e incluso la optimización de la potencia generada en *small satellites* [3].
- Propuestas de innovación tecnológica. Incluyen estudios como propuestas de construcción modular del EPS en convertidor, almacenaje y distribución de potencia [4], sistemas novedosos de mecanismos de despliegue [5] o propuestas de sistemas de amarre del panel al satélite [6].

2. Metodología

En este apartado se exponen las diferentes metodologías empleadas para la resolución del problema. Se realizarán estos cálculos en primer lugar mediante una aproximación analítica, obteniendo así una primera estimación de la potencia media a lo largo de una órbita. A continuación, se realizará una simulación numérica más detallada, que tendrá en cuenta la orientación de las caras del satélite.

2.1. Método Analítico

Como primera aproximación a la resolución de el problema se emplea un método analítico. Para esto se definen una serie de hipótesis:

- Se asume que el análisis se realiza durante el equinocio de primavera, por lo que la dirección del sol en ejes ECI es el vector $[1 \ 0 \ 0]$.
- Se aproxima la duración del eclipse por $1/3$ de la duración de la órbita total.
- Se considera la inclinación de la órbita aproximadamente igual a 90° .

Cuyo rango de validez en la determinación de la potencia se ajusta para valores de β no muy elevados. Por ello se marcan el límite de aplicación hasta valores menores de 45° .

Una vez definidas estas condiciones, puede operarse la expresión que permite calcular la potencia media generada en una cara, la expresión 1:

$$P_m = \frac{1}{T} \int_0^T G \cdot A \cdot f_s \cdot \eta \cdot \cos \theta(t) dt, \quad (1)$$

donde se toma un valor de G de 1360 W/m^2 [7], A es el área de una cara del satélite ($0,1 \cdot 0,3 \text{ m}^2$), f_s es el factor de ocupación de la cara (0,9) [8], η es la eficiencia de los paneles (0,29) [9] y $\theta(t)$ es el ángulo entre la normal a la cara y el sol.

La integral contenida en la expresión 1 se separa en dos intervalos de tiempo, el tiempo en el que el satélite está directamente iluminado por el Sol y el tiempo en el que el satélite se encuentra en eclipse. Además, empleando la simetría de la órbita, la expresión 1 puede escribirse como la expresión 2:

$$P_m = \frac{2}{T} \int_0^{t_{eclip1}} G A f_s \eta \cos \theta(t) dt + \frac{2}{T} \int_{t_{eclip1}}^{T/2} G A f_s \eta \cos \theta(t) dt. \quad (2)$$

A continuación se anula el término correspondiente a la zona de eclipse. Tras esto, se continua separando la radiación solar incidente en dos componentes, la primera según la dirección paralela al plano orbital (x) y la segunda según la dirección perpendicular al mismo (y). El efecto producido por el *roll* del satélite se aproxima mediante un factor geométrico (f_g), que tomará un valor de $(1 + \sqrt{2})/2$ para tener en cuenta la media del área proyectada. De esta manera se obtienen las expresiones 4 y 3, que pueden ser resueltas de forma analítica:

$$P_{mx} = \frac{2GAf_g f_s \eta \cos \beta}{T} \int_0^{t_{eclip1}} \sin \alpha(t) dt, \quad (3)$$

$$P_{my} = \frac{2GAf_g f_s \eta \sin \beta}{T} \int_0^{t_{eclip1}} dt, \quad (4)$$

donde α es la anomalía verdadera.

Estas expresiones, una vez integradas, nos ofrecen un método rápido y sencillo de aproximar en primera instancia la potencia media generada por los paneles en el problema planteado. Resultando las siguientes expresiones:

$$P_{mx} = \frac{2GAf_g f_s \eta \cos \beta (1 - \cos(\frac{nT}{3}))}{nT} = \frac{GAf_g f_s \eta \cos \beta (1 - \cos(\frac{2\pi}{3}))}{\pi}, \quad (5)$$

$$P_{my} = \frac{2GAf_g f_s \eta \sin \beta}{3}, \quad (6)$$

donde n es la velocidad angular del satélite.

2.2. Método de simulación orbital

En el método de simulación, el problema se sigue planteado como una división entre la componente de radiación solar que incide perpendicularmente a la órbita y la componente contenida en dicho plano. No obstante, para este caso se alivian algunas de las hipótesis planteadas en el método analítico. En primer lugar, se considera la influencia de la velocidad de rotación del satélite, no como un factor geométrico, si no como una componente variable con el tiempo según la relación 7:

$$roll = \omega t, \quad (7)$$

donde $roll$ es el ángulo girado en un espacio de tiempo t .

Introduciendo la relación 7 en la expresión general de la potencia de una cara (1) se calcula la potencia generada por cada cara lateral del satélite de forma individual. Para ello se define el ángulo θ en función de los ángulos α , β y $roll$ según la expresión 8:

$$P = 2GAf_s \eta \cos \beta \cos(roll + \phi) \sin \alpha + 2GAf_s \eta \sin \beta \cos(roll + \phi - \frac{\pi}{2}), \quad (8)$$

donde el ángulo ϕ permite diferenciar cada una de las caras, siendo 0 para X+, 90 para Y+, 180 para X- y 270 para Y-. Nótese que, en el segundo sumando, que corresponde con la componente de la incidencia solar perpendicular al plano orbital, se le aplica un desfase extra de $-\pi/2$ para ser coherente con la definición de cada cara.

Para poder realizar el cálculo de la potencia total generada por todas las caras a lo largo de la órbita, primero se calcula la duración real de los eclipses, empleando las relaciones geométricas 9 y 10:

$$\rho = \frac{R_T}{R_T + h}, \quad (9)$$

$$\cos \frac{\phi}{2} = \frac{\cos \rho}{\cos \beta_S}. \quad (10)$$

Y con los ángulos de entrada y salida dados por 11 y 12:

$$\alpha_{in} = \pi - \frac{\phi}{2}, \quad (11)$$

$$\alpha_{out} = \pi + \frac{\phi}{2}. \quad (12)$$

Se integra la expresión 8 a lo largo de un periodo orbital para cada cara, considerando potencia nula en el intervalo del eclipse, y resultando una potencia media total dada por la expresión 13:

$$P_m = P_{m_{X+}} + P_{m_{Y+}} + P_{m_{X-}} + P_{m_{Y-}}. \quad (13)$$

3. Resultados

Una vez realizado el estudio, se presentan los resultados obtenidos con el método analítico y con los resultados de la simulación orbital con el objetivo de describir las relaciones entre la potencia eléctrica media generada por el satélite, P_m , y la altura orbital, h , así como la velocidad de rotación del satélite, ω , y el ángulo de incidencia solar, β . Los resultados obtenidos con ambos métodos se comparan entre sí, pudiéndose determinar en qué rangos el método analítico proporciona una buena aproximación de los resultados de la simulación.

3.1. Método analítico

El método de aproximación analítico, con las hipótesis detalladas en 3.1 ofrece una aproximación bastante grosera y optimista de la generación de potencia de un satélite. Tal y como se ve en la Tabla 5 este carácter optimista se va reduciendo conforme cobra importancia la reducción del tiempo de eclipse, que se ha aproximado como fija. Se verá más en detalle en la sección 4.

3.2. Simulación orbital

A continuación, se presentan los resultados obtenidos a partir de la simulación orbital, con la metodología descrita en la Sección 2.2.

3.2.1. Potencia eléctrica generada por cada cara del satélite

Como es de esperar, se observa que la generación de potencia por los paneles ocurre de manera cíclica: cuando una cara recibe la radiación solar ésta comienza a generar potencia, partiendo de un mínimo hasta llegar a un máximo y volver a caer. La frecuencia a la que esto sucede viene definida por la rotación del satélite. Este proceso se repite para cada uno de los paneles dando lugar a las Figuras 1 y 2 donde es posible observar este fenómeno.

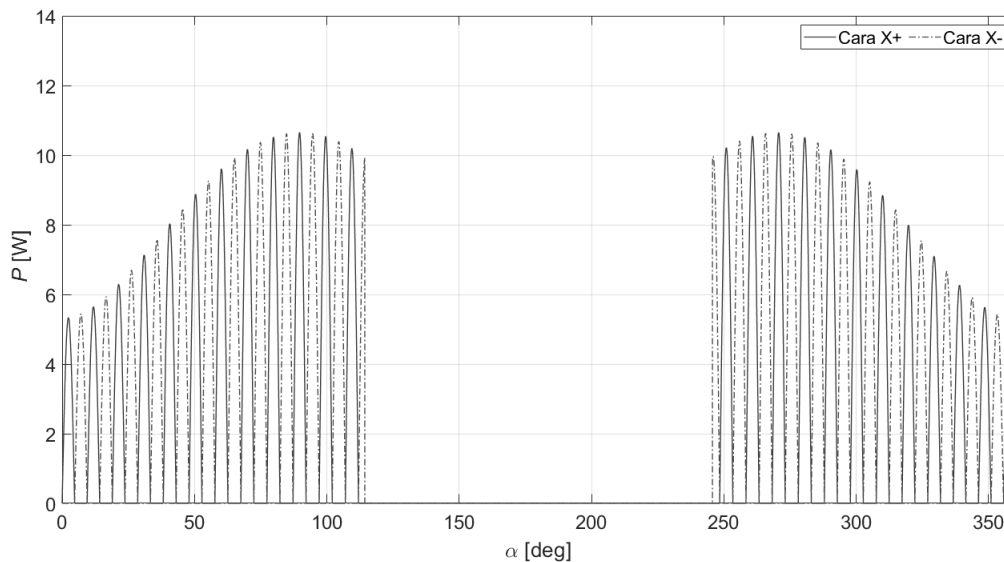


Figura 1: Potencia eléctrica generada por las caras X+ y X- del satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s con β de 30° .

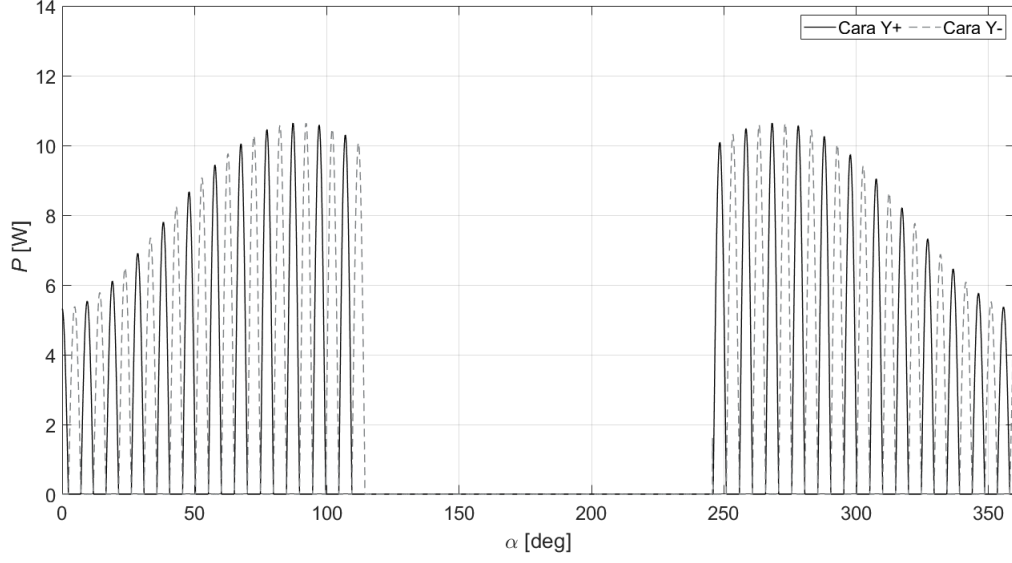


Figura 2: Potencia eléctrica generada por las caras Y+ y Y- del satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s con β de 30°.

3.2.2. Efecto de la rotación del satélite

En lo referente al efecto de la rotación del satélite en la potencia eléctrica media generada por los paneles solares, ésta no parece verse afectada por la velocidad de rotación, como puede apreciarse en la Tabla 3.

Tabla 3: Potencia eléctrica media generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km y β de 30° para distintas velocidades de rotación.

ω [rad/s]	P_m [W]
0,05	7,0187
0,10	7,0186
0,50	7,0187

Como es de esperar, al aumentar la velocidad de rotación del satélite, cada cara cubierta de paneles solares genera potencia durante un periodo de tiempo menor, siendo necesario un mayor número de ciclos para generar la misma potencia. Este efecto puede apreciarse en la Figura 3 y la Figura 4.

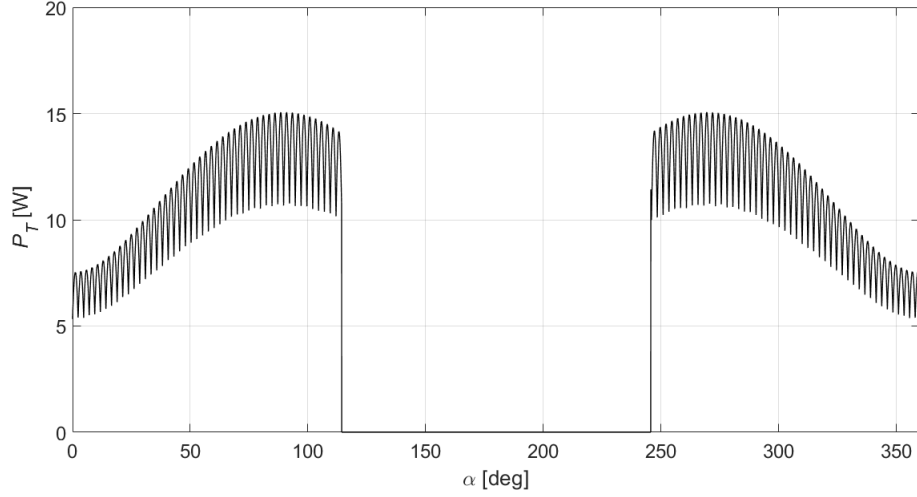


Figura 3: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s con β de 30° .

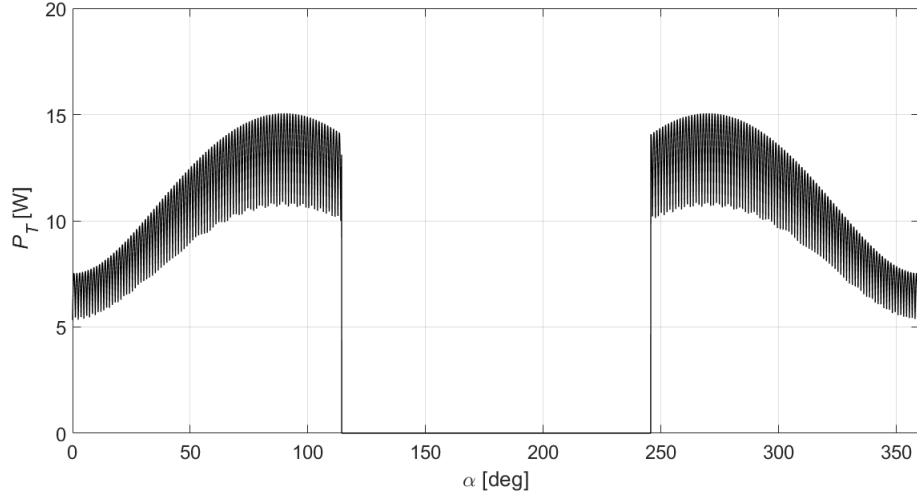


Figura 4: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.10 rad/s con β de 30° .

3.2.3. Efecto de la altura orbital

En cuanto a la altura de la órbita, como ya se ha comentado anteriormente, se realizan simulaciones para tres alturas distintas, a saber, 450 km, 500 km y 600 km. Puede comprobarse que, en el caso de la resolución analítica, la variación de la altura no afecta a la estimación de P_m . Esto se debe a las simplificaciones introducidas para realizar la estimación por este método. El resultado obtenido para potencia media a través de la resolución analítica es 10,34 W.

Por otro lado, en la simulación orbital, los resultados pasan a ser dependientes con la altura. Esta dependencia es consecuencia directa de la dependencia de ρ para con la altura. Así, al aumentar la altura de la órbita aumenta el tiempo que el satélite está expuesto directamente al sol, aumentando en consecuencia la potencia media que se genera en cada una de las revoluciones orbitales. En la Tabla 4 se ilustran los resultados obtenidos para las 3 alturas estudiadas.

Tabla 4: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 para un ángulo β igual a 30° para distintas alturas orbitales.

h [km]	P_m [W]
450	7,0187
500	7.1097
600	7.2687

En las Figuras 5, 6 y 7 se pueden ver los resultados obtenidos para cada una de las tres alturas planteadas.

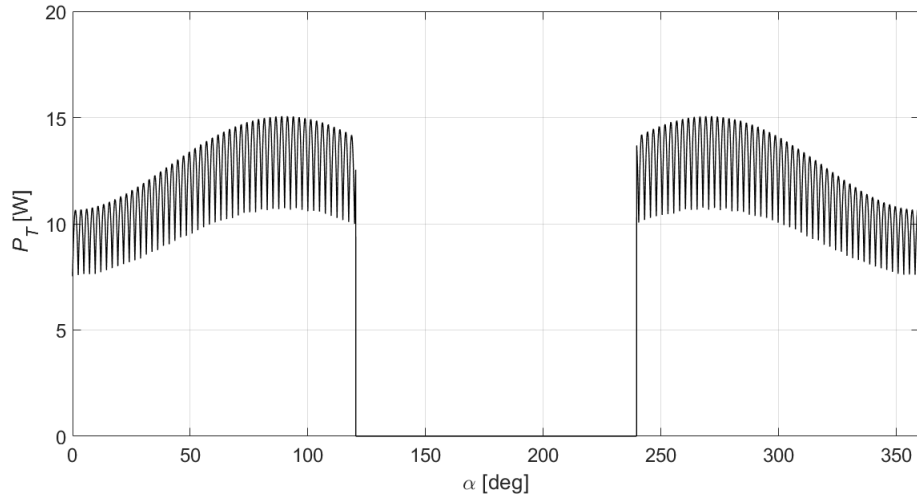


Figura 5: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 45° .

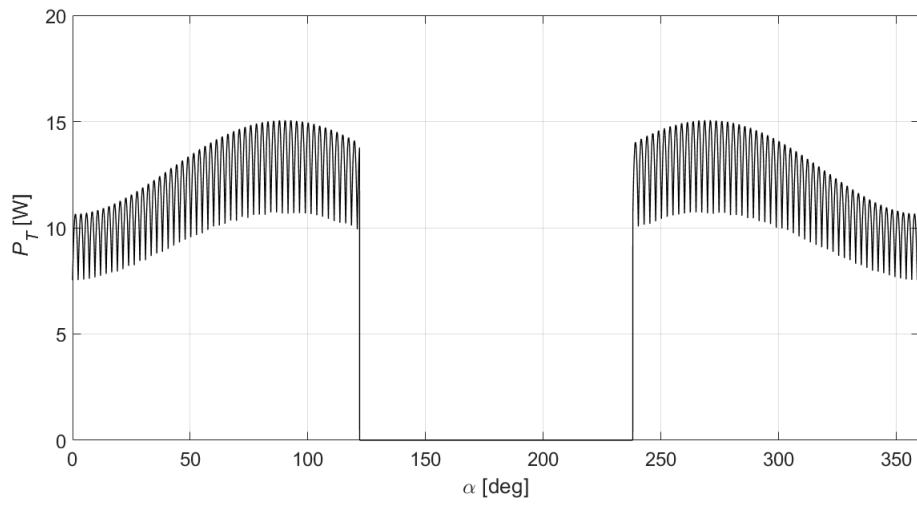


Figura 6: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 500 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 45° .

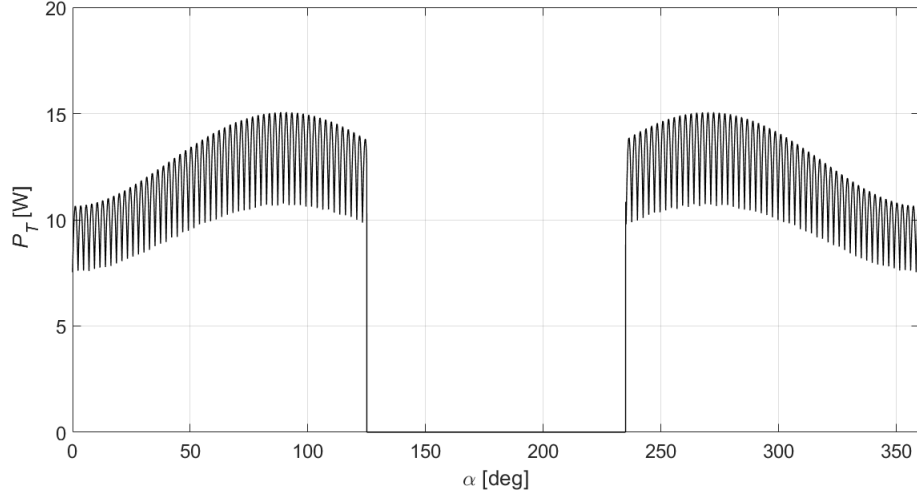


Figura 7: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 600 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 45° .

3.2.4. Efecto del ángulo de incidencia solar

Por último, se desea estudiar el efecto que tiene el ángulo de incidencia solar sobre la potencia eléctrica generada por el satélite ETSIAE-01, que influye de manera considerable en ésta, ya que a mayores ángulos de incidencia menor es el tiempo de eclipse. Además, como se expone en la Sección 4 tiene un gran efecto en la efectividad de las aproximaciones hechas en el método analítico. En la Figura 8 se muestra, para una altura orbital fija de 450 km y una velocidad de rotación de 0.05 rad/s, el efecto del ángulo β en la potencia generada, que es claramente significativo. Se puede apreciar como, a partir de un ángulo de incidencia solar de unos 70° no se produce el eclipse por lo que la potencia media generada es mucho mayor.

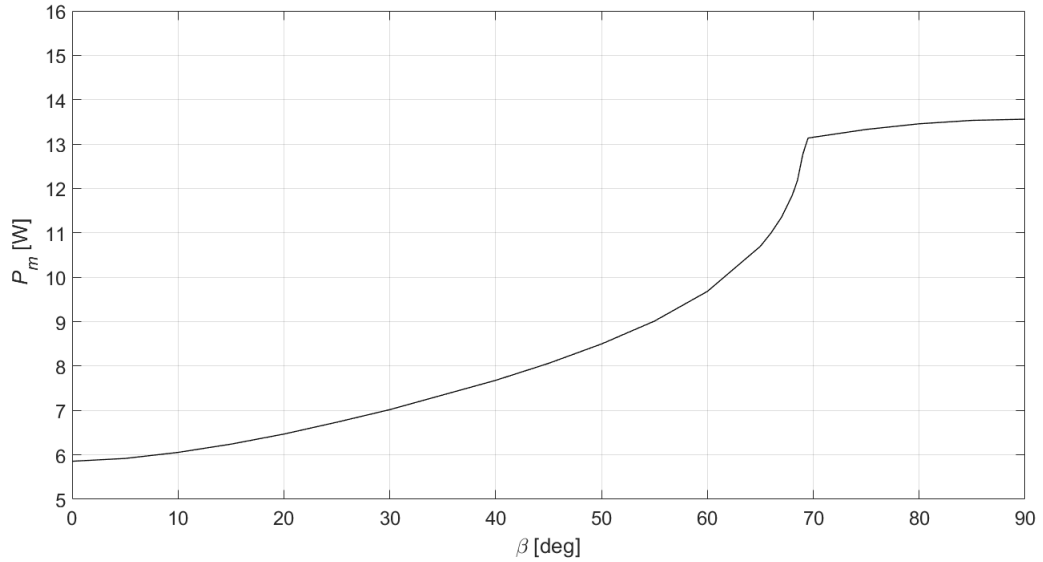


Figura 8: Potencia eléctrica media generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s respecto al ángulo de incidencia solar.

Es interesante también ver este mismo fenómeno en la potencia total generada por los paneles respecto a la anomalía verdadera de la órbita. En la Figura 9, correspondiente a $\beta=0^\circ$, puede verse como al inicio y final

de la órbita se encuentran los mínimos de potencia generada (excluyendo la zona de eclipse), en la Figura 10, correspondiente a $\beta=30^\circ$, puede verse como la potencia generada es mayor en estos mismos segmentos de la órbita, así como que disminuye la zona de eclipse. En la Figura 11, correspondiente a $\beta=60^\circ$, se puede apreciar como el tiempo de eclipse es aún menor y como la potencia generada varía menos a lo largo de la órbita respecto a los dos casos anteriores. Por último, en la Figura 12 puede observarse la falta de eclipse, y una potencia generada donde la variación se produce solo debido al *roll* del satélite.

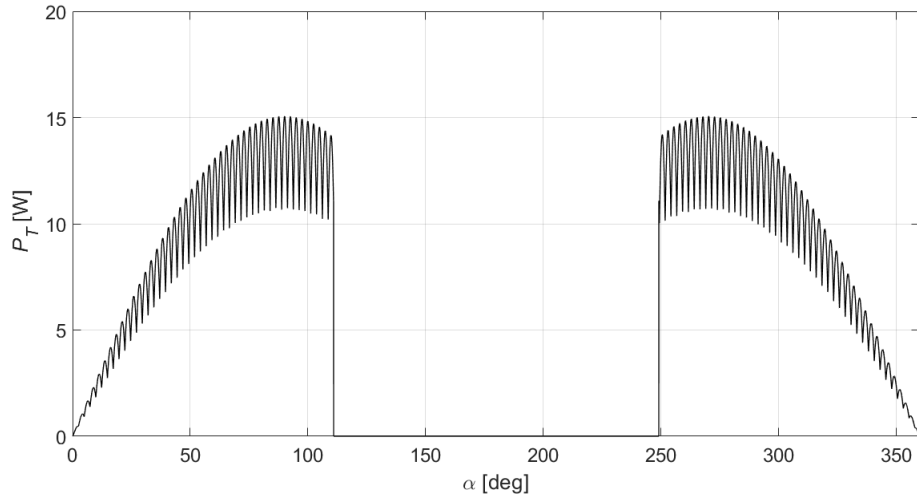


Figura 9: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 0° .

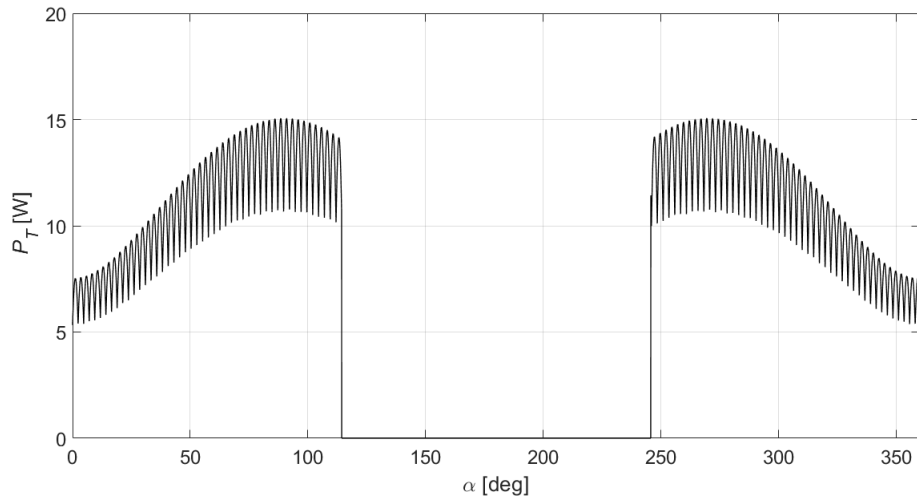


Figura 10: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 30° .

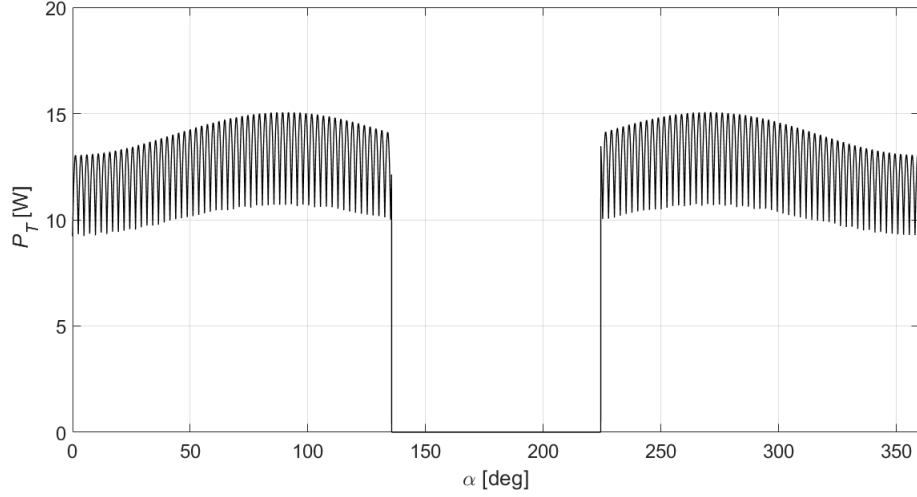


Figura 11: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 60° .

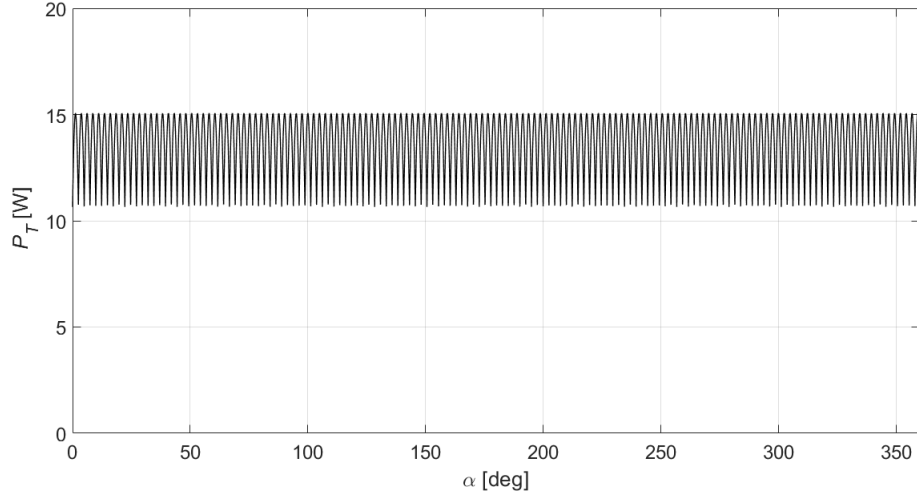


Figura 12: Potencia eléctrica total generada por el satélite ETSIAE-01 a una altura orbital de 450 km para una velocidad de rotación de 0.05 rad/s y un ángulo de incidencia solar de 90° .

4. Conclusiones

Para ilustrar la influencia de los distintos parámetros considerados en el estudio se recoge en la Tabla 5 un análisis comparativo de todos ellos.

Comenzando con la aproximación analítica, se observa que la única influencia que recibe la potencia media, según muestran las expresiones 5 y 6, es el ángulo de incidencia solar β , por lo que se puede anticipar que la aproximación no representará fielmente los cambios de altitud y actitud.

La simulación numérica, por su parte, tiene tres factores importantes que merecen comentarse:

- La escasa influencia de la velocidad de rotación del satélite sobre la potencia. Como anteriormente se ha mencionado, el hecho de aumentar la velocidad de giro implica que los paneles reciben menor potencia por ciclo, pero el hecho de que se produzcan un mayor número de revoluciones por órbita compensa este efecto y la potencia media apenas varía.

- Variaciones significativas de potencia debido a la altura orbital. Mayores alturas aumentan proporcionalmente el tiempo de exposición al Sol del satélite, aumentando consecuentemente su potencia generada
- Influencia notable de ángulo de incidencia solar. Tal como se muestra en la Figura 8, la potencia crece a medida que aumenta β , dado que el tiempo de eclipse va disminuyendo hasta que se alcanza un punto (unos 69° para $h = 450$ km) en el que deja de existir eclipse y la potencia media generada es máxima.

Tabla 5: Comparativa de los resultados de generación de potencia mediante aproximación analítica (P_{mA}) y simulación numérica (P_{mN}) para los 36 casos de estudio planteados.

$\beta [^\circ]$	h [km]	ω [rad/s]	$\alpha_{ecl_{in}} [^\circ]$	$\alpha_{ecl_{out}} [^\circ]$	$t_{eclipse}$ [s]	P_{mN} [W]	P_{mA} [W]	Error relativo [%]
0	450	0,05	110,92	249,08	1758,5	5,8559	6,1374	-4,808
		0,1	110,92	249,08	1758,5	5,8560	6,1374	-4,807
		0,5	110,92	249,08	1758,5	5,8561	6,1374	-4,805
	500	0,05	111,98	248,02	1750,5	5,9326	6,1374	-3,454
		0,1	111,98	248,02	1750,5	5,9335	6,1374	-3,437
		0,5	111,98	248,02	1750,5	5,9318	6,1374	-3,468
	600	0,05	113,93	246,07	1737,5	6,0680	6,1374	-1,145
		0,1	113,93	246,07	1737,5	6,0659	6,1374	-1,179
		0,5	113,93	246,07	1737,5	6,0666	6,1374	-1,167
15	450	0,05	111,69	248,31	1679,6	6,2415	8,1463	-30,518
		0,1	111,69	248,31	1679,6	6,2441	8,1463	-30,463
		0,5	111,69	248,31	1679,6	6,2441	8,1463	-30,464
	500	0,05	112,80	247,20	1670,5	6,3224	8,1463	-28,848
		0,1	112,80	247,20	1670,5	6,3209	8,1463	-28,879
		0,5	112,80	247,20	1670,5	6,3223	8,1463	-28,850
	600	0,05	114,83	245,17	1655,4	6,4622	8,1463	-26,061
		0,1	114,83	245,17	1655,4	6,4628	8,1463	-26,049
		0,5	114,83	245,17	1655,4	6,4623	8,1463	-26,059
30	450	0,05	114,35	245,65	1447,3	7,0187	9,5999	-36,776
		0,1	114,35	245,65	1447,3	7,0186	9,5999	-36,779
		0,5	114,35	245,65	1447,3	7,0187	9,5999	-36,777
	500	0,05	115,61	244,39	1435,1	7,1097	9,5999	-35,025
		0,1	115,61	244,39	1435,1	7,1090	9,5999	-35,039
		0,5	115,61	244,39	1435,1	7,1094	9,5999	-35,031
	600	0,05	117,93	242,07	1413,6	7,2687	9,5999	-32,072
		0,1	117,93	242,07	1413,6	7,2684	9,5999	-32,077
		0,5	117,93	242,07	1413,6	7,2692	9,5999	-32,064
45	450	0,05	120,33	239,67	1074,1	8,0613	10,3994	-29,005
		0,1	120,33	239,67	1074,1	8,0632	10,3994	-28,974
		0,5	120,33	239,67	1074,1	8,0631	10,3994	-28,975
	500	0,05	121,96	238,04	1056,2	8,1762	10,3994	-27,190
		0,1	121,96	238,04	1056,2	8,1762	10,3994	-27,190
		0,5	121,96	238,04	1056,2	8,1767	10,3994	-27,184
	600	0,05	125,01	234,99	1022,6	8,3905	10,3994	-23,942
		0,1	125,01	234,99	1022,6	8,3886	10,3994	-23,970
		0,5	125,01	234,99	1022,6	8,3893	10,3994	-23,959

Por último, se comentan las diferencias entre la aproximación analítica y la simulación numérica.

Si bien es cierto que para valores de β pequeños (menores de 7°), podría decirse que el desarrollo analítico arroja “buenos” resultados, para cualquier otro caso de estudio los errores resultan mucho mayores. Además, dado que la altura de la órbita no influye en el cálculo analítico, no diferenciará la potencia generada en órbitas de mayor o

menor altitud, por lo que tampoco aporta información sobre la física del problema en este aspecto. En conjunto, puede decirse que el desarrollo analítico sirve para realizar estimaciones iniciales de órdenes de magnitud de la potencia generada por los paneles, pero para obtener estimaciones fiables tiene que estar complementado con un desarrollo numérico más detallado que permita obtener una visión global más cercana al problema real.

Referencias

- [1] J. Lee, E. Kim, K. G. Shin, Design and management of satellite power systems, Proceedings - Real-Time Systems Symposium (2013) 97–106.
- [2] P. A. Anigstein, R. S. S. Peña, Analysis of solar panel orientation in low altitude satellites, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems 34 (1998) 569–578.
- [3] D. Y. Lee, J. W. Cutler, J. Mancewicz, A. J. Ridley, Maximizing photovoltaic power generation of a space-dart configured satellite, Acta Astronautica 111 (2015) 283–299.
- [4] A. Ali, M. R. Mughal, H. Ali, L. R. Politecnico, D. Torino, M. R. Mughal, L. M. Reyneri, Innovative power supply system for nano satellites aalto-3-the open source student satellite view project aramis project view project innovative electric power supply system for nano-satellites.
- [5] F. Santoni, F. Piergentili, S. Donati, M. Perelli, A. Negri, M. Marino, An innovative deployable solar panel system for cubesats, Acta Astronautica 95 (2014) 210–217.
- [6] S. Sasaki, K. Tanaka, K. Higuchi, N. Okuizumi, S. Kawasaki, N. Shinohara, K. Senda, K. Ishimura, A new concept of solar power satellite: Tethered-sps, Acta Astronautica 60 (2007) 153–165.
- [7] Irradiancia solar. origen, tipos y propagación (accessed: 03-03-2021).
URL <https://solar-energia.net/que-es-energia-solar/radiacion-solar/irradiacion-solar>
- [8] M. D. Griffin, J. R. French, Space vehicle design - power systems, American Institute of Aeronautics and Astronautics (1949).
- [9] M. A. Green, Y. Hishikawa, E. D. Dunlop, D. H. Levi, J. Hohl-Ebinger, M. Yoshita, A. W. Ho-Baillie, Solar cell efficiency tables (version 53), Progress in Photovoltaics: Research and Applications 27 (2019) 3–12.

