



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

**CENTRO DE FÍSICA APLICADA Y TECNOLOGÍA AVANZADA**

**Diseño conceptual de un sistema de  
gestión de energía en un microsatélite**

**T E S I S**

**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:**

**LICENCIADO EN TECNOLOGÍA**

**P R E S E N T A**

**MÓNICA APARICIO ESTRADA**

**Director de Tesis:**

**DR. SAÚL DANIEL SANTILLÁN GUTIÉRREZ**



Universidad Nacional  
Autónoma de México



**UNAM – Dirección General de Bibliotecas**  
**Tesis Digitales**  
**Restricciones de uso**

**DERECHOS RESERVADOS ©**  
**PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL**

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

*A mis padres y hermana.*



UNIVERSIDAD NACIONAL  
AUTONOMA DE  
MÉXICO

## CENTRO DE FÍSICA APLICADA Y TECNOLOGÍA AVANZADA LICENCIATURA EN TECNOLOGÍA

Votos Aprobatorios

COMITÉ ACADÉMICO  
Licenciatura en Tecnología  
PRESENTE

En cumplimiento del Artículo 26 del Reglamento General de Exámenes, nos permitimos comunicar a usted que revisamos la Tesis con título: **Diseño conceptual de un sistema de gestión de energía en un microsatélite**, que realizó la pasante **Mónica Aparicio Estrada** con número de cuenta: **40906690-6**, bajo la opción de titulación por Tesis y Examen profesional en la carrera de Licenciatura en Tecnología.

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro **VOTO APROBATORIO**.

Atentamente  
"POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPÍRITU"  
Campus UNAM-Juriquilla, Qro a 26 de Junio de 2015

	NOMBRE	FIRMA
PRESIDENTE	Dr. Saúl Daniel Santillán Gutiérrez	
SECRETARIO	Dr. Remy Fernand Ávila Foucat	
VOCAL	Dr. Carlos Romo Fuentes	
1er. SUPLENTE	Dr. Achim Max Loske Mehling	
2º SUPLENTE	Dr. José Alberto Ramírez Aguilar	

## Agradecimientos

*Cada oportunidad que te da la vida es motivo de agradecimiento...*

*Agradezco a Dios por permitirme cerrar este ciclo, a mi familia por todo su amor, apoyo y confianza depositados en mí. A mis amigos de toda la vida y a aquellos que he tenido la oportunidad de conocer en este trayecto: Alberto García, Rafa, Emilio y Ale, quienes me apoyaron cuando más lo necesité mostrando su cariño e incondicionalidad.*

*A todos los académicos del Centro de Alta Tecnología y del Centro de Física Aplicada y Tecnología Avanzada, quienes contribuyeron en mi formación: el Dr. Carlos Romo Fuentes, el Dr. Alberto Ramírez Aguilar, el Dr. José Antonio Pérez Guzmán, a mi asesor, el Dr. Saúl Santillán Gutiérrez, quien a pesar de todos los incidentes, me brindó su apoyo hasta el último momento.*

*Y finalmente, a aquellos quienes físicamente no están, pero los llevo en el corazón...*

# ÍNDICE

<b>AGRADECIMIENTOS</b> .....	<b>4</b>
<b>ÍNDICE</b> .....	<b>5</b>
<b>ÍNDICE DE FIGURAS</b> .....	<b>6</b>
<b>ÍNDICE DE TABLAS</b> .....	<b>7</b>
<b>CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN</b> .....	<b>9</b>
1.1. ANTECEDENTES.....	9
1.1.1. CONFIGURACIÓN DEL SATÉLITE .....	10
1.1.1.1 Sistema de Telecomunicaciones .....	10
1.1.1.2 Sistema de Telemetría.....	10
1.1.1.3 Sistema de Regulación Térmica.....	10
1.1.1.4 Sistema de Orientación y Estabilización .....	10
1.1.1.5 Sistema de Navegación.....	12
1.1.1.6 Instrumentación de la carga útil.....	12
1.1.1.7 Computadora a bordo: Sistema de comando y manejo de información (SCMI) .....	12
1.1.1.8 Sistema Estructural .....	12
1.1.1.9 Sistema de Potencia .....	13
1.2 OBJETIVO DE LA TESIS.....	15
1.3 ESTRUCTURA DE LA TESIS.....	15
<b>CAPÍTULO 2. MARCO TEÓRICO</b> .....	<b>17</b>
2.1. FUNDAMENTOS PARA LA GESTIÓN ENERGÉTICA EN UN SATÉLITE .....	17
2.1.1. CELDAS FOTOVOLTAICAS .....	17
2.1.2. BATERÍAS .....	19
2.2. FUNDAMENTOS PARA LA SIMULACIÓN .....	23
2.2.1. PARÁMETROS ORBITALES.....	23
2.2.2. STK .....	30
2.2.3. LABVIEW .....	37
2.2.3.1 Panel Frontal.....	37
2.2.3.2 Diagrama de Bloques.....	38
2.2.3.3 Programación el LabVIEW.....	39
2.2.3.4 Estructuras en LabVIEW.....	40
<b>CAPÍTULO 3. METODOLOGÍA DE LA SIMULACIÓN</b> .....	<b>45</b>
3.1. SIMULACIÓN EN LABVIEW .....	46
3.2. GENERACIÓN DE REPORTES .....	50
3.3. DEFINICIÓN DE MODOS DE OPERACIÓN .....	51
<b>CAPÍTULO 4. ANÁLISIS DE RESULTADOS</b> .....	<b>52</b>
4.1. PERIODOS DE INCIDENCIA Y ECLIPSE .....	52
4.2. CELDAS.....	54
4.3. BATERÍAS.....	54
4.4. MODOS DE OPERACIÓN .....	56
<b>CAPÍTULO 5. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO</b> .....	<b>60</b>
<b>BIBLIOGRAFÍA</b> .....	<b>62</b>
<b>ANEXO I- HOJA DE DATOS CELDA AZURSPACE</b> .....	<b>64</b>
<b>ANEXO II- CÓDIGO DE PROGRAMACIÓN EN LABVIEW</b> .....	<b>66</b>
<b>ANEXO III- REPORTES GENERADOS EN LABVIEW</b> .....	<b>69</b>

## Índice de Figuras

FIGURA 1. Subsistemas del microsatélite Quetzal.....	10
FIGURA 2. Vista en explosivo del Quetzal .....	13
FIGURA 3. Curva característica de una célula fotovoltaica con sus principales elementos.....	17
FIGURA 4. Carga de la batería / perfil de la tensión de descarga .....	21
FIGURA 5. (a) Aumento en voltaje. (b) Aumento en capacidad. (c) Voltaje/ Aumento de Capacidad .....	22
FIGURA 6. Tamaño de la órbita.....	23
FIGURA 7. Forma de la órbita.....	24
FIGURA 8. Inclinación .....	25
FIGURA 9. Nodo ascendente.....	26
FIGURA 10. Argumento del Perigeo .....	27
FIGURA 11. Anomalía verdadera.....	27
FIGURA 12. Tipos de órbita de acuerdo a su altitud .....	29
FIGURA 13. Definición de los parámetros de la misión en STK.....	31
FIGURA 14. Barra de menú de STK.....	32
FIGURA 15. Insertar objetos en STK.....	32
FIGURA 16. Panel 'Report & Graph Manager'.....	33
FIGURA 17. Ejemplo de un reporte en SKT.....	34
FIGURA 18. Ventana "Access".....	35
FIGURA 19. Ejemplo de un reporte usando la aplicación 'Access'.....	35
FIGURA 20. Ejemplo de una gráfica de los accesos a estaciones terrenas .....	36
FIGURA 21. Mapa en 2D de la simulación Quetzal .....	36
FIGURA 22. Ejemplo de un Panel Frontal.....	37
FIGURA 23. Diagrama de Bloques.....	38
FIGURA 24. Paleta de Funciones de LabVIEW .....	40
FIGURA 25. Estructura Case.....	41
FIGURA 26. Sequence Structure .....	41
FIGURA 27. Sequence local: paso de un dato de la hoja 0 a la 1 .....	42
FIGURA 28. Ciclo For.....	42
FIGURA 29. Ciclo While.....	42
FIGURA 30. Ejemplo de implementación de ecuación usando bloques de lenguaje G .....	43
FIGURA 31. Ejemplo empleando fórmula node.....	43
FIGURA 32. Esquema general del proyecto de tesis .....	45
FIGURA 33. Diagrama de Flujo para la simulación en LabVIEW .....	45
FIGURA 34. Apartado de consumo en la simulación de LabVIEW .....	46
FIGURA 35. Apartado de disponibilidad en la simulación de LabVIEW .....	47
FIGURA 36. Apartado de resultados de la interfaz con STK.....	48
FIGURA 37. Simulación en LabVIEW.....	49
FIGURA 38. Casos a considerarse para establecer los modos de operación .....	51
FIGURA 39. Gráfica con periodos de incidencia, eclipse y accesos del 09/03/2015 .....	56
FIGURA 40. Gráfica con periodos de incidencia, eclipse y accesos del 06/02/2015 .....	57
FIGURA 41. Gráfica con periodos de incidencia, eclipse y accesos del 02/12/2015 .....	58

## Índice de Tablas

TABLA 1. Componentes por compartimiento. ....	13
TABLA 2. Requerimientos de potencia nominal por cada subsistema.....	15
TABLA 3. Comparación de diferentes materiales expuestos a diferentes temperaturas y niveles de radiación....	19
TABLA 4. Eficiencia de distintos materiales.....	19
TABLA 5. Características de ciertas baterías secundarias. ....	21
TABLA 6. Tipos de órbitas atendiendo a la inclinación. ....	26
TABLA 7. Resumen de los parámetros orbitales .....	28
TABLA 8. Clasificación de una órbita satelital. ....	29
TABLA 9. Comparación de tiempos de incidencia y eclipse en días considerados. ....	52
TABLA 10. Comparación de tiempos y pases por estaciones terrenas en los 6 días considerados.....	52
TABLA 11. Valores máximos y mínimos de periodos de incidencia y eclipse en 1 año.....	53
TABLA 12. Comparación de tiempos y pases por estaciones terrenas en los 3 días críticos del año. ....	53
TABLA 13. Comparación entre banco de 4 y 6 baterías. ....	54



# CAPÍTULO I

## INTRODUCCIÓN

### 1.1. Antecedentes

Un satélite es un cuerpo que gira alrededor de otro. Así, la Tierra tiene un satélite natural y cerca de nueve mil satélites artificiales. Centrándonos en éstos últimos, su clasificación dependerá del tipo de misión que tengan, de su masa y su tipo de órbita.

El uso de satélites espaciales se ha convertido en una parte importante para el desarrollo de la humanidad. Recientemente la mayoría de las telecomunicaciones se realizan mediante comunicación satelital; esto sin lugar a dudas ha permitido el desarrollo científico y tecnológico. Ejemplo de ello, son los avances en las tecnologías informáticas y los procesos de fabricación, de donde ha surgido la creación de componentes altamente sofisticados en plataformas compactas, mismos que son utilizados para diseñar y construir satélites a pequeña escala.

Gracias a estas ventajas, la Facultad de Ingeniería (FI) de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM), a través del Centro de Alta Tecnología (CAT), en conjunto con instituciones internacionales han establecido vínculos para desarrollar microsátélites (satélites que van de los 10 a los 100 kg de masa).

Uno de esos proyectos es el microsátélite Quetzal, que se realiza en colaboración con el Instituto Tecnológico de Massachussets (MIT). Quetzal tiene un peso de 50 kg, se registrará en una órbita baja (LEO, Low Earth Orbit), con una propuesta de altitud de 700 km. Su misión es el monitoreo de gases contaminantes en la atmósfera sobre ciudades de México.

En el siguiente apartado (1.1.1), se describirán los subsistemas que lo integran, haciendo hincapié en los consumos energéticos de cada uno. Quetzal será el objeto de estudio para este proyecto, en el que se propondrán varios escenarios para realizar su correspondiente gestión energética.

### 1.1.1 Configuración del Satélite

Un satélite está integrado por un conjunto de tecnologías, mismas que se agrupan para cumplir un objetivo. Cada tecnología, o varias de ellas, constituyen un subsistema. El microsatélite Quetzal cuenta con los subsistemas mostrados en la figura 1.

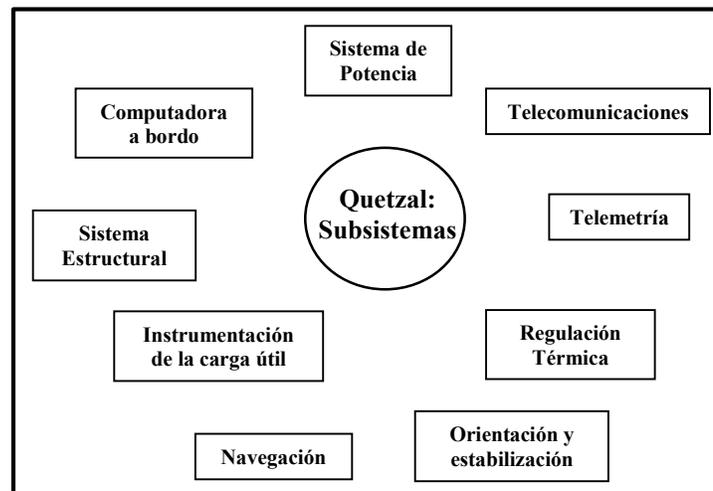


Figura 1. Subsistemas del microsatélite Quetzal (Santillán, S.D., 2012).

Su vista en explosivo se muestra en la figura 2; en ésta última se pueden observar tres compartimientos con sus respectivos subsistemas. La descripción de cada subsistema se detalla a continuación.

#### 1.1.1.1 Sistema de Telecomunicaciones

Permite la comunicación, transmisión y recepción de datos/comandos entre el satélite y la Estación Terrena. Su función la realiza a través de instrumentación de radiofrecuencia (antenas transmisoras y receptoras, moduladores, demoduladores, codificadores y decodificadores), la cual dependerá de los modos de operación establecidos. Quetzal utilizará un transmisor de 2 a 4 GHz. Su consumo de potencia es de 5 W @ 250 mA. (Santillán, S. D., 2012).

### **1.1.1.2 Sistema de Telemetría**

El sistema de telemetría ayuda a monitorear el estado de los parámetros físicos del satélite (temperatura, voltajes, corrientes, modos de operación de los subsistemas, presión, humedad, desplazamiento, etc); mediante sensores que convierten las señales iniciales detectadas en señales digitales, las cuales son procesadas/almacenadas en un microprocesador y enviadas a la computadora a bordo o al sistema de telecomunicaciones.

Permite hacer reconfiguraciones y reprogramaciones en el software, en caso de presentarse algún problema. Su consumo máximo de potencia es de 2 W @ 250 mA. (Serna, J., 2012).

### **1.1.1.3 Sistema de Regulación Térmica**

La superficie del satélite está expuesta tanto a periodos de incidencia solar como a periodos de eclipse, lo cual provoca que existan choques térmicos en todos sus elementos. Así, el satélite debe de soportar temperaturas extremas, que van desde los 150°C provocadas por el flujo solar hasta temperaturas de -100°C en presencia de sombra. En el caso de Quetzal se propone un sistema pasivo de regulación térmica, el cual consiste en una doble cubierta, externa e interna, que regulará los cambios de temperatura a los cuales estará sometido el satélite. (Otero, J. L. 2012).

### **1.1.1.4 Sistema de Orientación y Estabilización**

El Sistema de Orientación y Estabilización (ADCS: Attitude Determination Control System); *determina* (a base de sensores y modelos matemáticos), y *controla* (a través de sensores, control pasivo, algoritmos de control y actuadores), la posición del satélite. Para la misión Quetzal, en el modelo numérico se consideran 6 ruedas inerciales en cada cara del satélite, teniendo un consumo de potencia máxima de 11.5 W @ 1A. (Flores, S., 2012)

### **1.1.1.5 Sistema de Navegación**

Este subsistema determina la posición del satélite a lo largo de su trayectoria orbital, a través de un receptor de posicionamiento global (GPS o GLONASS). Tiene un consumo de potencia de 1.0 W @ 150 mA. (Santillán, S.D., 2012)

### **1.1.1.6 Instrumentación de la Carga Útil**

La instrumentación consta de un espectrómetro y una cámara multiespectral. El espectrómetro tiene las siguientes características: permite monitorear las partículas de dióxido de azufre (SO<sub>2</sub>), funciona con un rango de frecuencia UV FT, un rango de longitud de onda de 305-315 nm y un consumo de potencia de 3 W @ 300 mA . Por su parte, la cámara multiespectral funciona en banda S, con un filtro de 8 bandas espectrales, con un sensor remoto CMOS, y una resolución de 20-25 metros por pixel. Su consumo de potencia es de 2W @ 250 mA. (Santillán, S. D., 2012).

### **1.1.1.7 Computadora a Bordo: Sistema de Comando y Manejo de Información (SCMI)**

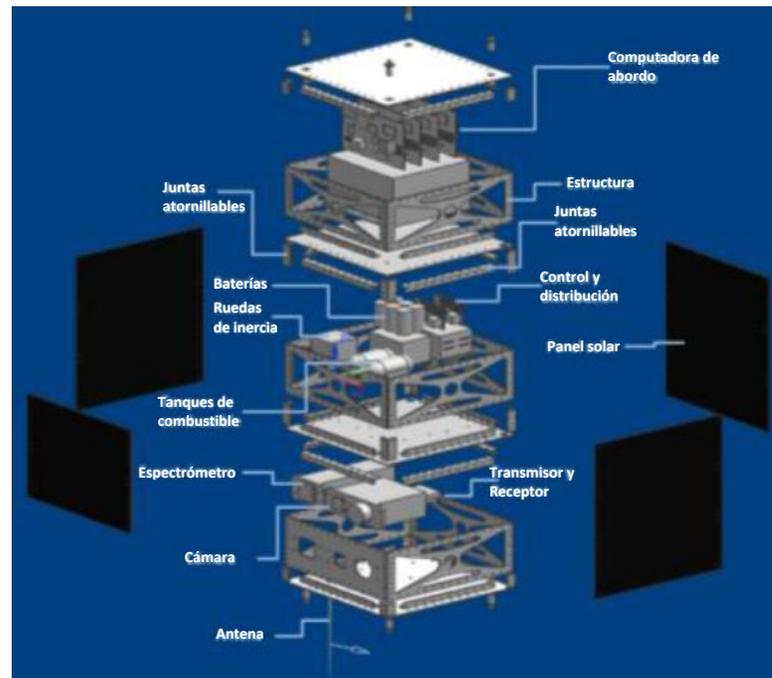
Este subsistema controla y verifica que la carga útil funcione correctamente; obtiene la toma de lecturas, almacena, procesa y envía la información a la computadora central. Su consumo de potencia es de 1.5 W @200 mA. (Czernik, S., 2004).

### **1.1.1.8 Sistema Estructural**

En este subsistema se define la configuración estructural del satélite: los compartimientos con los que cuenta, la distribución de los paneles solares, además del material con el que está construido. La distribución de los paneles y los subsistemas se aprecia en la figura 2. Cada compartimiento cuenta con una serie de componentes, los cuales se desglosan en la tabla 1.

**Tabla 1. Componentes por Compartimiento.**

<b>PRIMER COMPARTIMIENTO</b>	
<b>Caja de Tarjetas</b>	32x30x20.5 [cm]
<b>4 tarjetas</b>	30x20x3.3 [cm]
<b>Segundo compartimiento</b>	
<b>2 tanques de combustible</b>	13x10x8.5 [cm]
<b>Sist. de Control y Distribución</b>	19x18x10 [cm]
<b>2 Tarjetas</b>	17x9x3.3 [cm]
<b>6 baterías</b>	6x8x7.5 [cm]
<b>Caja de ruedas inerciales</b>	10x10x8 [cm]
<b>Tercer compartimiento</b>	
<b>Caja de la cámara</b>	20x20x10 [cm]
<b>Transmisor</b>	14x15x3 [cm]
<b>Receptor</b>	14x15x3 [cm]
<b>Espectrómetro</b>	32x25x10 [cm]



**Figura 2. Vista en explosivo del Quetzal (Gaviria, D., 2014).**

### **1.1.1.9 Sistema de Potencia**

El sistema de potencia cumple con las siguientes etapas: generar, almacenar, regular y distribuir la energía eléctrica para alimentar cada subsistema que lo integra. La descripción de cada etapa es la siguiente:

### ***a) Generación de Energía***

Mediante arreglos de celdas fotovoltaicas (paneles solares), se captan los fotones provenientes de la luz solar generando energía eléctrica. La potencia generada se ve afectada por diversos factores, como el deterioro por radiación, la temperatura, el ángulo de incidencia solar y los momentos de eclipse.

### ***b) Almacenamiento de Energía***

Para compensar la falta de captación de energía, se acumula la energía en baterías, permitiendo la operación del subsistema durante los eclipses.

### ***c) Regulación***

Mediante fuentes de regulación, se proporcionan los niveles de voltaje requeridos por cada subsistema. Se regula la carga y descarga de las baterías (etapa de almacenamiento).

### ***d) Distribución de Energía***

El subsistema reparte la cantidad del presupuesto energético disponible a cada uno de los subsistemas, garantizando la disponibilidad mínima de energía que permita la operación del satélite.

Este subsistema es un recurso clave, debido a que las necesidades de potencia eléctrica en un satélite son elevadas y la disponibilidad de superficie para los paneles solares es restringida. En el caso de Quetzal, la captación de energía será a partir de un arreglo de paneles solares de Arsenuro de Galio (GaAs), instalados en la superficie externa de la estructura del satélite. El almacenamiento de energía se hará en un banco de baterías de litio, la distribución de la energía será realizada con fuentes conmutadas, reguladas mediante las señales de PMW (modulación por ancho de pulsos, por sus siglas en inglés).

En base a la tabla 2, se contempla que en la misión Quetzal exista un consumo de potencia máximo de 33 W y una corriente máxima de 3.8 A. Los valores señalados fueron calculados por académicos del Centro de Alta Tecnología y del Instituto Tecnológico de Massachusetts (Santillán, S.D., 2012).

**Tabla 2. Requerimientos de potencia nominal por cada subsistema**

<b>SUBSISTEMA</b>	<b>POTENCIA REQUERIDA</b>	<b>CORRIENTE REQUERIDA</b>
Sistema de Telecomunicaciones	5.0 W	750 mA
Sistema de Telemetría	2.0 W	250 mA
Sistema de Orientación y Estabilización	11.5 W	1 A
Sistema de Navegación	1.0 W	150 mA
Instrumentación de la carga útil	5.0 W	550 mA
Computadora a bordo	1.5 W	200 mA
Sensores	5.0 – 7 W	550-900 mA

## **1.2. Objetivos de la tesis**

Los objetivos de esta investigación son:

- Conocer los subsistemas que conforman una misión satelital desde un enfoque de funcionalidad y gasto energético.
- Proponer los arreglos de celdas y baterías, de acuerdo a la estructura de la misión y los requerimientos energéticos.
- Proponer los modos de operación en los que el satélite lleve a cabo su misión de manera óptima con el fin de obtener una adecuada gestión energética.

## **1.3. Estructura de la Tesis**

El capítulo uno, concentra toda la parte introductoria de este trabajo, se da a conocer la misión Quetzal y cómo está integrada, describiendo la funcionalidad y los requerimientos energéticos de cada subsistema. Asimismo, se dan a conocer los objetivos y

una descripción de la etapa de diseño conceptual en la que se encuentra este trabajo.

En el segundo capítulo se desarrolla el marco teórico. En él se describen los fundamentos para la gestión energética en un satélite y los fundamentos para realizar la simulación en LabVIEW.

El capítulo 3, contiene la metodología de la simulación en donde se plantea el algoritmo utilizado y se describe la simulación que se hizo en LabVIEW.

En el capítulo 4 se realiza el análisis de los resultados obtenidos en la simulación en 9 casos, cada caso es un día del año: perihelio (3 de enero), afelio (3 de julio), solsticio de invierno (22 de diciembre), solsticio de verano (22 de junio), equinoccio de otoño (22 de septiembre) y equinoccio de primavera (21 de marzo). Los 3 días restantes (09 de marzo, 06 de febrero y 02 de diciembre), son fechas en donde se encontraron los máximos y mínimos de incidencia y eclipse. Por esta razón, en estos días se hace una propuesta de los modos de operación en la misión Quetzal.

Las conclusiones y trabajo futuro se detallan en el capítulo 5. Finalmente, el anexo contiene la hoja de datos de la celda Azurspace, el código de programación y los reportes generados en LabVIEW,

## CAPÍTULO II MARCO TEÓRICO

### 2.1 Fundamentos para la Gestión Energética en un Satélite

#### 2.1.1 Celdas Fotovoltaicas

Un arreglo de celdas fotovoltaicas constituye un panel solar. Básicamente, el funcionamiento de una celda es el siguiente: la luz está formada por partículas llamadas fotones, los cuales transportan energía. Cuando un fotón con suficiente energía golpea la celda, es absorbido por los materiales semiconductores y libera un electrón. El electrón una vez libre, deja detrás de sí una carga positiva, llamada hueco. Por lo tanto, cuando mayor sea la cantidad de fotones que golpean a la celda, tanto más numerosas serán las parejas electrón-hueco producidas por efecto fotovoltaico y por lo tanto, más elevada la cantidad de corriente producida. De esta manera, se da la conversión de la radiación solar en energía eléctrica.

La representación estándar de un dispositivo fotovoltaico es la característica corriente-tensión (figura 3). La curva representa las posibles combinaciones de corriente y voltaje para un dispositivo fotovoltaico bajo unas condiciones ambientales determinadas (radiación solar incidente y temperatura ambiente). El punto en concreto de corriente y voltaje en el que el dispositivo fotovoltaico trabajará vendrá determinado por la carga a la que esté conectado.

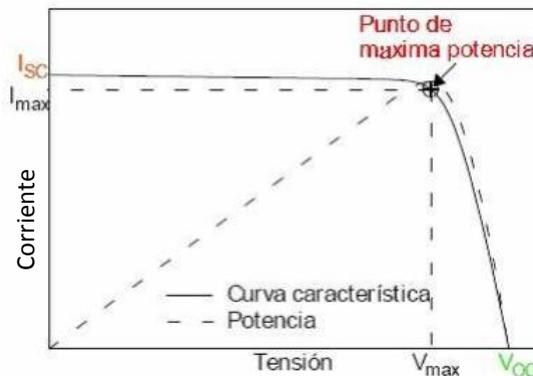


Figura 3. Curva característica de una célula fotovoltaica con sus principales elementos.

Los principales parámetros de la curva característica I-V son:

- *Potencia máxima ( $P_{m\acute{a}x}$ ):* Es la máxima potencia que producirá el dispositivo en condiciones determinadas de iluminación y temperatura, correspondiente al par máximo I-V.
- *Corriente en el punto de máxima potencia ( $I_{p_{m\acute{a}x}}$ ):* Es el valor de la corriente para  $P_{m\acute{a}x}$  en unas condiciones determinadas de iluminación y temperatura.
- *Voltaje en el punto de máxima potencia ( $V_{p_{m\acute{a}x}}$ ):* Es el valor de voltaje para  $P_{m\acute{a}x}$  en unas condiciones determinadas de iluminación y temperatura.
- *Eficiencia:* Dependiendo del material con el que está conformado un panel, se puede conocer su eficiencia  $\eta$ , la cual comúnmente es un indicador utilizado para definir la calidad de una celda y que representa el porcentaje de potencia convertida en energía eléctrica, a partir de la luz solar absorbida. Cuando una celda está conectada a un circuito eléctrico, la eficiencia se calcula usando la relación del punto de potencia máxima,  $P_{m\acute{a}x}$ , dividido entre el nivel de *radiación solar incidente*,  $B$ ; y la *superficie*,  $A_c$ , de la celda fotovoltaica en [ $m^2$ ].

$$\eta = \frac{P_{m\acute{a}x}}{B \times A_c} \quad (\text{Ec. 1})$$

La radiación solar incidente,  $B$ , medida a 1 UA (distancia media de la Tierra al Sol), es llamada *constante solar*, su valor es  $1371 \pm 5$  [ $W/m^2$ ].

Los paneles para uso espacial, tienen una eficiencia de aproximadamente 28% (SMAD, 2012). Su alta eficiencia se debe a que deben cumplir con los requerimientos de alimentación del satélite, sin embargo su costo es mayor. En la siguiente tabla se muestra la comparación de diferentes materiales expuestos a diferentes temperaturas y niveles de radiación. (Polupan G., 2004).

**Tabla 3. Comparación de diferentes materiales expuestos a diferentes temperaturas y niveles de radiación (Polupan G., 2004).**

Type SC materials	Efficiency (%)	Power, W Un-Irradiated		Power, W 1MeV Electron Fluence			
		28 °C	50 °C	3 x10 <sup>14</sup> e/cm <sup>2</sup>		1x10 <sup>15</sup> e/cm <sup>2</sup>	
				28 °C	50 °C	28°C	50°C
Silicon	14.8	170.9	149.5	129.0	112.2	113.0	98.8
GaAs/Ge	18.5	218.1	208.2	188.1	179.6	166.8	159.3
GaInP/GaAs/Ge	21.5	253.5	242.8	223.0	211.9	192.7	183.0

En ella podemos ver la variación que hay en la potencia que nos entregan ante la exposición de los materiales a diferentes flujos de radiación y a diferentes temperaturas. Se destaca una mayor estabilidad en las celdas de GaAs y una mayor pérdida de eficiencia en las basadas en Si ante los cambios de radiación y temperatura.

Por otro lado, en la tabla 4, se muestran resultados de eficiencia que han logrado algunos fabricantes en el mundo.

**Tabla 4. Eficiencia de distintos materiales (Polupan G., 2004).**

Structure	Efficiency	Production firms
InGaP /InGaAs/ Ge	29-30% (AMO)	Toyota Technological Inst
	31-32% (AM1.5)	Japan Energy Corporation [17].
InGaP / GaAs / Ge	32.3%	Spectrolab, USA
	Concentrator solar cell	Nation. Renew. Energy Lab. [18].
GaAs / GaSb	31.4%	Fraunhofer Inst. of Solar
	C=100, AM 1.5 at 25°C	Energy Systems, Germany [2].
InGaP / GaAs	30.28% (AM1.5)	Jap. Energy Corporation [21].
	25.7% (AMO)	
GaAs / InGaAs	28% (AM1.5)	Sumitomo Electric Ind. Ltd.
		Japan [19].

### 2.1.2 Baterías

La energía adquirida mediante los paneles solares se almacena en un banco de baterías para utilizarse cuando los paneles solares no sean capaces de suministrar la energía

necesaria y de esta forma, el satélite tenga un buen funcionamiento. (Dominguez, M., 2014).

Las baterías se cargan durante el periodo de incidencia solar y se utilizan a bordo del satélite para cumplir los requisitos de energía cuando ésta no puede ser proporcionada por los paneles solares, esto es, durante los periodos de eclipse.

La densidad de energía y las características específicas de energía son parámetros clave para la selección de la batería para soportar el almacenamiento de energía para una misión. La elección de una batería adecuada para una misión, depende de varios factores:

- Frecuencia de uso y duración de la misión
- Magnitud de la carga
- Profundidad de descarga
- Órbita del Satélite
- Temperatura
- Resistencia a la etapa de lanzamiento (vibraciones, aceleración)

Existen dos tipos de baterías: primarias o secundarias. Las primarias convierten la energía química en energía eléctrica pero no puede revertir esta conversión, por lo que no se puede recargar. Éstas se aplican normalmente a misiones de corta duración (menos de un día) y cuando se usan en misiones de largo plazo se utilizan para alimentar dispositivos que utilizan muy poca energía, por ejemplo, como alimentación para el respaldo de memorias.

La tabla 5 muestra las características que destacan el rendimiento y el impacto del sistema de baterías aeroespaciales secundarias más comunes de hoy en día. A pesar de que las baterías secundarias tienen densidades de energía mucho menores que las baterías primarias, su capacidad de recarga las hace ideales como fuente de energía de respaldo en las naves espaciales dependen de la energía solar. (Larson, W., 2005).

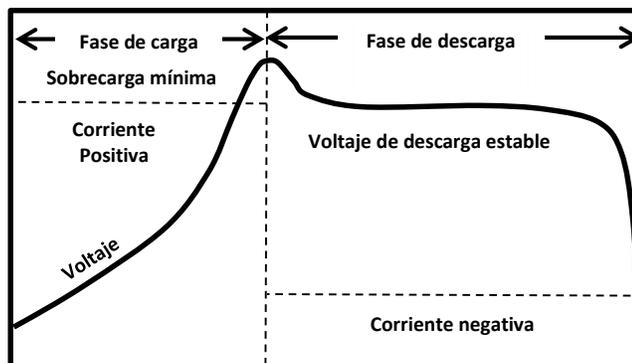
**Tabla 5. Características de ciertas baterías secundarias. (Larson, W., 2005).**

Características de rendimiento de las baterías recargables	Ni-Cd	Ni-H2	Li-Ion
Densidad de energía (W-hr/Kg)	30	60	125
Eficiencia de energía (% por día)	72	70	98
Potencia térmica (escala de 1-10)	8	10	1
Auto descarga	1	10	0.3
Rango de temperatura [°C]	0-40	-20-50	10-25

Los pequeños satélites, usan en su mayoría, baterías de NiCd, sin embargo, los acumuladores de NiH2 están reemplazando poco a poco a éstas, debido a su alta energía específica y su mayor tiempo de vida.

### 2.1.2.1 Carga y descarga de las baterías

De acuerdo a la figura 4 se pueden apreciar las características de carga-descarga de un sistema normal de la batería. En el borde izquierdo, la tensión es baja debido a que la nave espacial acaba de salir de eclipse en el que utiliza energía de la batería. Cuando se encuentra en la fase de carga, hay corriente positiva del regulador, por lo que se eleva la tensión de la batería. En la fase de descarga (cuando se presenta un eclipse de nuevo), hay una corriente negativa, por lo que disminuye la tensión de la batería. La sobrecarga degrada rápidamente la mayoría de las baterías, y una clave para extender la vida de la batería es minimizar su sobrecarga. (Larson, W., 2005).



**Figura 4. Carga de la batería / Perfil de la tensión de descarga. (Larson, W. 2005).**

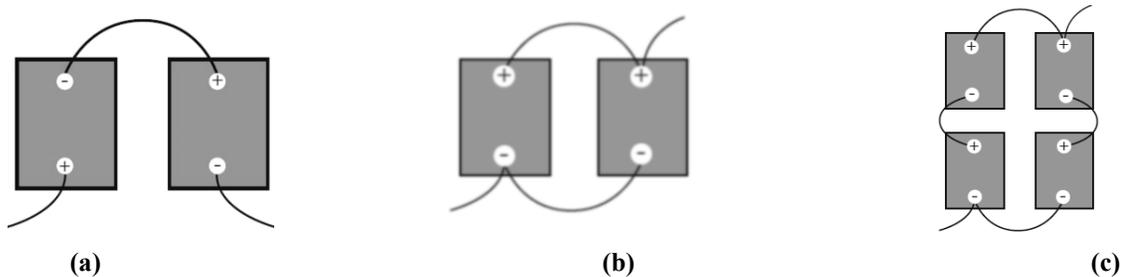
Con la siguiente ecuación podemos calcular el tiempo estimado de descarga en una batería:

$$\textit{T tiempo de descarga} = \frac{\textit{Carga eléctrica de la batería [Ah]}}{\textit{Consumo eléctrico del dispositivo [A]}} \quad (\text{Ec. 2})$$

Para poder mantener un buen funcionamiento es necesario estar monitoreando el banco de baterías ya que cuando los paneles solares no estén en funcionamiento por un eclipse entran de respaldo las baterías. Si el eclipse llega a durar mucho hay una caída de voltaje, cuando llega a suceder es necesario empezar a suspender algún subsistema para el ahorro de energía para evitar llegar a un estado donde la baterías no puedan recargarse y garantizar que siempre se pueda llegar al voltaje adecuado para el funcionamiento de todo el satélite. (Dominguez, M., 2014). Justamente este análisis se realizará en el capítulo 4.

Antes de finalizar este apartado, se hace hincapié en considerar la configuración de la conexión de las baterías, ya que mediante ésta, uno es capaz de aumentar la salida de voltaje, capacidad de salida o ambos si es necesario.

Para aumentar el voltaje, las baterías se conectan en serie, si se requiere aumentar la capacidad, las baterías se conectan en paralelo: Para aumentar la capacidad y voltaje, las baterías se conectan en serie-paralelo. La figura 4 muestra tales configuraciones.



**Figura 5. (a) Aumento en voltaje. (b) Aumento en capacidad. (c) Voltaje/ Aumento de Capacidad.**

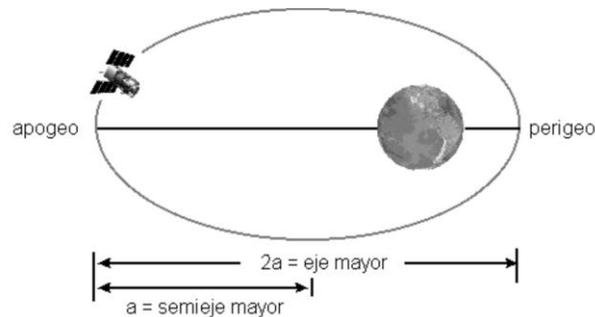
## 2.2 Fundamentos para la Simulación

### 2.2.1 Parámetros Orbitales

Para realizar una simulación orbital en STK (apartado 2.2.2), el programa considera los siguientes parámetros orbitales:

- **Tamaño de la órbita**

Nos dice qué tan grande es una órbita (figura 6). Este parámetro depende de la velocidad con la que lancemos nuestro satélite a la órbita. Cuanto más rápido realicemos la inyección, más energía tiene la órbita y mayor es. Se expresa el tamaño orbital en términos de su semieje mayor. El eje mayor de una órbita elíptica es la distancia desde el punto más cercano (perigeo) y el más alejado (apogeo).



**Figura 6. Tamaño de la órbita**

Debido al principio de la conservación de la energía, en una órbita elíptica, la velocidad del satélite es mayor en el perigeo que en el apogeo.

#### **Semieje mayor**

Podemos expresar el semieje mayor en términos de la distancia desde el centro de la Tierra hasta el apogeo ( $R_{apogeo}$ ) y el perigeo ( $R_{perigeo}$ ). El semieje mayor  $[a]$  puede obtenerse aplicando:

$$a = \frac{R_{apogeo} + R_{perigeo}}{2} \quad (\text{Ec. 3})$$

## Período

El período orbital  $P$  (es decir, cuánto tiempo tarda el satélite en describir una órbita completa), es proporcional al tamaño de la órbita y viene dado por la siguiente expresión:

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{G \cdot M_T}} \quad (\text{Ec. 4})$$

dónde:

$a$ : semieje mayor

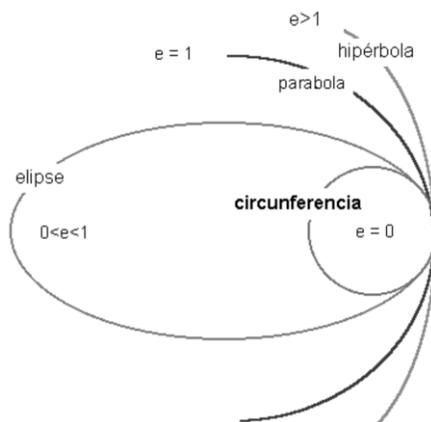
$G$  = constante de gravitación universal =  $6.67 \cdot 10^{-11} \text{ km}^2/\text{s}^3$

$M_T$  = masa de la Tierra =  $5.98 \cdot 10^{15} \text{ kg}$

- **Forma de la órbita**

## Excentricidad

Cuanto menos circular es una órbita, más excéntrica o "imperfecta" es. La excentricidad,  $e$ , describe la forma de la órbita con respecto a una circunferencia (figura 7).



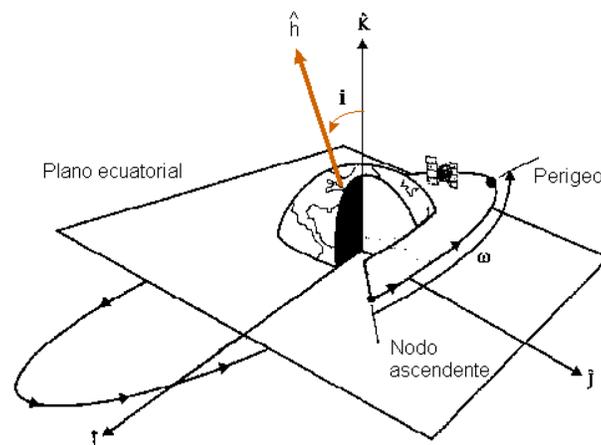
**Figura 7. Forma de la órbita**

- Una circunferencia tiene una excentricidad de 0.
- Una órbita elíptica tiene una excentricidad inferior a la unidad.
- Una órbita parabólica tiene una excentricidad igual a 1.
- Una órbita hiperbólica tiene una excentricidad superior a la unidad.

- **Orientación de la órbita**

### Inclinación

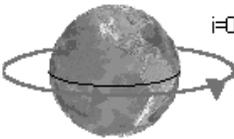
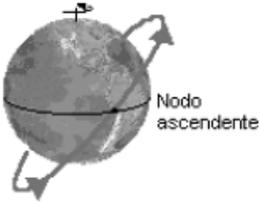
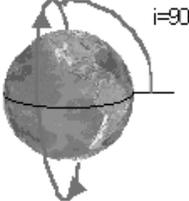
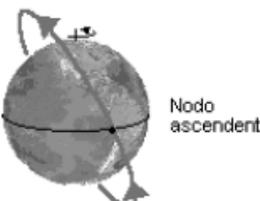
La inclinación,  $i$ , nos indica cuánto está inclinada una órbita. Una órbita que está justo en el plano del Ecuador tiene una inclinación de 0 grados y se conoce como órbita ecuatorial. Una órbita que pasa justo por los polos Norte y Sur debe tener una inclinación de 90 grados y se llama órbita polar.



**Figura 8. Inclinación**

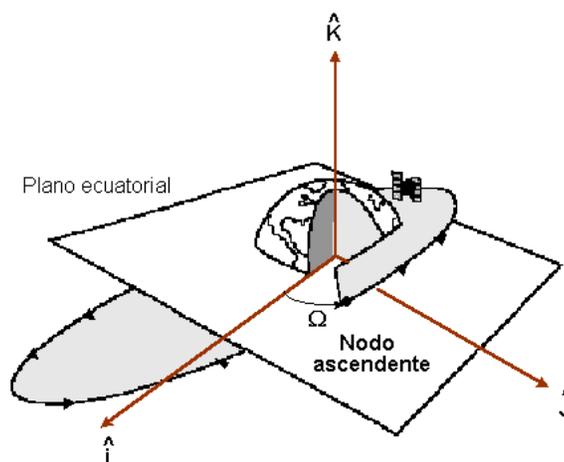
En la figura 8, se muestra el ángulo entre el vector unidad,  $\hat{k}$  (que coincide con el eje de rotación de la Tierra), y otro vector unidad,  $\hat{h}$ , que es perpendicular al plano de la órbita.

**Tabla 6. Tipos de órbitas de acuerdo con la inclinación.**

Inclinación	Tipo de órbita	Diagrama	Inclinación	Tipo de órbita	Diagrama
$i = 0$ grados $i = 180$ grados	Ecuatorial		$0 < i < 90$	Directa	
$i = 90$ grados	Polar		$90 < i < 180$	Indirecta o retrógrada	

**Nodo ascendente**

Para medir lo "torcida" que está una órbita, se define el nodo ascendente como el punto en el que el satélite cruza el plano ecuatorial en dirección sur-norte. Este punto está referenciado a la dirección  $\hat{i}$ , que apunta al equinoccio vernal (figura 9). El equinoccio de vernal es el punto en el que se intersectan el ecuador y la eclíptica, esto ocurre en el equinoccio de primavera, el 21 de marzo). El ángulo entre la dirección  $\hat{i}$  y el nodo ascendente se conoce como la ascensión recta del nodo ascendente,  $\Omega$ , (RAAN).



**Figura 9. Nodo ascendente**

## Argumento del perigeo

La orientación de la órbita queda descrita localizando el perigeo con respecto al nodo ascendente. Este ángulo,  $\omega$ , se conoce como el argumento del perigeo (figura 10) y se mide positivamente en el sentido de movimiento del satélite.

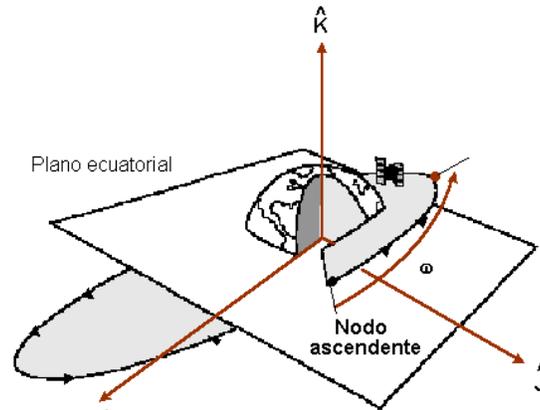


Figura 10. Argumento del Perigeo

## Anomalía verdadera

Finalmente, se describe la posición instantánea del satélite con respecto al perigeo usando otro ángulo conocido como anomalía verdadera,  $v$ . Es un ángulo que se mide positivamente en la dirección del movimiento, entre el perigeo y la posición del satélite. De los seis elementos orbitales, la anomalía verdadera es el único que cambia continuamente (ignorando perturbaciones).

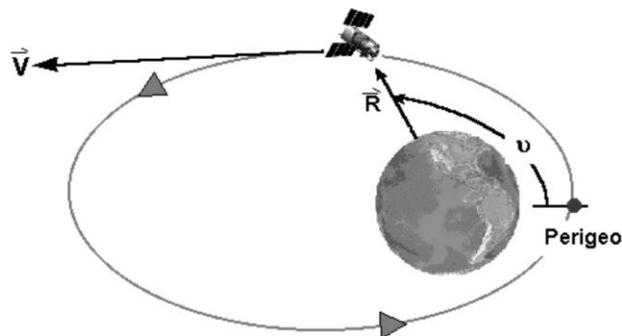


Figura 11. Anomalía verdadera

**Tabla 7. Resumen de los parámetros orbitales**

<b>NOMBRE</b>	<b>SÍMBOLO</b>	<b>DESCRIPCIÓN</b>
<b>Semieje mayor</b>	S	Tamaño
<b>Excentricidad</b>	e	Forma e=0. Circular e<1. Elíptica e=1. Parabólica e>1. Hiperbólica
<b>Inclinación</b>	i	Inclinación de la órbita con respecto al ecuador.
<b>Longitud del nodo ascendente</b>	$\Omega$	Giro de la órbita con respecto al punto de nodo ascendente.
<b>Argumento del perigeo</b>	$\omega$	Localización del perigeo con respecto al nodo ascendente.
<b>Anomalía verdadera</b>	v	Localización del satélite con respecto al perigeo.

Además de clasificar a las órbitas de acuerdo a su tipo de inclinación, también se pueden clasificar de acuerdo a la altitud en la que se encuentran.

Las órbitas bajas (LEO, Low Earth Orbit) están dentro de una región esférica que se extiende desde la superficie de la Tierra hasta a una altitud de 2,000 km. Debido a su reducida cobertura geográfica y a su rápido paso alrededor de la Tierra se requerirían de constelaciones de estos satélites si se quisiera tener una comunicación constante con un punto determinado en Tierra. Una órbita media (MEO, Medium Earth Orbit) es toda órbita situada por encima de la región de órbitas bajas y por debajo de la región geoestacionaria. Este tipo de órbitas también son conocidas como Órbita Intermedia Circular (ICO, Intermediate Circular Orbit) y se encuentran más comúnmente a una altura de 20,200km o de 20,650 km en donde el periodo orbital del satélite es de 12 horas. La órbita geoestacionaria (GEO, Geostationary Orbit) se encuentra dentro una región llamada región geoestacionaria ubicada entre los 35,586 km y los 35,986 km de altura sobre la superficie terrestre. Ésta órbita se encuentra precisamente a una altura de 35,786 km. En cuanto a las órbitas geoestacionarias podemos decir que pertenecen al tipo de órbitas geosíncronas. Una órbita geosíncrona es aquella cuyo periodo coincide con el periodo de rotación de la Tierra, lo cual equivale a 23 horas y 56 minutos. Una órbita geoestacionaria es una órbita que además de ser geosíncrona debe de ser circular ecuatorial y estar situada a una altura de 35,786km, con lo que se logra que un satélite ubicado en ella permanezca fijo sobre un punto determinado de la Tierra (Serrano, 2015).

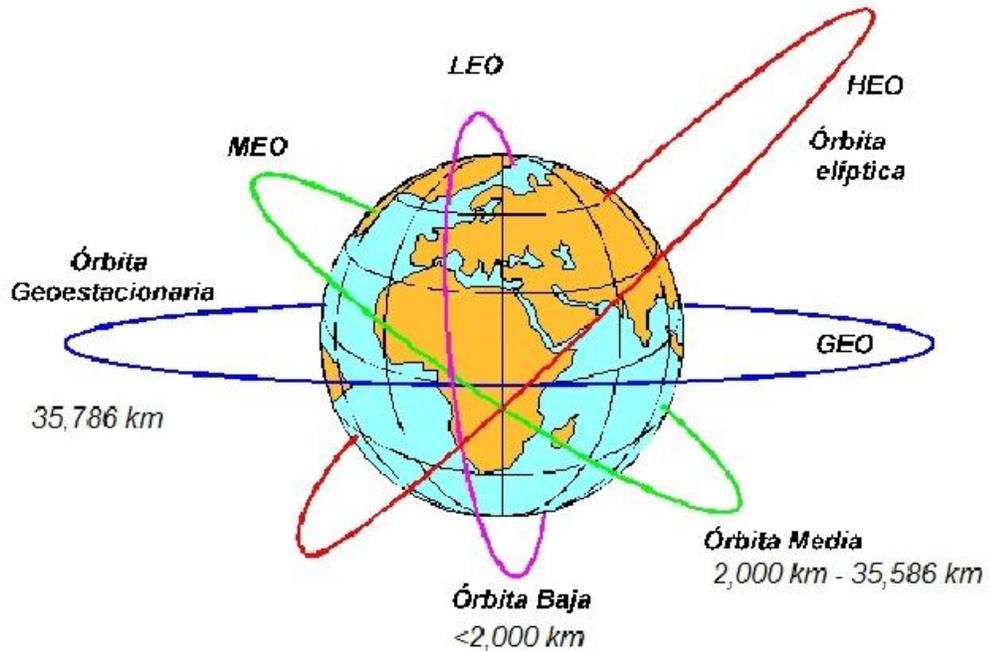


Figura 12. Tipos de órbita de acuerdo a su altitud.

En la figura se ilustran los tipos de órbitas de acuerdo a diferentes altitudes y en la tabla 8, se concentran las clasificaciones orbitales de manera resumida, donde  $e$  significa excentricidad,  $i$  inclinación y  $h$  altura:

Tabla 8. Clasificación de una órbita satelital

CLASIFICACIÓN POR TIPO DE ÓRBITA		
FORMA	Circular	$e=0$
	Elíptica	$0 < e \leq 1$
INCLINACIÓN	Ecuatorial	$i=0^\circ$
	Polar	$i=90^\circ$
	Inclinada	$0^\circ < i \leq 90^\circ$
ALTURA	Órbita Baja (LEO)	$h < 2,000 \text{ km}$
	Órbita Media (MEO)	$2,000 \text{ km} < h < 35,586 \text{ km}$ Más comunes en $h= 20,200 \text{ km}$ y $20,650 \text{ km}$
	Órbita Geoestacionaria (GEO)	$h= 35,786 \text{ km}$

- **Propagador**

Además de los parámetros orbitales antes descritos, STK considera en su menú de opciones diferentes propagadores. Un propagador es el medio a través del cual se

determinan la posición y velocidad de un satélite. En STK se consideran los siguientes:

### ***Dos-Cuerpos***

El propagador “Dos-Cuerpos” (*Two-Body*), o de movimiento Kepleriano, considera para la determinación de la órbita sólo la fuerza de la gravedad de La Tierra, la cual es modelada como un punto de masa.

### ***Perturbación***

Hay dos tipos de propagador de perturbación: *J2*, de primer orden; y *J4*, de segundo orden. Ambos propagadores de Perturbación tienen en cuenta las variaciones en la órbita debidas a la irregularidad geométrica de La Tierra. El propagador de primer orden no modela el roce atmosférico o las fuerzas gravitacionales solar o lunar.

### ***SGP4***

El propagador SGP4 (Simplified General Perturbations) es un estándar AFSPACOM (NORAD) que emplea datos TLE (Two Line mean Element). Este propagador tiene en cuenta las variaciones periódicas y seculares debidas a la irregularidad terrestre, los efectos gravitacionales del Sol y de la Luna, los efectos de la resonancia gravitacional y el decaimiento orbital, gracias al empleo de un modelo del roce atmosférico.

De la misma manera, los parámetros orbitales fueron asignados por académicos del Centro de Alta Tecnología y del Instituto Tecnológico de Massachusetts (Santillán, S.D., 2012).

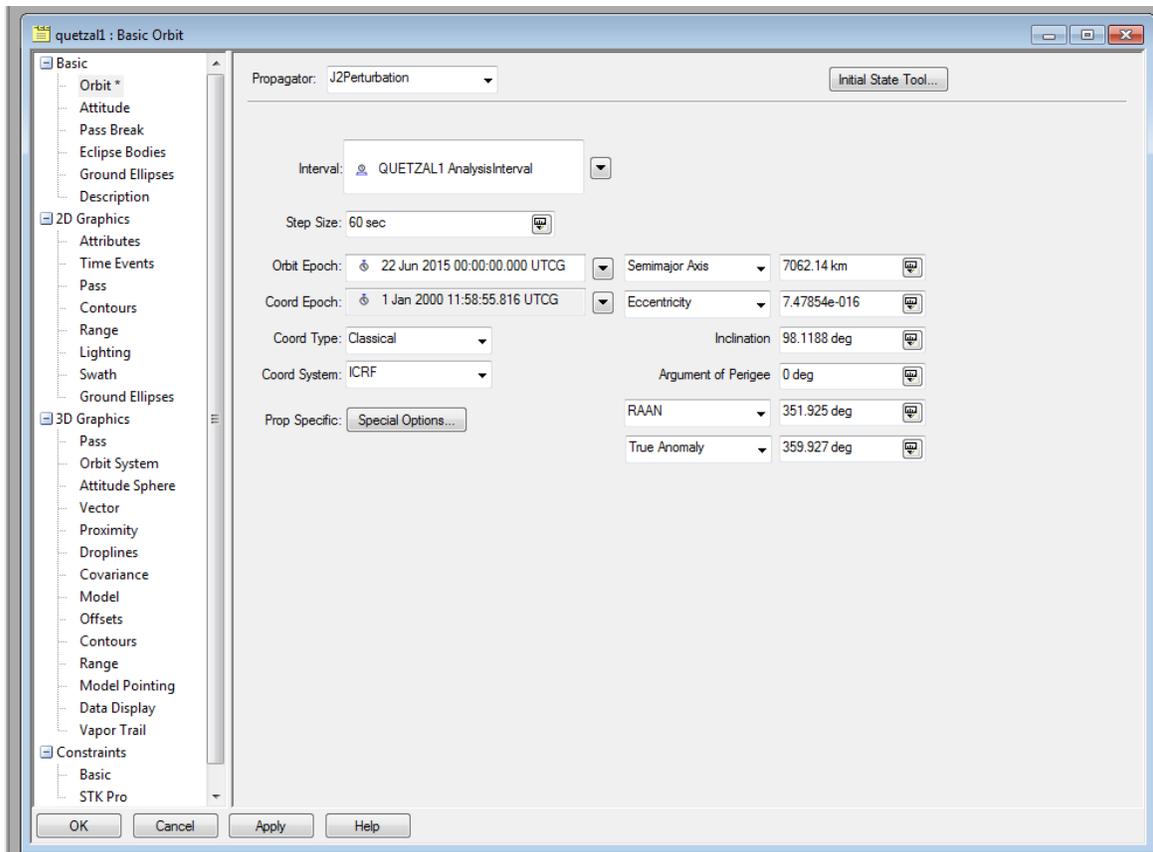
## **2.2.2 STK**

STK (System Tool Kit), es un software comercial creado por AGI, destinado al diseño de aplicaciones espaciales y militares. AGI crea softwares tanto para la seguridad nacional como para profesionales dedicados al análisis de misiones en tierra, mar, aire o espacio. Para más información sobre AGI y sus productos, se puede consultar su página web en la siguiente dirección: [www.agi.com](http://www.agi.com) (AGI, 2015).

La versión usada de STK será la educacional, que permite visualización en 2D y 3D y diversas funciones avanzadas. A continuación, se van a describir diversos conceptos que utiliza STK y se darán las nociones básicas para el trabajo con ellos.

Dentro de STK, se encuentra un “*escenario*”, que es el elemento básico donde transcurre la simulación de una misión, y donde se almacenan todos los elementos (satélites, estaciones terrenas, etc.), de los que dicha misión se compone.

Al iniciar STK, éste solicita que se especifiquen los parámetros orbitales de la misión, mismos que se describieron en el apartado 2.2.1, la ventana que se abre (‘Basic Orbit’), se puede observar en la figura 13:



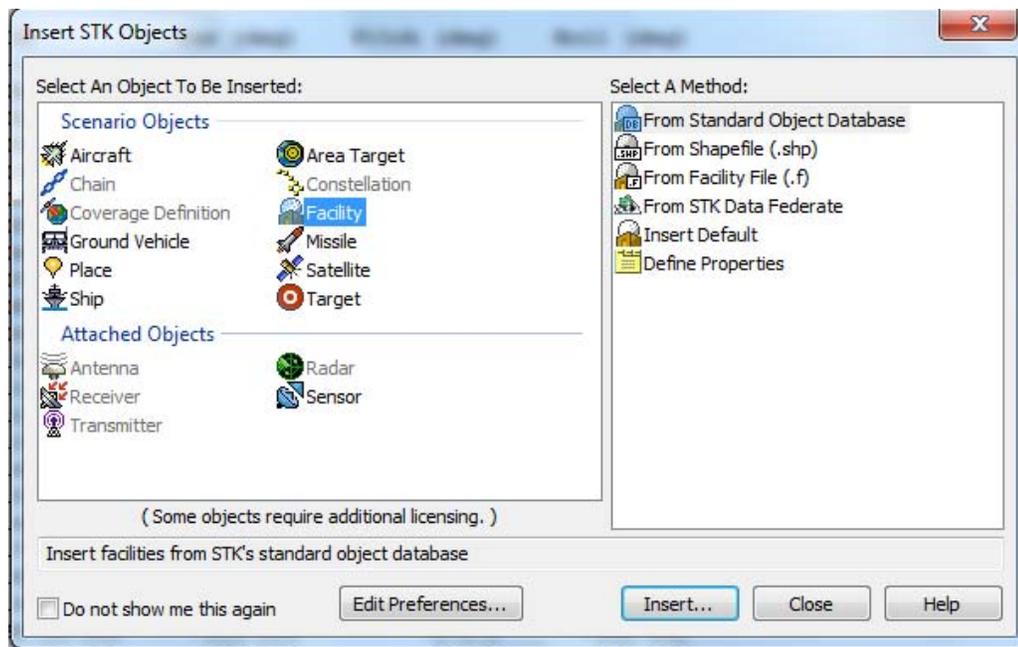
**Figura 13. Definición de los parámetros de la misión en STK**

Una vez insertados los datos orbitales de la misión, se selecciona la opción ‘Apply’. Si se desea insertar más objetos a la misión, se debe ir al menú ‘Insert’, ubicado en la barra de menús de SKT, que se muestra en la figura 14, y seleccionar la opción ‘New’.



**Figura 14. Barra de menús de STK**

Se abrirá una ventana (figura 15), que contiene todos los posibles objetos que pueden considerarse en una misión desde satelital hasta aeronáutica o militar.



**Figura 15. Insertar objetos en STK.**

Para la simulación de Quetzal, se insertaron 6 estaciones terrenas, eligiendo la opción ‘Facility’ y posteriormente ‘Define Properties’, en donde se especifica la altitud, latitud y longitud de dónde estará situada. En este trabajo se asignaron las siguientes estaciones: Boston, Estambul, Kitakyushu, Querétaro, México y Tokio. El criterio para elegir las se detalla en el apartado 3.1. Cabe destacar que una estación terrena permite comunicación directa con el satélite para mandar o recibir información.

Una vez teniendo completa la simulación con todos los elementos que integran a la misión satelital, se cuenta con la opción de visualizar y exportar tanto reportes como gráficas que el usuario desee obtener. Debido a la naturaleza de los archivos generados, se cuenta con la necesidad de generar una interfaz en LabVIEW que permita manipularlos (misma que se describe en el capítulo 3).

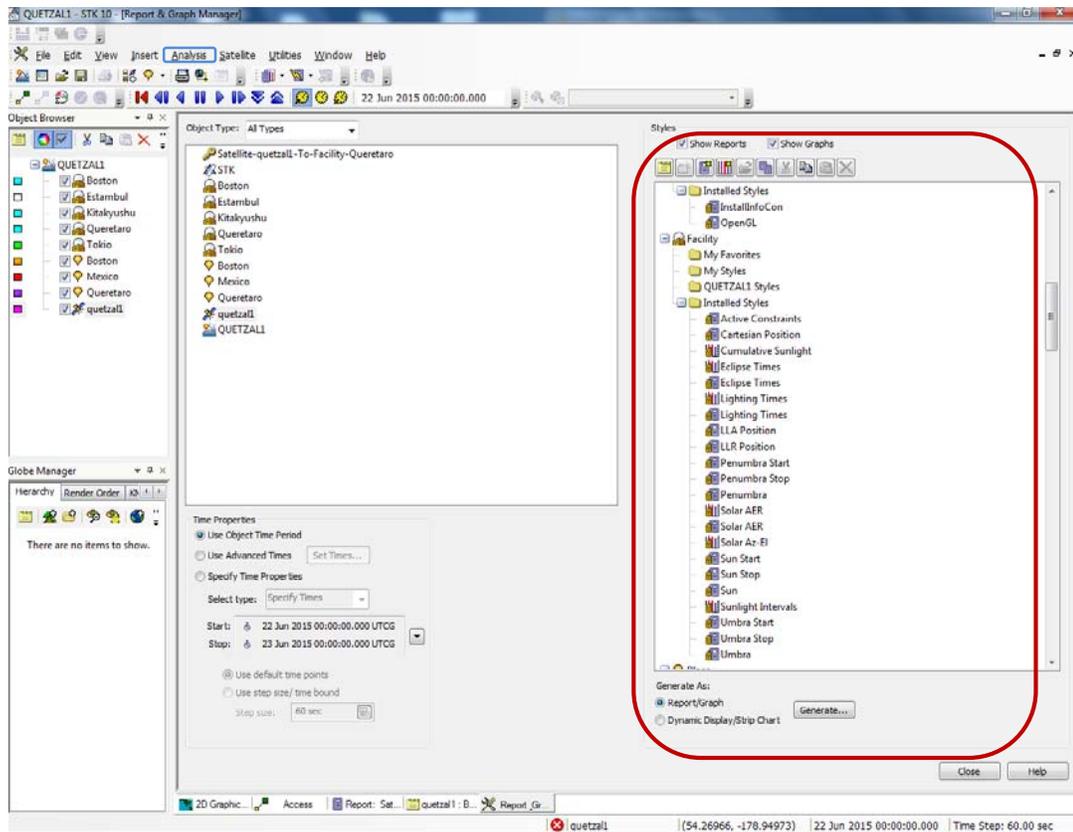


Figura 16. Panel 'Report & Graph Manager'.

Como se observa en la figura 16, la sección encerrada con rojo, es un panel que cuenta con las diferentes aplicaciones que STK maneja, de cada aplicación se puede obtener un reporte o gráfica. Para tener acceso a este panel, se tiene que ir al menú 'Analysis' (encerrado con azul) y seleccionar la opción 'Report & Graph Manager'.

En el caso de elegir generar un reporte, éste se puede exportar en formato .csv o .txt; en el caso de elegir una gráfica, ésta se puede exportar en formato .jpg o .png. La figura 17 muestra un ejemplo de cómo se muestra un reporte en STK.

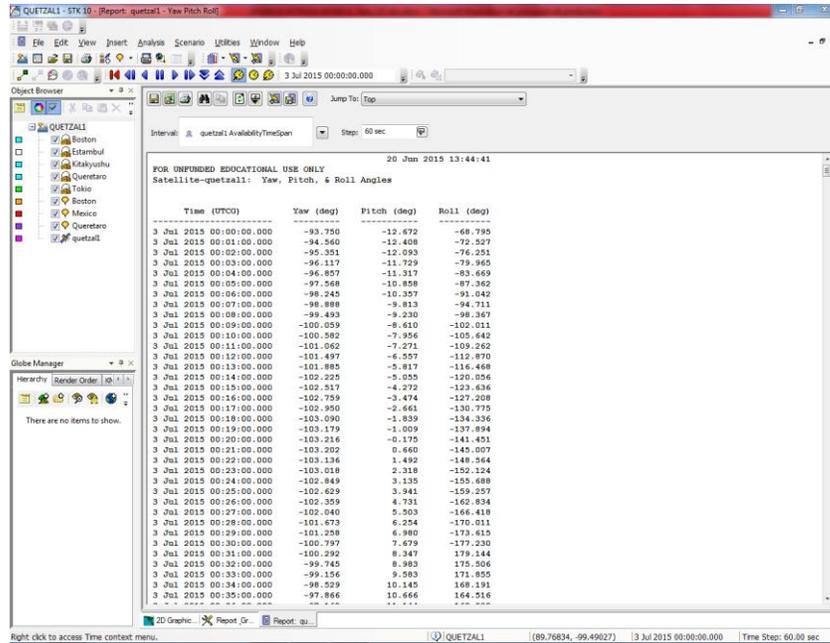


Figura 17. Ejemplo de un reporte en SKT

Los datos que nos interesa conocer son los correspondientes a los momentos de incidencia y eclipse, junto con los tiempos de pases del satélite sobre una estación terrena. Los reportes generados para este proyecto fueron adquiridos mediante las aplicaciones: “Ligthing”, “Eclipse” y “Access”.

Las dos primeras aplicaciones nos generan información sobre los momentos de incidencia y eclipse; la tercera aplicación, ‘Access’, nos da los accesos a las estaciones terrenas que tiene el satélite, es decir, se especifica la fecha, hora y duración de cada pase que tiene el satélite sobre determinada estación terrena.

La aplicación “Access” es la única que no se encuentra en el panel ‘Report & Graph Manager’. La manera de tener acceso a ella es yendo al menú ‘Analysis’.

Una vez elegida la opción ‘Access’, se abrirá una ventana como se muestra en la figura 18.

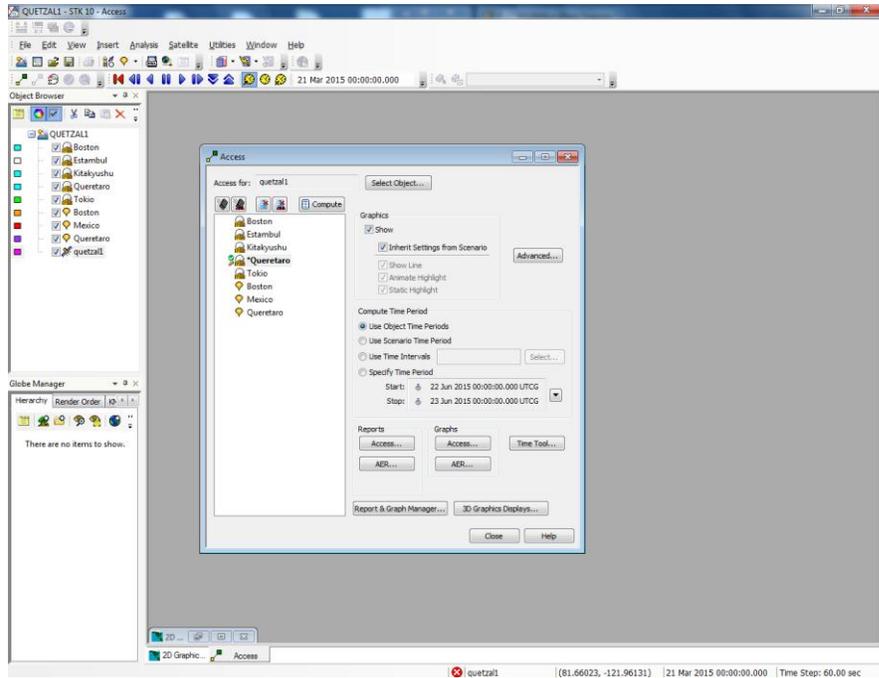


Figura 18. Ventana "Access".

Ya sea que se seleccione obtener un reporte o una gráfica, se debe dar clic en 'Access' para poder generarlos. Las figuras 19 y 20, muestran ejemplos de reportes y gráficas de los accesos que tiene Quetzal a las estaciones terrenas.

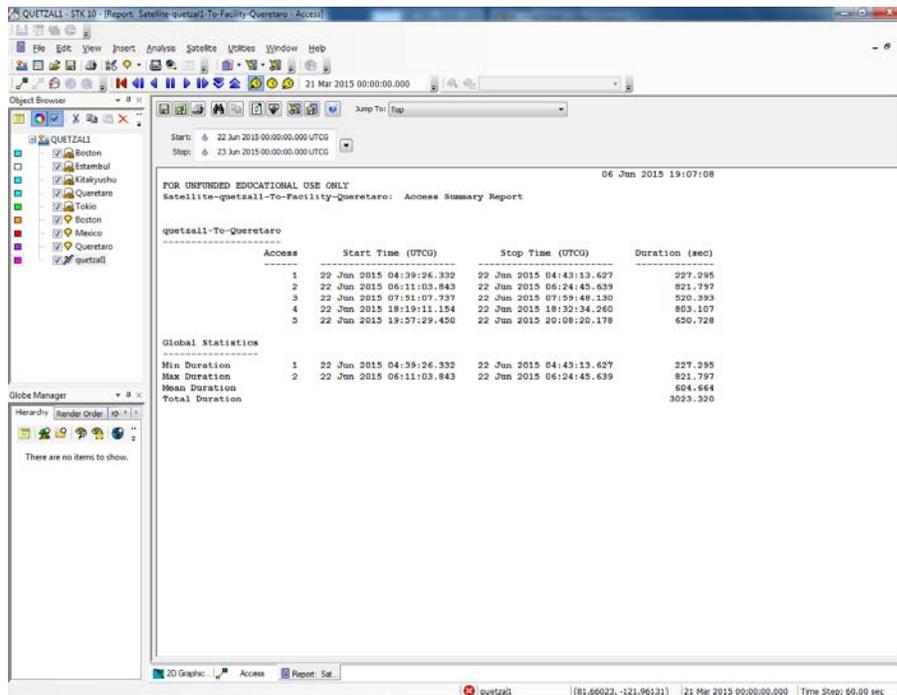
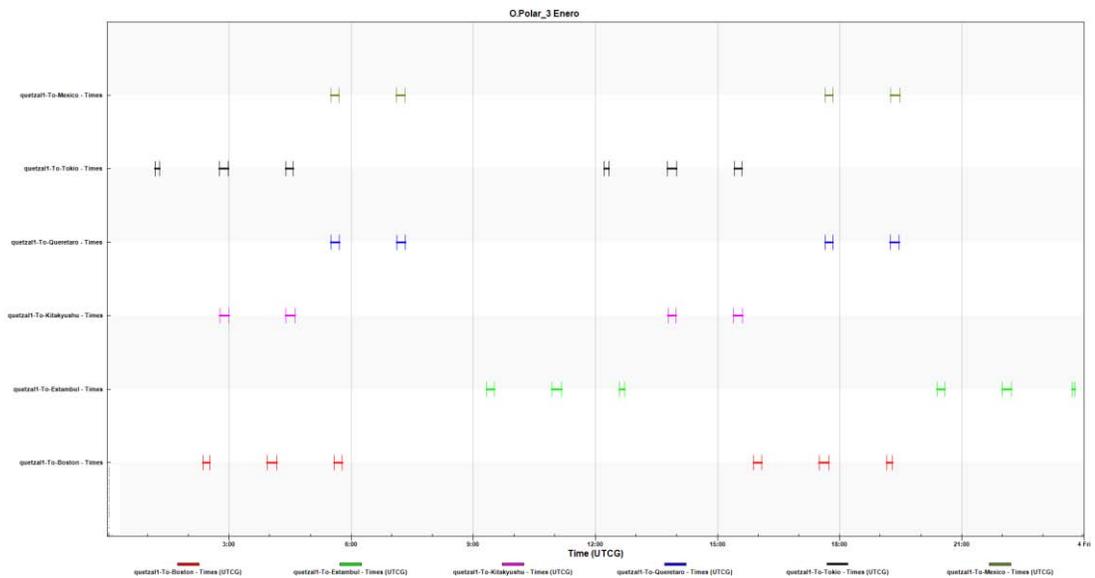
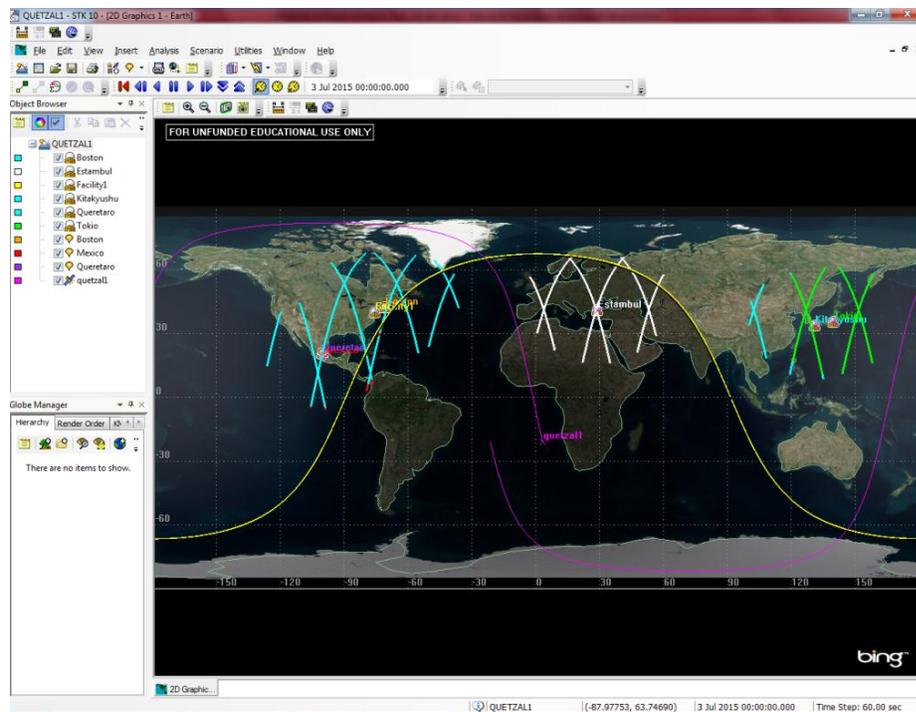


Figura 19. Ejemplo de un reporte usando la aplicación 'Access'



**Figura 20. Ejemplo de una gráfica de los accesos a estaciones terrenas**

Finalmente, en la figura 21 muestra la simulación satelital en un mapa 2D, las franjas verdes indican los pases que tiene Quetzal sobre las estaciones terrenas que se asignaron. La línea morada indica la trayectoria que sigue Quetzal y la línea amarilla hace distinción entre la región donde existe incidencia y donde hay eclipse.



**Figura 21. Mapa en 2D de la simulación Quetzal.**

### 2.2.3 LabVIEW

LabVIEW es una plataforma y entorno de desarrollo para diseñar sistemas con un lenguaje de programación visual gráfico llamado *lenguaje G*. Los programas desarrollados con LabVIEW se llaman Instrumentos Virtuales (VI's), porque su apariencia y funcionamiento imitan a los de un instrumento real. Sin embargo, son análogos a las funciones creadas con los lenguajes de programación convencionales. Los VI's tienen una parte interactiva con el usuario (panel frontal) y otra parte de código fuente (diagrama de bloques). A continuación se procederá a realizar una breve descripción de estos conceptos.

#### 2.2.3.1 Panel Frontal

Se trata de la interfaz gráfica del VI con el usuario. Esta interfaz recoge las entradas procedentes del usuario y representa las salidas proporcionadas por el programa. Un panel frontal está formado por una serie de botones, pulsadores, potenciómetros, gráficos, etc.

Cada uno de ellos puede estar definido como un control o un indicador. Los primeros sirven para introducir parámetros al VI, mientras que los indicadores se emplean para mostrar los resultados producidos, ya sean datos adquiridos o resultados de alguna operación. En la figura 22 se muestra un ejemplo de panel frontal, donde se indica la ventana de panel frontal (1), la barra de herramientas (2) y la paleta de controles (3).

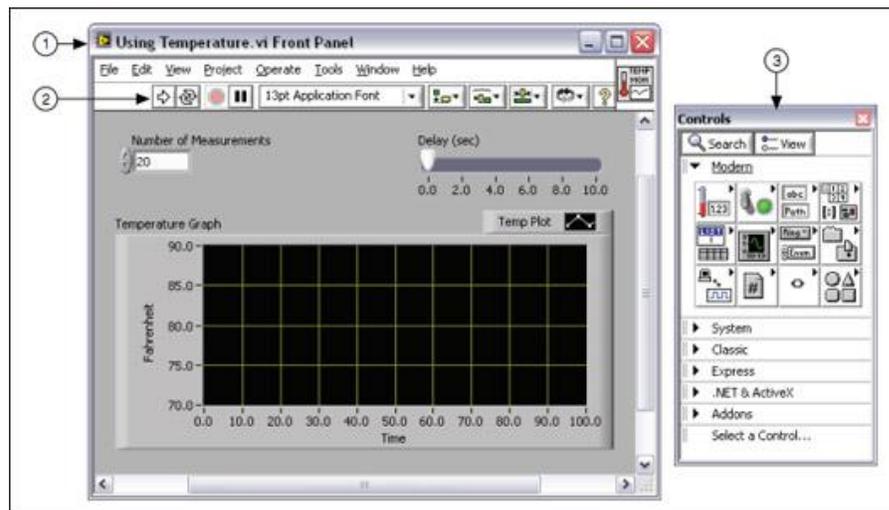


Figura 22. Ejemplo de un Panel Frontal.

### 2.2.3.2 Diagrama de Bloques

El diagrama de bloques constituye el código fuente del VI. En él se realiza la implementación del programa del VI para controlar o realizar cualquier procesamiento de las entradas y salidas que se crearon en el panel frontal. El diagrama de bloques incluye funciones y estructuras integradas en las librerías que incorpora LabVIEW. En el lenguaje G las funciones y las estructuras son nodos elementales. Son análogas a los operadores o librerías de funciones de los lenguajes convencionales.

Los controles e indicadores que se colocaron previamente en el Panel Frontal, se materializan en el diagrama de bloques mediante terminales. A continuación se presenta un ejemplo de lo recién citado en la figura 23.

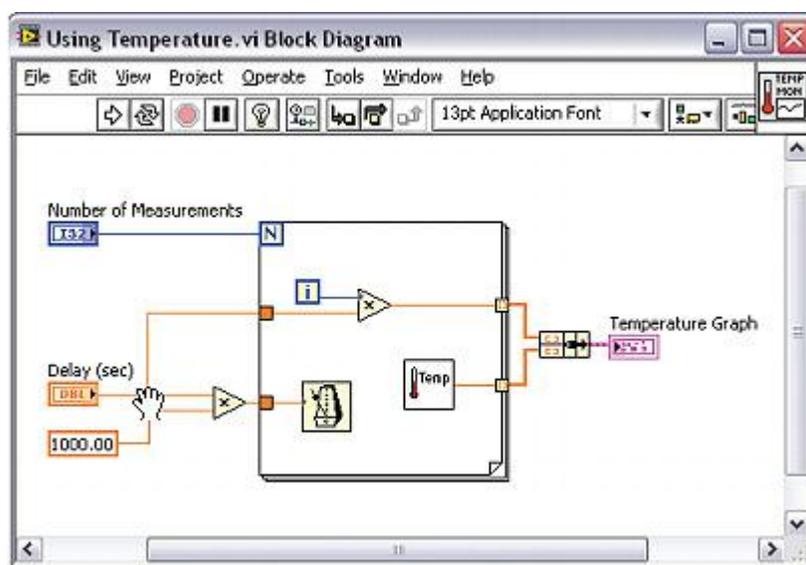


Figura 23. Diagrama de Bloques

El diagrama de bloques se construye conectando los distintos objetos entre sí, como si de un circuito se tratara. Los cables unen terminales de entrada y salida con los objetos correspondientes, y por ellos fluyen los datos.

LabVIEW posee una extensa biblioteca de funciones, entre ellas, aritméticas, comparaciones, conversiones, funciones de entrada/salida, de análisis, etc.

Las estructuras, similares a las declaraciones causales y a los ciclos en lenguajes convencionales, ejecutan el código que contienen de forma condicional o repetitiva (ciclo for, while, case, etc.). Los cables son las trayectorias que siguen los datos desde su origen hasta su destino, ya sea una función, una estructura, un terminal, etc. Cada cable tiene un color o un estilo diferente, lo que diferencia unos tipos de datos de otros.

### **2.2.3.3 Programación en LabVIEW**

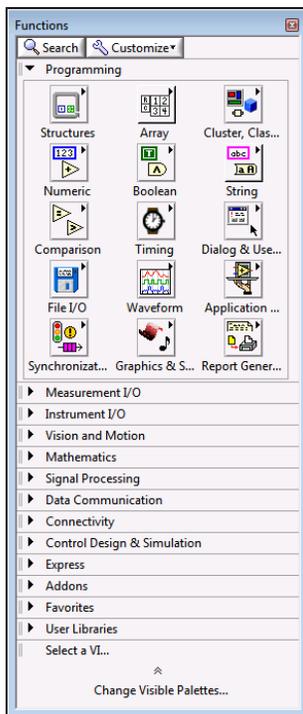
Con el entorno gráfico de programación de LabVIEW se comienza a programar a partir del panel frontal. En primer lugar se definirán y seleccionarán los controles (entradas que dará el usuario) e indicadores (salidas que presentará en pantalla el VI) que se emplearán para introducir los datos por parte del usuario y presentar en pantalla los resultados.

Una vez colocados en la ventana correspondiente al panel frontal todos los objetos necesarios, debe pasarse a la ventana Diagram (menú Windows > Show Diagram), que es donde se realiza la programación propiamente dicha (diagrama de bloques). Al abrir esta ventana, en ella se encuentran los terminales correspondientes a los objetos situados en el panel frontal, dispuestos automáticamente por LabVIEW.

Se deben ir situando las funciones, estructuras, etc. que se requieran para el desarrollo del programa, las cuales se unen a los terminales mediante cables.

Para facilitar la tarea de conexión de todos los terminales, en el menú “Help” puede elegirse la opción “Show Help”, con lo que al colocar el cursor del ratón sobre un elemento aparece una ventana con información relativa a éste (parámetros de entrada y salida). Además, si se tiene seleccionado el cursor de cableado, al situar éste sobre un elemento se muestran los terminales de forma intermitente. Una vez se ha concluido la programación del VI se debe proceder a su ejecución.

### 2.2.3.4 Estructuras en LabVIEW



**Figura 24. Paleta de Funciones de LabVIEW.**

En la paleta de funciones la primera opción es la de las estructuras (figura 24). Éstas controlan el flujo del programa, bien sea mediante la secuenciación de acciones, ejecución de ciclos, etc.

Las estructuras se comportan como cualquier otro nodo en el diagrama de bloques, ejecutando automáticamente lo que está programando en su interior una vez tiene disponibles los datos de entrada, y una vez ejecutadas las instrucciones requeridas, suministran los correspondientes valores a los cables unidos a sus salidas. Sin embargo, cada estructura ejecuta su subdiagrama de acuerdo con las reglas específicas que rigen su comportamiento, y que se especifican a continuación.

Un subdiagrama es una colección de nodos, cables y terminales situados en el interior del rectángulo que constituye la estructura. El For Loop y el While Loop únicamente tienen un subdiagrama. El Case Structure y el Sequence Structure, sin embargo, pueden tener múltiples subdiagramas, superpuestos, por lo que en el diagrama de bloques únicamente será posible visualizar al tiempo uno de ellos. Los subdiagramas se construyen del mismo modo que el resto del programa. Las siguientes estructuras se hallan disponibles en el lenguaje G. (NI, 2015).

#### a) Case Structure

Al igual que otras estructuras posee varios subdiagramas, que se superponen entre sí. En la parte superior del subdiagrama aparece el identificador del que se está representando en pantalla. A ambos lados de este identificador aparecen unas flechas que permiten pasar de un subdiagrama a otro. En este caso el identificador es un valor que selecciona el subdiagrama que se debe ejecutar en cada momento.

La estructura Case tiene al menos dos subdiagramas (True y False). Únicamente se ejecutará el contenido de uno de ellos, dependiendo del valor de lo que se conecte al selector. La figura 25 muestra un ejemplo de estructura case.

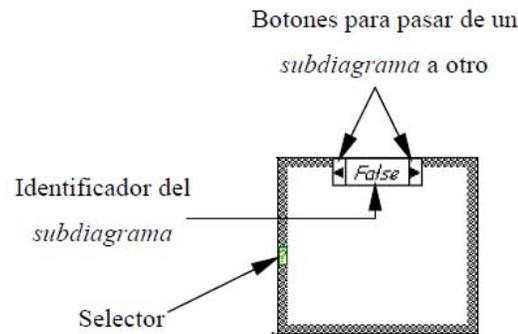


Figura 25. Estructura Case. (NI, 2015).

### b) Sequence Structure

Este tipo de estructuras presenta varios subdiagramas superpuestos de modo que únicamente se puede visualizar una en pantalla (figura 26). También poseen un identificador del subdiagrama mostrado en su parte superior, con posibilidad de avanzar o retroceder a otros subdiagramas gracias a las flechas situadas a ambos lados del mismo.

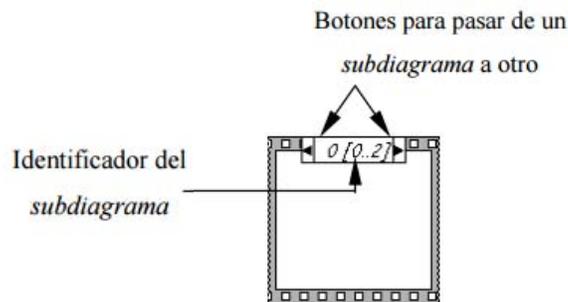


Figura 26. Sequence Structure. (NI, 2015)

Esta estructura secuencia la ejecución del programa. Primero ejecutará el subdiagrama de la hoja 0 (frame), después el de la hoja 1, y así sucesivamente. Para pasar datos de una hoja a otra se pulsará el botón derecho del ratón sobre el borde de la estructura, seleccionando la opción “Add sequence local”.

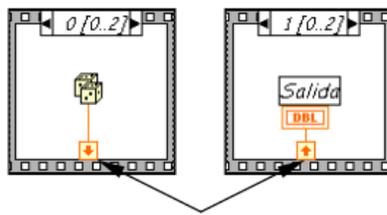


Figura 27. Sequence local: paso de un dato de la hoja 0 a la 1. (NI, 2015)

### c) For Loop

Es el equivalente al ciclo for en los lenguajes de programación convencionales. Ejecuta el código dispuesto en su interior un número determinado de veces.

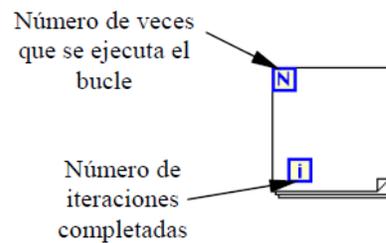


Figura 28. Ciclo For (NI, 2015)

Ejecutar el ciclo for es equivalente al siguiente fragmento de código:

```
For i = 0 to N - 1
  Ejecutar el subdiagrama del interior del ciclo.
```

### d) While Loop

Es el equivalente al ciclo while empleado en los lenguajes convencionales de programación. Su funcionamiento es similar al del ciclo for.

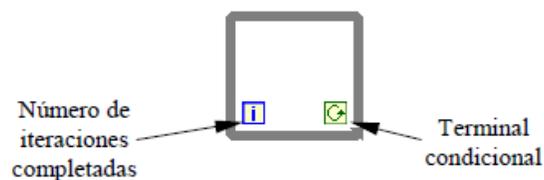


Figura 29. Ciclo While (NI, 2015).

El ciclo *while* es equivalente al código siguiente:

```
Do
Se ejecuta lo que hay en el interior del bloque
while terminal condicional is true
```

El programa comprueba el valor de lo que se halle conectado al terminal condicional al finalizar el ciclo. Por lo tanto, el ciclo siempre se ejecuta al menos una vez.

### e) Formula Node

La estructura denominada Formula Node se emplea para introducir en el diagrama de bloques fórmulas de un modo directo. Resulta de gran utilidad cuando la ecuación tiene muchas variables o es relativamente compleja. Por ejemplo, se desea implementar la ecuación:  $y = x^2 + x + 1$ . Empleando bloques pertenecientes al lenguaje G quedaría:

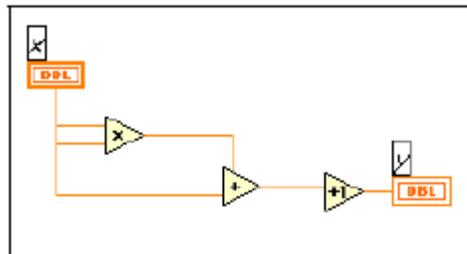


Figura 30. Ejemplo de implementación de ecuación usando bloques de lenguaje G. (NI, 2015).

Si se utiliza la formula node, se obtiene:

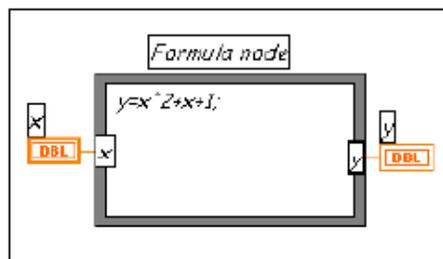


Figura 314. Ejemplo empleando fórmula node (NI, 2015).

LabVIEW es el software utilizado para realizar el diseño conceptual de la plataforma de

simulación de este proyecto, el cual se compone por una interfaz con STK, una etapa de consumo y otra de disponibilidad.

Para realizar la *interfaz* se contempló la naturaleza de los reportes generados en STK, los cuales tiene el común de mostrar la fecha y hora tanto de inicio como de término, la duración y estado (incidencia, eclipse, acceso). Se optó por generar archivos en formato .csv (del inglés comma-separated values). Un archivo de este tipo, es un documento que sirve para representar datos en forma de tabla, en las que las columnas se separan por comas y las filas por saltos de línea.

En base a esto, se hizo un programa en LabVIEW donde se pudieran importar archivos y una vez importados, se generara un arreglo con esa información, del cual se pudiera extraer la información que más nos interesaba para vincularla con los cálculos en las otras etapas (consumo y disponibilidad), esa información a la que refiero son las duraciones de incidencia, eclipse y accesos. La programación en este apartado fue compleja debido a que STK arroja la información como cadena de caracteres, por lo que hubo que convertirla a datos numéricos para poder manipularlos.

En las etapas de *consumo* y *disponibilidad* se usaron ciclos while y case, con el objetivo de realizar los cálculos correspondientes y así el programa arrojará los resultados requeridos.

En el Anexo II de esta tesis se encuentra el diagrama de bloques de la simulación. Cabe destacar que toda la información generada en LabVIEW, se puede exportar a manera de reporte en formato .doc. Los reportes generados se encuentran en el Anexo III.

En el siguiente capítulo se describe la metodología empleada para realizar dicha simulación.

# CAPÍTULO III METODOLOGÍA DE LA SIMULACIÓN

Para realizar la simulación en LabVIEW, se requirió conocer tanto los requerimientos y necesidades de la Misión Quetzal como los fundamentos descritos en el capítulo 2.

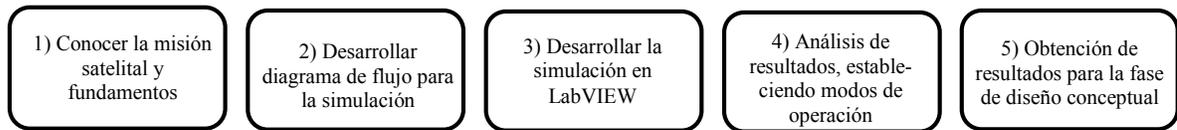


Figura 22. Esquema general del proyecto de tesis.

Como el esquema anterior lo sugiere (figura 32), en este capítulo se muestra el diagrama de flujo del funcionamiento de la simulación en LabVIEW.

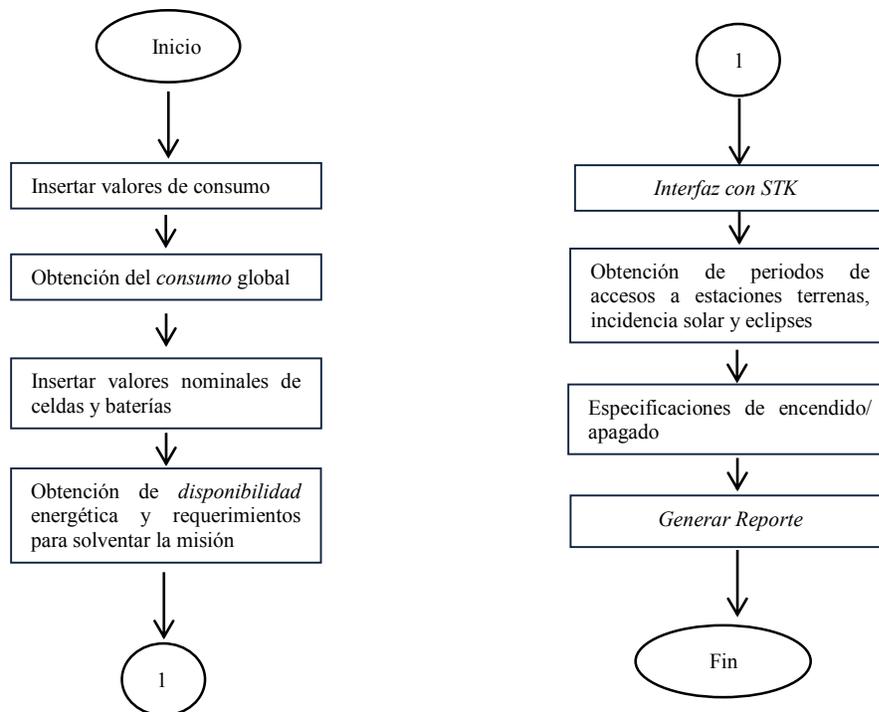


Figura 33. Diagrama de Flujo para la simulación en LabVIEW.

### 3.1 Simulación en LabVIEW

El diseño conceptual de la plataforma de simulación aquí propuesta, cumple con los objetivos planteados. Su validación se da a partir de los valores energéticos de la misión Quetzal. Sin embargo, está adecuada para cualquier misión satelital, ya que en caso de no contar con los valores de consumo de cada subsistema, se da la opción al usuario de insertar dichos valores. Al ser el diseño conceptual, la simulación cuenta con las siguientes restricciones y consideraciones:

En el primer apartado *consumo* el usuario debe insertar los valores de corriente y voltaje de cada subsistema o dispositivo, desplegándose de lado derecho los valores globales de voltaje, potencia y corriente de la misión, obedeciendo la relación:

$$P = VI \quad (\text{Ec. 5})$$

donde  $I$  es el valor instantáneo de la intensidad de corriente y  $V$  es el valor instantáneo del voltaje. Si  $I$  se expresa en amperios y  $V$  en voltios,  $P$  estará expresada en watts (vatios).

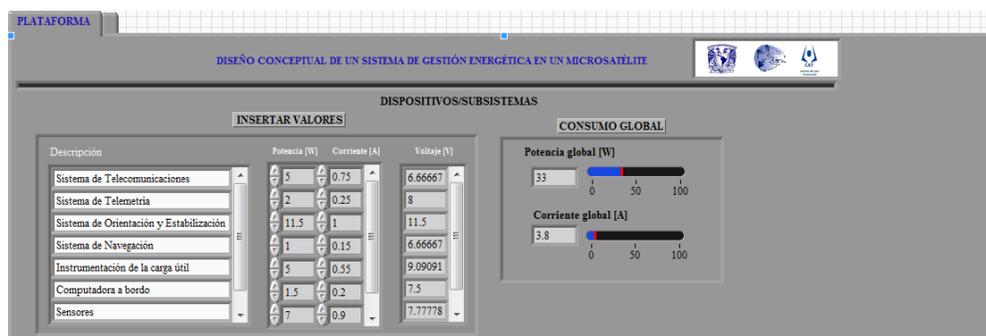


Figura 34. Apartado de consumo en la simulación de LabVIEW.

El segundo apartado de la simulación (*disponibilidad*), ofrece al usuario insertar los valores de las celdas y baterías que se considerarán en la misión.

CELDAS		BATERÍAS			
INSERTAR VALORES	DISPONIBILIDAD	INSERTAR VALORES	DISPONIBILIDAD		
<b>Datos eléctricos</b> Vmp celda [V] <input type="text" value="2.371"/> Imp celda [A] <input type="text" value="0.487"/> Irradiancia [W/m <sup>2</sup> ] <input type="text" value="1367"/> <b>Dimensiones</b> Largo [m] <input type="text" value="0.04"/> Ancho [m] <input type="text" value="0.08"/>	<b>Datos eléctricos celda</b> P max celda [W] <input type="text" value="1.15468"/> n (eficiencia) <input type="text" value="0.263962"/> <b>Dimensiones</b> Área de la celda [m <sup>2</sup> ] <input type="text" value="0.0032"/> No. de celdas a utilizar <input type="text" value="28.5794"/> <b>Panel</b> Imax panel [A] <input type="text" value="13.9182"/> Pmáx panel [W] <input type="text" value="33"/>	<b>Configuración</b> SERIE V_baterías [V] <input type="text" value="3.6"/> I_baterías [Ah] <input type="text" value="2.25"/> No. baterías <input type="text" value="4"/>	P_banco [Wh] <input type="text" value="32.4"/> I_banco [Ah] <input type="text" value="2.25"/> V_banco [V] <input type="text" value="14.4"/>	t carga [min] <input type="text" value="9.69955"/> t descarga [min] <input type="text" value="35.5263"/>	15% (t carga [min]) <input type="text" value="1.45493"/> 15% (t descarga [min]) <input type="text" value="5.32895"/>
1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse. 2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 % 3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.					

**Figura 35. Apartado de disponibilidad en la simulación de LabVIEW.**

En el caso de las celdas, se deben insertar los valores de Vmp (Voltaje en máxima potencia), la corriente en máxima potencia (Imp), la irradiancia según lo indica la hoja de datos de la celda, y sus dimensiones. Cabe destacar que se considerará que la incidencia solar es normal a la superficie del panel (en la realidad, esto se logra mediante el sistema de orientación y estabilización) y la temperatura especificada en la hoja de datos del fabricante.

En el caso de Quetzal, se propone utilizar las celdas AzurSpace TJ 3G28C. Comercialmente, AzurSpace proporciona los datos de Vmp y Imp que suministra el panel trabajando a 28° C, bajo una radiación solar estándar incidente de 1367W/m<sup>2</sup>. De igual manera se especifican sus dimensiones.

Una vez insertados los valores, se desplegarán los resultados de la disponibilidad, es decir, la potencia máxima en la celda (Pmáx), su eficiencia (misma que debe coincidir con la que viene en la hoja de datos de la celda), el área y el número de celdas a utilizar. Como esa cantidad de celdas servirá para abastecer de energía a los dispositivos/subsistemas, se debe considerar el equivalente de celdas para suministrar de energía a las baterías.

En el caso de las baterías, se proponen 3 tipos de configuración para su conexión: serie, paralelo y serie-paralelo. Luego de que el usuario inserta los valores de voltaje,

amperaje y elige la configuración deseada, se brinda la información de la potencia, corriente y voltaje generados por el banco de baterías. Se debe considerar además el tiempo de carga-descarga de las mismas, tomando en cuenta los periodos de incidencia y eclipse.

Para las baterías se analizará una propuesta realizada por un estudiante del Centro de Alta Tecnología, a base de 6 baterías, cada una con 3.6 V @ 2.25 Ah. Esta propuesta se analizará en el capítulo 4, en base a ella, se verá la factibilidad que tiene ante la demanda energética y los tiempos de incidencia y eclipse a los que el satélite está sometido.

En el siguiente apartado de la simulación, se brindan los datos obtenidos de la *interfaz con el software STK*, los cuales son periodos de tiempo de incidencia, eclipse y accesos a estaciones terrenas que tiene Quetzal,

Cabe destacar que un periodo de eclipse está compuesto por un momento de umbra y otro de penumbra, en promedio, la penumbra (transición de luz a sombra o viceversa), dura alrededor de 8 segundos, al ser un tiempo muy corto en relación a la duración de los momentos de incidencia y umbra, se considerará como periodos de eclipse la suma de los tiempos de umbra y penumbra.

Respecto a los accesos a estaciones terrenas, se consideran para este trabajo 6 estaciones terrenas, las ubicaciones se han señalado previamente y se pueden observar en la figura 36.

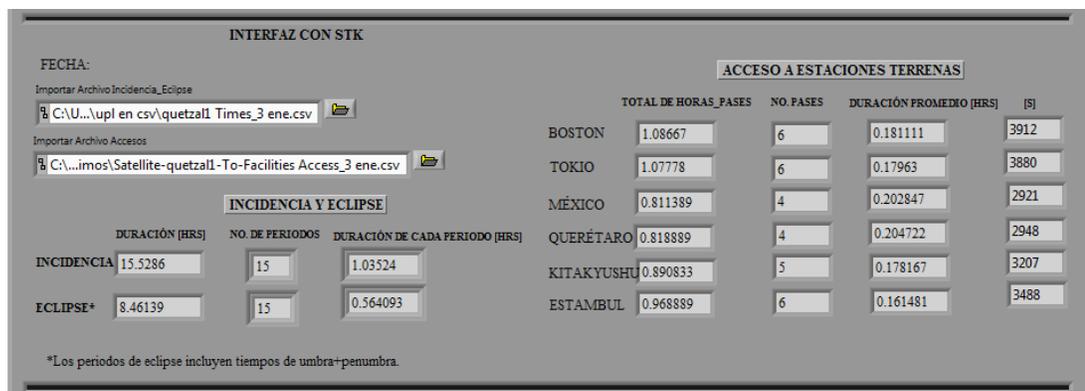


Figura 36. Apartado de resultados de la interfaz con STK

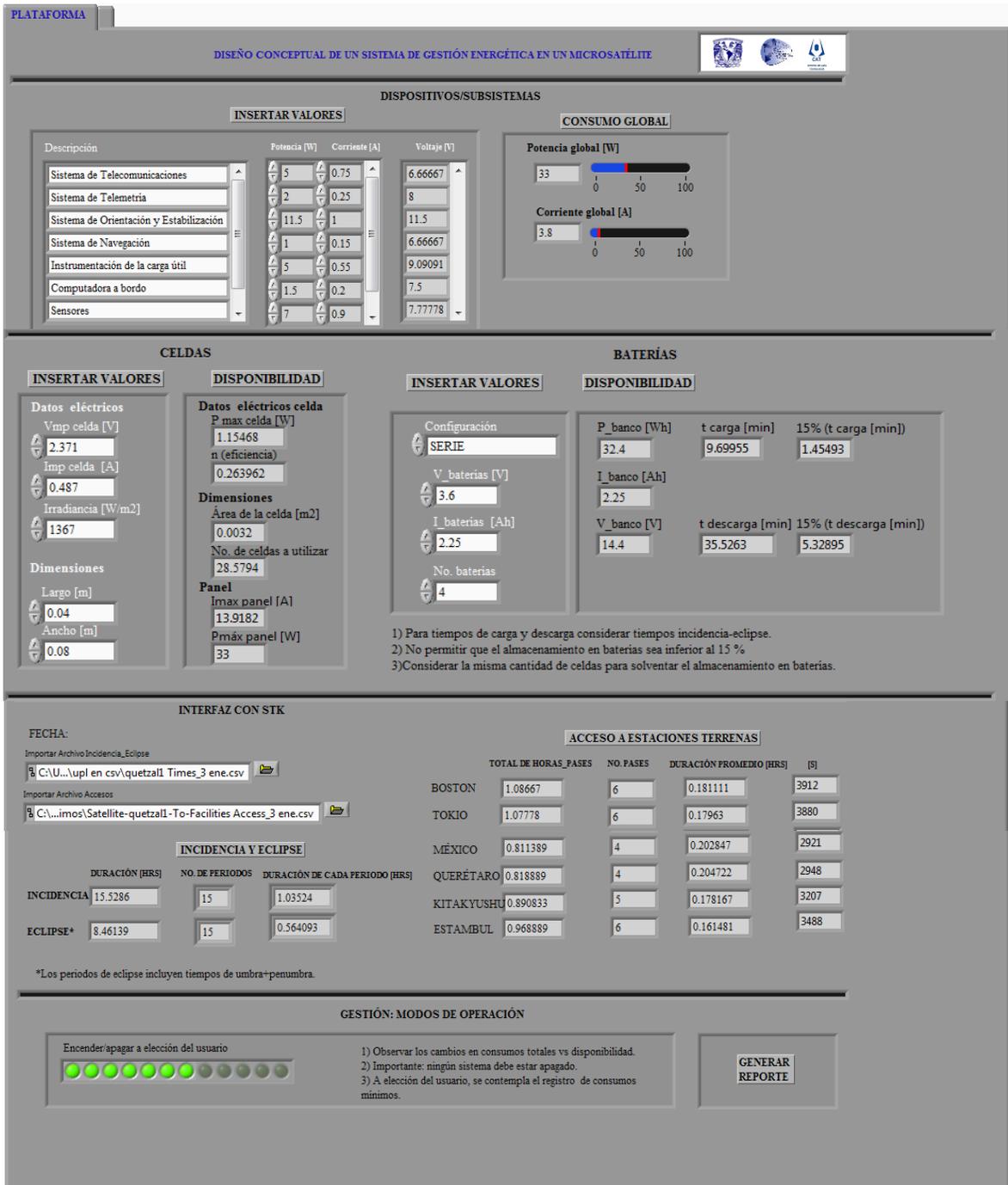


Figura 37. Simulación en LabVIEW.

Como se mencionó anteriormente, el objetivo de la misión Quetzal será monitorear gases contaminantes de ciudades de México, sin embargo, el criterio para seleccionar estas estaciones terrenas es ver posibles alianzas con más países, tomando en cuenta el número

de pases y la duración que Quetzal tendrá sobre ellos. Energéticamente, esto se debe tomar en cuenta, ya que habrá que activar más subsistemas cuando Quetzal pase sobre esas ciudades.

La figura 37 muestra cómo se observa la plataforma de simulación. En la última parte de la simulación los ‘leds’ indican qué subsistema/dispositivo se encuentra activo, con opción a desactivarlo y desplegándose así, el nuevo consumo total y la disponibilidad que se tiene ante éste.

### **3.2. Generación de reportes**

Una vez insertados todos los datos, se generará un archivo en .doc que contiene el reporte con la información correspondiente. Para este trabajo, se generaron 9 reportes, cada uno de ellos se encuentra en el Anexo III. En base a esta información generada se decidió analizar las siguientes fechas: 3 de enero (perihelio), 3 de julio (afelio), 22 de diciembre (solsticio de invierno), 22 de junio (solsticio de verano), 22 de septiembre (equinoccio de otoño) y 21 de marzo (equinoccio de primavera). Se tomaron en cuenta estos días pues se desea saber qué ocurre en estos casos que pudieran considerarse días “extremos o críticos”. Sin embargo, al correr la simulación en STK para un año, se observó en los datos que hay tres días que tienen periodos máximos y mínimos de incidencia y eclipse; mismos que no están dentro de fechas propuestas; esos días son 9 de marzo, 6 de febrero y 2 de diciembre.

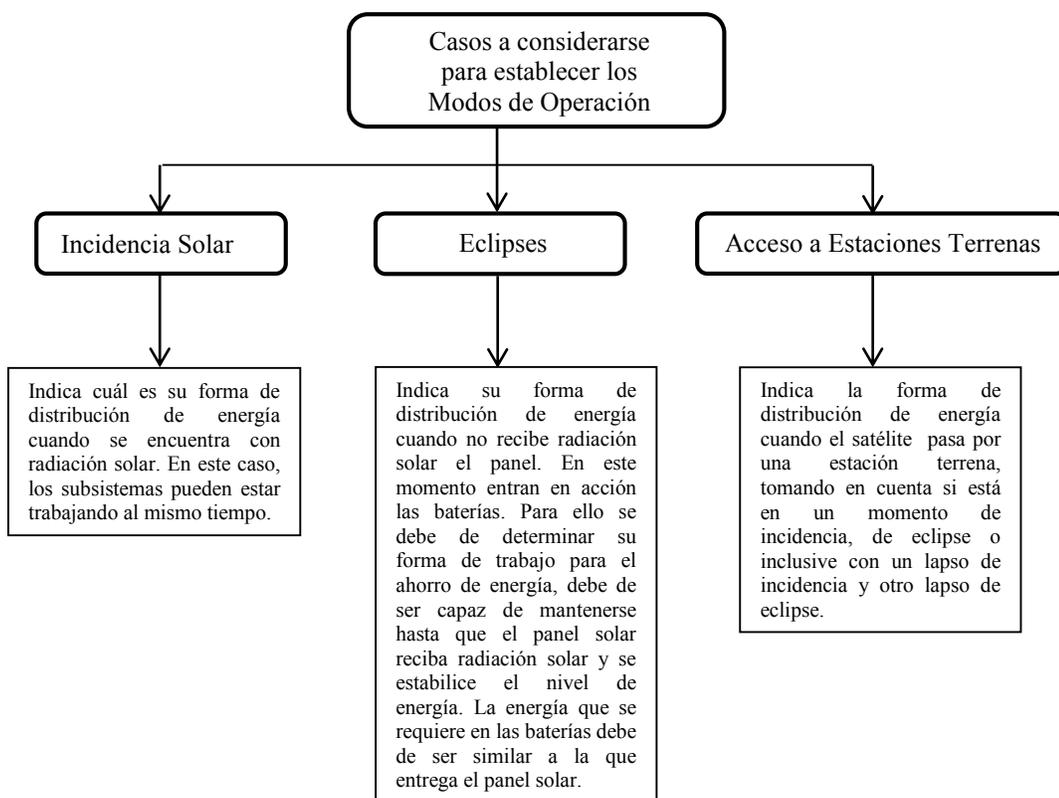
Para analizar la gestión energética, se deben previamente conocer los requerimientos y necesidades de la misión, así pues para cualquier misión satelital en etapas tempranas de su desarrollo, existen varios escenarios. Si se requieren más celdas y baterías de las que se habían considerado, ya sea porque sobrepasan el peso, dimensiones o no solventan los requerimientos energéticos, se deben tomar decisiones al respecto, esto es, se tienen que proponer modos de operación que satisfagan los objetivos de la misión satelital.

Luego de haber generado los reportes en LabVIEW a partir de la información que el usuario ha insertado, se realiza el análisis de los resultados obtenidos, estableciendo modos de operación.

### 3.3 Modos de operación

Un modo de operación es la elección de las formas en que se requiere operar un conjunto de subsistemas siguiendo un mismo objetivo: la misión del sistema que conforman.

El establecimiento de los modos de operación en los subsistemas del satélite, permite indicar la forma de operar del sistema de potencia, es decir, en qué casos tiene que suministrar un mínimo de energía y en qué casos se debe considerar suministrar de forma completa. El siguiente diagrama describe éstos casos.



**Figura 38. Casos a considerarse para establecer los modos de operación.**

En el siguiente capítulo se analizarán los resultados obtenidos considerando los diferentes casos planteados previamente, haciendo una propuesta de modos de operación.

## CAPÍTULO IV ANÁLISIS DE RESULTADOS

### 4.1 Periodos de incidencia y eclipse

Inicialmente se tuvo la siguiente hipótesis: los periodos de incidencia y eclipse más largos y más cortos se deben encontrar en cualquiera de los días ‘extremos’ del año: 3 de enero (perihelio), 3 de julio (afelio), 22 de diciembre (solsticio de invierno), 22 de junio (solsticio de verano), 22 de septiembre (equinoccio de otoño) y 21 de marzo (equinoccio de primavera). Se muestra una tabla comparativa entre los 6 días que primeramente se habían considerado:

**Tabla 9. Comparación de tiempos de incidencia y eclipse en días considerados.**

	03/01/2015		03/07/2015		22/12/2015		22/06/2015		22/09/2015		21/03/2015	
	Duración por día (Hrs)	No. Periodos										
	Duración por periodos (Hrs)		Duración por periodos (Hrs)		Duración por periodos (Hrs)		Duración por periodos (Hrs)		Duración por periodos (Hrs)		Duración por periodos (Hrs)	
Incidencia	15.53	15	15.48	15	15.31	15	15.63	15	15.45	15	15.40	15
	1.03		1.03		1.02		1.04		1.03		1.03	
Eclipse	8.47	15	8.51	15	8.67	15	8.36	15	8.54	15	8.60	15
	0.56		0.57		0.58		0.56		0.57		0.57	

**Tabla 10. Comparación de tiempos y pases por estaciones terrenas en los 6 días considerados.**

	03/01/2015		03/07/2015		22/12/2015		22/06/2015		22/09/2015		21/03/2015	
	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)
<b>Boston</b>	6	3912	6	4001	6	3965	6	3725	6	3891	6	3940
<b>Tokio</b>	6	3880	4	3081	4	3081	6	3661	6	3876	6	3885
<b>México</b>	4	2921	5	3014	5	3003	5	3011	4	2914	4	2932
<b>Querétaro</b>	4	2948	5	3017	5	2979	5	3021	4	2941	4	2954
<b>Kitakyushu</b>	5	3207	6	3692	6	3731	6	3747	5	3238	5	3137
<b>Estambul</b>	6	3488	6	4084	6	4086	6	3902	5	3425	6	3532

Ambas tablas (tabla 9 y 10), fueron realizadas a partir los datos generados en la interfaz de LabVIEW con STK. En ellas se puede observar que no hay cambios relevantes entre los días propuestos, respecto a la duración ya sea de la incidencia, eclipse o inclusive, es similar la información en el número de pases por estaciones terrenas.

Para tratar de validar esta hipótesis, se corrió la simulación para 1 año completo, del 3 de julio de 2015 al 3 de julio de 2016, obteniendo lo siguiente:

**Tabla 11. Valores máximos y mínimos de periodos de incidencia y eclipse en 1 año.**

	Fecha y hora de inicio	Fecha y hora de término	Duración (segundos)	Duración (minutos)	Duración (horas)
Incidencia Mínima Duración	9/03/2016 02:36:36	9/03/2016 02:56:03	1167.809	19.47	0.33
Incidencia Máxima Duración	06/02/2016 19:58:27	06/02/2016 21:01:46	3799.111	63.32	1.05
Eclipse Mínima Duración	09/03/2016 02:56:04	09/03/2016 03:02:49	405.057	6.75	0.11
Eclipse Máxima Duración	02/12/2015 18:16:27	02/12/2015 18:51:29	2119.328	35.32	0.59

Las fechas 09/03/2016, 06/02/2016 y 02/12/2015; serán consideradas como días críticos pues contienen los valores máximos y mínimos de la duración de incidencia y eclipse.

**Tabla 12. Comparación de tiempos y pases por estaciones terrenas en los 3 días críticos del año.**

	09/03/2016		06/02/2016		02/12/2015	
	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)	No. Pases	Duración por pase promedio (seg)
<b>Boston</b>	6	4089	6	3822	6	4110
<b>Tokio</b>	6	3816	4	3070	6	3478
<b>México</b>	4	2967	6	3045	4	2903
<b>Querétaro</b>	4	2958	5	2954	4	2862
<b>Kitakyushu</b>	6	3064	6	3800	4	3034
<b>Estambul</b>	4	3629	6	4063	6	3970

Una vez teniendo en cuenta esta información, se analizará el número de celdas y baterías a utilizarse:

## 4.2 Celdas

Anteriormente se señaló la propuesta de usar las celdas AzurSpace TJ 3G28C. Para ello se necesitan 29 celdas de 4x8 cm cada una. El panel conformado por estas celdas, tendrá una corriente máxima ( $I_{\text{máx}}$ ) de 14 A y una potencia máxima ( $P_{\text{máx}}$ ) de 33 W. Esto como se había comentado, servirá para solventar el consumo energético por parte de los subsistemas.

Por otro lado, se deben considerar más celdas que alimenten de energía a las baterías. Para ello, se verá que lo factible es otro panel con la misma cantidad de celdas, de esta forma se obtendrá la potencia que requiere la misión en los momentos de eclipse. A continuación se describirá el uso de dos bancos: uno con 6 baterías y otro con 4, dando a conocer las ventajas y desventajas en cada uno.

## 4.3 Baterías

Cada batería de litio propuesta, tiene un voltaje nominal de 3.6 V y una capacidad de carga típica de 2.25 Ah, su tiempo de vida es de 2 a 3 años, es decir, dura entre 500 y 1000 ciclos completos de carga y descarga (Gaviria, D., 2014.).

En la tabla 9 se puede observar la comparación entre un banco de 4 y otro de 6 baterías, con sus diferentes configuraciones.

**Tabla 13. Comparación entre banco de 4 y 6 baterías.**

Baterías	Configuración	$P_{\text{máx}}$ [Wh]	$I_{\text{máx}}$ [Ah]	Voltaje [V]	Tiempo de carga [min]	Tiempo de descarga [min]
4	Serie	32.4	2.25	14.4	9.69955	35.5263
	Paralelo	32.4	9.00	3.6	38.7982	142.105
	Serie-Paralelo	32.4	4.5	7.2	19.3991	71.0526
6	Serie	48.6	2.25	21.6	9.69955	35.5263
	Paralelo	48.6	13.5	3.6	58.1973	213.158
	Serie-Paralelo	72.9	6.75	10.8	29.0956	106.579

La elección del número de baterías se dará a partir de las siguientes consideraciones:

#### ***Banco con 4 baterías***

- ✓ El panel solar con las 29 celdas, alcanza a cubrir la potencia requerida (33 Wh).
- ✓ Considerando las duraciones máximas de incidencia y de eclipse, de ~1.05 hrs y 0.57 hrs (~34 min), respectivamente; eligiendo la configuración en *serie* el tiempo de carga es de aproximadamente 10 min y el tiempo de descarga de alrededor de 35 minutos, quiere decir que el banco se descargará totalmente durante el momento de eclipse, esto es una desventaja pues las baterías de litio se pueden dañar permanentemente si los niveles de voltaje llegan a niveles muy bajos, se recomienda no descendan del 15 % de su nivel.
- ✓ Si se eligiera este banco, para evitar descender de ese 15%, se necesitaría poner en consumo mínimo algunos dispositivos o subsistemas, es decir, proponer modos de operación.

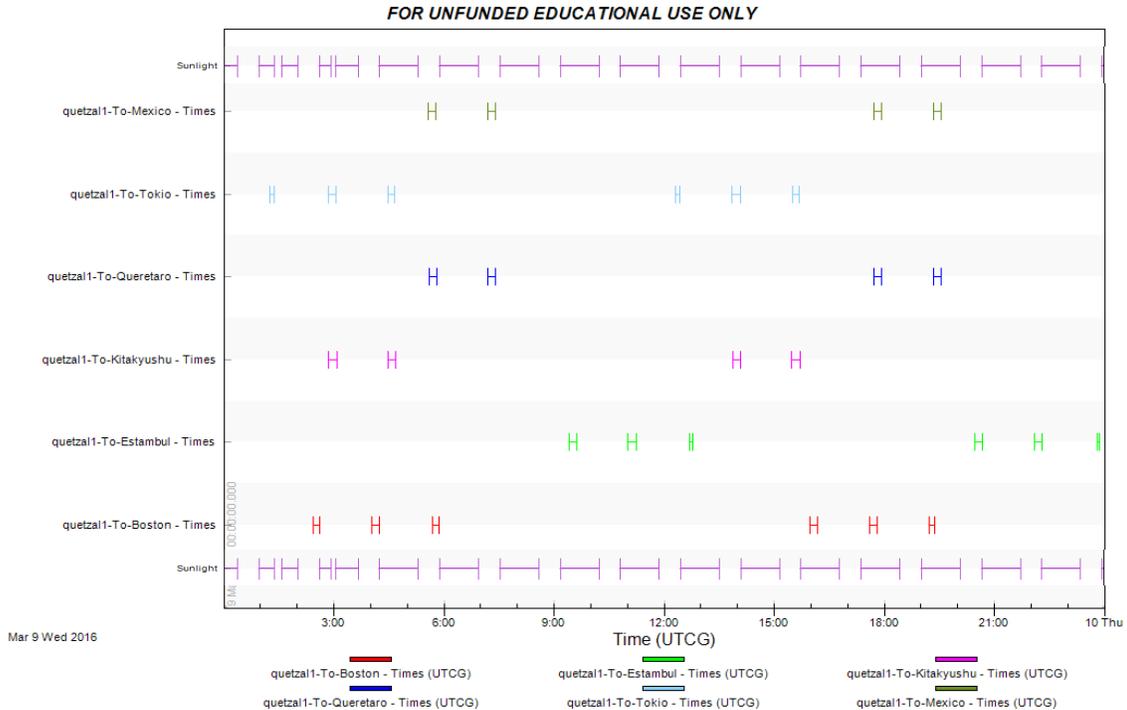
#### ***Banco con 6 baterías***

- ✓ Se tiene que proponer un mayor número de celdas para cubrir la potencia requerida.
- ✓ Eligiéndose la configuración en *paralelo* (por el menor consumo de amperaje respecto a otras configuraciones), no hay inconveniente en los periodos de eclipse puesto que el tiempo de descarga es mayor al de eclipse.
- ✓ Se requiere más superficie para situar las celdas, se incrementa peso y costo de la misión.
- ✓ Esta propuesta es factible siempre y cuando, no sean desventaja las dimensiones, peso y costo.

Con el fin de proponer modos de operación, se ejemplificará el análisis con un banco de 4 baterías para las 3 fechas donde se encuentran los máximos y mínimos de incidencia y eclipse:

## 4.4 Modos de Operación

- **Caso 1, fecha: 09/03/2016**



**Figura 39. Gráfica con periodos de incidencia, eclipse y accesos del 09/03/2015**

### a) Incidencia Mínima Duración (19.47 min)

Se da de las 02:36:36 a las 02:56:03. Se considerará este análisis a partir del periodo de eclipse que le antecede, el cual dura alrededor de 35 min (ver figura ). Para este tiempo, si se venía consumiendo el máximo, las baterías quedarían completamente descargadas, sin embargo, el siguiente periodo de incidencia que dura 19.47 min, es tiempo suficiente para cargarse completamente. Para evitar que se descargue por completo y se conserve con un mínimo del 15 % se requiere un consumo mínimo por parte de los subsistemas. En este caso se aprecia en la gráfica que pasa sobre Boston, se sugiere poner en consumo mínimo a la carga útil, esto es, su consumo mínimo es de alrededor de 1W @ 150mA. La disminución de carga, repercute en el tiempo de descarga, el cual si era en 35.5263 min, ahora será de 41.6 min, es decir, a los 35 min estará entrando a la reserva de su ahora 15%

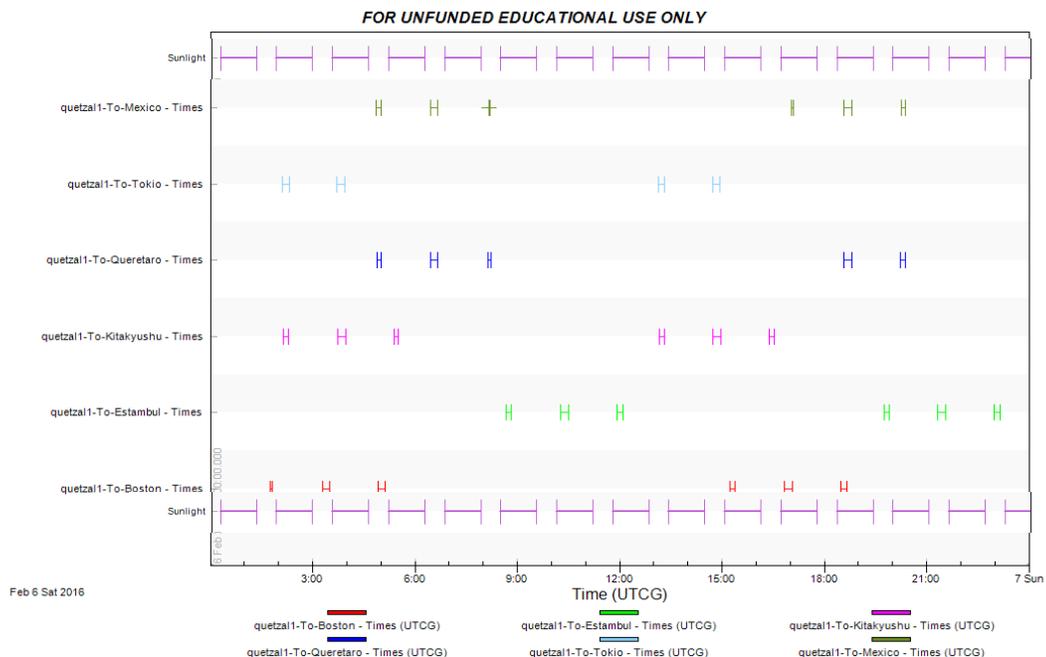
pero de forma paralela, entrará nuevamente al periodo de incidencia.

**b) Eclipse Mínima Duración, 09/03/2016 02:56:04 -09/03/2016 03:02:49, duración 6.75 min**

Este periodo viene inmediatamente después del periodo de incidencia descrito en el inciso a), al iniciar el eclipse las baterías están completamente cargadas, como este periodo dura 6.75 min, se descargará alrededor del 17%, mismo que se compensará en el siguiente periodo de incidencia.

- **Caso 2, fecha: 06/02/2016**

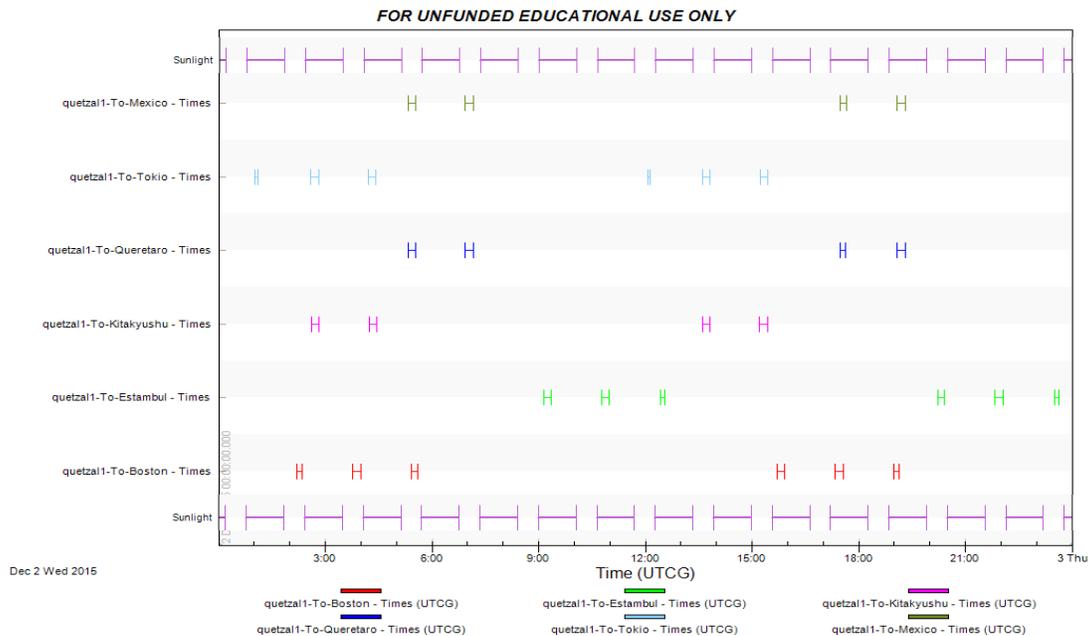
Incidencia Máxima Duración, 19:58:27 - 21:01:46, duración 63.32 min.



**Figura 40. Gráfica con periodos de incidencia, eclipse y accesos del 06/02/2015**

Al haber incidencias largas, se garantiza que los subsistemas del satélite puedan trabajar con consumos máximos.

- **Caso 3, fecha: 2/12/2015**



**Figura 41. Gráfica con periodos de incidencia, eclipse y accesos del 02/12/2015**

Eclipse Máxima Duración 18:16:27 - 18:51:29, duración 35.32 min

A pesar de ser el eclipse máximo durante el año, no hay estaciones terrenas por las cuales pase, esto favorece aún más, pues con mayor razón, la carga útil nuevamente se puede poner en consumo mínimo, el tiempo de descarga de prolongará a 41.6 min, es decir, a los 35 min estará entrando a la reserva de su ahora 15% pero de forma paralela entrará nuevamente al periodo de incidencia.

Como se puede observar en las gráficas (figuras 39-41), se presenta un común en ellas:

1) La mejor condición es que el satélite esté en pasando en un periodo de incidencia, lo cual significará que suministrará y almacenará la energía necesaria para el correcto

funcionamiento de cada uno de sus subsistemas.

2) Que el satélite esté pasando por un momento de incidencia y sobre una estación terrena o un lugar en específico de donde se requiera por ejemplo, capturar una imagen; lo cual no tendrá mayor problema puesto que se está considerando el consumo máximo de cada subsistema y se le está suministrando lo necesario para que funcione, es decir, que si se requiere capturar imagen, procesarla y transmitirla, a menos que el tiempo sobre la estación terrena sea breve para bajar la información, a nivel energético esto será posible realizarlo.

3) Que el satélite pase por un momento de eclipse, pero no sea necesario emplear la carga útil (espectrómetro o cámara) y los subsistemas estén en un consumo mínimo al pasar por la estación terrena.

4) La peor condición es que el satélite pase por un momento de eclipse y se requiera tomar imágenes, procesar la información y enviarla a la estación terrena. En este caso, se deberán tomar las consideraciones correspondientes, por ejemplo, sólo captar la imagen (consumo mínimo) y esperar a que en el siguiente pase, se envíe.

## CAPÍTULO V

# CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO

### **Conclusiones:**

- Los resultados obtenidos son una primera aproximación sobre los requerimientos del suministro energético de los subsistemas que integran al satélite Quetzal, asociado a condiciones de eclipse e incidencia en las estará expuesto.
- La simulación realizada presenta las condiciones para calcular consumos y disponibilidad de almacenamiento energético; además de tiempos de incidencia y eclipse, lo cual permite que la simulación funcione para cualquier misión satelital. Esto lleva a cumplir los objetivos planteados para una etapa de diseño conceptual.
- Es importante señalar que las características energéticas de los subsistemas, son propuestas, sujetas a cambios que dependerán directamente de la misión.
- Los días de equinoccios, solsticios, perihelio y afelio; no influyen directamente en los periodos máximos o mínimos tanto de incidencia como de eclipse.
- El tiempo de vida de las baterías deber ser menor al tiempo de incidencia solar. Asimismo, el tiempo de descarga debe ser mayor al tiempo de eclipse. Eso permitirá el óptimo desempeño de los subsistemas en el satélite.

### **Trabajo futuro:**

- La simulación está limitada debido a que no considera ángulos de incidencia, temperaturas y ambiente espacial, por lo que en un futuro se plantea considerar estos parámetros. De la misma manera, proponer un escenario de celdas desplegadas en el caso de que el gasto energético de la instrumentación de la carga útil sea mayor a lo esperado.
- Para establecer los modos de operación, se considera la misión, la disponibilidad y consumo energéticos, además del ambiente espacial en el que se encuentra el satélite.

## **BIBLIOGRAFÍA**

- [1] Roozenburg, N., Eeckels, J. Product Design: Fundamentals and Methods. British Library. England. (1995). P. 93-105
- [2] Gilmore, D. Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume 1: Fundamental Technologies. 2nd Ed. The Aerospace Press. USA. (2002).
- [3] Chavira, E. , Pedroza, A. Celdas solares fotovoltaicas de alta eficiencia con calidad especial para el SATEX, perteneciente a las Memorias de Ciencia y Tecnología Aeroespacial en América Latina. San Luis Potosí, México. (2012).
- [4] Gómez, C. , Cantú, R., Consideraciones para el diseño del sistema de potencia de un satélite de órbita baja, perteneciente a las Memorias de Ciencia y Tecnología Aeroespacial en América Latina. San Luis Potosí, México. (2012).
- [5] Fortescue P., Stark J. Swinerd G. Spacecraft Systems Engineering, West Sussex, John Wiley & Sons Ltd. (2003).
- [6] Sarafin, T. Spacecraft Structures and Mechanisms. From Concept to Launch. Space Technology Library. USA. (2007).
- [7] Vonder Haar, T. H., and V.E. Suomi. Measurements of the Earth's radiation budget from satellites during a five-year period. J. Atmos. Sci. (1971).
- [8] Czernik, S. Design of Thermal Control System for Compass-1. University of Applied Science Aachen, Germany, 2004.
- [9] Abd-Elaziz A., Farrage A., Ahmed A., Medhat H., Mahmoud M., El-Sirafy M., Zaki A. (2009). EgyCubeSat-1 First Egyptian Remote Sensing Pico-Satellite, Minimizing Cost and Enhancing Resolution. Aerospace Sciences and Aviation Technology, 8-11.
- [10] Bekhti M., S. M. (2008). Power system design and in orbit performance of Algeria's first micro satellite Alsat-1. Electric Power Systems Research 78 , 1175-1180.
- [11] Bowles J. A., Cruise A. M., Goodall C. V. y Patrick T. J. (). Principles of Space Instrument Design.
- [12] Cooper S. (Abril 2008). Control of a Satellite Based Photovoltaic Array for Optimum Power Draw. Tesis de maestría. Worcester Polytechnic Institute.
- [13] Cooper, S. (2008). Control of a Satellite Based Photovoltaic Array for Optimum Power Draw. Tesis de maestría. Worcester Polytechnic Institute.
- [14]. Craig C. (2002). A Universal Power System Architecture: One topology for earth and planetary orbits. European Space Agency, 502(135C), 1-6.

- [15] Craig C., H. K. (s.f.). Power System Design And Performance On The World's Most Advanced In-Orbit Nanosatellite. 2-6.
- [16] Craig S. Clark, A. L. (s.f.). Power system challenges for small satellite mission. 6.01 Kelvin Campus, West of Scotland Science Park, Glasgow G20 0SP Scotland.
- [17]. De la Rosa Nieves S. (2011). Notas de —Fundamentos de diseño de Sistemas de Comando y Manejo de información a bordo de Satélites
- [18] Dehbonel H, L. S. (Enero 2009). Direct Energy Transfer for High Efficiency Photovoltaic Energy Systems Part II: Experimental Evaluations. IEEE Transactions on Aerospace and electronic systems Vol. 45. NO. 1 .
- [19] Dominguez Cruz M. (2011). Apuntes de Temas Selectos de electrónica.
- [20] Dominguez, Miguel (2014). Tesis Propuesta de Diseño de sistema de potencia de un satélite. FI.UNAM.
- [21] Dubourg V., K. V. (2006). The DEMETER micro satellite launch campaign: A cheap access to space. Advances in Space Research 37 , 754-760.
- [22]. Efram T., Chapman P.(). Comparison of Photovoltaic Array Maximum Power Point Tracking Techniques.
- [23]. Fong C., e. a. (s.f.). Lessons Learned of NSPO's Picosatellite Mission: YamSat - 1A, 1B & 1C. 16 th Annual AIAA/USU Conference on Small .
- [24]. Friedman D.J. y Kurtz S.R. (1998). Concentrator and Space Applications of High-Efficiency Solar Cells—Recent Developments. Denver, EE. UU.
- [25]. Gaviria, Dafne. (2014). Tesis Diseño del sistema térmico en un microsatelite. FI.UNAM.
- [27] Kennedy F., C. I. (2006). Prometheus: A low-cost microsatellite flyby mission of 4179 Toutatis. Acta Astronautica 59 , 834-844.
- [28]. Krödel M., D. C. (s.f.). SPIRALE – the first all-Cesic® telescopes orbiting Earth.
- [29]. Larson W. J., Wertz J. R. (2005) .Space Mission Analysis and Design. 3 rd ed., USA, pp. 641-661.
- [30]. Lier Ph., B. M. (2008 ). PARASOL a microsatellite in the A-Train for Earth atmospheric observations. Acta Astronautica 62 , 257-263.
- [31]. Oredsson M. (September 2010). Electrical Power System for the CubeSTAR Nanosatellite Tesis de maestría. University of Oslo.

- [32]. Polupan G. y Torchynska T. V. (2004). High efficiency solar cells for space applications. *Superficies y Vacío* 17(3), 21-25.
- [33]. Ramamurthy, A. (2009). Flexible Digital Electrical Power System Design and Modeling for Small Satellites. Tesis de maestría. North Carolina State University.
- [34]. Rankin D., e. a. (2005). The CanX-2 nanosatellite: Expanding the science abilities of nanosatellites. *Acta Astronautica* 57 , 167-174.
- [35]. Santillan S., R. C. (2012). Proyecto satelital Quetzal UNAM-MIT. SOMECyTA, (pág. 2). San Luis Potosi.
- [36]. Santillan S., R. C. (2013). Proyecto satelital Quetzal UNAM-MIT. 2nd IAA (International Academy of Astronautics) International Conference on University Satellite Missions and Cubesat Workshop, (pág. 2). Roma, Italia .
- [37]. Sarda K., e. a. (2006). Canadian Advanced Nanospace Experiment 2: Scientific And Technological Innovation On A Three-Kilogram Satellite. IAC-05-B5.6.A.15 .
- [38] Schulz S., R. U. (s.f.). Dlr-Tubsat: A Microsatellite For Interactive Earth Observation. 5-8.
- [39] Underwood C.I., R. G. (2003). In-orbit results from the SNAP-1 nanosatellite and its future potential. *The Royal Society* , 199-203
- [40]. Yanjun L., Weijun L. (Enero 2009). Small-signal Modeling and Analysis of the Weinberg Converter for High-Power Satellites Bus Application. *Chinese Journal of Electronics*, 18(1), 172-175.
- [41] <http://www.azurspace.com/index.php/en/products/products-space/space-solar-cells>
- [42] <http://www.ni.com/labview/esa/>
- [43] <https://www.agi.com/>

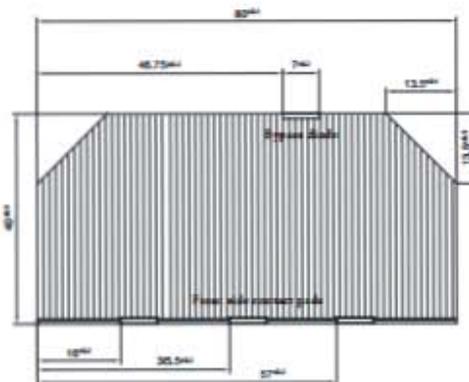
# ANEXO I- HOJA DE DATOS DE LA CELDA AZURSPACE 3G28C



**28% Triple Junction GaAs Solar Cell**  
Type: TJ Solar Cell 3G28C  
*More than 1 million 3G28C cells delivered*



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 28%). The cell is equipped with an integrated bypass diode, which protects the adjacent cell in the string.



Issue date:  
2012-04-17  
FNR 0002490-00-03  
Page 1 of 2

Copyright © 2010 AZUR SPACE Solar Power GmbH

AZUR SPACE Solar Power GmbH  
Theresienstr. 2  
74072 Heilbronn  
phone: +49 7143 67 2603  
telefax: +49 7143 67 2727  
e-mail: [info@azurspace.com](mailto:info@azurspace.com)  
website: [www.azurspace.com](http://www.azurspace.com)



# 3G28C

Space

## 28% Triple Junction GaAs Solar Cell

### Type: TJ Solar Cell 3G28C



#### Design and Mechanical Data

Base Material	GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO <sub>2</sub> /Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm <sup>2</sup>
Average Weight	≤ 86 mg/cm <sup>2</sup>
Thickness (without contacts)	150 ± 20 μm
Contact Metallization Thickness (Ag/Au)	4 – 10 μm
Grid Design	Grid system with 3 contact pads



#### Electrical Data

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V <sub>oc</sub>	[mV]	2667	2560	2534	2480
Average Short Circuit I <sub>sc</sub>	[mA]	506.0	500.9	500.9	485.8
Voltage at max. Power V <sub>mp</sub>	[mV]	2371	2276	2229	2205
Current at max. Power I <sub>mp</sub>	[mA]	487.0	482.1	472.4	457.8
Average Efficiency η <sub>3sun</sub> (1367 W/m <sup>2</sup> )	[%]	28.0	26.6	25.5	24.5
Average Efficiency η <sub>1sun</sub> (1363 W/m <sup>2</sup> )	[%]	28.3	26.9	25.8	24.7

Standard: CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc); Spectrum: AMO WRC = 1367 W/m<sup>2</sup>; T = 28 °C

#### Acceptance Values

Voltage V <sub>op</sub>	2300 mV
Min. average current I <sub>op avg</sub> @ V <sub>op</sub>	485 mA (higher I <sub>op</sub> on demand)
Min. individual current I <sub>op min</sub> @ V <sub>op</sub>	455 mA

#### Shadow protection

Integrated protection diode	V <sub>forward</sub> (605 mA) ≤ 2.5 V
T = 25°C ± 3°C	I <sub>reverse</sub> (2.8 V) ≤ 100μA



#### Temperature Gradients (25°C - 80°C)

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Open Circuit Voltage	ΔV <sub>oc</sub> /ΔT [mV/°C]	- 6.0	- 6.4	- 6.2	- 6.3
Short Circuit Current	ΔI <sub>sc</sub> /ΔT [mA/°C]	0.32	0.33	0.31	0.39
Voltage at max. Power	ΔV <sub>mp</sub> /ΔT [mV/°C]	- 6.1	- 6.8	- 6.3	- 6.4
Current at max. Power	ΔI <sub>mp</sub> /ΔT [mA/°C]	0.28	0.36	0.20	0.29



#### Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.91 (with CMX 100 AR)
Pull Test	> 1.6 N at 45° welding test (with 12.5μm Ag stripes)
Status	Qualified

Issue date:  
2012-04-17

HEIR 003490-00-03  
Page 2 of 2

Copyright © 2010 AZUR SPACE Solar Power GmbH

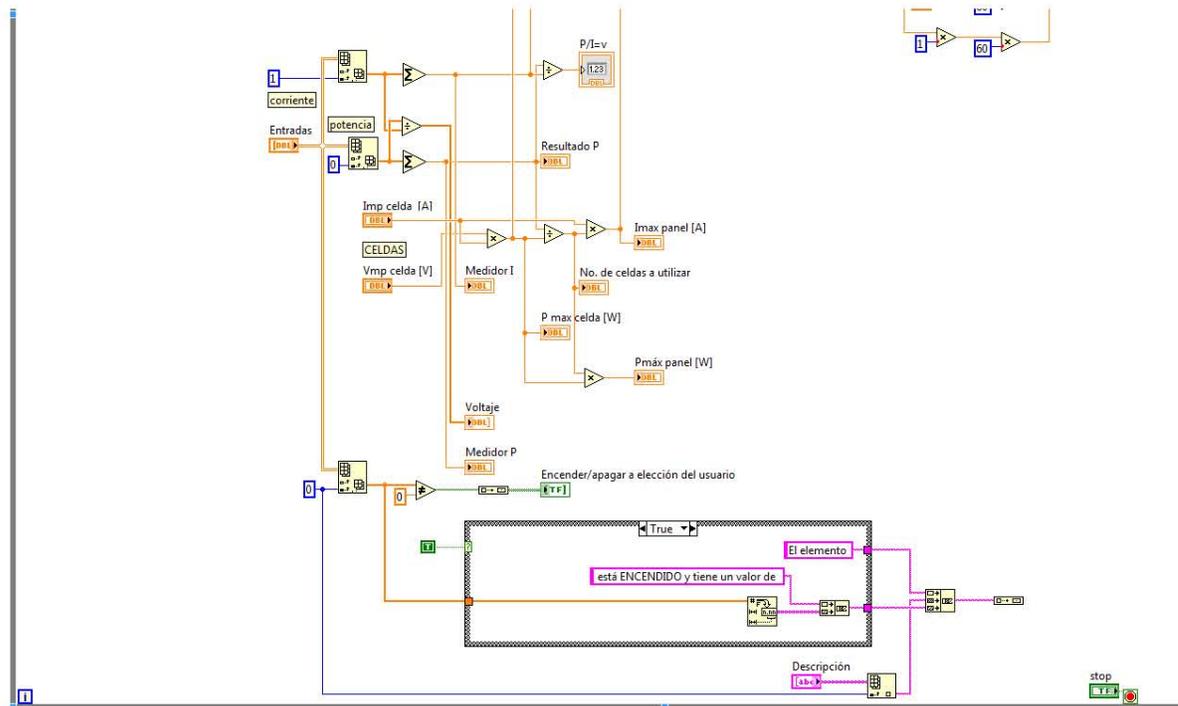
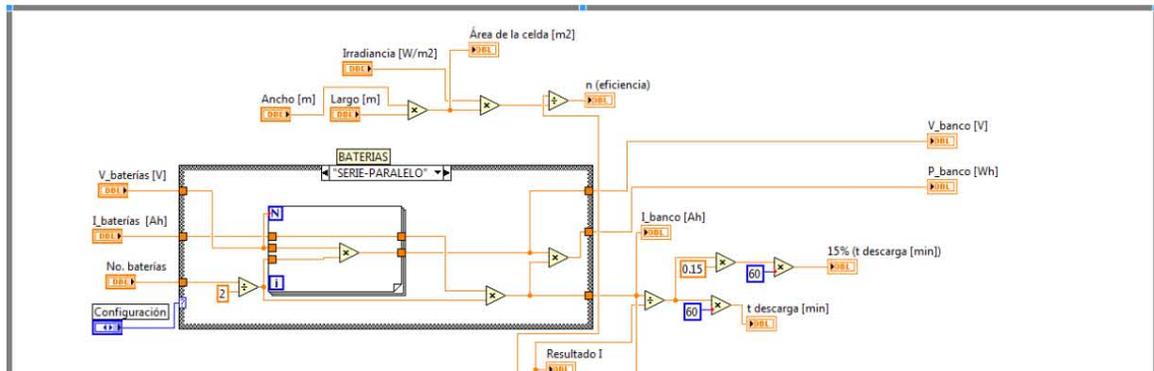
AZUR SPACE Solar Power GmbH  
Theresienstr. 2  
74072 Heilbronn  
phone: +49 7131 67 2603  
telefax: +49 7131 67 2727  
e-mail: info@azurspace.com  
website: www.azurspace.com



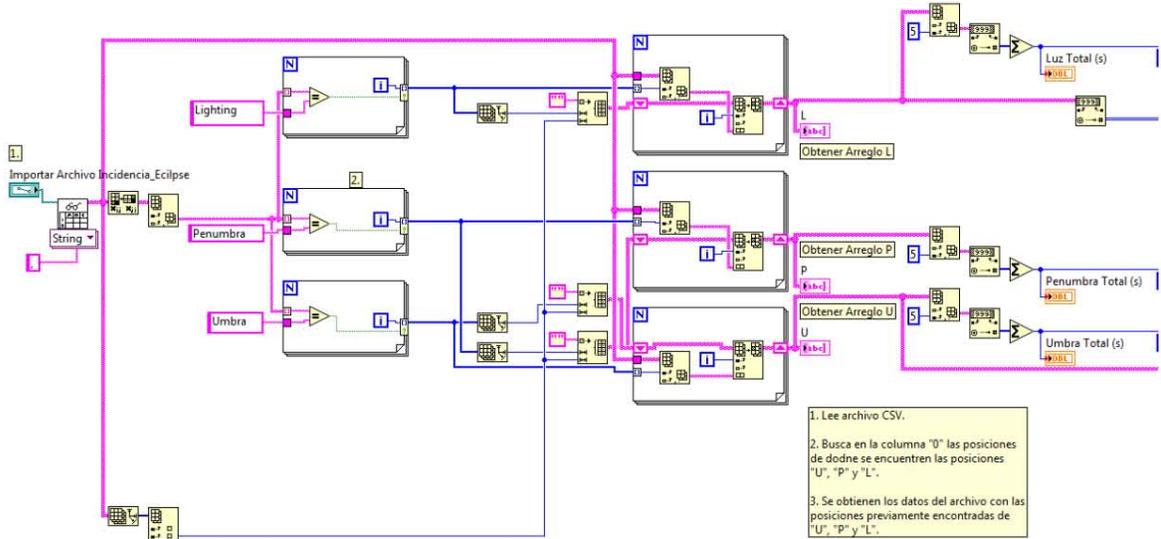
# 3G28C

Space

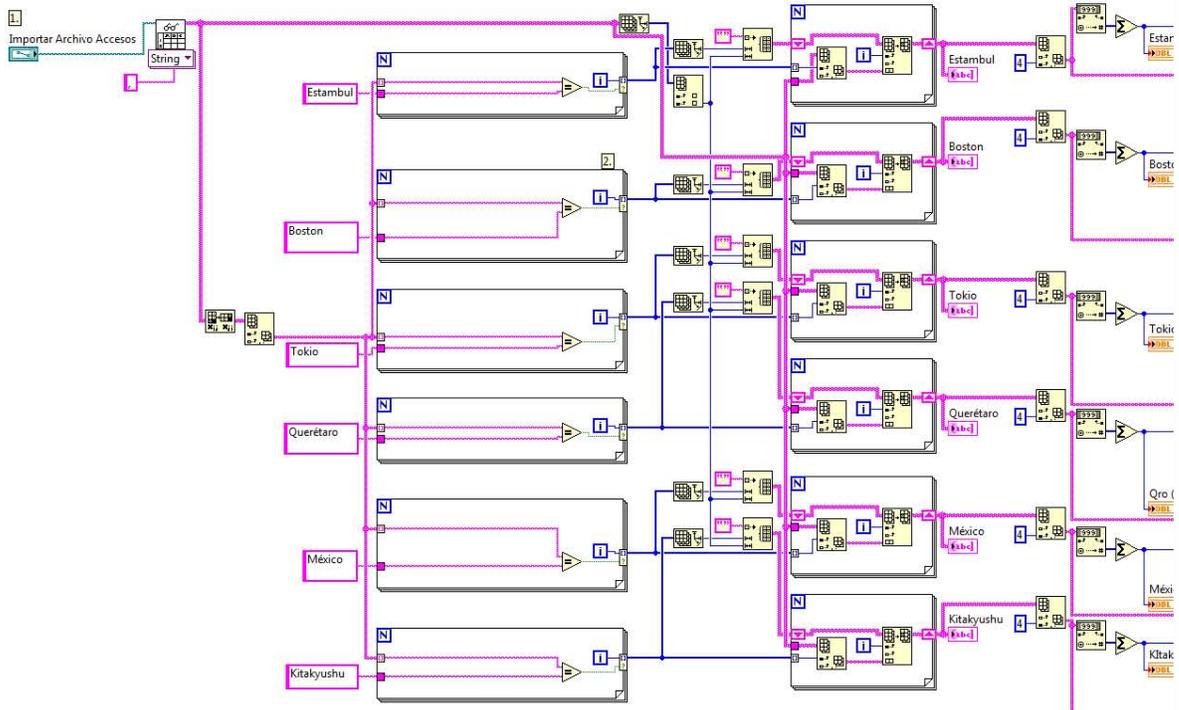
## ANEXO II- PROGRAMACIÓN EN LABVIEW



UMBRA, PENUMBRA E INCIDENCIA



ACCESOS ESTACIONES TERRENAS

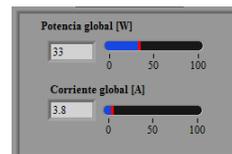


## ANEXO III-REPORTES GENERADOS EN LABVIEW

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELIDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS

INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895  
1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.  
2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %  
3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK

FECHA: 03/01/2015

INCIDENCIA Y ECLIPSE

	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.5286	15	1.03524
ECLIPSE*	8.46139	15	0.564093

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.08667	6	0.181111	3912
TOKIO	1.07778	6	0.17963	3880
MÉXICO	0.811389	4	0.202847	2921
QUERÉTARO	0.818889	4	0.204722	2948
KITAKYUSHU	0.890833	5	0.178167	3207
ESTAMBUL	0.968889	6	0.161481	3488

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario

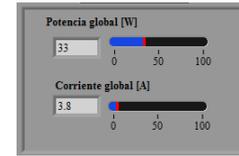


- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELIDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS  
INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895

- 1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.
- 2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %
- 3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK  
FECHA: 03/07/2015

INCIDENCIA Y ECLIPSE

INCIDENCIA	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.4761	15	1.03174
ECLIPSE*	8.51722	15	0.567815

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.11139	6	0.185231	4001
TOKIO	0.855833	4	0.213958	3081
MÉXICO	0.837222	5	0.167444	3014
QUERÉTARO	0.838056	5	0.167611	3017
KITAKYUSHU	1.02556	6	0.170926	3692
ESTAMBUL	1.13444	6	0.189074	4084

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario

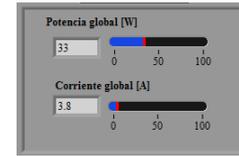


- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS  
INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895  
1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.  
2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %  
3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK

FECHA: 22/12/2015

INCIDENCIA Y ECLIPSE

	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.3139	15	1.02093
ECLIPSE*	8.67583	15	0.578389

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.10139	6	0.183565	3965
TOKIO	0.855833	4	0.213958	3081
MÉXICO	0.834167	5	0.166833	3003
QUERÉTARO	0.8275	5	0.1655	2979
KITAKYUSHU	1.03639	6	0.172731	3731
ESTAMBUL	1.135	6	0.189167	4086

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario

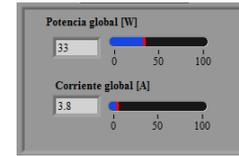


- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS  
INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895

- 1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.
- 2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %
- 3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK

**FECHA: 22/06/2015**

INCIDENCIA Y ECLIPSE

	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.6308	15	1.04206
ECLIPSE*	8.35917	15	0.557278

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.03472	6	0.172454	3725
TOKIO	1.01694	6	0.169491	3661
MÉXICO	0.836389	5	0.167278	3011
QUERÉTARO	0.839167	5	0.167833	3021
KITAKYUSHU	1.04083	6	0.173472	3747
ESTAMBUL	1.08389	6	0.180648	3902

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario

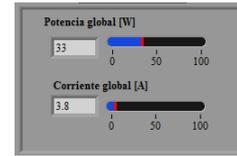


- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS  
INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895  
1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.  
2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %  
3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK

FECHA: 21/03/2015

INCIDENCIA Y ECLIPSE

	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.3933	15	1.02622
ECLIPSE*	8.59806	15	0.573204

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.09444	6	0.182407	3940
TOKIO	1.07917	6	0.179861	3885
MÉXICO	0.814444	4	0.203611	2932
QUERÉTARO	0.820556	4	0.205139	2954
KITAKYUSHU	0.871389	5	0.174278	3137
ESTAMBUL	0.981111	6	0.163519	3532

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario

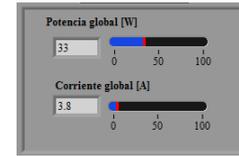


- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS  
INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895

- 1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.
- 2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %
- 3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK

**FECHA: 21/03/2015**

INCIDENCIA Y ECLIPSE

	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.3933	15	1.02622
ECLIPSE*	8.59806	15	0.573204

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.09444	6	0.182407	3940
TOKIO	1.07917	6	0.179861	3885
MÉXICO	0.814444	4	0.203611	2932
QUERÉTARO	0.820556	4	0.205139	2954
KITAKYUSHU	0.871389	5	0.174278	3137
ESTAMBUL	0.981111	6	0.163519	3532

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario

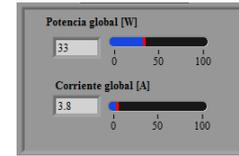


- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS  
INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895  
1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.  
2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %  
3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK  
FECHA: 09/03/2016

INCIDENCIA Y ECLIPSE

	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.5931	17	0.917241
ECLIPSE*	8.39808	17	0.493416

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.13583	6	0.189306	4089
TOKIO	1.06	6	0.176667	3816
MÉXICO	0.824167	4	0.206042	2967
QUERÉTARO	0.821667	4	0.205417	2958
KITAKYUSHU	0.851111	6	0.212778	3064
ESTAMBUL	1.00806	4	0.168009	3629

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario

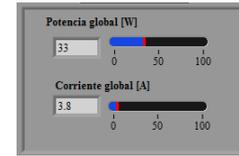


- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELIDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS  
INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895  
1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.  
2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %  
3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK  
FECHA: 06/02/2016

INCIDENCIA Y ECLIPSE

	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.7834	15	1.05222
ECLIPSE*	8.2176	15	0.54784

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.06167	6	0.176944	3822
TOKIO	0.852778	4	0.213194	3070
MÉXICO	0.845833	6	0.140972	3045
QUERÉTARO	0.820556	5	0.164111	2954
KITAKYUSHU	1.05556	6	0.175926	3800
ESTAMBUL	1.12861	6	0.188102	4063

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario

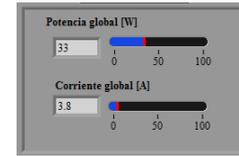


- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.

PLATAFORMA  
DISPOSITIVOS SUBSISTEMAS  
INSERTAR VALORES

Descripción	Potencia [W]	Corriente [A]	Voltaje [V]
Sistema de Telecomunicaciones	5	0.75	6.66667
Sistema de Telemetría	2	0.25	8
Sistema de Orientación y Estabili	11.5	1	11.5
Sistema de Navegación	1	0.15	6.66667
Instrumentación de la carga útil	5	0.55	9.09091
Computadora a bordo	1.5	0.2	7.5
Sensores	7	0.9	7.77778

CONSUMO GLOBAL



CELDAS  
INSERTAR VALORES

Datos eléctricos  
Vmp Celda [V] 2.371  
Imp Celda [A] 0.487  
Irradiancia [W/m2] 1367  
Dimensiones  
Largo [m] 0.04  
Ancho [m] 0.08

DISPONIBILIDAD

Datos eléctricos  
P máx celda [W] 1.15468  
n (eficiencia) 0.263962  
Dimensiones  
Área de la celda [m2] 0.0032  
No. de celdas a utilizar 28.5794  
Panel  
Imáx panel [A] 13.9182  
Pmáx panel [W] 33

BATERÍAS  
INSERTAR VALORES

Configuración SERIE  
V\_baterías [V] 3.6  
I\_baterías [Ah] 2.25  
No. baterías 4

DISPONIBILIDAD

P\_banco [Wh] 32.4 t carga [min] 9.69955 15% (t carga [min]) 1.45493  
I\_banco [Ah] 2.25  
V\_banco [V] 14.4 t descarga [min] 35.5263 15% (t descarga [min]) 5.32895  
1) Para tiempos de carga y descarga considerar tiempos incidencia-eclipse.  
2) No permitir que el almacenamiento en baterías sea inferior al 15 %  
3) Considerar la misma cantidad de celdas para solventar el almacenamiento en baterías.

INTERFAZ CON STK  
FECHA: 02/12/2015

INCIDENCIA Y ECLIPSE

	DURACIÓN [HRS]	NO. PERIODOS	DURACIÓN DE CADA PERIODO [HRS]
INCIDENCIA	15.2913	16	0.955706
ECLIPSE*	8.69826	15	0.579884

\*Los periodos de eclipse incluyen tiempos de umbra+penumbra.

ACCESO A ESTACIONES TERRENAS

	TOTAL DE HORAS_PASES	NO. PASES	DURACIÓN PROMEDIO [HRS]	[S]
BOSTON	1.14167	6	0.190278	4110
TOKIO	0.966111	6	0.161019	3478
MÉXICO	0.806389	4	0.201597	2903
QUERÉTARO	0.795	4	0.19875	2862
KITAKYUSHU	0.842778	4	0.210694	3034
ESTAMBUL	1.10278	6	0.183796	3970

GESTIÓN: MODOS DE OPERACIÓN

Encender/apagar a elección del usuario



- 1) Observar los cambios en consumos totales vs disponibilidad.
- 2) Importante: ningún sistema debe estar apagado.
- 3) A elección del usuario, se contempla el registro de consumos mínimos.