

Diseño preliminar de la misión espacial TEPEU-1

Sergio Sarasola¹, Carlos Álvaro Arroyo¹, Raúl Gómez¹, Vicente González¹, Miguel Renieblas¹, Víctor Ribera¹, Paula Prado¹, Ignacio Melgar¹, Francesco Cacciatore¹, Filippo Cichocki¹, Mario Merino¹, Manuel Sanjurjo¹

M.A. Mendoza-Bárcenas², R. Prieto-Meléndez³

¹ Universidad Carlos III de Madrid, España

² Centro de Desarrollo Aeroespacial, IPN, México

³ Instituto de Ciencias Aplicadas y Tecnología, UNAM, México

1. Introducción

La propuesta de la misión TEPEU-I nace con el objetivo de impulsar el conocimiento académico y desarrollo tecnológico en el campo de la tecnología espacial, en un entorno colaborativo e interinstitucional. Los promotores de este proyecto son un grupo de investigadores académicos y técnicos de varias instituciones educativas y de investigación en México y otros países que comparten el mencionado objetivo. La misión espacial TEPEU-1 se ha definido con el doble propósito de la demostración tecnológica y la obtención de datos científicamente relevantes. De esta forma, se llevará a cabo el desarrollo de instrumentación científica propia que permite participar en estudios de "ciencia de la frontera", como el análisis de los efectos en la ionosfera relacionados con el clima espacial o la existencia de los precursores sísmicos.

En colaboración con la Universidad Carlos III de Madrid (UC3M), se ha realizado una competición de diseños de nanosatélites creados por equipos de estudiantes, dentro de la asignatura de Prediseño de Sistemas Espaciales del Máster en Ingeniería Espacial (MiSE, por sus siglas en inglés) de dicha universidad. La competición ha consistido en el desarrollo de requisitos de misión, la ingeniería de sistemas y gestión del proyecto en fase A, y el diseño de una plataforma capaz de dar servicio a la carga de pago de

TEPEU-1 en órbita terrestre. Con el fin de hacer la competición más desafiante, algunos de los requisitos de misión de alto nivel fueron adaptados en esta competición respecto a los esperables en la misión TEPEU-1. Tres equipos de entre 6 y 7 alumnos participaron en la competición, que tuvo lugar entre abril y mayo de 2020.

El diseño ganador presentó una plataforma 6U-Cubesat con menos de 8 kg de masa en seco capaz de visitar varias alturas orbitales con un subsistema de propulsión mono-propelente. La potencia embarcada es de 15 W BOL (*beginning of life*). La precisión de apuntamiento requerida viene dada por un star-tracker y un conjunto de sensores solares, como actuadores, un conjunto de ruedas de reacción, y un magnetopar de 3 ejes. Los datos generados se procesan a través de un ordenador de a bordo y son enviados a través de una antena UHF omnidireccional hacia el segmento terrestre, basado en la red REMEASAT. La estrategia de control térmico utiliza revestimientos avanzados y calentadores. A lo largo de este proyecto estudiantil se desarrolló la colaboración entre los distintos socios de TEPEU-1 y la Universidad Carlos III de Madrid, con la presencia telemática de los primeros en la apertura del curso y en las presentaciones finales de los estudiantes.

Este artículo presenta el diseño preliminar de la misión TEPEU que emana del proyecto

ganador de la competición, y que servirá como punto de partida para un diseño más avanzado más adelante, así como para reforzar la colaboración entre los grupos participantes. El resto del artículo está estructurado de la siguiente manera: la sección 2 detalla los requisitos de alto nivel propuestos por el profesorado a partir de los objetivos de misión de TEPEU-1; parte de los mismos han sido añadidos con fines académicos para hacer la competición de diseño más desafiante. La sección 3 muestra la solución de diseño ganadora, desarrollada por el equipo de estudiantes BACAB Aerospace. Por último, la sección 4 reúne las conclusiones de esta experiencia de diseño y los próximos pasos en la colaboración.

2. Requisitos de misión del profesorado

El profesorado del curso elaboró dos documentos para esta competición de diseño de satélites, replicando los procedimientos habituales seguidos por las agencias espaciales, como la Agencia Espacial Europea (ESA). El primero de ellos presenta el *statement of work* con el trabajo que los estudiantes debían completar, indicando tanto la forma de trabajo, como las sesiones de interacción con el profesorado, presentaciones intermedias, hitos del proyecto, y la lista de documentos entregables y su forma de evaluación. Cada grupo de estudiantes (tres grupos de entre 6-7 alumnos cada uno) tenía libertad para organizar sus roles internos, pero debían nominar, como mínimo, un gestor de proyecto y un ingeniero de sistemas. El resto de los estudiantes cubría varios roles de ingeniero especialista (dinámica orbital, control de actitud, electrónica de abordo, diseño mecánico, telecomunicaciones, propulsión, control térmico, etc).

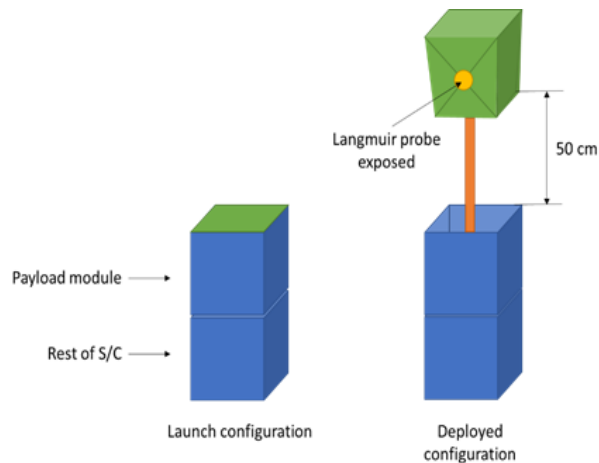
El segundo de los documentos es el *Mission Requirements Document*, que detalla los objetivos de misión de TEPEU-1, y lista los

requisitos que la solución de diseño de los estudiantes debía satisfacer. Estos fueron adaptados a las necesidades del curso académico para cubrir todas las áreas de diseño de interés, y por tanto no son representativos de los requisitos finales de aplicación a la misión TEPEU-1. Los requisitos fueron redactados en inglés como se muestran a continuación. Se hace especial mención a la obligatoriedad de utilizar la red REMEASAT para las telecomunicaciones:

- MR001. The mission shall fly and service the TEPEU payload, providing bidirectional communication with it from the ground.
- MR002. The Mexican REMEASAT amateur ground station network shall be used to perform both the uplink and downlink from the satellite.
- MR003. The orbit altitudes to investigate shall be in the range from 490 to 610 km, which correspond to an upper part of the F layer of the ionosphere.
- MR003.1 The mission shall investigate at least 3 orbital altitudes separated by at least 10 km and for at least 2 weeks each.
- MR004. The mission lifetime shall be at least 4 months.
- MR005. The measurements shall be taken in the ionosphere above the Mexico region, within 30 min of midday and midnight, and with a subsatellite point located within 500 km of 23.6345° N, 102.5528° W.
- MR006. The high-latitude ionosphere regions shall also be investigated (+/- 60 deg).
- MR007. Mission shall comply with all ESA regulations regarding deorbiting at the end of life and clean space.
- MR008. The Cubesat standard shall be followed.

Cabe destacar que las altitudes orbitales y los tiempos de revisita, en concreto, fueron establecidos por el profesorado para forzar la necesidad de contar con un sistema de propulsión a bordo, algo poco habitual en la mayoría de cubesat existentes.

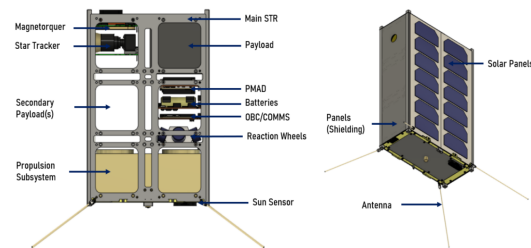
Además, el documento incluye una sección detallando las propiedades, consumos, y necesidades de la carga de pago de TEPEU-1, que para este proyecto académico se consideró como una unidad 1U de cubesat equipada con magnetómetros, una sonda de Langmuir, y un receptor GPS dual. La sección en la que sonda y magnetómetros están incluidos era desplegable mediante una varilla extensible, para alejar estos sensores del ruido electromagnético del resto del satélite, resultando en un caso de estudio más complejo que un cubesat standard. Se pedía también que la sonda de Langmuir se pudiera orientar a voluntad espacialmente, con la rotación del satélite.



3. Solución de diseño ganadora

El grupo de estudiantes denominado “Bacab Aerospace” presenta un diseño de plataforma CubeSat 6U capaz de hacer frente no solo a todos los requisitos propuestos para la misión Tepeu-1, sino también a todos los objetivos deseables, todo ello siguiendo el estándar CubeSat y su

filosofía de diseño buscando encontrar la solución más robusta, madura y confiable. Desde el análisis inicial realizado, pasando por múltiples estudios analíticos y una campaña de “trade-off” de componentes “Commercial of the Shelf (COTS)”, se propone una solución basada en su flexibilidad para adaptarse a las necesidades futuras de la misión y su capacidad para maximizar la cantidad de datos científicos generados.



La solución de diseño para la misión se expone en detalle en los siguientes apartados y se resume en las siguientes líneas:

- CubeSat tamaño 6U con menos de 8 kg de masa en seco.
- Comunicaciones: Antena UHF desplegable y transceptor UHF para telemetría, seguimiento, y datos provenientes de la carga de pago.
- Segmento Terreno: Estaciones Amateur Satelitales.
- Ordenador de abordo: Dedicado a almacenamiento y gestión de alta capacidad para datos provenientes de la carga de pago así como mantenimiento y operación de la plataforma.
- Sistema de potencia (EPS): Generación de potencia mediante paneles solares, utilizando la batería para periodos de ocultación solar.
- Sistema de control de orientación y orbita (AOCS): Vehículo estabilizado en tres ejes mediante 4 ruedas de reacción y un magnetopar para desaturación de las mismas, sistema de sensores basado en Startracker y

sensores solares para redundancia y situaciones de contingencia.

- Propulsión: Mono-propelente líquido.
- Sistema de control térmico (TCS): Estrategia de control pasiva y activa utilizando radiadores y recubrimientos avanzados además de calentadores.
- Estructura: Estructura 6U con Sistema de protección contra la radiación.

3.1. Arquitectura de misión

El esquema de la figura muestra la arquitectura del sistema para la misión. Esta se puede dividir en dos segmentos principales: segmento terrestre (G/S) y segmento espacio (S/C). La primera está compuesta por la Red Mexicana de Estaciones Amateur Satelitales (REMEASAT) que se encarga de descargar los datos generados por la carga útil de la nave además de su almacenamiento. También controla la distribución del tráfico de datos y envía los telecomandos provenientes de la estación terrestre.

El segmento espacial o segmento S/C abarca el sistema completo de la plataforma espacial, los diferentes subsistemas y las relaciones entre ellos. Dentro del mismo, existen tres subsistemas conectados entre ellos y con todos los restantes: el Subsistema de potencia (EPS), el Subsistema de control térmico (TCS) y la computadora de abordaje (OBC). En primer lugar, el EPS genera energía a través de paneles solares para alimentar todos los componentes de S/C y cargar la batería. Comandado por el OBC, proporciona la energía requerida a cada unidad en función del modo operativo de energía establecido. En segundo lugar, el TCS se encarga de regular y controlar las temperaturas de los diferentes componentes del subsistema S/C ya sea de forma activa o pasiva.

El núcleo del S/C es el OBC, donde se procesa toda la telemetría procedente del

resto de subsistemas y se realiza el mantenimiento del segmento S/C. Esta telemetría que incluye información relacionada con la temperatura, los voltajes o las corrientes de la unidad se envía al G/S a través de los subsistemas de comunicaciones (vía UHF TX/RX). Si el OBC detecta una sobrecarga, una anomalía o una falla, cambia el modo operativo a "modo seguro" para proteger el sistema. Además, si una unidad crítica determinada se enfría demasiado (alcanzando su umbral de temperatura mínima de diseño), el OBC actúa sobre el TCS para encender el calentador. Finalmente, el OBC cambia los modos operativos de energía en función de la fase de misión o la posición del S/C en la órbita (seguimiento recibido de G/S y propagado en el OBC) y también se encarga de determinar los modos de actitud en función de la fase de la misión a fin de realizar las maniobras de transferencia u orientar la carga útil para tomar medidas.

Los sensores del AOCS proporcionan la orientación del S/C al OBC. La computadora procesa esta información y elabora las leyes de control necesarias para orientar el CubeSat en la dirección deseada. Estas leyes de control se envían a los actuadores AOCS que controlan la actitud. Nominalmente, el OBC ordena al AOCS que mantenga los paneles solares apuntando al sol para maximizar la generación de energía.

El subsistema de propulsión es necesario para mantener la posición y también para realizar las maniobras impulsivas necesarias para pasar de una órbita a otra. Los datos para la maniobra serán comandados por el OBC y dependerán también de la actitud del S/C en el momento de la maniobra. Además, la información del propelente restante y la telemetría del subsistema deben enviarse al OBC.

Durante el modo científico de la misión, la carga útil toma medidas de la ionosfera y el campo geomagnético. Estas medidas se envían al procesador de carga útil dedicado, donde se procesan y almacenan en la memoria. Esta información se envía luego a

la Tierra por la antena UHF del Subsistema de Comunicaciones.

Finalmente, la estructura sirve como plataforma para los subsistemas de S/C. Además, los protege contra radiaciones no deseadas y actúa como un dispositivo de control térmico pasivo, evitando/potenciando la salida de calor interno o la entrada de calor externo.

3.2. Subsistema de propulsión

El primer paso en este estudio es calcular la masa de propulsor requerida con cada opción de sistema de propulsión para lograr el requisito de ΔV .

Aunque son una gran alternativa en términos de impulso específico, un subsistema de propulsión eléctrica no es asequible para la solución CubeSat presentada. La razón es que la demanda de energía en propulsión eléctrica es comparable y superior a la generación de energía total en el panel solar (alrededor de 45 W generados en nuestro caso específico).

Como era de esperar, la elección de monopropelente líquido necesita la masa de propulsor más baja, porque su impulso específico es el más alto. Sin embargo, los impulsos específicos de los monopropelentes líquidos no son del todo inferiores a los de los bi-propelentes líquidos. En consecuencia, el volumen ocupado por los tanques de propulsante es más o menos similar en todos los casos. Sin embargo, hay una razón fundamental para descartar el propulsor bi-propelente líquido y es la complejidad del subsistema de propulsión y su costo bastante elevado. Finalmente, después del estudio, se ha seleccionado el sistema CubeSat Propulsion EPSS C1.

Sistema de Propulsión de CubeSat	EPSS C1
----------------------------------	---------

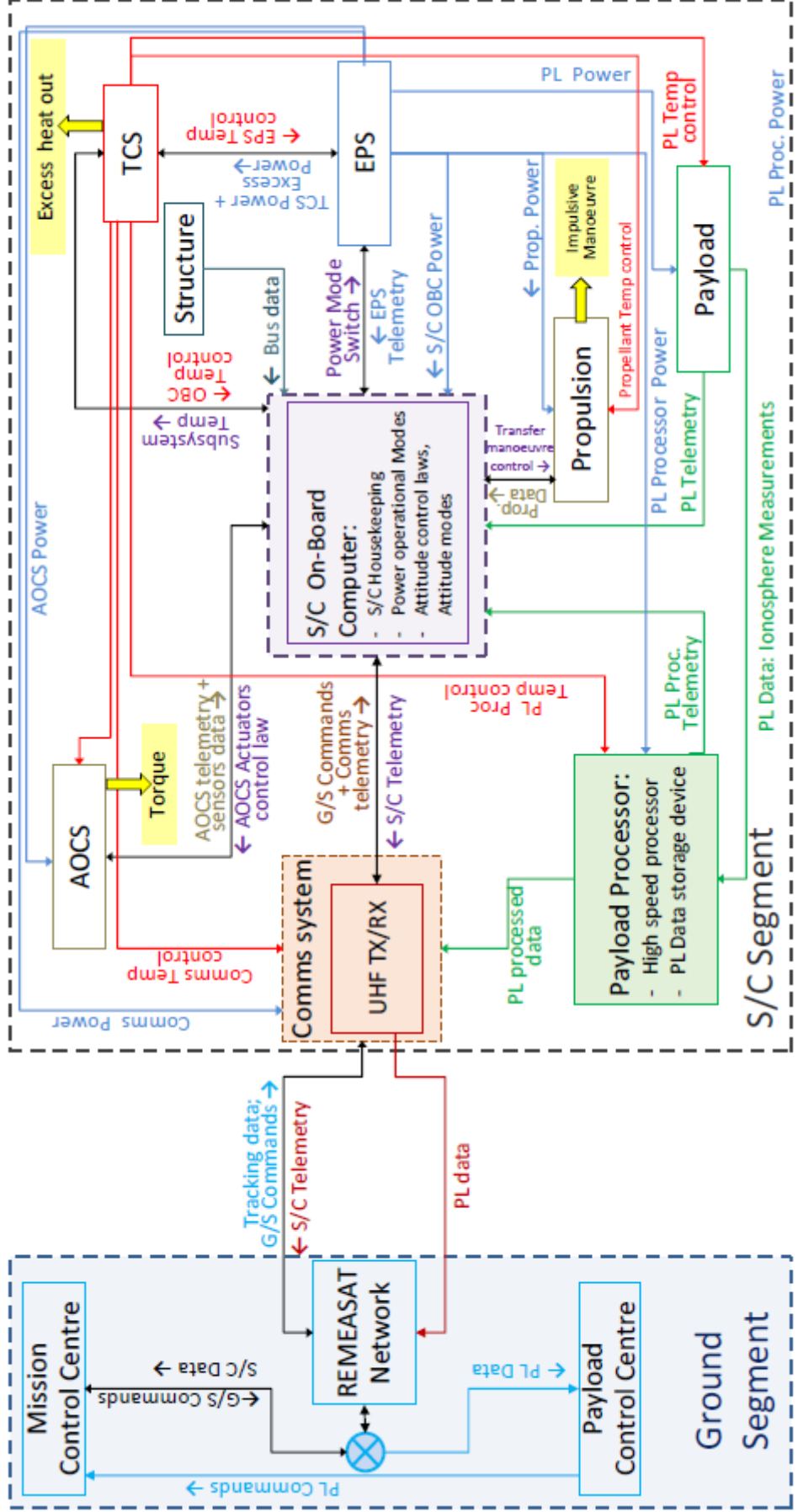
Propelente	Dinitramina de amonio
Masa en seco (kg)	1.2
Masa de propelente (kg)	0.8
Masa total (kg)	2
Volumen (U)	1.8
Impulso específico (s)	213
Empuje (N)	1
Demanda de Potencia (W)	9.6
Total ΔV (m/s)	235

3.3. Sistema de control de orientación y órbita (AOCS)

El sistema de actitud y control de órbita (AOCS) es el encargado de controlar la orientación del satélite. De este modo, se han definido diferentes modos de actuación en los cuales los requisitos de apuntamiento varían para adaptarse a las diferentes fases de la misión.

Una vez definidos los modos de actitud, es necesario determinar las perturbaciones del entorno que afectarán a nuestro satélite y que están caracterizadas principalmente por: momento magnético de la Tierra, momento del gradiente de gravedad, momento aerodinámico y presión de radiación solar. También se ha realizado un análisis perturbaciones de carácter mecánico como el momento de de-tumbling (momento requerido para estabilizar el satélite tras su expulsión de la bahía de carga), finalmente este último será el valor crítico que dimensionará el sistema de ruedas.

La solución de diseño viene dada por una solución activa conformada por: cuatro ruedas de reacción distribuidas en forma piramidal, y un magnetopar de 3 ejes para la desaturación de las ruedas. El requisito de apuntamiento se consigue mediante un star-



tracker, consiguiendo una precisión del orden de arco segundos y 3 sensores solares que aportan redundancia al sistema de apuntamiento.

Componentes seleccionados:

- NSS Magnetometer CubeSatShop
- Hyperion ST200 Star Tracker
- SolarMEMS nanoSSOC-D60 Sun Sensor
- ISIS Magnetorquer Board

3.4. Sistema de generación de potencia (EPS)

Como hacen la mayoría de las misiones terrestres, el CubeSat está equipado con paneles solares, una batería y una unidad de administración y distribución de energía (PMAD).

La energía obtenida por los paneles solares es recibida por el PMAD. El PMAD está compuesto por la Unidad de Acondicionamiento de Array (ACU), que administra esa energía recibida y la deriva al otro componente del PMAD, las Unidades de Distribución de Energía (PDU). Las PDU son responsables de distribuir la energía al voltaje requerido por cada unidad. Este PMAD también se encarga de asegurar que no se supere la carga máxima de corriente que pueden soportar los sistemas/unidades. Finalmente, siempre se requiere una batería para al menos proporcionar energía a las unidades críticas cuando las capacidades de generación de energía son limitadas.

Tras el estudio correspondiente los siguientes elementos fueron seleccionados:

- Paneles solares MMA Design e-HAWK, ofreciendo una customización completa y unas células de Azurspace con una eficiencia del 32%.
- Batería Gomspace P31u.
- PMAD con ACU y PDUs incorporadas provenientes de Gomspace.
 - 1 x ACU: equipado con 6 puertos de entrada para

integrar hasta seis líneas de paneles solares.

- 2 x PDU: cada uno de ellos con 9 puertos de salida. Los voltajes de estos puertos se pueden seleccionar entre 3.3 / 5 u 8 V. Además, algunos de estos puertos se pueden personalizar para tener otros voltajes (12/18 o 24 V).

3.5. Subsistema de comunicaciones

Dados los requisitos de la misión, la solución presentada consiste en un transceptor y una antena omnidireccional UHF que proporcionan una tasa de transmisión de datos mínima de 17-84 kb/s para el peor escenario. El patrón omnidireccional de la antena proporciona la ventaja de no necesitar una orientación específica para transmitir datos lo que simplifica el modelo de AOCS anteriormente expuesto. Tras un estudio comparativo la antena y el transceptor seleccionados son:

- Transceptor GOMspace AX-100
- Antena GOMspace

Además, se ha realizado un balance de enlace teniendo en cuenta los parámetros de la antena y las pérdidas ocasionadas por el entorno obteniendo una tasa de transmisión de datos en el enlace de bajada de 30 Kbps.

3.6. Subsistema de gestión de datos

La cantidad de datos de telemetría generados se estimó para calcular tanto el requisito de velocidad de transmisión del subsistema de comunicaciones como el requisito de almacenamiento de memoria para el OBC.

Una vez habiendo obtenido los datos de telemetría, se calculó la cantidad de memoria necesaria. La computadora de a

bordo debe almacenar hasta una semana de datos de telemetría y carga útil. Esta capacidad de almacenamiento requerida sería de 3,6 MB.

El componente final seleccionado para el subsistema de OBC fue el GOMspace NanoMind A3200. Uno de los aspectos más importantes de este dispositivo, aparte de su bajo consumo y masa, es que puede compartir la placa base con el transceptor UHF. Esto significaría ahorros de masa y volumen, además de facilitar mucho la integración entre los componentes, ya que han sido diseñados para trabajar juntos.

3.7. Diseño mecánico

La solución propuesta es un 6U “skin-frame” que se puede comparar con las estructuras semi-monocasco utilizadas en Aeronáutica. La Estructura Principal soportará fuerzas axiales, de torsión y de flexión. Además, permite el montaje de paneles exteriores que soportarán las fuerzas de cizallamiento y también protegerán los componentes internos de la nave espacial, de la radiación y los impactos. El propósito de las estructuras semi-monocasco es reducir el espesor de los paneles exteriores y, por lo tanto, minimizar la masa. Finalmente, las frecuencias naturales (axiales y laterales) se estimarán aproximadamente para ver si ese espesor cumplirá con las demandas de frecuencias del lanzador durante el lanzamiento. Las tensiones sobre la estructura durante la fase de lanzamiento se consideran las más críticas durante la operación del satélite.

3.8. Sistema de control térmico

El sistema de control térmico consta dos estrategias de control, pasiva y activa. Los sistemas pasivos constan de recubrimientos para cambiar las propiedades térmicas de ciertas superficies. Todo el satélite excepto la mitad inferior del panel derecho y los paneles solares está recubierto por MLI de Kapton en 15 capas. Además, la carga de pago que se despliega también está recubierta para protegerla una vez expuesta. Finalmente, en la parte inferior del panel

derecho a los paneles solares, se encuentra el radiador, para recoger todo el calor sobrante del interior del satélite y radiarlo al espacio. El radiador está hecho de teflón sobre aluminio. Además, está localizado en este lugar dado que es el punto que cuenta con mayor visión de los elementos del interior del satélite.

Además, para el uso de ciertos componentes en modo seguro, se han colocado dos calentadores, uno en la batería y otro en la carga de pago, de 0,5W cada uno, si bien en casos nominales no son necesarios, pueden ser utilizados en casos de pérdida de la actitud esperada.

4. Conclusiones

El proyecto desarrollado en la asignatura de diseño preliminar de sistemas espaciales del Máster en Ingeniería Espacial de la Universidad Carlos III de Madrid ha consistido en un concurso de diseño, siguiendo de cerca los estándares y procedimientos habituales en la industria aeroespacial, con el fin de familiarizar a los estudiantes con los mismos y que ganen experiencia en el desarrollo de sistemas espaciales.

La colaboración con el consorcio TEPEU-1 ha permitido establecer los objetivos de la misión espacial que los estudiantes debían considerar. Los requisitos de misión se han adaptado con fines académicos, pero el resultado final es representativo de un primer borrador para un posible cubesat de la misión TEPEU-1.

El equipo de estudiantes ganador, BACAB Aerospace, está compuesto por 6 estudiantes con distintos roles, que incluyen el gestor de proyectos, ingeniero de sistemas, y varios roles de ingeniero especialista. Han trabajado conjuntamente y desarrollado la solución de diseño expuesta en un plazo de dos meses, tras lo cual presentaron una lista de informes y documentos entregables y realizaron una

presentación online. En la sesión de evaluación, el profesorado sometió a los grupos participantes a diversas preguntas y requirió aclaraciones en los documentos, que fueron respondidas por los alumnos.

Esta primera experiencia con esta estrategia docente permitirá refinar y mejorar la asignatura en cursos venideros, y al mismo tiempo profundizar en la colaboración entre el consorcio TEPEU-1 y la Universidad Carlos III de Madrid. El trabajo presentado representa un primer paso en la definición de detalle de la misión. En un futuro, se buscará refinar el diseño preliminar del cubesat y adaptarlo a los requisitos definitivos de TEPEU-1.