Ninth LACCEI Latin American and Caribbean Conference (LACCEI'2011), Engineering for a Smart Planet, Innovation, Information Technology and Computational Tools for Sustainable Development, August 3-5, 2011, Medellín, Colombia.

Selección de Configuración Estructural Satelitaria con el Criterio de Reducción de Costes

Félix Calvo Narváez

Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, España, felix.calvo@upm.es

Carlos Rodríguez Monroy

Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, España, crmonroy@etsii.upm.es

RESUMEN

Durante mucho tiempo se ha asociado el proyecto y construcción de satélites con costes elevados. El contexto económico mundial ha forzado a replantear los criterios con los que se han desarrollado estos vehículos espaciales, primando la eficiencia con una reducción de costes global.

En esta línea se plantea el diseño preliminar de un satélite de observación terrestre, cuya misión consiste fundamentalmente en la realización de un mapa del subsuelo en un territorio donde se sabe que existen restos arqueológicos importantes. Además, si a la misión anterior, le sumamos que el territorio elegido está enclavado en un país de economía emergente, como pueden ser China o México, el proyecto anterior será fácilmente justificable por sus gobiernos siempre que el coste del mismo no resulte elevado.

Por otra parte, el tamaño de este artículo constriñe el alcance del estudio a uno de sus subsistemas, y se ha elegido el estructural, sin cercenar otras posibilidades. Se utiliza el modelo de hitos para gestionar la configuración.

Tras modelizar con una estructura monocasco, se concluye que se puede optimizar con una estructura semimonocasco que combina las ventajas de reducir el peso, y cumpliendo con el criterio básico de coste reducido.

Palabras claves: Costes reducidos, configuración, modelo de hitos, estructura, satélite

ABSTRACT

For a long time, design and construction of satellites has been associated to high costs. The world-wide economic environment has forced us to rethink the criteria by which these spacecrafts have been developed, giving priority to efficiency but combined with a global cost reduction. We present the preliminary design of an earth-observation satellite, whose mission consists essentially in developing a map of the underground of an area where we know that archaeological rests exist. Furthermore, if to the previous mission, we add that the selected area is located in a country with an emerging economy such as China or Mexico, the project is easily justified by their goverments if its cost does not result high.

The size of this article constrains scope of the study to one of its subsystems, so we had chosen the structural subsystem without disabling other possibilities. This phase ends when the previously detailed satellite concept is validated. We used the milestones model to manage the configuration. After modeling with a monocoque structure, we conclude that it can be improved with a semi-monocoque structure, which combines the advantages of weight reduction, and the most important thing, achieves it with the basis objective of reduced costs.

Keywords: Reduced costs, configuration, milestones model, structure, satellite

1. INTRODUCCIÓN

El diseño preliminar del satélite debe comenzar con una definición de requisitos de la misión, seguido de un análisis de la órbita, junto con la selección del lanzador, y la arquitectura del mismo. Abarcamos en el modelo de hitos las fases que van de la definición de conceptos básicos hasta la especificación de la estructura y sistemas. El

9th Latin American and Caribbean Conference for Engineering and Technology

Medellín, Colombia

objetivo fundamental de la misión es realizar el mapa subterráneo de una región de China en la que se han detectado innumerables restos arqueológicos, que están próximos a las ciudades de Luoyang y Xian. Se ha elegido este emplazamiento, frente a otros parecidos, debido a su condición de país emergente, y en donde los precios resultan especialmente competitivos. También se podía haber elegido el estado del Yucatán en México, por haber sido el centro de la civilización maya, si bien este país no tiene el potencial económico ni la independencia económica que presenta el escogido. Además, hay otros objetivos secundarios como determinar el espesor, extensión y continuidad de los estratos sedimentarios, y determinar las propiedades electromagnéticas del terreno. Se elige una órbita baja (LEO), a 395 Km. de la superficie terrestre, ya que la misión tiene una vida útil de un año, tiempo más que suficiente para llevar a cabo la misión, y no requiere enviar más allá nuestro satélite. El rozamiento con la atmósfera reduce la órbita alrededor de 40 Km anuales. Se toman unos ejes cuerpo centrados en el satélite, de forma que el eje Z está en la vertical local y apunta al centro de la Tierra, el eje X va en la dirección del avance en la trayectoria del satélite, y el eje Y se toma perpendicular a los anteriores, formando un triedro a derechas. La carga útil se elige de acuerdo con los objetivos de la misión, a partir de satélites semejantes, y es el radar de apertura sintética Shallow Subsurface Sounding Radar (SHARAD), cuya definición en la resolución varía entre los siguientes valores: de 7 a 1000 m según el eje Z, de 300 a 1000 m según el eje X, y de 3000 a 7000 m según el eje Y. La definición vertical no tiene variación con la altitud, y sólo depende de la frecuencia, resultando ser de 7,5 m para la órbita a 395 Km, mientras que en las direcciones transversales sí existen variaciones con la altitud, dando 370 m en la dirección del avance, y 3700 m en la dirección Y. La inclinación de la órbita es de 34,35⁰. La excentricidad es 0, por tratarse de una órbita circular. La ascensión recta del nodo ascendente no tiene restricción, ya que el satélite no necesita ninguna condición especial de iluminación. El tiempo de paso por el perigeo también carece de interés, al tratarse de órbita circular. El lanzador es el H II-A 202, escogido de satélites semejantes, como el FireSat, con un coste de lanzamiento de 0,9 M€. Se ha elegido así teniendo en cuenta la inclinación de 34,35°, compatible con la carga de pago principal, y para minimizar las maniobras por error del lanzador, y siguiendo la filosofía de diseñar con bajo coste. La base de lanzamiento, siguiendo con el criterio anterior, se ha elegido en Tanegashima (30,4⁰N; 130,9⁰ E), en Japón, a 1000 Km de Tokio. El centro de control y seguimiento es único, y se ubica en Okinawa con el fin de abaratar los costes.

En la arquitectura del microsatélite se tienen en cuenta todos los subsistemas que lo integran: estructural, de control de órbita, de control de actitud, de propulsión, de energía, de telemetría, telemando y comunicaciones, de control térmico, y la carga de pago. La masa del satélite se estima en 88,6 Kg.

2. DIMENSIÓN DE LA ARQUITECTURA Y DISPOSICIÓN DE SUS SUBSISTEMAS

Se empieza por dar forma, para después hacer los cálculos sobre la parte estructural del satélite, y conseguir el dimensionado del satélite. La fase de definición contempla las cargas, la geometría, la aerodinámica, etc. Aparecen los primeros diseños del vehículo, en este caso de la estructura. En su elaboración se tienen en cuenta las cargas que produce el lanzador, sin olvidar la masa y el volumen. En primer lugar se describen las funciones y requisitos del subsistema estructural y las generalidades de la configuración. Se prosigue con la disposición de los equipos, y para finalizar se realiza el cálculo estructural.

2.1 SUBSISTEMA ESTRUCTURAL

La estructura de un vehículo espacial es la encargada de proporcionar el soporte material que fija y posiciona los diversos equipos, sirve de enlace con el lanzador y asegura el transporte del satélite en el segmento terrestre. El subsistema estará formado por la estructura básica que conforma la arquitectura y los elementos mecánicos necesarios para los paneles y la antena de comunicaciones. Las diferentes funciones de este subsistema se dividen en: mecánicas, geométricas y resto de funciones.

2.1.1 FUNCIONES MECÁNICAS

Las funciones mecánicas que debe satisfacer son: proporcionar resistencia y rigidez durante el transporte hasta la base de lanzamiento, y ya en el interior de estas instalaciones hasta la plataforma de lanzamiento, dentro del H II-

A; soportar los esfuerzos generados durante el lanzamiento; asegurar la rigidez necesaria al conjunto del satélite para no acoplarse con las frecuencias propias del lanzador; soportar los esfuerzos durante las operaciones de puesta en órbita, tanto en el desplegado de los paneles solares, como de las antenas del radar y la antena de comunicaciones; y limitar las deformaciones y esfuerzos térmicos en órbita.

2.1.2 FUNCIONES GEOMÉTRICAS

Las funciones geométricas que se deben cumplir son: proporcionar la superficie y el volumen adecuados para la integración de los equipos, y accesibilidad durante su estancia en Tierra; garantizar el posicionamiento preciso y estable de los equipos que lo necesiten (suponiendo que el vehículo tiene la actitud adecuada, los paneles solares requieren mantener su posición, puesto que de ella depende la efectividad final en su funcionamiento, además de minimizar el área frontal y por consiguiente la resistencia); situar los distintos equipos satisfaciendo los requisitos de equilibrado y la estabilidad; asegurar la interfaz con el lanzador, según especificaciones del manual de usuario.

2.1.3 RESTO DE FUNCIONES

Por otra parte, se debe: asegurar una referencia de potencial eléctrico para los equipos; evitar los fenómenos de carga electrostática formando una superficie equipotencial; respetar las exigencias de conductancia térmica; proteger los equipos contra las radiaciones que degradan las actuaciones de los semiconductores. Además existen una serie de requisitos que imponen la misión, el lanzador o el ambiente espacial, tales como la ausencia de atmósfera, los ciclos térmicos, meteoritos, radiaciones, etc. Esto condicionará los materiales a utilizar.

2.2 CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL

El satélite comienza a tomar una forma concreta. Para trabajar y poder situar los distintos elementos del satélite, hace falta tomar los ejes ligados al cuerpo del vehículo espacial. Han sido elegidos de forma que el eje X apunte en la dirección de la velocidad, el eje Z apuntando a la Tierra, y el eje Y tal que conforman un triedro a derechas. Una de las primeras decisiones en el diseño estructural consiste en elegir el tipo de configuración que adoptará la arquitectura estructural del satélite, que estará constituido por barras conformando un prisma rectangular, y por unos paneles de recubrimiento, es decir, una estructura semi-monocasco. Como se verá, se toma esta decisión tras aplicar varios criterios. Uno de ellos es el de la masa pequeña prevista para este subsistema, estimada en 10 Kg. Además, la configuración elegida tiene una gran accesibilidad para la manipulación de los equipos que van en su interior. Las cargas serán soportadas por las barras y distribuidas de forma axial a través de ellas. El mayor problema que se presenta utilizando esta configuración geométrica es la adaptación de la cofia. La unión del satélite al lanzador utiliza un adaptador cónico, que adapta la geometría circular del sistema de enganche de la cofia del lanzador a la forma rectangular de la cara –X del satélite. Los equipos se unen con soporte a la estructura. Como punto de partida se considera un volumen de 1 m x 0,7 m x 0,6 m, de acuerdo con las dimensiones de la carga de pago y con las predicciones sobre el espacio que necesitan el resto de equipos.

2.3 DISPOSICIÓN DE EQUIPOS

Para poder albergar los diferentes equipos en el interior de la estructura, se hace necesaria una recopilación de la información geométrica de los distintos subsistemas. La complejidad del estudio hace que se aplique Ingeniería Simultánea y que se vayan tomando decisiones hasta lograr la configuración congelada, a la vez que se cumplen hitos. La Figura 1 muestra como se disponen los subsistemas.

2.3.1 CARGA DE PAGO

La carga de pago está compuesta por tres subsistemas: la antena, el subsistema de radiofrecuencia (RF) y el subsistema digital. La antena es del tipo dipolo de unos 10 m. de longitud y con forma casi cilíndrica, mientras que los otros dos subsistemas se introducen en dos recintos cuadrangulares de 400 mm x 200 mm x 200 mm cada uno. El conjunto de la carga de pago se coloca en la cara +Z, que es la que mira hacia la superficie terrestre, con el fin de que la antena esté libre de obstáculos para realizar su función. En la configuración de antena desplegada, se

tendrá que prestar especial atención a la rigidez de la misma y a la estabilidad del vehículo completo. Tiene una masa de 18 Kg.

2.3.2 SUBSISTEMA DE PROPULSIÓN

Este subsistema está compuesto por el depósito de combustible (de 306 mm de diámetro), el depósito del gas de presurización (de 153 mm de diámetro), los motores para el control de órbita (de 195 mm de longitud y 30 mm de diámetro), los microcohetes de control de actitud, tuberías y reguladores de presión. Con el objetivo de que el centro de masas no varíe mucho conforme se vaya consumiendo el combustible, se coloca el depósito correspondiente cerca del centro de gravedad del vehículo. El depósito del gas de presurización se colocará próximo al de combustible para disminuir el peso de las tuberías. Los motores para el control de órbita se ubicarán en las caras +X y -X con el fin de que los impulsos que producen sean más efectivos. El resto de elementos, con una masa notablemente inferior, se pueden despreciar inicialmente. Su masa es de 4 Kg.

2.3.3 SUBSISTEMA DE ENERGÍA

El subsistema de energía está formado principalmente por los paneles solares y las baterías. El resto de elementos, como el cableado o el regulador, no se tienen en cuenta en esta fase preliminar, debido a su pequeña masa y volumen. El satélite dispone de dos paneles solares de 1,6 x 1,5 m² y 5 mm de espesor, que cuando están retraídos se enrollan sobre dos cilindros. Éstos a su vez se despliegan mediante un sistema de mecanismos de acción pirotécnica. El elemento recogido, en su configuración de lanzamiento, ocupa un volumen de 820 mm x 120 mm x 300 mm. Los paneles se colocarán en las caras +Y y -Y, perpendiculares al eje Z cuando estén desplegados, momento en el que permanecen fuera de la sombra del resto del vehículo (la antena desplegada del radar Sharad sería la única que podría provocar sombra sobre los paneles, pero su coordenada Z es mayor que la de los paneles mientras que los rayos solares útiles para la generación de energía procedan de la dirección -Z, proyectándola sobre el eje Z), por lo que no se tendrán grandes problemas. Por otra parte, las baterías ocupan un volumen de 910 mm x 85 mm x 28,5 mm cada una, y se ubican en la cara -Z del vehículo. Esta colocación facilitará la accesibilidad, con vistas a los test previos al lanzamiento y a su reemplazamiento. Su masa es de 34.6 Kg.

2.3.4 SUBSISTEMA DE TELEMETRÍA, TELEMANDO Y COMUNICACIONES (TT&C)

El diámetro de la antena de comunicaciones es inversamente proporcional a la frecuencia de la onda portadora y al ángulo del ancho del haz, que se ha estimado en 15,2 mm. Se dispondrá de dos de estas antenas, de modo redundante. Se colocan en la cara +Z para que dispongan de un campo de visión útil. El resto del subsistema de TT&C, es decir, memoria y ordenador de a bordo, se colocan en el centro del satélite con objeto de proteger los equipos electrónicos del entorno espacial, pues resultan muy vulnerables a la radiación. El peso de cable se reduce si colocamos juntos el procesador, el bus de datos y el resto de componentes de control. Tiene una masa de 4 Kg.



Figura 1: Situación de los distintos subsistemas

2.3.5 SUBSISTEMA DE CONTROL DE ACTITUD Y CONTROL TÉRMICO

Sin disponer todavía de las necesidades geométricas de ambos subsistemas, se procede a reservar un espacio para ubicar el subsistema de control de actitud (240 mm x 150 mm x 340 mm), mientras que el de control térmico empleará los huecos restantes. El sistema de propulsión elegido para llevar a cabo las maniobras y el control de actitud, con empujes medios, consiste en motores cohete (microcohetes) que usan como monopropulsante la hidracina (N₂H₄) que reúne las características de impulso específico necesario (alrededor de 200 s). Los micro-cohetes se colocan alejados del centro de gravedad, con lo que se evita la contaminación de sensores, antenas y células solares con los gases de escape. La masa de estos subsistemas es de 5 Kg.



Figura 2: Disposición de los microcohetes de 0,5 N (CHT 0,5) para control de actitud

2.3.6 DISPOSICIÓN DE EQUIPOS

Se hace recopilación de los datos anteriores para disponer los equipos, teniendo en cuenta la posición del centro de gravedad, punto de coordenadas (0, 0, 0), y buscando siempre la máxima simetría posible.

3. DISEÑO DE LA ESTRUCTURA

Las mayores solicitaciones a las que va a estar sometido el satélite durante su vida útil se producen durante el lanzamiento. Por ello se hace necesario recopilar los datos sobre las cargas provocadas por el vehículo lanzador:

- Máxima carga axial: 4 g
- Máxima carga lateral: 1,8 g
- Presión dinámica máxima en el adaptador: 48,3 KPa
- Cambio de presión máxima en el adaptador: -4,5 KPa
- Frecuencia mínima lateral de la carga de pago: 10 Hz
- Frecuencia mínima longitudinal de la carga de pago: 30 Hz
- Nivel acústico máximo a 250 Hz: 133 dB
- Nivel de presión sonora del conjunto: 137,5 dB
- Choque máximo en vuelo del sistema de separación de bandas de pernos (1500-3000Hz): 4000 g
- Choque máximo en vuelo del sistema de separación de tuercas (800-3000 Hz): 2000 g
- Velocidad máxima del flujo de calor en la separación del adaptador: 1135 W/m²

Durante el lanzamiento, el satélite estará colocado de forma que su eje X sea paralelo al eje longitudinal del vehículo lanzador, quedando los otros dos ejes en un plano transversal al H II-A.

3.1 MATERIALES

El diseño estructural debe considerar las distintas opciones disponibles en cuanto a materiales, realizando estudios de mercado para comparar peso y coste. Serán elegidos de acuerdo a sus propiedades y a los requerimientos de cada una de las partes del vehículo. La ausencia de atmósfera influye de forma importante en la elección del

9th Latin American and Caribbean Conference for Engineering and Technology

Medellín, Colombia WE1- 5 August 3-5, 2	2011

material, ya que aparece desgasificación. Ésta se compone de desabsorción, evaporación y descomposición, y provoca daños en los elementos ópticos, en las células solares, etc., debido a la formación de atmósferas localizadas que pueden producir descargas y así perturbar el buen funcionamiento. El material más común para la estructura de los vehículos es aleación de aluminio, con el que se van a realizar los cálculos, bajo la filosofía de bajo coste. Las alternativas a este material son aleaciones de titanio, o de magnesio, o berilio, o el acero. Las aleaciones de aluminio son ligeras en peso, resistentes, de fácil disposición, fácil de fabricar y de bajo coste en bruto. Su relación de rigidez a peso es aproximadamente la del acero, pero la relación entre resistencia y peso es mucho mayor.

Otra opción para algunas partes de la estructura consiste en usar materiales compuestos de fibra de grafito y resina epoxi. Estos proporcionan resistencia y rigidez elevadas a lo largo de unas direcciones concretas, lo que puede resultar útil. La expansión y contracción de estos materiales, como consecuencia de los gradientes de temperatura, puede llegar a ser casi nula, si bien presenta algunas desventajas, como el coste, la necesidad de desarrollar un programa y el que la resistencia depende del proceso de fabricación (por lo que se hacen necesarios ensayos individuales). Otras fibras en estos materiales pueden ser la de boro, vidrio o Kevlar.

Entre las aleaciones de aluminio habituales están la 6061, la 2024 y la 7075. Se elige esta última, 7075-T6 debido a que presenta un alargamiento menor que las dos primeras, lo que resulta conveniente para la configuración de la carga útil. Esta aleación tiene una densidad de 2730 Kg/m³, módulo de Young (E) de 71 GPa, tensión última permisible (Ftu) de 530 MPa, tensión límite permisible (Fcy) de 440 MPa, tensión máxima a cortadura (Fsu) de 320 MPa, conductividad térmica (K) de 130 W/mK, y un coeficiente de dilatación térmica (α) de 22,6·10⁻⁶ m/⁰C. El material compuesto elegido para los paneles de tipo sándwich tiene una densidad de 80 Kg/m³, módulo de Young (E) de 15 MPa a compresión y 8 MPa a cortadura, tensión última permisible (Ftu) de 1,56 MPa a compresión y 0,6 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión límite permisible (Fcy) de 1,3 MPa a compresión y 0,5 MPa a tracción, tensión máxima a cortadura (Fsu) de 0,5 MPa.

3.2 CARGAS NO VIBRATORIAS SOBRE LOS EQUIPOS

Comenzamos por colocar los ejes con origen en el centro de masas del satélite. Su centro de gravedad es coincidente con el centro de masas. Se ha tomado la geometría del centro de masas compacto, con los mecanismos plegados, puesto que las solicitaciones más exigentes se producen durante el lanzamiento, y además el satélite viaja con esta configuración. Los fabricantes del vehículo lanzador aseguran una carga axial máxima (según el eje X) de nx = 4g, y una carga lateral máxima (según los ejes Y y Z) de ny = nz = 1,8g. Se toman unos valores típicos de diseño para los factores de seguridad sobre estas cargas de 1,1 (para carga límite) y 1,25 (para carga última), que tienen en cuenta los requerimientos de la organización, el tipo de estructura y los ensayos previstos. Teniendo en cuenta la aceleración de la gravedad, las masas de cada uno de los elementos (mi) y los brazos de los elementos (di) se obtienen los valores de las fuerzas y momentos para el caso límite y último.

En el caso de las cargas límites se han empleado las siguientes expresiones para obtener las fuerzas y los momentos respectivamente:

Ni = ni
$$\cdot$$
 g \cdot mi \cdot 1,1; con i = x,y,z.

 $Mi = abs(nj \cdot g \cdot mi \cdot 1, 1 \cdot dk) + abs(nk \cdot g \cdot mi \cdot 1, 1 \cdot 3 \cdot dj); \text{ con } i, j, k = x, y, z$

Al hacer estos cálculos se observa que las fuerzas que sufren los diferentes elementos son mayores en el eje X que en los ejes Y y Z, mientras que los momentos no tienen una dirección privilegiada pues dependen de la posición del elemento. El tanque de combustible junto con el propio propulsante son los que soportan mayores cargas axiales, seguidos por la estructura. A continuación se dimensiona la estructura haciendo cumplir los requisitos de frecuencia natural, y comprobando la resistencia.

3.3 CÁLCULO ESTRUCTURAL

Se va a obtener la carga axial equivalente, la carga crítica de pandeo y la frecuencia natural de una barra, que modeliza a una estructura monocasco. De esta manera, se realiza una primera aproximación a las características

9th Latin American and Caribbean Conference for Engineering and Technology

Medellín, Colombia

de resistencia y rigidez de la estructura, para luego mejorarla mediante una estructura semi-monocasco. De la teoría de elasticidad se sabe que el esfuerzo a que está sometida una barra cargada a tracción o compresión es: $\sigma =$ P/A, donde P es la carga aplicada multiplicada por el factor de seguridad (FS) y A es el área de la sección transversal. Como además se define el módulo de elasticidad, como $E = \sigma/\epsilon$, donde $\epsilon = \Delta L/L$ es la deformación unitaria y L es la longitud de la barra, se llega a la siguiente expresión:

$$1. \quad \frac{FS + N}{A} = \frac{E + \Delta L}{L}$$

Suponiendo una estructura formada por barras, ya sean paralelas al eje X, al eje Y o al eje Z, en cada una de ellas aparecerá una combinación de cargas axiales, momentos flectores y fuerzas cortantes. Para hacer una evaluación rápida de estas solicitaciones actuando sobre un cilindro empotrado, se puede utilizar la carga axial equivalente

2.
$$P_{\sigma q} = P \pm \frac{2M}{R}$$

En ella, R es el radio del cilindro y M es el momento flector provocado por la fuerza cortante o por un momento puntual. La hipótesis de barra circular se debe a que las cargas laterales pueden venir de cualquier dirección, dada la condición aleatoria del viento, y la estructura debe estar preparada para soportarlas.

El valor de P es: Pi = ni \cdot g \cdot m \cdot FS; con i = x,y,z. El valor de M se estima con: Mi = n_{ik} \cdot g \cdot m \cdot FS \cdot L; con i,j,k = x,y,z. Se distingue P y M para los casos de barras paralelas al eje X, Y o Z, indicados por el subíndice. En las expresiones 1 y 2 hay que hacer notar que Peq = $FS \cdot N$.

Entre los datos del lanzador se encuentra que la presión dinámica máxima en el adaptador es de 48,3 KPa. El diámetro del adaptador del satélite es de 0,2 m., por lo que la fuerza que ejerce el lanzador sobre el satélite es de T = 6070 N., que equivale a 6.8g de carga dinámica longitudinal. Además, de lanzadores semejantes (Titán II), se sabe que la carga dinámica lateral es de 1g.

	n _x	n _y	nz
Caso estático 1	4	1,8	0
Caso estático 2	4	0	1,8
Caso dinámico 1	6,8	1	0
Caso dinámico 2	6,8	0	1

Tabla 1: Casos de carga en estudio

La carga crítica de pandeo de una barra es:

3.
$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{L_{eq}^2}$$

Donde I es el menor momento flector respecto a uno de los dos ejes en la sección transversal y Leg es la longitud equivalente, que es la que tendría la barra si estuviera simplemente apoyada para soportar la misma carga de pandeo que en la condición de contorno considerada. El otro aspecto que debemos considerar es la frecuencia natural del satélite completo, y que ha de ser superior a los pedidos para el lanzador multiplicados por un factor de seguridad de $\sqrt{2}$. Por lo tanto las frecuencias naturales son:

4. Para el caso A (trasversal):

$$f_{mat} = 0.56 \sqrt{\frac{El}{mL^{s}}}$$

5. Para el caso B (longitudinal o axial):

$$f_{nat} = 0.25 \sqrt{\frac{EA}{mL}}$$



Figura 3: Frecuencia natural de la viga uniforme empotrada

3.4 CÁLCULO ESTRUCTURAL. APROXIMACIÓN MONOCASCO

Se parte de una estructura monocasco, de la aleación 7075-T6, con una geometría en forma de prisma rectangular de 1 m x 0.7 m x 0.6 m en (x,y,z), como en satélites semejantes. El método a seguir es el siguiente:

3.4.1 DIMENSIONADO PARA RIGIDEZ, CUMPLIENDO REQUERIMIENTOS DE FRECUENCIA NATURAL

Empleando la expresión 5, con una longitud del vehículo de 1 m, un módulo de Young de la aleación de 71 GPa, una masa del vehículo de 77,6 Kg y frecuencia natural longitudinal de 30 Hz se obtiene una sección de 1,574·10⁻⁵ m^2 . Teniendo en cuenta la geometría citada, se puede deducir un espesor para la sección igual a la mitad de la sección dividida entre la suma de los lados del rectángulo (0,7 y 0,6 m), que proporciona un valor de 0,006 mm.

Para la rigidez lateral se emplea la expresión 4, en la que el momento de inercia se calcula para una viga en voladizo, de valor 3,49·10⁻⁷, y mediante la expresión se obtiene un espesor de 0,002 mm. Se observa que es más crítico el requerimiento de frecuencia natural en la dirección longitudinal que en la transversal.

3.4.2 CARGA AXIAL APLICADA Y EQUIVALENTE

Multiplicando la masa del vehículo por los factores de carga se obtienen las máximas cargas esperadas. Para tener en cuenta los casos de carga estática y dinámica simultáneamente se suman ambos factores de carga. El factor es 10,8 (4 el estático y 6,8 el dinámico) en la carga axial. En la carga lateral, el factor es 2,8 (1,8 el estático y 1 el dinámico). Con estos datos, la geometría y la masa se obtienen las cargas máximas esperadas:

Carga Axial = $761.6 \cdot 10.8 = 8225$ N

Carga Lateral = $761.6 \cdot 2.8 = 2132$ N

Momento Flector = $2132 \cdot 0.5 = 1066 \text{ N} \cdot \text{m}$

Con la expresión 2 se obtiene la carga máxima equivalente, que se multiplica por el factor de seguridad para carga última y así dar la carga máxima que debe soportar la estructura: $P_{eq} = 15332,5$ N.; $P_{eq,u} = 1,25 \cdot P_{eq} = 19166$ N.

3.4.3 DIMENSIONADO SEGÚN RESISTENCIA

Se emplea la expresión $\sigma = P/A$, en la que σ será el esfuerzo último Ftu para la aleación 7075-T6, siendo P la carga equivalente última calculada anteriormente. A partir de la sección $A = 3.6 \cdot 10^{-5}$ se obtiene un espesor de 0,014 mm. Este espesor es el mayor de los calculados hasta ahora. También se cumplen las condiciones límite al emplear un factor de seguridad de 1,1, pues: $P_{eq,lim} = 1,1 \cdot P_{eq} = 16866 \text{ N};$ $P_{lim} = F_{cv} \cdot A = 19166 \text{ N}.$

La carga límite aplicada resulta mayor que la que soportaría la estructura, por lo que se dimensiona el área de la sección a carga límite: $A = P_{lim} / F_{cv} = 3.6 \cdot 10^{-5} m^2$, que proporciona el espesor anterior.

3.4.4 DIMENSIONADO SEGÚN ESTABILIDAD

Se hace la hipótesis de que alguno de los lados de mayor longitud transversal (0,7 m según el eje Z) pandea en primer lugar. La expresión que da el esfuerzo crítico de pandeo en una placa, que suponemos doblemente apoyada, es: $\sigma_{cr} = 3,62 \cdot E \cdot (t/b)^2$.

Al imponer que el esfuerzo crítico de pandeo no sea inferior al esfuerzo último Ftu, se obtiene un nuevo valor del espesor de 31,79 mm. A la vista de estos resultados se concluye que el criterio crítico es el de estabilidad, puesto que requiere el mayor espesor en la estructura monocasco, por lo que se hace necesaria una nueva configuración estructural más ligera, del tipo semi-monocasco.

3.5 CÁLCULO ESTRUCTURAL. APROXIMACIÓN SEMI-MONOCASCO

En esta estructura se añadirán rigidizadores, tanto en dirección longitudinal como transversal. Dado que el diseño anterior pandeaba fácilmente, ahora procedemos a cambiar la estructura por una semi-monocasco con menor espesor de pandeo a esfuerzo último. La disminución de espesor trae consigo otros problemas, como es el caso del comportamiento frente a cargas acústicas. Habría que realizar el ensayo para comprobar que nuestros espesores son suficientes contra el ruido acústico.

Para dimensionar la estructura semi-monocasco bajo el criterio de no pandeo de los paneles, teniendo en cuenta que las demás condiciones se siguen cumpliendo, se establecen dos condiciones:

Condición 1: La carga que soporta el conjunto de barras y el panel tiene que ser mayor que la carga última esperada. Se calcula con la expresión: $P_{eq,u} = F_{tu} \cdot (A_{barras} + A_{paneles}) = 19166 \text{ N.}$, en la que F_{tu} es el esfuerzo último que aguanta el material, bien sea con la aleación o bien sea con el honeycomb. Nos da los valores de 0,014 mm y 4,73 mm, respectivamente.

Condición 2: El momento de inercia en conjunto debe ser mayor que el requerido por la ecuación de la frecuencia natural lateral impuesta por el lanzador (I = $3,49 \cdot 10^{-7}$ m⁴ para el caso de la aleación 7075-T6). El momento de inercia total es la suma del momento de inercia de los paneles y el correspondiente a las barras. El resultado final de la estructura semi-monocasco proporciona un espesor de la sección transversal de 0,01 mm, con una sección de $2,75 \cdot 10^{-5}$ m².

En consecuencia, para satisfacer todos los requerimientos con la estructura semi-monocasco, el espesor mínimo es de 4,7 mm, bastante más pequeño que el necesario en caso de emplear la estructura monocasco. En este punto podemos dar por finalizada la fase de diseño preliminar, y comenzar con el diseño detallado de los componentes.

4. CONCLUSIONES

Se ha realizado el diseño preliminar de un microsatélite de observación terrestre, con una vida útil de un año, pero que lleva combustible suficiente para ampliar la misión en otro año. Partiendo de la definición del concepto básico, se han descrito las funciones y los requisitos del subsistema estructural, y las generalidades de la configuración. Se prosigue con la disposición de los equipos, y para finalizar se realiza el cálculo estructural. En su obtención se tienen en cuenta las cargas que produce el vehículo lanzador, sin olvidar la masa y el volumen. El material de la estructura se elige con el criterio de máxima resistencia y mínimo alargamiento, entre las alternativas posibles.

En la arquitectura del microsatélite se han dispuesto físicamente y se han dimensionado todos los subsistemas que lo integran: estructural, de control de órbita, de control de actitud, de propulsión, de energía, de telemetría, telemando y comunicaciones, de control térmico, y la carga de pago. Se ha simplificado la integración de los distintos equipos, y se ha tenido en cuenta el acceso fácil a cada subsistema. Las seis caras del prisma rectangular que conforma el satélite son extraíbles, y cada componente puede instalarse sin más que retirar el panel remachado a la estructura. También se han reducido al máximo las canalizaciones necesarias.

El cálculo estructural indica que una estructura semi-monocasco es preferible a una monocasco. Se han dimensionado ambas para satisfacer los requisitos de rigidez, carga axial, resistencia y estabilidad, observándose una reducción en el espesor necesario en la configuración semi-monocasco, de forma similar a lo que ocurre en

una aeronave, incluso mejorando las características mecánicas del satélite. Un espesor de paneles y barras más pequeño implica un menor peso de la estructura. La siguiente fase del proyecto sería completar el diseño a nivel de componentes.

La filosofía de coste reducido se ha aplicado en todas las decisiones que se han ido tomando. En este momento, sin detallar los componentes, la estimación para el coste total del satélite es de 17,6 M\$, a lo que hay que añadir 0,9 M\$ del lanzamiento, que resulta muy competitivo.

REFERENCIAS

ASM Speciality Handbook, Aluminium and Aluminium Alloys, 1998.

- Briscoe, M. and Aglietti, G.S. (2003). "Spacecraft mechanisms". In, Fortescue, P., Stark, J., and Swinerd, G. (eds.), Spacecraft Systems Engineering, 3rd Ed. Chichester, UK, John Wiley, 501-529.
- Dam, S.H. (2007). "DoD Architecture Framework: A Guide to Applying System Engineering to Develop Integrated, Executable Architectures". SPEC Training. Virginia, USA.
- Fortescue, P.; Stark, J.; Swinerd, G. (2007). "Spacecraft Systems Engineering", John Wiley & Sons Ltd. European Space Agency, www.esa.int

Griffin, M. D.; French, J.R. (2004). Space Vehicle Design, 2nd Edition. Blacksburg, VA, AIAA Education Series.

- Hass, A..M..J. (2003). "Configuration Management. Principles and Practice". Cockburn-Highsmith Series Editors. Pearson Education. NJ, USA.
- St. Charles, D. P. (1990). "Simultaneous Engineering. Integrating Manufacturing and Design", 1st edition, pp. 160-164. Society of Manufacturing Engineers. Dearborn, Michigan, USA.
- Stokes, P.H. and Swinerd, G.G. (2004). "The implementation of cost effective debris protection in unmanned spacecraft". Advances in Space Research, 34, (5), 1090-1096. (doi:10.1016/j.asr.2003.12.007)
- Stoll, H. W. (1990). "Simultaneous Engineering. Integrating Manufacturing and Design", 1st edition, pp. 165-171. Society of Manufacturing Engineers. Dearborn, Michigan, USA.
- Turner, R.F. (1991). "Spacecraft Structures". In, Fortescue, P., Stark, J., and Swinerd, G. (eds.), Spacecraft Systems Engineering, 1st Ed. John Wiley.
- Wertz, J.R., Larson, W.J. (1999). Space Mission Analysis and Design, 3rd edition. Space Technology Library, Microcosm/Springer.

Autorización y Renuncia

Los autores autorizan a LACCEI para publicar el escrito en las memorias de la conferencia. LACCEI o los editores no son responsables ni por el contenido ni por las implicaciones de lo que esta expresado en el escrito.