

Diseño de un sistema de generación de energía eléctrica fotovoltaica para una plataforma de gran altitud (PGA)

Marco Benalcázar Palacios, Leonardo Basile

Departamento de Física (DF)

ernesto.delatorre@epn.edu.ec

Resumen

Las plataformas de gran altitud han surgido como una alternativa para la implementación de sistemas y enlaces de comunicaciones, similares a los que se realizan mediante el uso de satélites geoestacionarios, a un presupuesto bajo. En la actualidad, aparte de las comunicaciones, también se ha visto su potencialidad para la implementación de sistemas de fotogrametría, monitoreo de desastres, etc. La UIT (Unión Internacional de Telecomunicaciones) define una altura mínima de 20 km para la ubicación de este tipo de aeronaves. En estas condiciones, y para conseguir períodos de autonomía de vuelo de semanas o meses, la única fuente de energía disponible es la radiación solar, mediante la instalación de sistemas fotovoltaicos que generen la energía necesaria para la operación de todos los componentes de la aeronave. En el presente documento se realiza un análisis y diseño de un sistema de generación de energía fotovoltaica para una arquitectura de plataforma de gran altitud de tipo elipsoidal.

1 Superficie disponible para paneles solares considerando una forma elipsoidal de aeronave

La PGA es una aeronave, cuya envolvente está formada por la unión de dos elipses que al rotar a lo largo del eje x forman una superficie volumétrica, cuya forma se pre-

senta en la Figura 1. En el interior de esta aeronave se coloca un gas de menor peso que el aire para facilitar su ascenso (por ejemplo helio).

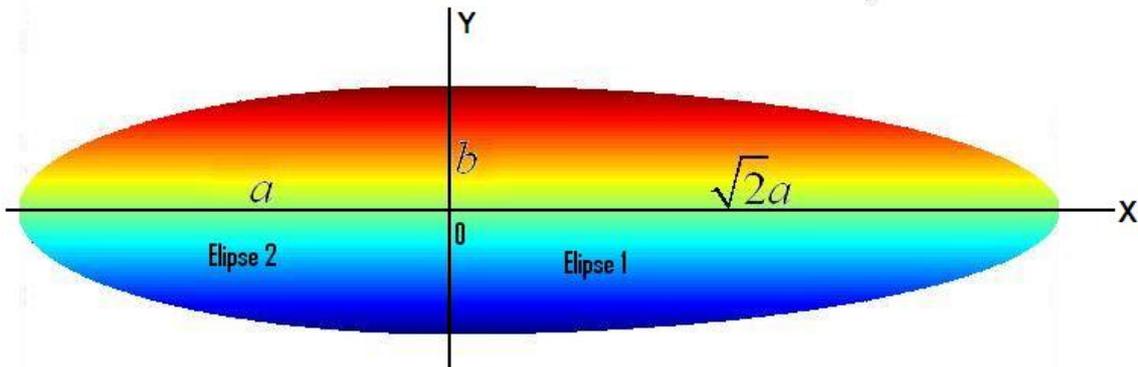


Figura 1. Elipses que al rotar a lo largo del eje X forman la PGA.

Las ecuaciones de las elipses que al rotar dan la forma de la aeronave son las siguientes: donde,

$$\text{Elipse 1: } \frac{x^2}{(\sqrt{2}a)^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (1)$$

$$\text{Elipse 2: } \frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (2)$$

$$b = (0.24)(0.5)(1 + \sqrt{2})a \quad (3)$$

Estas ecuaciones se unen en el punto $x = 0$, y en orden mostrado en la Figura 2.

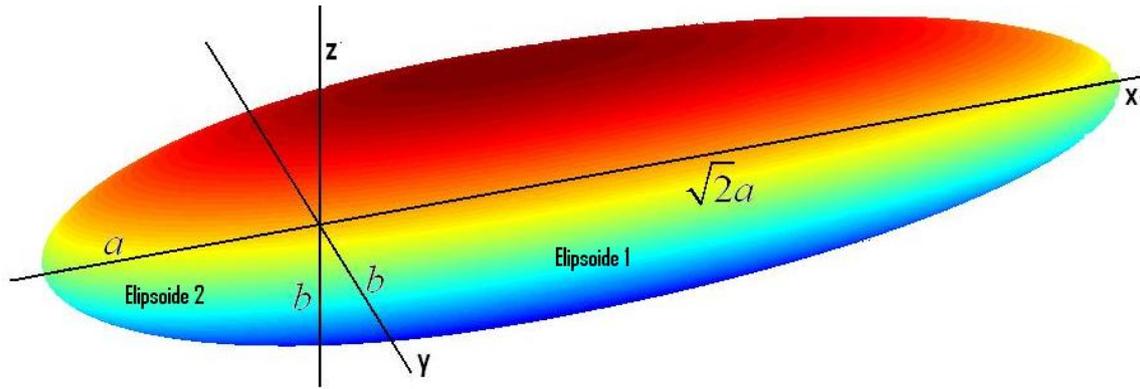


Figura 2. Las ecuaciones de los elipsoides que forman la aeronave son las siguientes:

Las ecuaciones de los elipsoides que forman la aeronave son las siguientes:

$$\text{Elipsoide 1: } \frac{x^2}{(\sqrt{2}a)^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1 \quad (4)$$

$$\text{Elipsoide 2: } \frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1 \quad (5)$$

Al igual que para el caso de las elipses, éstas se intersecan en $x = 0$.

Dado que los paneles solares deben adaptarse a la forma de la aeronave para no afectar a su parte aerodinámica, y considerando que éstos deben tener el menor

peso posible, con una máxima generación de energía, resulta necesaria su ubicación sobre el lomo superior de la PGA, tal como se muestra en la Figura 3.

Lo que se hará a continuación es calcular el valor del área que ocuparán los paneles solares, según la ubicación mostrada en la figura anterior. Este cálculo se ha dividido en dos partes dado que una sección de los paneles estará ubicada sobre el Elipsoide 1 y la otra sobre el Elipsoide 2.

Adicionalmente, para facilitar el cálculo se considerarán las ecuaciones paramétricas de cada elipse, las cuales al rotar forman la envolvente de la aeronave.

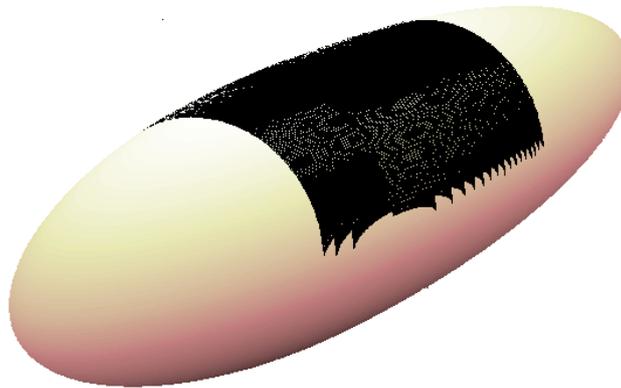


Figura 3. Ubicación de los paneles solares en la PGA.

1.1 Cálculo del área disponible para paneles solares sobre la mitad derecha del Elipsoide 1

Las ecuaciones paramétricas de la elipse que al rotar forma la parte derecha de la aeronave (mitad derecha del Elipsoide 1) son:

$$x = \sqrt{2}a \cos(\phi) \quad (6)$$

$$x = b \sin(\phi) \quad (7)$$

Un elemento mínimo de arco de dicha elipse es igual a:

$$ds = (dx^2 + dy^2)^{1/2} \quad (8)$$

$$ds = (2a^2 \sin^2 \phi + b^2 \cos^2 \phi)^{1/2} d\phi \quad (9)$$

Por lo tanto, el área buscada (superficie negra de la Figura 4) es igual a:

$$dA = \pi y ds \quad (10)$$

de donde,

$$A = \int_{\phi_0}^{\phi_1} y ds \quad (11)$$

Reemplazando los datos de la Elipse 1 en la ecuación anterior se tiene:

$$A = \pi v \int_{\phi_0}^{\phi_1} (2a^2 \sin^2 \phi + b^2 \cos^2 \phi)^{1/2} \sin \phi d\phi \quad (12)$$

Para facilitar la integración de la ecuación anterior se usa el siguiente artificio:

$$u = \cos \phi \quad (13)$$

$$du = -\sin \phi d\phi \quad (14)$$

Con lo cual la ecuación (12) se reduce a:

$$A = \pi b \int_{u_0}^{u_1} (2a^2 - (2a^2 - b^2)u^2)^{1/2} du, \quad (15)$$

resolviendo lo anterior se tiene que:

$$A = -\pi b \left[\frac{u}{2} \sqrt{2a^2 - u^2 c^2} + \frac{a^2}{c} \sin^{-1} \left(\frac{uc}{\sqrt{2a}} \right) \right]_{u_0}^{u_1}, \quad (16)$$

con

$$c = \sqrt{2a^2 - b^2} \quad (17)$$

El valor calculado con la ecuación (16) corresponde al valor de la superficie pintada de negro en la siguiente figura:

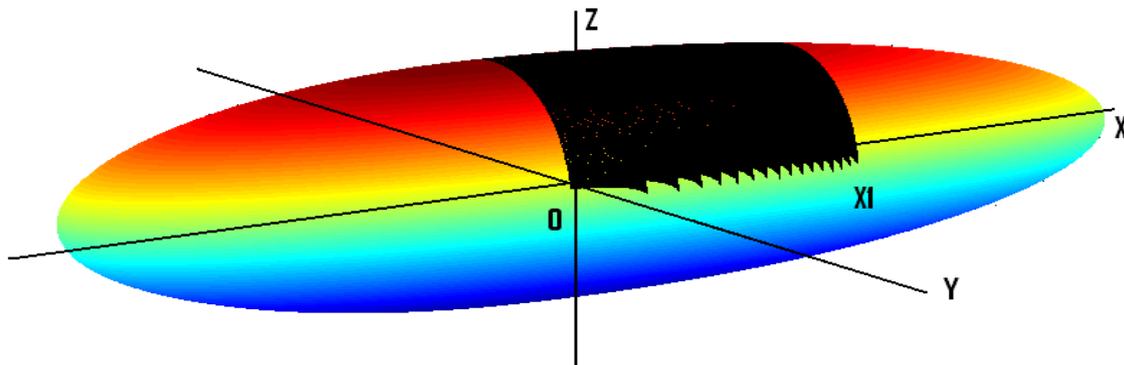


Figura 4. Superficie derecha de paneles solares sobre la PGA.

Calculando los límites para la ecuación (16) se tiene que:

$$\cos \phi_0 = \frac{x_1}{\sqrt{2a}}, \quad (18)$$

por lo tanto,

$$u_0 = \frac{x_1}{\sqrt{2a}}, \quad (19)$$

por otro lado,

$$\phi_1 = 90^\circ, \quad (20)$$

de donde

$$u_1 = 0. \quad (21)$$

Finalmente, reemplazando el valor de los límites en la ecuación (16) se tiene:

$$A_{derecha} = \pi \left[\frac{u}{2} \sqrt{2a^2 - u^2 c^2} + \frac{a^2}{c} \sin^{-1} \left(\frac{uc}{\sqrt{2a}} \right) \right]_0^{\frac{x_1}{\sqrt{2a}}}. \quad (22)$$

1.2 Cálculo del área disponible para paneles solares sobre la mitad izquierda del Elipsoide 2

Repitiendo el mismo procedimiento aplicado para el caso anterior se tiene que las ecuaciones paramétricas de la

elipse que al rotar forma la parte izquierda de la aeronave (mitad izquierda del Elipsoide 2) son:

$$x = a \cos \phi \quad (23)$$

$$u = b = \sin \phi \quad (24)$$

Aplicando para este caso la ecuación (8) se tiene:

$$ds = (a^2 \sin^2 \phi + b^2 \cos^2 \phi)^{1/2} d\phi. \quad (25)$$

Reemplazando en la ecuación (11) las ecuaciones (16) y (25) se tiene:

$$A = \pi b \int_{\phi_0}^{\phi_1} (a^2 \sin^2 \phi + b^2 \cos^2 \phi)^{1/2} \sin \phi d\phi. \quad (26)$$

Aplicando los mismos artificios del caso anterior se tiene:

$$u = \cos \phi \quad (27)$$

$$du = -\sin \phi d\phi. \quad (28)$$

Con lo cual la ecuación (26) se reduce a:

$$A = \pi b \int_{u_0}^{u_1} (a^2 - (a^2 - b^2)u^2)^{1/2} du. \quad (29)$$

Resolviendo lo anterior se tiene que:

$$A = -\frac{\pi b}{2} \left[u \sqrt{a^2 - u^2 c^2} + \frac{a^2}{c} \sin^{-1} \left(\frac{uc}{a} \right) \right]_{u_0}^{u_1}, \quad (30)$$

con

$$c = \sqrt{a^2 - b^2}. \quad (31)$$

La ecuación (30) permite obtener el valor de la superficie pintada de negro en la siguiente Figura 5.

Calculando los límites para la ecuación (30) se tiene que:

$$\cos \phi_0 = \frac{x_2}{a}, \quad (32)$$

por lo tanto,

$$u_0 = \frac{x_2}{a}. \quad (33)$$

Por otro lado,

$$\phi_1 = 90^\circ, \quad (34)$$

$$u_1 = 0. \quad (35)$$

Finalmente, reemplazando el valor de los límites en la ecuación (30) se tiene:

$$A_{\text{izquierda}} = \frac{\pi b}{2} \left[u \sqrt{a^2 - u^2 c^2} + \frac{a^2}{c} \operatorname{sen}^{-1} \left(\frac{uc}{a} \right) \right]_0^{\frac{x_2}{a}}. \quad (36)$$

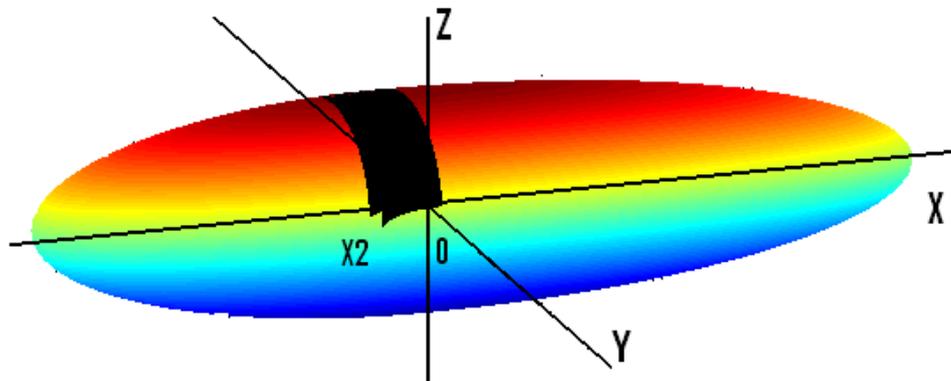


Figura 5. Superficie izquierda de paneles solares sobre la PGA.

Uniendo en una sola figura las dos superficies calculadas anteriormente, se tiene la superficie mostrada en

la siguiente figura, la cual corresponde al área disponible para colocar los paneles solares sobre la PGA:

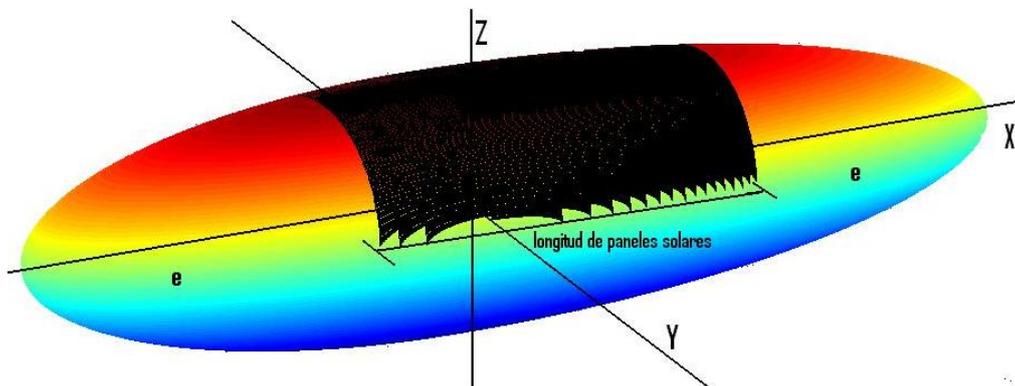


Figura 6. Superficie de paneles solares sobre la PGA.

1.3 Límites de integración

En las fórmulas (22) y (36) se establecen los límites x_1 y x_2 para el cálculo de las áreas derecha e izquierda, respectivamente, de los paneles solares. A continuación se procederá a encontrar las fórmulas que permitan determinar el valor numérico de dichos límites:

Para la Figura 6:

$$\text{longitud de paneles solares} = x_1 + x_2 \quad (37)$$

$$\text{longitud de la PGA} = 2e + \text{longitud de paneles solares}. \quad (38)$$

Para que los paneles solares estén centrados respecto del punto de coordenadas $(0, 0, b)$ se debe cumplir que:

$$e = \frac{\text{longitud de la PGA} - \text{longitud de paneles solares}}{2}. \quad (39)$$

Para la mitad derecha de la aeronave se tiene:

$$x_1 = \sqrt{2a} - e. \quad (40)$$

Reemplazando la ecuación (39) en la fórmula anterior se tiene:

$$x_1 = \sqrt{2a} - \frac{\text{longitud de la PGA} - \text{longitud de paneles solares}}{2}. \quad (41)$$

De igual manera para x_2 se tiene:

$$x_2 = a - e, \quad (42)$$

reemplazando la ecuación (39) en la fórmula anterior se tiene:

$$x_2 = a - \frac{\text{longitud de la PGA} - \text{longitud de paneles solares}}{2}. \quad (43)$$

1.4 Área total de la PGA

El área total de la PGA se obtiene sumando el área del Elipsoide 1 y el área del Elipsoide 2, para lo cual hay que

considerar un valor de $u_1 = 0$ y de $u_0 = 1$ en las ecuaciones (22) y (36), con lo cual se tiene:

$$A_{PGA} = 2A_{izquierda} + 2A_{derecha} \quad (44)$$

$$A_{PGA} = \pi b \left[b + \frac{a^2}{\sqrt{a^2 - b^2}} \text{sen}^{-1} \left(\frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \right) \right] + 2\pi b \left[\frac{1}{2}b + \frac{a^2}{\sqrt{2a^2 - b^2}} \text{sen}^{-1} \left(\frac{\sqrt{2a^2 - b^2}}{\sqrt{2a}} \right) \right] \quad (45)$$

1.5 Determinación del arco máximo y de los anchos derecho e izquierdo de los paneles solares

Con el propósito de determinar la máxima distancia longitudinal (arco, S) y la máxima distancia transversal (ancho central, d) disponible para la ubicación de los paneles solares en la PGA, las cuales están indicadas en la Figura 7, se realiza el siguiente análisis:

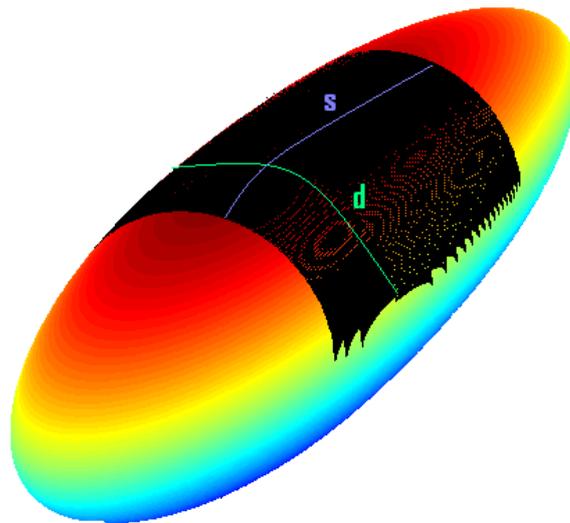


Figura 7. Arco (S) y ancho central (d) de los paneles solares.

1.5.1 Arco

Al igual que para el caso del cálculo de la superficie de los paneles solares, este análisis se divide en dos partes, uno para el Elipsoide 1 (sección derecha de la PGA) y el otro para el Elipsoide 2 (sección izquierda de la PGA).

Por definición la ecuación que permite obtener la longitud de arco de un contorno es la siguiente:

$$S = \int_{x_0}^{x_1} (1 + y'^2)^{1/2} dx \quad (46)$$

donde,

$$y' = \frac{dy}{dx}. \quad (47)$$

Para el caso del Elipsoide 1, la ecuación (46) se convierte en:

$$S_{Elipsoide\ 1} = \int_0^{x_1} \left[1 + \frac{b^2 x^2}{2a^2(2a^2 - x^2)} \right]^{1/2} dx. \quad (48)$$

En tanto que para el Elipsoide 2, la ecuación (46) toma la siguiente forma:

$$S_{Elipsoide\ 2} = \int_0^{x_2} \left[1 + \frac{b^2 x^2}{a^2(a^2 - x^2)} \right]^{1/2} dx. \quad (49)$$

La resolución analítica de las dos ecuaciones anteriores resulta bastante compleja, por lo que es recomendable

aplicar integración numérica entre los límites indicados para cada ecuación.

Finalmente el arco buscado es igual a:

$$S = S_{Elipsoide 1} + S_{Elipsoide 2}. \quad (50)$$

1.5.2 Ancho máximo

El ancho máximo de los paneles solares corresponde al punto donde se unen los dos elipsoides que forman la PGA. Por lo tanto, el ancho central corresponde a la longitud de la semicircunferencia de radio (Figura 8).

1.5.3 Ancho derecho

El ancho derecho de los paneles solares corresponde a la longitud de la semicircunferencia que se forma al cortar transversalmente la PGA en el punto x_1 , con lo cual:

$$d_{derecho} = \pi b \sqrt{1 - \left(\frac{x_1}{\sqrt{2a}}\right)^2}. \quad (51)$$

1.5.4 Ancho izquierdo

El ancho izquierdo de los paneles solares corresponde a la longitud de la semicircunferencia que se forma al cortar transversalmente la PGA en el punto x_2 , por lo tanto:

$$d_{izquierdo} = \pi b \sqrt{1 - \left(\frac{x_2}{a}\right)^2}. \quad (52)$$

Dado que la parte izquierda de la PGA es más gruesa que la parte derecha siempre se debe cumplir la siguiente relación:

$$d_{izquierdo} > d_{derecho}. \quad (53)$$

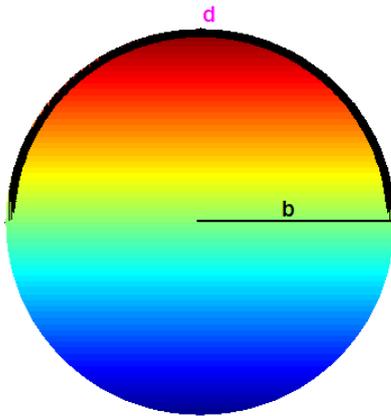


Figura 8. Máximo ancho de los paneles solares (d).

2 Cálculo del área proyectada de los paneles solares

Mediante al área proyectada por los paneles solares se puede estimar la potencia de generación de los mismos

para una determinada hora del día, así como la energía diaria producida. Para esto es necesario conocer el ángulo θ de incidencia de los rayos solares, el cual tiene incrementos de 15° por cada hora. El área proyectada de un objeto corresponde al área perpendicular a la dirección de incidencia de los rayos solares dS' , que evita que el objeto de área dS sea alcanzado por dichos rayos, tal como se muestra en la siguiente Figura:

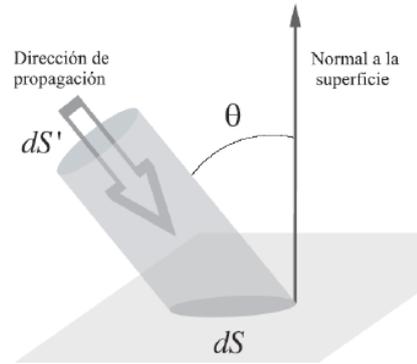


Figura 9. Área proyectada de un objeto para un ángulo de incidencia θ de los rayos solares.

El área proyectada de un objeto se calcula mediante la siguiente relación:

$$dS' = dS \cdot \cos(\theta). \quad (54)$$

2.1 Área derecha

Según lo anterior, el área proyectada por la superficie derecha de la aeronave cubierta de paneles solares se obtiene mediante la siguiente relación:

$$\begin{aligned} dS'_{der} &= \int_{x_1}^0 y[1 + \cos(\theta)]dx \quad (55) \\ &= \frac{\sqrt{2}ab}{2}[1 + \cos(\theta)] \int_{\phi_0}^{\phi_1} \text{sen}^2(\phi) \\ &= \frac{\sqrt{2}ab}{2}[1 + \cos(\theta)] \left[\frac{\phi}{2} - \frac{\text{sen}(2\phi)}{4} \right]_{\phi_0}^{\phi_1}. \end{aligned}$$

Para el cálculo de la relación anterior se han utilizado las ecuaciones paramétricas (6) y (7), mientras tanto que los límites de la integral están dados por las ecuaciones (18) y (20).

2.2 Área izquierda

Repitiendo el cálculo anterior para el área proyectada por la superficie izquierda de la aeronave cubierta de paneles solares se tiene:

$$\begin{aligned} dS'_{izq} &= \int_{x_1}^0 y[1 + \cos(\theta)]dx = \frac{ab}{2}[1 + \cos(\theta)] \int_{\phi_0}^{\phi_1} \text{sen}^2(\phi) \\ &= \frac{ab}{2}[1 + \cos(\theta)] \left[\frac{\phi}{2} - \frac{\text{sen}(2\phi)}{4} \right]_{\phi_0}^{\phi_1}. \quad (56) \end{aligned}$$

Para el cálculo de la relación anterior se han utilizado las ecuaciones paramétricas (23) y (24), mientras tanto que los límites de la integral están dados por las ecuaciones (32) y (34).

Finalmente el área total proyectada por los paneles solares sobre la aeronave será:

$$dS'_{total} = dS'_{der} + dS'_{izq} \quad (57)$$

La relación anterior es válida cuando el eje mayor de la aeronave (eje x) coincide con la dirección norte-sur.

En la Figura 10 se muestra a manera de ejemplo el área proyectada de los paneles solares a inicio y fin de un día y para el medio día.

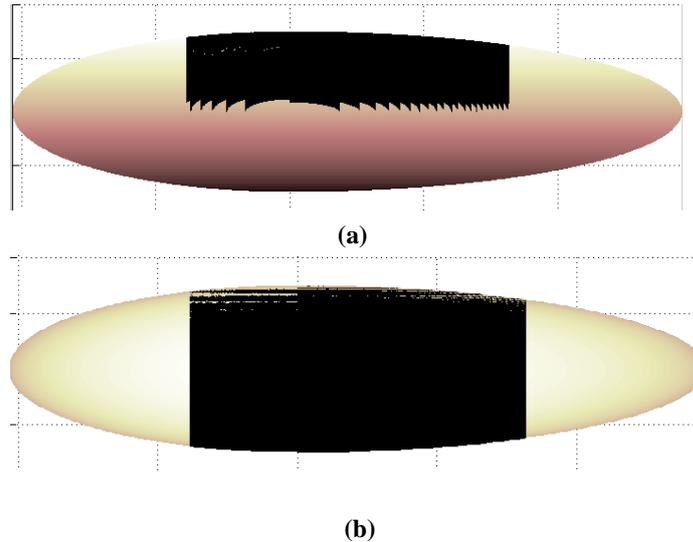


Figura 10. Área proyectada de la superficie de paneles solares para (a) inicio y fin de un día y (b) medio día para una orientación del eje mayor de la aeronave en el sentido norte-sur.

3 Ángulo de incidencia θ de los rayos solares

El plano de giro de la tierra alrededor del sol se llama plano de la eclíptica. La tierra gira alrededor de su eje polar, que está inclinado aproximadamente 23.5° respec-

to a la perpendicular al plano de la eclíptica. Este ángulo permanece constante a lo largo del año; sin embargo el ángulo formado por una línea que una los centros de la tierra y el sol y el plano ecuatorial varía cada día. Este ángulo se conoce como declinación solar, δ .

La declinación es cero en los equinoccios y varía entre -23.5° y $+23.5^\circ$.

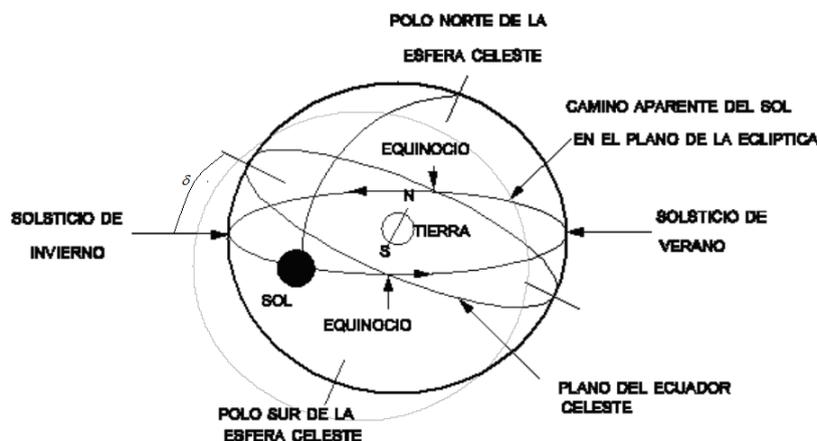


Figura 11. Camino aparente del sol en la esfera celeste.

La declinación solar se calcula mediante la siguiente expresión:

$$\begin{aligned} \delta(\text{rad}) = & 0.006918 - 0.3399912 \cos(\Gamma) + 0.070257 \sin(\Gamma) \\ & - 0.006758 \cos(2\Gamma) + 0.000907 \sin(2\Gamma) \\ & - 0.002697 \cos(3\Gamma) + 0.00148 \sin(3\Gamma). \end{aligned} \quad (58)$$

En la expresión anterior, Γ en radianes se conoce como ángulo diario. Viene dado por la siguiente expresión:

$$\Gamma(\text{rad}) = 2\pi \frac{dn - 1}{365}, \quad (59)$$

donde, dn es el día del año, siendo 1 para el 1 de enero y 365 para el 31 de diciembre.

Por otra parte, la hora de salida del sol en función de la latitud (hora del amanecer) se calcula empleando la siguiente relación:

$$ti(h) = 12 - \frac{1}{15} \cos^{-1}(-\tan(\text{latitud}) \tan(\delta)). \quad (60)$$

En tanto que el ángulo de entrada del sol (hora del anochecer) se calcula mediante la siguiente expresión:

$$to(h) = 12 + \frac{1}{15} \cos^{-1}(-\tan(\text{latitud}) \tan(\delta)). \quad (61)$$

Por lo tanto, la duración del día para una determinada latitud es:

$$Nd = to(h) - ti(h) = \frac{2}{15} \cos^{-1}(-\tan(\text{latitud}) \tan(\delta)). \quad (62)$$

Para el caso del Ecuador se puede asumir una latitud aproximada de 0° , con lo cual la duración de los 365 días del año es:

$$\begin{aligned} Nd = to(h) - ti(h) &= \frac{2}{15} \cos^{-1}(-\tan(0) \tan(\delta)) \quad (63) \\ &= \frac{2}{15} \cdot \frac{180}{2} = 12[h]. \end{aligned}$$

De lo anterior se concluye que por la ubicación geográfica del Ecuador todos los días del año tienen una duración de 12 horas, con la salida del sol a las 6h00 y entrada del sol a las 18h00.

Por otra parte, asumiendo que durante el día el sol sigue una trayectoria aproximadamente circular alrededor de la esfera celeste de la tierra, se tiene que el ángulo de incidencia del sol θ varía según la siguiente ecuación:

$$\theta(^{\circ}) = \frac{360^{\circ}}{24 \text{ h}}(t - 12). \quad (64)$$

Donde t es la hora del día. De esta ecuación se deduce que en el Ecuador varía desde -90° al amanecer, pasando por 0° a medio día hasta $+90^\circ$ al anochecer.

4 Intensidad de radiación disponible sobre la superficie de la aeronave

La intensidad de radiación disponible fuera de la atmósfera terrestre es 1367 W/m^2 . Debido a que esta intensidad disminuye a medida que avanza por la atmósfera

hasta llegar a la superficie de la aeronave, situada a una altura aproximada de 20 km sobre el nivel del suelo, se tiene que sobre la aeronave llegará una intensidad calculada mediante la siguiente relación:

$$I = 1367e^{-\alpha \text{dist}}. \quad (65)$$

Donde I es la intensidad de radiación sobre el área proyectada de los paneles solares de la aeronave, es la constante de atenuación de la atmósfera ($6 \cdot 10^{-6} \text{ m}^{-1}$) y es la distancia que recorren los rayos de sol desde el inicio de la atmósfera hasta llegar a la aeronave (Figura 12).

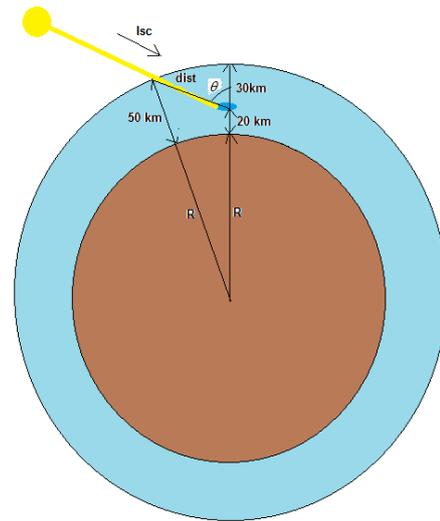


Figura 12. Recorrido de los rayos solares desde que alcanzan la atmósfera hasta que llegan a la aeronave.

En la Figura 12 se puede observar que se ha considerado un espesor de atmósfera de 50 km y R es el radio de la Tierra (6378 km).

La distancia que recorren los rayos del sol en función del ángulo de incidencia del sol es:

$$\begin{aligned} \text{dist} = & (R + 50) \\ & \frac{\sin\left(\theta - \sin^{-1}\left(\frac{R+20}{R+50} \sin(180^\circ - \theta)\right)\right)}{\sin(180^\circ - \theta)}, \end{aligned} \quad (66)$$

donde, R está en kilómetros y θ en grados. En la relación anterior para medio día ($\theta = 0^\circ$) $\text{dist} = 30 \text{ km}$.

En la Figura 13 se muestra para un día la intensidad de radiación que recibe la aeronave en función del tiempo (para los cálculos se han empleado las ecuaciones (65) y (66)). Además se puede observar que al inicio y fin del día la intensidad de los rayos solares que impactan sobre la aeronave es baja debido a que éstos recorren mayor camino comparado con la distancia que lo hacen a medio día.

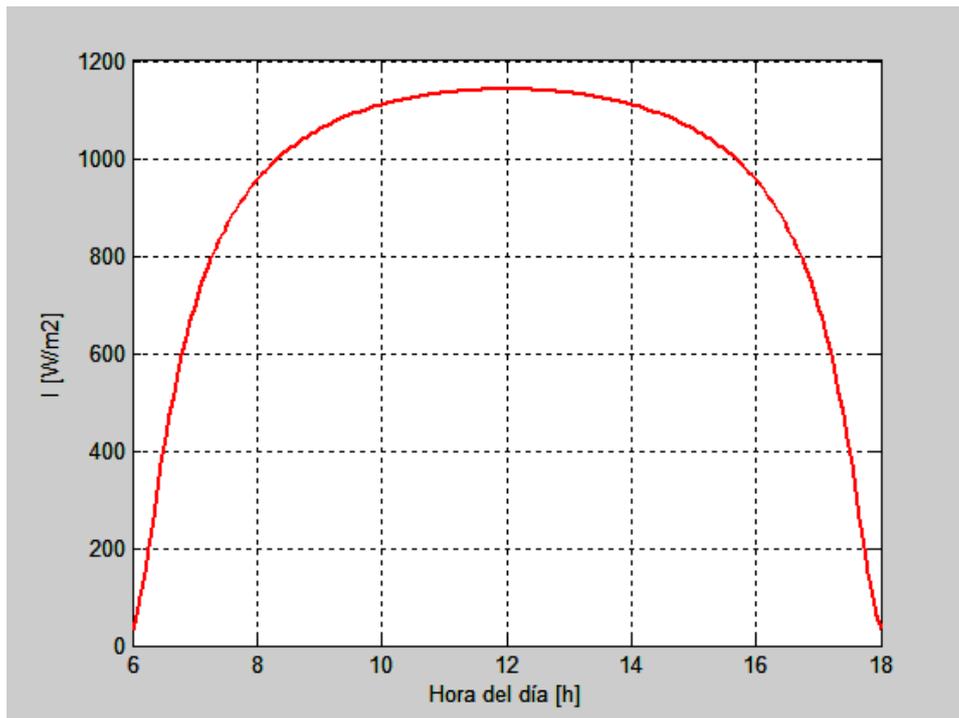


Figura 13. Variación de la intensidad de los rayos solares que impactan sobre la aeronave ubicada a 20 km de altura.

5 Conclusiones: Estimación de la potencia generada por un arreglo de paneles solares de silicio amorfo sobre una aeronave de 25 m de longitud

A continuación se realiza una estimación de la potencia que producirá un arreglo de paneles solares de silicio amorfo de 15 m de longitud, ubicados sobre una aeronave de 25 m, según el esquema mostrado en la Figura 6. Para esta estimación se han considerado paneles solares de silicio amorfo, dado que éstos son los que con mayor frecuencia se encuentran en el mercado fotovoltaico de paneles solares de lámina delgada. En este caso se requiere el uso de paneles de lámina delgada, dado que éstos cumplen con el requisito de flexibilidad impuesto en el presente diseño.

El silicio amorfo, en contraste con la facilidad que brinda para la fabricación de paneles flexibles, presenta la desventaja de tener un bajo rendimiento. Para el presente análisis consideraremos una eficiencia de trabajo del 6%.

La potencia teórica que producirá el campo de paneles solares está dada por la siguiente relación:

$$P = I \cdot dS_{total}\eta', \quad (67)$$

donde, η es la eficiencia de conversión de los módulos fotovoltaicos.

Reemplazando en la ecuación anterior los valores correspondientes a la intensidad de radiación dado por la ecuación (65), y el área proyectada por los paneles solares dado por la ecuación (57), entonces la potencia que producirán los paneles a lo largo del día se muestra en la Figura 14. Además se puede observar que la potencia generada es máxima a medio día, alcanzando un valor de 2.877 kW. Para la longitud de paneles solares considerada, el área que ocuparán los mismos sobre la aeronave se calcula sumando los resultados de las ecuaciones (22) y (36), con lo cual se obtiene un valor de área de 114 m².

Por otra parte, los módulos de silicio amorfo que se encuentran en el mercado pueden generar una potencia pico en condiciones de estándar de medida de 30 W por cada metro cuadrado instalado (las condiciones estándar de medida se hacen a una temperatura de célula de 25 °C, una irradiancia normal a la superficie del módulo de 1000 W/m² y una distribución espectral AM 1.5G.), con lo cual la potencia instalada para las dimensiones consideradas es de 3.078 kWp.

Finalmente, la energía teórica que producirá el arreglo de paneles solares sobre la aeronave se calcula mediante la siguiente relación:

$$E = \int_{\text{día}} P dt. \quad (68)$$

La relación anterior indica al área bajo la curva de la Figura 14, alcanzando un valor aproximado de 24.271 kWh.

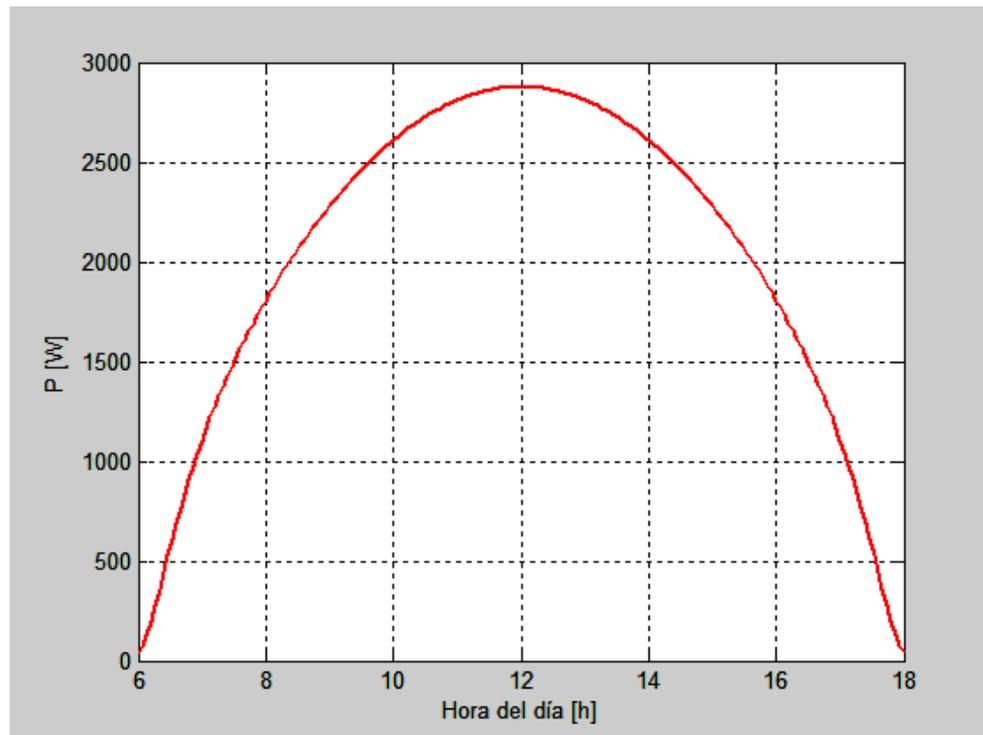


Figura 14. Potencia producida por un arreglo de paneles solares de 15 m de longitud ubicados sobre una aeronave de 25 m de longitud según el esquema de la Figura 6.

Es importante destacar que los valores anteriores corresponden a una estimación de los valores máximos teóricos, y en la práctica éstos se verán disminuidos debido a varios efectos que se producen durante su funcionamiento, los cuales no han sido considerados en el presente diseño debido, en algunos casos, a la complejidad de su estimación, y en otros porque dependen de los materiales que se utilicen en la construcción del prototipo. Entre los principales factores de pérdida destacan los siguientes:

- Disminución del rendimiento de los módulos por efectos del incremento de la temperatura de los módulos.
- Pérdidas por falta de acople entre los módulos que componen el arreglo de paneles.

- Pérdidas debido a la inserción de diodos de paso y diodos de bloqueo para evitar la formación de puntos calientes en los módulos sombreados a causa de su ubicación en la aeronave con respecto al ángulo de incidencia de los rayos solares. En este caso, por cada diodo insertado se deberá considerar una caída de tensión de aproximadamente 0.6 V.
- Pérdidas debido al cableado.

Referencias

- [1] Leonardo Basile, Wilson Merino, Octavio Guijarro, Miguel Torretagle, Marco Benalcázar. *Comunicación Privada*, 2011.