

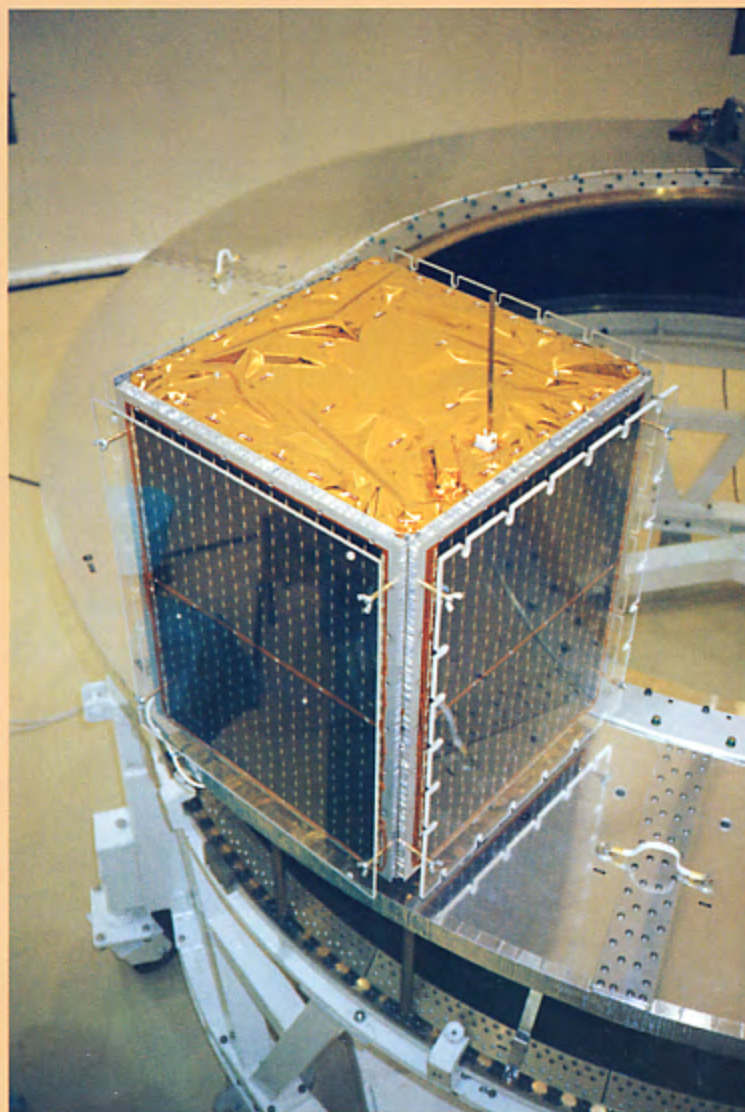


INFORMES A LA ACADEMIA DE INGENIERÍA

El satélite UPM-Sat 1

José Meseguer Ruiz y Angel Sanz Andrés

presentado por el Académico de Número
Exmo. Sr. D. Antonio Barrero Ripoll



INFORMES A LA ACADEMIA DE INGENIERÍA

Informe nº 1



El satélite UPM-Sat 1

José Meseguer Ruiz y Angel Sanz Andrés
Instituto de Microgravedad "Ignacio Da Riva"
E.T.S.I. Aeronáuticos
Universidad Politécnica de Madrid

Presentado por el Académico de Número
Excmo. Sr. D. Antonio Barrero Ripoll

© Real Academia de Ingeniería, 1998

ISBN: 84-923406-0-6

Depósito legal: B-11976-98



Dedicatoria:

A todos los que han hecho posible que el satélite de la Universidad Politécnica de Madrid UPM-Sat 1 sea una realidad, a nuestras familias y a la memoria del Profesor Ignacio Da Riva, de quien tuvimos la suerte de ser discípulos y colaboradores.

Despegue del vuelo V75 de Ariane IV-40 con los satélites Helios, Cerise y UPM-Sat 1 a bordo, el día 7 de Julio de 1995 (Arianespace).

Con este trabajo sobre el satélite UPM-Sat 1 de los profesores José Meseguer y Angel Sanz, se inicia la colección de monografías que con el nombre de *Informes a la Academia de Ingeniería* patrocina la Academia de Ingeniería de España.

Debo a la gentileza de Antonio Luque, bibliotecario de la Academia, la gran satisfacción que me ha producido su encargo de prologar este primer número de la colección. Para los que conocen mi antigua y entrañable amistad con los autores, con los que coincidí durante unos años inolvidables en el Laboratorio de Aerodinámica de la E.T.S. de Ingenieros Aeronáuticos bajo la dirección de Ignacio Da Riva, nuestro inolvidable maestro, es obvio que esta tarea es realmente grata. Pero, aún orillando este aspecto sentimental, no es menor mi satisfacción al ver los primeros pasos de esta colección que espero sea vehículo útil para un mejor conocimiento de la Ingeniería de calidad que se realiza en España.

Con *Informes a la Academia de Ingeniería*, la Academia viene, con excelente acierto, a posibilitar la difusión de aquellos trabajos ingenieriles que aun poseyendo calidad suficiente e incuestionable interés técnico, no encuentran, por su naturaleza, acomodo fácil en las revistas especializadas, y su difusión, por tanto, estaba limitada al ámbito de los Informes Internos o a círculos más o menos próximos a los autores. Y es que sucede con frecuencia que el propósito de la Ingeniería no es el de contribuir directamente al avance del conocimiento, requisito, en general, *sine qua non* para que las revistas especializadas publiquen su trabajo, si no el de su aplicación en forma inteligente a la resolución de problemas útiles. Pues bien, a partir de hoy, *Informes a la Academia de Ingeniería* inicia su andadura para recoger en sus páginas este tipo de trabajos una vez superadas con éxito las revisiones que de ellos realicen los censores nombrados por la Academia para tal propósito.

El trabajo que hoy llega a nuestras manos, nos describe las fases de diseño, desarrollo y construcción, y finalmente ensayo y lanzamiento del satélite UPM-Sat 1, enteramente diseñado y construido por profesores y alumnos. No creo que existan precedentes en la Universidad Española a un proceso tan ambicioso como éste, con fuertes implicaciones educativas, científicas y tecnológicas y que ha exigido para llevarlo a cabo dosis enormes de energía y fe inquebrantable por parte de sus autores. Estoy convencido de que esta experiencia servirá de acicate y estímulo a algunos de nuestros grupos universitarios con vocación tecnológica más decidida.

También, para los estudiantes de los últimos años de carrera de la Escuela de Ingenieros Aeronáuticos, y para sus doctorandos, la participación en el diseño y construcción del UPM-Sat 1 y el seguimiento de sus diferentes fases hasta el lanzamiento final ha debido constituir una experiencia formidable que además de completar decisivamente su formación tecnológica les ha hecho conocer el placer de hacer Investigación y Desarrollo de calidad en un campo, la Tecnología Aeroespacial, que en España no estaba suficientemente desarrollado. La lectura, en los próximos años, de un número significativo de Tesis Doctorales en las que se aborde el estudio de algunos de los numerosos y variados problemas de la Ingeniería Aeroespacial es el fruto que recogeremos de esta magnífica siembra.

La parte científica del Proyecto lo constituía la carga útil del UPM-Sat 1 y consistía en un módulo para realizar estudios experimentales sobre el comportamiento de zonas líquidas

(puentes) en condiciones de microgravedad. El diseño de este módulo es fruto de la experiencia del equipo del Laboratorio de Aerodinámica que lleva más de veinte años trabajando en este campo donde han hecho contribuciones significantes al conocimiento de la estabilidad y rotura de puentes líquidos

No menos importantes han resultado los aspectos tecnológicos del Proyecto que han servido, entre otros muchos logros, para afinar y poner a punto las capacidades de un equipo universitario necesarias para solventar los numerosos problemas tecnológicos que una misión espacial, por modesta que sea, comporta. El propio acuerdo logrado con la propia Agencia Espacial Europea (ESA/ESTEC) para utilizar el UPM-Sat 1 como plataforma para la demostración tecnológica en órbita de paneles solares habla de la confianza depositada por ESA y las firmas europeas suministradoras, sin coste alguno, de los paneles solares en el Proyecto y en sus autores. El éxito de la misión no vino sino a corroborar esa confianza inicial. Hoy día, las empresas y consorcios del sector Aeroespacial (ESTEC y otras europeas, CASA Espacio en España) conocen mejor, y confían más, en las capacidades de la UPM para realizar Investigación y Desarrollo en ese campo y de este conocimiento sólo puede esperarse mayor colaboración y beneficio para todos.

Permítaseme terminar agradeciendo a los autores por el celo que han puesto en la redacción del trabajo y en la eliminación de erratas de mecanografiado. Junto a ellos, quiero agradecer a los censores que han revisado el manuscrito la cuidadosa lectura que del mismo han hecho y las sugerencias dictadas para su mejora. Esta labor, a veces tediosa, pero absolutamente necesaria, que no comporta beneficio económico alguno, sólo puede recompensarse por la satisfacción personal del trabajo bien hecho. Gracias a todos ellos y larga vida a la colección que hoy damos a luz.

A. Barrero

Académico

Sevilla, 11 de julio de 1997.

Indice

Presentación	5
1. Introducción	9
2. El proyecto UPM-Sat 1	13
3. La plataforma UPM-Sat 1	18
3.1. Estructura	18
3.2. Protección térmica	23
3.3. Control de actitud	25
3.4. Gestión de datos	32
3.5. Comunicaciones	36
3.6. Gestión de energía	39
3.7. Cableado	41
3.8. Subsistema de separación	42
4. Carga útil de puentes líquidos	43
4.1. Fundamentos de los acelerómetros fluidos	43
4.2. Formas de equilibrio	44
4.3. Estabilidad estática y dinámica	48
4.4. Cálculo de la aceleración a partir de la deformación de la interfase	53
4.5. Célula de puentes líquidos	55
5. Ensayos	59
6. Campaña de lanzamiento	67
7. Segmento de tierra y operación del sistema	70
7.1. Incidencias en la operación del sistema UPM-Sat 1	73
8. Resultados en vuelo	76
9. Coste del proyecto	83
10. Conclusiones	84
Agradecimientos	86
Referencias	88

El 7 de julio de 1995, a las 18.20, hora española, tuvo lugar desde la Guayana Francesa el lanzamiento del pequeño satélite universitario español UPM-Sat 1 (figura 1.1). Este satélite, al igual que el pequeño satélite francés Cerise, de características geométricas y másicas semejantes a las del satélite español, viajó al espacio como carga de pago secundaria en el vuelo V75 de un lanzador Ariane IV-40, cuyo cliente principal fue el satélite militar Helios.

Desde entonces el UPM-Sat 1, cuya vida operativa en órbita ha sido de 213 días, sigue una órbita polar heliosíncrona a 670 kilómetros de altitud, completando una vuelta alrededor de la Tierra cada 98 minutos, de modo que pasa sobre España varias veces cada día en torno a las 2 de la tarde y a las 2 de la madrugada (hora UTC). El satélite UPM-Sat 1 figura inscrito en el Registro de Objetos Lanzados al Espacio Ultraterrestre (ROLEU) español y en el de la Organización de Naciones Unidas como UPM-Sat 1/ROLEU 4.

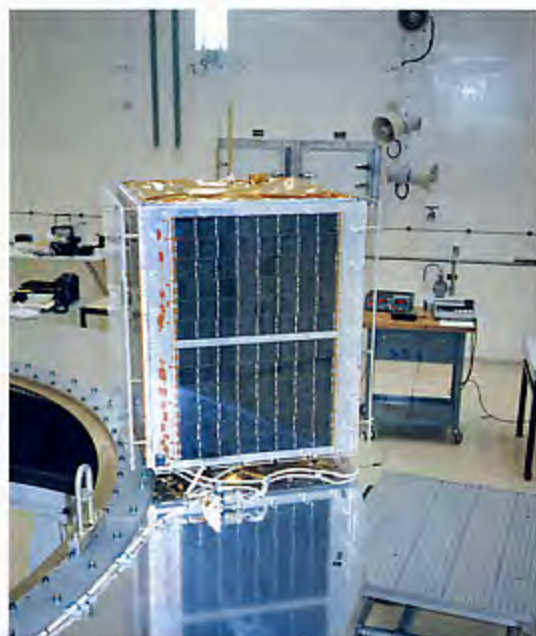


Fig. 1.1. El satélite UPM-Sat 1 sobre la plataforma para cargas de pago secundarias (ASAP, Ariane Structure for Auxiliary Payloads) del lanzador Ariane IV-40 pocos días antes de su lanzamiento desde el Puerto Espacial Europeo de Kourou (Guayana Francesa).

Los orígenes de este proyecto se remontan a finales del año 1990, cuando un grupo de profesores de la Universidad Politécnica de Madrid, que ejercían su actividad investigadora bajo la dirección del Profesor Ignacio Da Riva[†] en el Laboratorio de Aerodinámica de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos, llegaron al convencimiento de que en la Universidad Politécnica de Madrid se disponía de los conocimientos básicos y de parte de los recursos humanos y materiales necesarios para llevar a cabo una empresa de esta naturaleza.

El proyecto, todavía en estado embrionario, fue presentado al entonces Rector de la Universidad Politécnica de Madrid, Profesor Rafael Portaencasa, quien desde el principio decidió apoyar y potenciar el programa, comprometiéndose incluso a buscar parte de la financiación necesaria para la ejecución del proyecto. En la primavera de 1991 se firmó un convenio de colaboración entre la Universidad Politécnica de Madrid, la Comunidad Autónoma de Madrid y la Fundación Caja de Madrid mediante el cual esta última suministró parte de los fondos necesarios para el desarrollo del satélite, lo que supuso el inicio formal del proyecto UPM-Sat 1.

El UPM-Sat 1 fue concebido como un proyecto fundamentalmente educativo, aunque con fuertes componentes científicas y de desarrollo tecnológico. La idea de diseñar, desarrollar, construir, integrar y operar un satélite en el que participaran profesores y alumnos de la Universidad Politécnica de Madrid (UPM) surgió como una extensión lógica de

[†] Ignacio Da Riva de la Cavada (1930-1991), Catedrático de Aerodinámica de la E.T.S.I. Aeronáuticos de la Universidad Politécnica de Madrid y fundador del Laboratorio de Aerodinámica de esta Escuela. Dirigió, desde su establecimiento al principio de la década de los setenta, el grupo de trabajo de la E.T.S.I. Aeronáuticos dedicado a la investigación y desarrollo en temas de comportamiento de fluidos en condiciones de microgravedad, control térmico de vehículos espaciales y aerodinámica experimental. El Prof. Da Riva falleció el 18 de Febrero de 1991 de un fallo cardíaco mientras impartía su clase de Aerodinámica.

la experiencia espacial del grupo promotor del proyecto. En efecto, en el Laboratorio de Aerodinámica de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos se trabaja desde 1975 para la Agencia Europea del Espacio (ESA) en la confección del manual oficial de control térmico de satélites de dicha Agencia, que ocupa actualmente unas 5000 páginas repartidas en 5 volúmenes [1,2]. Otro campo de relevancia espacial, iniciado también en 1975, tiene que ver con el comportamiento de los líquidos en condiciones de baja gravedad, programa en el que hay que contabilizar un número significativo de experimentos sobre puentes líquidos realizados a bordo del laboratorio espacial Spacelab [3-10], en cohetes de sondeo TEXUS [11-16], vuelos parabólicos en aviones, etc. (figura 1.2) y que, además de su marcada proyección científica (véase el Capítulo 4), tiene también su vertiente tecnológica, pues en numerosas ocasiones ha habido que participar en la definición y diseño de los instrumentos utilizados para la experimentación en vuelo; en particular, en 1990 se desarrolló para la ESA un módulo de experimentación con puentes líquidos en microgravedad simulada mediante la técnica de flotabilidad neutra que ha sido utilizado por la Agencia para entrenamiento de astronautas especialistas de misión [17,18]. Dentro de la misma área de actividad, se ha trabajado también para la Agencia en temas relacionados con métodos de diagnosis para experimentos con fluidos y de combustión en microgravedad [19-21], en temas relativos a la normalización de los sistemas de control térmico de uso espacial [22] y, últimamente, en la aerodinámica de vehículos a altos números de Mach.

Fig. 1.2. Experimentos de la Universidad Politécnica de Madrid relacionados con el comportamiento de líquidos en condiciones de baja gravedad realizados en el laboratorio orbital europeo Spacelab (en la misión D2 hubo dos experimentos), en cohetes de sondeo (TEXUS), en vuelos parabólicos a bordo de aviones de la NASA (KC 135) y de la ESA (Caravelle), y en torres de caída libre (DT).

1983	Spacelab 1		
1984	TEXUS 10	KC 135	
1985	Spacelab D1	TEXUS 12	KC 135
1986			
1987			
1988	TEXUS 18		
1989	TEXUS 23		
1990			
1991	DT BREMEN		
1992	TEXUS 30	DT BREMEN	
1993	Spacelab D2 /a	Spacelab D2 / b	
1994	TEXUS 32	DT INTA	
1995	CARAVELLE		

Además del logro tecnológico que ha supuesto el diseño, desarrollo, construcción, integración, ensayo, lanzamiento y operación de un satélite artificial en el seno de la UPM, el mayor éxito del proyecto UPM-Sat 1 ha estado sin duda en la experiencia adquirida por el equipo técnico responsable del mismo, un equipo en el que han intervenido profesores, alumnos y personal auxiliar de la UPM. La consecuencia de esta aventura espacial es que la UPM posee ahora un equipo técnico altamente cualificado y con unas excelentes relaciones de cooperación con el sector espacial tanto nacional como internacional, equipo que está trabajando ya en otros proyectos de relevancia espacial [23].

El UPM-Sat 1 es, como ya se ha dicho, un satélite científico y de demostración tecnológica en órbita, pero la faceta primordial de este proyecto ha sido su carácter educativo

[23-27]. El proyecto UPM-Sat 1 se planteó como un medio de actuación en el que profesores, alumnos y personal auxiliar de la Universidad Politécnica de Madrid pudieran aprender y mejorar los conocimientos existentes sobre las particularidades de la ingeniería espacial, para crear así en el seno de esta Universidad un núcleo docente orientado hacia la enseñanza, la investigación y el desarrollo en el ámbito de la ingeniería específicamente espacial, hasta ahora inexistente en las universidades españolas. Dado su carácter primordialmente educativo, el primer objetivo del proyecto fue el propio satélite: se trataba de comprobar la capacidad de la Universidad Politécnica de Madrid para diseñar, desarrollar, construir, ensayar, integrar, y operar un ingenio espacial de prestaciones modestas, pero que conservara en su ejecución toda la complejidad de un sistema espacial completo.

Además de este objetivo principal hubo otros relacionados con el uso de los puentes líquidos como acelerómetros espaciales y con la tecnología de nuevos paneles solares. El satélite lleva una carga útil relacionada con el comportamiento de los puentes líquidos en ingravidez cuya finalidad era analizar la posibilidad de utilizar los puentes líquidos como acelerómetros de uso espacial, midiendo la deformación que experimenta la columna líquida cuando está sometida a muy pequeñas aceleraciones [28, 29]. Durante la ejecución del proyecto UPM-Sat 1 esta carga útil sufrió retrasos en su desarrollo debido principalmente a dos razones. La primera razón estuvo relacionada con las propias limitaciones de la plataforma respecto a la potencia disponible a bordo y a la capacidad de transmisión de información a la estación de tierra: pronto se pudo comprobar que para medir en órbita las deformaciones de la columna líquida no se podrían utilizar a bordo los métodos habituales empleados en la simulación en tierra (procesando las imágenes del puente líquido obtenidas con una cámara de televisión [30]), pues sobrepasaban la capacidad de la plataforma, por lo que fue preciso diseñar un sistema de diagnóstico de prestaciones más reducidas.

La segunda razón por la cual la carga sobre puentes líquidos perdió parte de su importancia inicial fue consecuencia de los avances tanto teóricos como experimentales realizados por el grupo dedicado a los estudios sobre microgravedad en el seno del equipo responsable del UPM-Sat 1: se comprobó que aunque la utilización de los puentes líquidos como acelerómetros de uso espacial es viable [29], su desarrollo requería el establecimiento de una línea de investigación tecnológica con una entidad comparable a la necesaria para desarrollar el propio satélite. Hay que decir que, a pesar de los inconvenientes señalados, a consecuencia de los estudios realizados durante la puesta a punto del experimento de puentes líquidos se han desarrollado nuevas técnicas de calibración de acelerómetros en condiciones de microgravedad [31], dando así nueva vida a esta carga útil, que ha dimensionado en gran medida tanto la estructura como la electrónica embarcada del UPM-Sat 1.

La misión relacionada con paneles solares surgió durante el proceso de compra de los mismos, al alcanzarse un acuerdo con el Centro de Investigación y Tecnología Espacial de la Agencia Espacial Europea (ESA/ESTEC, Noordwijk, Holanda) para utilizar el UPM-Sat 1 como plataforma para demostración tecnológica en órbita [32]. De este modo el UPM-Sat 1 lleva también dos experimentos relacionados con nuevas tecnologías de paneles solares: el primero es sobre nuevos interconectores de aluminio para paneles solares (en colaboración con DASA, Alemania, y ESA/ESTEC, que suministró sin cargo uno de los paneles de células de silicio utilizados en el satélite [33, 34]) y el segundo

sobre células solares de arseniuro de galio (en colaboración con FIAR, Italia, y ESA/ ESTEC, que suministró, también sin cargo, el panel de células de arseniuro de galio [35]). En el satélite se ha embarcado un tercer experimento sobre tecnología de células de silicio de emisor profundo n+pp+ preparadas por el Instituto de Energía Solar de la Universidad Politécnica de Madrid, que ha proporcionado dos pequeñas células solares de prueba que también van montadas en el satélite.

El proyecto UPM-Sat 1 ha sido posible gracias a las subvenciones aportadas por la Fundación Caja de Madrid, como consecuencia del mencionado convenio con la Comunidad Autónoma de Madrid y la Universidad Politécnica de Madrid, por la Comisión Interministerial de Ciencia y Tecnología (CICYT) a través de los proyectos ESP88-0359, ESP92-0001-CP, ESP95-1090-E y ESP95-1647-E, por la propia Universidad Politécnica de Madrid y también por las donaciones de materiales y servicios de ESA, CASA/División Espacio, INTA, DASA, FIAR, IBM, CIEMAT, CRISA, Ayuntamiento de Soto del Real y otras empresas e instituciones.

Para cumplir los objetivos científicos, tecnológicos y educativos del proyecto UPM-Sat 1 ha sido preciso definir un marco de requisitos y limitaciones desde el que se han fijado las directrices de diseño del satélite. A la hora de identificar los posibles requisitos se suele distinguir entre requisitos funcionales y requisitos operacionales, siendo los primeros los que definen las actuaciones del sistema necesarias para alcanzar los objetivos propuestos y los segundos los que definen cómo ha de operar el sistema y su interrelación con los usuarios.

En el caso del UPM-Sat 1 la amplia batería de requisitos funcionales identificados [36] se pueden resumir en los siguientes:

1. El nivel de aceleración residual en la plataforma está limitado por las necesidades de la carga útil de puentes líquidos, menor de 10^{-4} g en cualquiera de los ejes.
2. Las envolventes geométricas son las correspondientes a las cargas de pago secundarias del lanzador Ariane IV [37].
3. La capacidad de orientación de la plataforma es la necesaria para asegurar la iluminación de los paneles solares y la orientación de la antena de comunicaciones.
4. La velocidad de giro del satélite alrededor de su centro de masas está limitada por las especificaciones de la carga útil de puentes líquidos y por las del subsistema de protección térmica.
5. El satélite debe ser capaz de operar en modo automático en caso de perderse la comunicación con la estación de tierra.

En el apartado de requisitos operacionales se han considerado la vida útil, inicialmente fijada en dos meses y después ampliada hasta dos años (la vida útil efectiva ha sido, como se ha dicho, de siete meses), el tipo de órbita y su período (fijadas por el cliente principal del lanzamiento), los niveles de redundancia requeridos, el ambiente de radiación, la arquitectura de las comunicaciones, etc.

A los requisitos hay que añadir las muchas limitaciones de diversa naturaleza que han enmarcado el proyecto. La más severa de las limitaciones ha sido sin duda la del coste, que ha forzado a limitar al máximo el número de modelos del satélite y sus subsistemas (por ejemplo, se ha utilizado la misma estructura tanto para los ensayos de calificación como para vuelo), así como los repuestos. Otra limitación tenida muy en cuenta desde el principio ha sido que el proyecto debía ejecutarse con la capacidad operativa restringida de un entorno universitario y, por último, que el satélite debía cumplir las diversas normativas de carácter legal aplicables al proyecto, que cubren desde la inscripción del satélite en los registros nacional y de la ONU y la asignación de frecuencias para las comunicaciones hasta el cumplimiento estricto de las normas de seguridad impuestas por la compañía lanzadora y, en el caso del UPM-Sat 1, también por el cliente principal del vuelo V75 de Ariane IV, el satélite militar Helios.

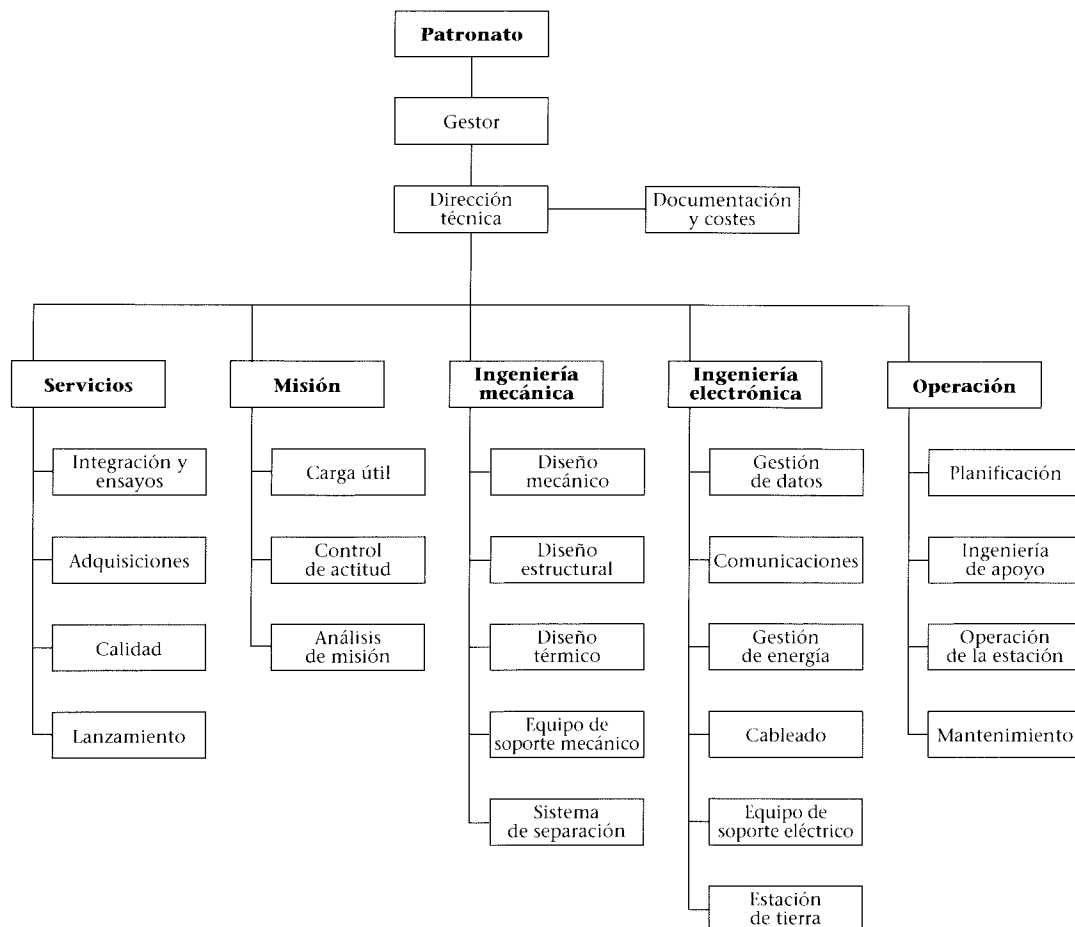
El resultado ha sido la plataforma UPM-Sat 1, cuyas características técnicas más relevantes se resumen en la tabla 2.1.

Para llevar a cabo este proyecto y organizar dentro de lo posible el numeroso equipo humano que en él ha participado, ha sido necesario introducir una cierta jerarquización por áreas de actividad, dotándola de la necesaria flexibilidad que exige una organización universitaria. De este modo, según se resume en la figura 2.1, el equipo responsable del

Masa	47 kg
Dimensiones	450 mm x 450 mm x 543 mm (antena no incluida)
Órbita	670 km de altitud, polar, heliosíncrona, con un período de 98 min
Vida operativa	7 meses (213 días)
Misiones	Comportamiento de los líquidos en condiciones de microgravedad Comunicaciones de mensajería Tecnología de células solares
Estructura	Aleación 7075 T73 mecanizada
Control de actitud	Estabilización magnética (magnetómetros y magnetopares)
Protección térmica	Pasiva (criterios de diseño y mantas aislantes multicapa)
Gestión de datos	Microprocesador 80C31 de 8 bits, 7 MHz, 256 kbytes de memoria SRAM, 64 kbytes de memoria EEPROM, reloj de vigilancia, 64 canales de conversión analógica a digital de 14 bits y 4 de conversión digital a analógica, 24 salidas digitales y 8 entradas digitales. Consumo de 250 mW. Comunicaciones asíncronas con el módem a 9600 bps
Comunicaciones	Módem a 9600 baudios con modulación de mínima desviación de fase (MSK), transmisor de 10 W en la banda de 400 MHz, antena omnidireccional
Gestión de energía	Cuatro paneles solares (tres con células de Si y uno con células de GaAs) que proporcionan 30 W cada uno (20 W de media a lo largo de una órbita); dos baterías de NiCd, de 6 Ah cada una a 20 V; control de carga y descarga de baterías y de los niveles de voltaje e intensidad
Lanzamiento	Ariane IV-40 ASAP
Sistema de separación	5SSASAP (Ariane)

desarrollo del satélite UPM-Sat 1 ha estado dirigido por un gestor que rendía cuentas ante el patronato que forman los organismos e instituciones patrocinadores y un conjunto de equipos de trabajo (articulados en torno a los paquetes de trabajo definidos en el proyecto) coordinados por un director técnico que rendía cuentas al gestor. Los equipos de trabajo, formados por uno, dos o tres profesores y varios alumnos, se han encargado de llevar a cabo las distintas tareas descritas en los paquetes de trabajo, siendo su composición flexible, habida cuenta de la movilidad y la disponibilidad del personal en un entorno universitario y de las necesidades específicas del proyecto en las diversas etapas de su ejecución.

Fig. 2.1. Organización por paquetes de trabajo del proyecto UPM-Sat 1.



En la tabla 2.2 se indica la distribución entre las Escuelas de la Universidad Politécnica de Madrid implicadas en el satélite del equipo humano que ha participado en la ejecución del proyecto. Como se recoge en la tabla, el satélite es el resultado del esfuerzo y dedicación de un numeroso grupo de personas repartidas entre profesores, alumnos, personal laboral y de administración y servicios de la E.T.S.I. Aeronáuticos, de la E.T.S.I. de Telecomunicaciones, de la E.T.S.I. Navales y de la E.U.I.T. Aeronáutica. La clasificación del personal en categorías reflejada en la tabla corresponde a la situación existente a principios de 1994; hay que decir que desde entonces todos los alumnos de segundo ciclo participantes en el proyecto han finalizado sus estudios y que, de éstos, una gran parte han orientado su actividad profesional hacia el sector aeroespacial, encontrando con facilidad acomodo en las industrias e instituciones del sector. Otro grupo, más reducido, ha continuado ligado a la Universidad, como profesores o realizando estudios de doctorado.

Tabla 2.2. Distribución del personal participante en el proyecto UPM-Sat 1 por categorías y Escuelas de la Universidad Politécnica de Madrid a principios de 1994.

	<i>Profesores</i>	<i>Alumnos</i>	<i>Laborales y P.A.S.</i>	<i>Subtotal</i>
E.T.S.I. Aeronáuticos	16	25	12	53
E.T.S.I. Telecomunicación	6	6	-	12
E.T.S.I. Navales	1	3	-	4
E.U.I.T. Aeronáutica	4	2	-	6
Total	27	36	12	75

Respecto a la cronología del proyecto, aunque sus orígenes se sitúan a finales del año 1990, los trabajos técnicos no empezaron hasta bien entrado el año 1991. El ritmo de trabajo durante este primer año y una parte significativa del siguiente fue lento debido a razones de índole presupuestaria, ya que el primer plazo de la subvención acordada con la Fundación Caja de Madrid no llegó a la Universidad Politécnica de Madrid hasta casi finales del año 1992.

Con la firma del contrato de lanzamiento con Arianespace en diciembre de 1992 el proyecto UPM-Sat 1 experimentó una notable aceleración, pero aún así el proyecto fue acumulando retrasos originados principalmente por las dificultades surgidas en la adaptación de una organización universitaria a los modos de trabajo exigidos por un proyecto complejo y muy interrelacionado como es un satélite, aunque sea pequeño.

En todo proyecto espacial existe un hito determinante que es la fecha de lanzamiento. En el caso del UPM-Sat 1 esta fecha dependía obviamente del satélite principal, Helios, y fue sufriendo diversos retrasos imputables unos a la organización Helios y otros a la compañía lanzadora (el fracaso del lanzamiento V73 en el otoño del 94 introdujo un retraso de más de tres meses en los vuelos posteriores). Estos retrasos permitieron suavizar algo el ritmo de trabajo frenético con que se empezó el año 1994, pues la fecha prevista entonces para el lanzamiento del UPM-Sat 1 era finales de ese mismo año, y completar con cierta holgura el programa de ensayos de calificación. En la tabla 2.3 se resumen los hitos principales del desarrollo del satélite UPM-Sat 1.

Tabla 2.3. Hitos en el desarrollo del proyecto UPM-Sat 1

1991	Enero	Definición del experimento sobre puentes líquidos.
	Mayo	Preparación de la propuesta de desarrollo de un pequeño satélite Firma del acuerdo de cooperación CAM ^a , FCM ^a y UPM. Comienzo del diseño preliminar.
1992	Marzo	Finalización del diseño preliminar. Comienzo del diseño detallado.
	Abril	Estudio de las oportunidades de lanzamiento.
	Julio	Comienzo de la fabricación de la estructura.
	Sept.	Visita a Arianespace, en Evry (Francia).
	Dic.	Firma del contrato de lanzamiento.
1993	Mayo	Revisión del diseño crítico.
	Junio	Ensayos estructurales preliminares.
	Julio	Comienzo de adquisiciones para el modelo de vuelo. Acuerdo con DASA-ESTEC y con FIAR-ESTEC. Comienzo del desarrollo del simulador.
	Sept.	Construcción de la cámara limpia para la integración del satélite.
1994	Marzo	Ensayos de calificación (mecánicos). 1ª fase.
	Abril	Visado del proyecto por el COIAE ^b .
	Mayo	Ensayos de calificación. 2ª fase. Ensayos de compatibilidad geométrica en MMS ^c (Toulouse). Reunión de coordinación con Arianespace. Ensayos de calificación (térmicos).
	Julio	Preparación del modelo ingeniería. Pruebas del programa embarcado.
	Sept.	Integración del modelo de vuelo.
	Nov.	Ensayo de separación.
	Dic.	Ensayo de choque (aceptación). Ensayo de vibración (aceptación).
1995	Enero	Ensayo de propiedades másicas (aceptación). Ensayo de vacío térmico (aceptación). Aceptación por Arianespace para vuelo en Ariane 4-ASAP.
	Junio	Campaña de lanzamiento.
	Julio	Lanzamiento e inyección en órbita. Comienzo de las operaciones en órbita.
1996	Febrero	Fin de las operaciones en órbita.

a. Comunidad Autónoma de Madrid, Fundación Caja de Madrid

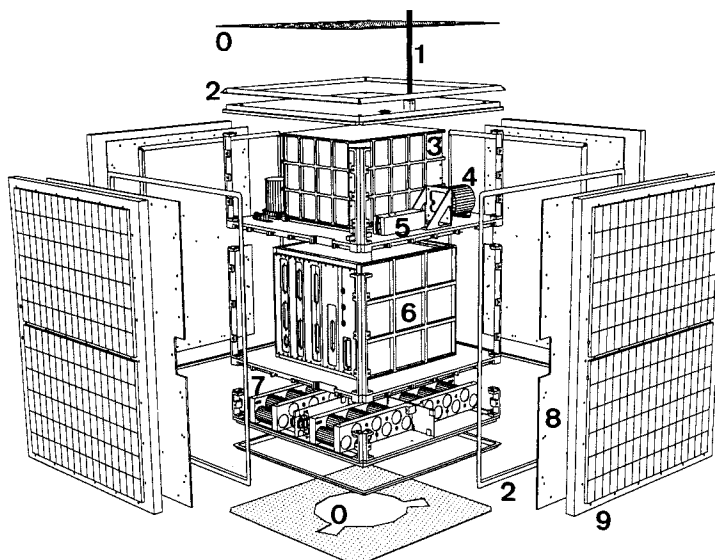
b. Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España

c. Matra-Marconi Space

La arquitectura general del microsatélite UPM-Sat 1 está definida, según se muestra en las figuras 3.1 y 3.2, en torno a una caja central formada por cuatro bandejas sobre las que se alojan los distintos equipos e instrumentos, cuyas caras laterales están cubiertas por los paneles de cierre y los paneles solares, y las caras superior e inferior por mantas térmicas multicapa [24-27, 36, 38-41] .

La bandeja A, situada en la parte inferior del satélite sirve de unión con el subsistema de separación utilizado para la inyección del satélite en órbita una vez la tercera etapa del lanzador alcanza la posición orbital adecuada, y sobre la misma se alojan parte de los componentes del subsistema de generación y gestión de energía (las baterías). La segunda bandeja, B, es el elemento estructural que sirve de soporte a la caja de la electrónica, y sobre la tercera bandeja, C, están ubicados la carga útil de puentes líquidos y los giróscopos y magnetómetros del subsistema de control de actitud. Por último, la bandeja D es el elemento estructural de cierre del satélite en su parte superior, y sirve de soporte a la antena de comunicaciones y al conector para las comprobaciones de funcionamiento durante el proceso de integración.

Fig. 3.1. Esquema general de la plataforma UPM-Sat 1: 0) mantas térmicas multicapa, 1) antena, 2) magnetopares, 3) célula del experimento de puentes líquidos, 4) magnetómetros, 5) giróscopos, 6) caja equipos electrónicos, 7) baterías, 8) paneles de cierre lateral y 9) paneles solares.



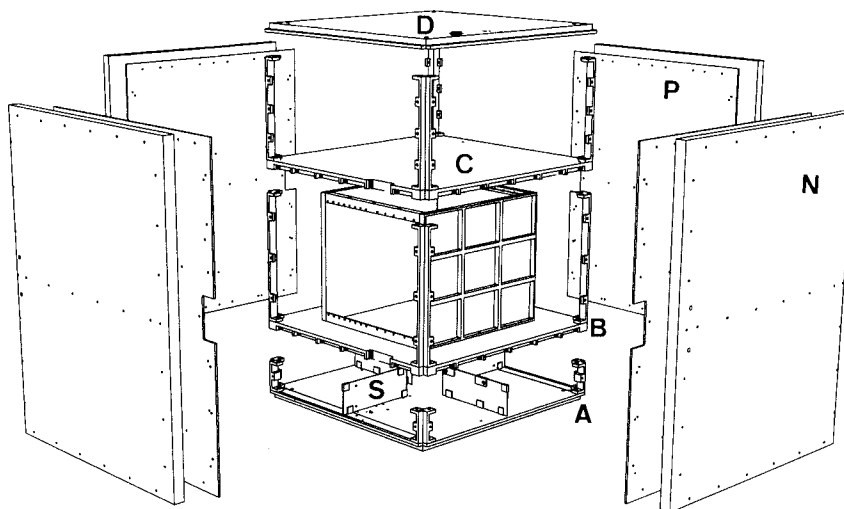
3.1. Estructura

La estructura sirve para soportar las cargas que se producen en todas las operaciones críticas del satélite (transporte, lanzamiento y separación). Los elementos que componen este subsistema, tal como se indica en la figura 3.2, son las bandejas, las barras de separación, los paneles de cortadura, los paneles de cierre laterales y substratos de los paneles solares. La consideración de los substratos de los paneles solares como elementos de la estructura se debe a que éstos cumplen también una función estructural que hace que las cargas transmitidas a las células solares, y por consiguiente su deformación, sean muy reducidas. Todos los elementos del subsistema estructural fueron diseñados y fabricados de modo que se facilitara el montaje del sistema completo, así como la accesibilidad a los elementos de otros subsistemas para posibles comprobaciones o sustituciones en caso de necesidad.

Los materiales empleados para la fabricación de los elementos de la estructura primaria y secundaria del satélite UPM-Sat 1, seleccionados según norma ESA PSS-01-701, son ale-

ación de aluminio-zinc (7075 T73, cuya composición química es 5.6% Zn, 2.5% Mg, 1.6% Cu, 0.3% Cr y 90.0% Al), Hostaform C9021 (Delrin 07, acetato copolímero termoplástico) y tornillos de acero inoxidable [42].

Fig. 3.2. Elementos de la estructura del satélite UPM-Sat 1. A, B, C y D) bandejas de soporte de equipos, E) caja de equipos electrónicos, P) paneles de cierre lateral, N) soporte de los paneles solares, S) paneles de cortadura.



La bandeja A está situada, como ya se ha dicho, en la parte inferior del satélite y sirve de unión al sistema de separación (SSS ASAP), por lo que su diseño está condicionado por la forma de éste. La bandeja A es una placa cuadrada de 425 mm de lado y 5 mm de espesor, y para darle rigidez se ha mecanizado con nervios de 10 mm de altura y 5 mm de ancho. Estos nervios adoptan una disposición radial para facilitar la unión al sistema de separación. A los laterales de esta bandeja se atornillan, utilizando tornillos M3, los paneles de cierre del satélite, P, y los paneles solares, N, y su cara exterior está recubierta, en la parte que deja libre el sistema de separación, por una manta térmica multicapa que la aísla térmicamente del exterior.

La bandeja B es también de forma cuadrada, de 425 mm de lado, pero de 6 mm de espesor, con nervios de 9 mm de altura y 5 de ancho mecanizados en su parte inferior siguiendo una disposición rectangular. Uno de los laterales de la placa lleva dos rebajes entre nervios para permitir el paso del cableado y, como en el elemento anterior, existen taladros roscados de métrica Ø3 mm en cada lateral de la bandeja para la unión del elemento con los paneles de cierre.

La bandeja C, al igual que la D, tiene forma y dimensiones análogas a las de la bandeja B. También aquí existe un rebaje para el paso del cableado entre dos nervios en uno de los laterales y a esta bandeja se unen los paneles de cierre por medio de tornillos M3. También en las caras laterales de la bandeja D, cuya superficie exterior está recubierta por una manta térmica multicapa, existen taladros roscados de métrica Ø3 mm para la fijación de los paneles de cierre. Las esquinas de todas las bandejas, así como el perímetro de las bandejas A y D, están rebajadas para alojar a los magnetopares.

Los elementos separadores AB sirven para la unión de las bandejas A y B. Estos separadores son básicamente vigas de 55 mm de altura y sección en L. Se encuentran situados en las esquinas de las bandejas y sus uniones a las mismas se realizan por medio de tor-

nillos M4. En los laterales de cada elemento existe un taladro roscado de $\varnothing 3$ mm para la unión con los paneles de cierre.

Los separadores BC, elementos estructurales de unión entre las bandejas B y C, tienen la misma forma general que los elementos AB, aunque su altura es de 235 mm. Se atornillan en las esquinas de sus bandejas mediante tornillos M4 y en sus laterales existe taladros roscados de $\varnothing 3$ mm para la unión con los paneles de cierre, portaconectores y sujeciones de magnetopares. Por último, los separadores CD, que forman la unión entre las bandejas C y D, son iguales a los anteriores pero con una altura de 180 mm. En los laterales de estos separadores también hay taladros roscados de $\varnothing 3$ mm para la unión con los paneles de cierre.

También forman parte de la estructura primaria los paneles de cortadura, S, elementos estructurales cuya función principal es reforzar la estructura para aumentar su rigidez lateral. Cada panel de cortadura es una chapa rectangular de 1.5 mm de espesor. Se encuentran situados entre las bandejas A y B y a los mismos se sujetan las baterías.

Los paneles laterales, que se unen por medio de tornillos M3 a los laterales de las bandejas y de los separadores y sobre los que se atornillan los substratos de los paneles solares, son chapas rectangulares de 1 mm de espesor. Los substratos de los paneles solares, de 9 mm de espesor, son de tipo "sandwich" y están formados por dos chapas de aluminio de 0.5 mm de espesor y una matriz de panal de abeja, también de aluminio, de 8 mm de espesor.

La caja de equipos electrónicos, E, tiene también una función estructural. Esta caja se encuentra situada sobre la bandeja B y, además de servir de soporte para las tarjetas electrónicas, transmite las cargas desde la bandeja B a la C, aumentando la rigidez lateral y axial de la estructura principal. Este elemento está compuesto por las dos placas laterales, de forma rectangular, y cuatro largueros, dos delanteros y dos traseros, donde se atornillan los soportes frontales y traseros de las tarjetas electrónicas.

En la figura 3.3 se pueden apreciar los detalles de la estructura del UPM-Sat 1 sin los paneles laterales de cierre, así como la ubicación de los magnetopares, baterías, caja de equipos electrónicos, caja del experimento de puentes líquidos y cableado. Las barras verticales sobre las que descansa el satélite y sus prolongaciones hasta la bandeja superior forman parte del sistema de manejo en tierra y no son por tanto elementos de vuelo.

Para determinar las dimensiones de los componentes de la estructura primaria, el criterio de diseño ha estado basado fundamentalmente en cumplir las especificaciones de Arianespace [43] respecto a la respuesta de la estructura a cargas dinámicas (y no a cargas estáticas), por ser éste el requisito más severo impuesto por el vehículo lanzador, y que se traduce en que la estructura había de tener frecuencias propias superiores 50 Hz para el primer modo de vibración lateral y a 100 Hz para el primer modo de vibración longitudinal. No ha sido preciso optimizar la masa de la estructura pues el balance de masas del satélite proporcionó en todo momento un amplio margen de maniobra para este subsistema (de hecho la masa final del satélite, 47 kg, es inferior en 3 kg al máximo delimitado por Arianespace).

Para los primeros cálculos se desarrolló un modelo teórico [36] que a pesar de su simplicidad permitió dimensionar la estructura con bastante aproximación. Obviamente los resultados de este modelo teórico sufrieron un proceso de ajuste posterior utilizando un modelo de elementos finitos más refinado.



Fig. 3.3. Distribución interna del UPM-Sat 1.

la bandeja inferior, y está dirigido perpendicularmente a ésta hacia la bandeja superior, y los ejes X e Y son paralelos a los laterales de las bandejas formando un triedro a derechas). La bandeja A, además, está unida directamente por su parte inferior al sistema de separación y a la bandeja B con dos paneles de cortadura adicionales. En este modelo se desprecian las posibles rigideces aportadas por las cajas de equipos electrónicos y del experimento, así como las de los dos paneles laterales que trabajan a flexión.

En el modelo se distingue entre elementos con energía cinética, que se consideran como masas concentradas, y con momentos de inercia, situadas en las posiciones del centro de masas de cada bandeja, y elementos con energía potencial, que se modelan como muelles con distintas condiciones de trabajo. Así, a cada bandeja se le otorga una masa igual a la suya propia, más la de los equipos que están unidos solamente a ella y la mitad de aquellos que están además unidos a otra bandeja, añadiendo también la parte proporcional de la masa de los paneles laterales, y para el cálculo de los momentos de inercia se supone la masa de cada bandeja repartida uniformemente en ella. Los separadores se modelan como vigas trabajando a flexión empotradas en los dos extremos, y los paneles de cortadura como paneles trabajando a cortadura, al igual que los paneles laterales. En el caso lateral se supone que el sistema de separación trabaja como un muelle de tracción-compresión.

El modelo consta de cuatro grados de libertad: uno es la rotación de la bandeja inferior respecto al punto de unión del sistema de separación, y los otros tres las traslaciones en la dirección perpendicular al eje longitudinal de cada una de las otras tres bandejas respecto a la inferior. Para el cálculo de las frecuencias propias, siguiendo el procedimiento habitual se calculan la energía cinética del sistema y su energía potencial, lo que permite establecer las cuatro ecuaciones diferenciales que definen el movimiento libre del sistema, cuyos autovalores determinan las frecuencias propias del mismo.

En el caso de vibraciones longitudinales el sistema consta de cuatro bandejas unidas cada dos adyacentes entre sí por cuatro barras separadoras y cuatro paneles laterales, con la bandeja inferior unida también al sistema de separación. Al igual que en el modelo de vibración lateral, se consideran elementos con masas concentradas, determinadas con el mismo criterio que en el caso anterior, los elementos con energía potencial (esto es, los separadores, los paneles laterales, el sistema de separación y los cuatro paneles de corta-

En el modelo teórico para el dimensionado de la estructura las distintas partes del satélite se traducen en masas concentradas unidas a elementos que representan la rigidez del sistema, siendo el modelo distinto según se trate de analizar las vibraciones laterales o las longitudinales. En el caso lateral, teniendo en cuenta la simetría del satélite respecto a los ejes X, Y , el modelo es bidimensional, y consta de cuatro bandejas unidas cada dos adyacentes mediante cuatro separadores y los dos paneles laterales que trabajan a cortadura (en el sistema de ejes de referencia utilizado en el UPM-Sat 1 el eje Z tiene su origen en la cara interna de

dura existentes entre las bandeja A y B) se modelan como muelles de tracción-compresión, y el sistema de separación como una viga trabajando a tracción-compresión. Este sistema tiene también cuatro grados de libertad, que son los desplazamientos de cada una de las bandejas superiores respecto a la inmediatamente inferior y el de la bandeja inferior respecto a la plataforma del vehículo lanzador que soporta al satélite. Procediendo de forma análoga al caso de vibraciones laterales, se calculan la energía cinética y la energía potencial del sistema, se obtienen las ecuaciones diferenciales correspondientes al movimiento libre, y se llega de nuevo a un típico problema de autovalores cuya resolución proporciona los valores de las frecuencias propias.

Aunque los resultados proporcionados por estos modelos sencillos estuvieron en concordancia con los resultados medidos en los primeros ensayos realizados, y permitieron un dimensionado preliminar de los elementos estructurales muy ajustado, el proceso de diseño de la estructura ha estado asistido por un modelo de elementos finitos de 400 nodos desarrollado en NASTRAN [44].

A lo largo del proyecto han sido varias las réplicas estructurales sometidas a ensayos, pues los diversos modelos se han ido adaptando a las modificaciones que se iban introduciendo. Así, se han realizado ensayos de análisis modal en las instalaciones de la E.T.S.I. Aeronáuticos y varias series de ensayos de vibraciones sinusoidales y aleatorias en el INTA para comprobar experimentalmente los valores de las frecuencias propias, tanto en el caso longitudinal como en lateral, con el fin de cumplir los requisitos de Arianespace. Los resultados obtenidos con los modelos teóricos (analítico y numérico) y los medidos en los ensayos se comentan en el Capítulo 5. El resultado final de todo este proceso de cálculo y ensayos fue que la plataforma UPM-Sat 1 ha obtenido la calificación de Arianespace de apta para vuelo (hay que señalar, sin embargo, que no se logró alcanzar el requisito de 50 Hz para la primera frecuencia lateral, condición que fue derogada por la compañía Arianespace tras demostrar que la primera frecuencia lateral del UPM-Sat 1, unos 43 Hz, era suficiente para cumplir las especificaciones de seguridad).

Una vez validado el programa de elementos finitos utilizado para el cálculo de la estructura con los resultados de los ensayos de vibración, se utilizó dicho modelo para calcular los factores de seguridad frente a los casos de carga cuasiestática a considerar en el diseño [44], obteniéndose los resultados que se reflejan en la tabla 3.1.

Tabla 3.1. Casos de carga y factores de seguridad frente a cargas cuasiestáticas.

<i>Caso/Fase de vuelo</i>	<i>Aceleración lateral (g)</i>	<i>Aceleración longitudinal (g)</i>	<i>Factor de seguridad mínimo</i>
1/ Máxima presión dinámica	± 1.5	-3.0	59.0
2/ Al final de la fase propulsada	± 1.0	-5.5	50.1
3/ Al finalizar la fase de empuje	± 1.0	+2.5	30.0

Como se puede observar en los datos reflejados en la tabla, los factores de seguridad frente a carga cuasiestática son mucho más altos de lo necesario. La causa de este exceso reside en que, como ya se ha dicho, la estructura se ha dimensionado para que presente unas frecuencias de resonancia altas, lo que implica una rigidez estructural elevada, y también a que las cargas cuasiestáticas de diseño son comparativamente reducidas, por lo que el cálculo estático arroja valores de los esfuerzos máximos pequeños que dan lugar a los elevados factores de seguridad referenciados.

3.2. Protección térmica

El subsistema de protección térmica tiene como finalidad mantener las temperaturas de la estructura y de los equipos embarcados dentro de sus intervalos óptimos de funcionamiento. Los criterios de diseño para el subsistema de protección térmica han sido que el control térmico había de ser pasivo y que debía satisfacer los requisitos de temperaturas máximas y mínimas de los componentes críticos del satélite recogidas en la tabla 3.2.

Tabla 3.2. Temperaturas mínimas, T_{min} y máximas, T_{max} , de diseño de los elementos críticos del satélite UPM-Sat 1.

Componente	T_{min} [K]	T_{max} [K]	Componente	T_{min} [K]	T_{max} [K]
Equipos electrónicos	263	313	Magnetómetros	243	343
Exp. puentes líquidos	263	303	Magnetopares	213	343
Baterías	268	323	Giróscopos	253	343
Paneles solares	213	328	Sensores de temp.	218	423

En el diseño de este subsistema [36] se han tenido en cuenta tanto las propiedades ópticas de las superficies, como las de las uniones entre los diversos elementos y componentes del satélite y el uso de elementos pasivos de protección térmica. Así, el acabado de las superficies interiores del satélite es el de aluminio de baja emisividad, y el interior del satélite está térmicamente aislado de los paneles de cierre lateral, lo que, unido al movimiento de rotación del satélite, contribuye a amortiguar las variaciones de temperatura en el interior. Para ello, en las uniones entre bandejas, separadores, paneles, etc., se utilizan tornillos de acero inoxidable de baja conductividad térmica. Conviene señalar que las baterías están conectadas térmicamente con la bandeja B pero aisladas de la bandeja A, por ello están montadas sobre material aislante Delrin 07 y, además, existe una holgura de 1.5 mm entre la bandeja A y el soporte de las baterías. De modo semejante, la caja del experimento sobre puentes líquidos está aislada de la bandeja D, de forma que hay una holgura entre caja y bandeja, existiendo contacto sólo a través de los puntos de fijación.

Fig. 3.4 Vista del UPM-Sat 1 donde se puede apreciar la manta térmica multicapa que recubre la cara superior del satélite.



Otro de los elementos del subsistema de protección térmica está formado por las mantas térmicas multicapa que recubren las caras exteriores de las bandejas A y D (véase la figura 3.4); estas mantas térmicas, donadas por CASA División Espacio, tienen cinco capas interiores de *kapton* de 7.5 μ aluminizadas en las dos caras, dos capas exteriores de *kapton* de 25 μ aluminizadas cada una en su cara interior y seis espaciadores de *dexi-glass* [45]. Además de todo lo anterior, en operación el satélite gira alrededor de su eje longitudinal, con lo que se logra uniformizar la distribución de temperatura en el recubrimiento del satélite.

Dado que la configuración geométrica y másica estaba ya fijada por otros condicionantes, las posibilidades de actuación en este subsistema estuvieron en todo momento confinadas en un margen de maniobra muy estrecho, limitadas prácticamente a la selección de los materiales a emplear en las diversas partes del satélite y el tipo de uniones entre las mismas. Para la definición del modelo térmico matemático con el que determinar los intercambios de energía térmica de los distintos equipos entre sí y con el entorno espacial, y por tanto la temperatura de las distintas partes del satélite, se ha desarrollado un modelo de elementos finitos con 800 nodos, cuya elección se ha realizado de modo que, además de representar geométricamente al satélite, en dicho modelo quedasen recogidos todos los detalles de interés desde el punto de vista térmico. Además, para diseñar los soportes de las células de las baterías, se ha hecho un estudio detallado del comportamiento térmico de las mismas, habiéndose desarrollado un modelo térmico más detallado, de 200 nodos, del conjunto formado por las baterías. Las cargas térmicas exteriores consideradas han sido la radiación solar, el albedo y la radiación terrestre (obviamente además de recibir energía exterior el satélite emite energía infrarroja al espacio frío), y las cargas interiores consideradas han sido las generadas por los distintos equipos (baterías, ordenador embarcado, telemetría, etc.), distinguiéndose en este caso entre cargas continuas e intermitentes. Las propiedades térmicas de los materiales empleados en la configuración nominal del UPM-Sat 1 se resumen en la tabla 3.3.

Tabla 3.3. Conductividad térmica, k , calor específico, ρC_p , emisividad, ϵ , absorptancia, α , y coeficiente de transferencia de calor, h_c , de los materiales utilizados en el UPM-Sat 1.

Elemento	k [W/(m.K)]	ρC_p [J/(m ³ .K)]	ϵ	α	h_c [W/(m ² .K)]
Estructura (7075 T73) ^A	120	2.548×10^6	0.10	–	–
Soporte de baterías (Delrin)	0.31	2.115×10^6	0.80	–	–
Paneles solares ^B	1.5×10^{-4}	2.420×10^6	0.82	0.60	–
Uniones ^C	16.3	3.596×10^6	–	–	–
Mantas térmicas	–	–	0.62	0.39	0.05

A. Bandejas, separadores, paneles de cortadura, paneles de cierre y cajas de equipos.

B. Células solares montadas sobre un sustrato formado por dos láminas de aluminio separadas con panel de abeja, también de aluminio.

C. Tornillos de acero inoxidable.

Los casos de carga considerados fueron, en primer lugar, las situaciones estacionarias extremas, caso frío y caliente, y posteriormente el no estacionario (variación de las temperaturas a lo largo de la órbita). Para acotar los errores en los cálculos (debidos en parte a que para modelar el comportamiento térmico del UPM-Sat 1 fue preciso introducir en el modelo un conjunto de hipótesis, aproximaciones y simplificaciones, y en parte debido a la incertidumbre con la que se conocían algunos valores de las propiedades térmicas de los materiales utilizados), se definió un plan de ensayos experimentales con los que validar el modelo matemático y también para determinar con más exactitud las propiedades térmicas de los materiales empleados. Por ello se han realizado ensayos de medida de propiedades térmicas de baterías y uniones, un ensayo de calificación con una réplica térmica (un modelo del satélite formado por las bandejas, separadores, caras laterales sin los paneles solares y con los distintos equipos sustituidos por masas y resistencias eléctricas que disipaban la misma potencia) con el que se validó el modelo térmico matemático, y un ensayo de aceptación del modelo de vuelo. Estos ensayos se describen en el Capítulo 5.

Los resultados obtenidos mediante el modelo térmico matemático correspondientes a los diversos casos de carga [36] se muestran en la tabla 3.4, donde se han incluido también

las temperaturas medias máximas y mínimas medidas en órbita [46]. Como se puede apreciar, existe un acuerdo razonable entre las predicciones del diseño y las temperaturas medidas en órbita, si bien son precisas algunas puntualizaciones. Hay que señalar que en el caso de los paneles solares y los magnetopares, los sensores de temperatura no están sobre estos elementos, sino fijados a los separadores en contacto con paneles y magnetopares, lo que explica que las fluctuaciones de temperatura medidas en los sensores sean menores que las predichas por el diseño para estos componentes del satélite.

Tabla 3.4. Temperaturas mínimas y máximas en diferentes elementos del satélite UPM-Sat 1 obtenidas con el modelo térmico matemático para distintos casos de carga, $T_{\min}^{\text{d}} \div T_{\max}^{\text{d}}$ temperaturas mínimas y máximas resultantes de los casos anteriores a lo largo de un ciclo térmico, $T_{\min}^{\text{o}} \div T_{\max}^{\text{o}}$ y temperaturas mínimas y máximas medidas en órbita, $T_{\min}^{\text{d}} \div T_{\max}^{\text{d}}$.

Elementos	$T_{\min}^{\text{d}} \div T_{\max}^{\text{d}}$ [K]				$T_{\min}^{\text{d}} \div T_{\max}^{\text{d}}$ [K]	$T_{\min}^{\text{o}} \div T_{\max}^{\text{o}}$ [K]
	Caliente	Enfriamiento	Frío	Calentamiento		
Caja eq. electrónicos	284÷288	283÷286	279÷282	280÷282	279÷288	279÷292
Exp. puentes líquidos	282÷286	283÷286	276÷279	277÷282	276÷286	267÷285
Baterías (grupo 0)	284÷288	280÷286	276÷282	280÷284	276÷288	270÷287
Baterías (grupo 1)	284÷288	280÷286	276÷282	280÷284	276÷288	275÷332
Paneles solares	296÷303	256÷265	252÷261	293÷300	252÷303	257÷289
Magnetopares	294÷300	259÷265	255÷261	293÷298	255÷300	265÷285

3.3. Control de actitud

De acuerdo con los requisitos impuestos por la misión, las funciones asignadas al subsistema de control de actitud son las siguientes:

- Determinación de la orientación del eje de antenas del satélite (eje Z) respecto al campo magnético terrestre.
- Mantenimiento del eje de antenas del satélite en una dirección perpendicular a la vertical local con una precisión de $\pm 45^\circ$ durante los períodos de comunicaciones.
- Control de la velocidad de rotación del satélite de modo que ésta se mantenga por debajo de 1 rpm para evitar perturbaciones sobre el experimento y por encima de 0.5 rpm por motivos de control térmico.
- Orientación adecuada del satélite con respecto al Sol, con el fin de maximizar la potencia generada por los paneles solares.

Analizados los requisitos de la misión y las diversas opciones a considerar en la definición de la estrategia de control, se ha seleccionado un modo de estabilización giroscópica (a baja velocidad de rotación) con el eje de giro orientado paralelamente al eje del dipolo del campo geomagnético, en el que se emplea la interacción del campo magnético terrestre con los actuadores colocados en el UPM-Sat 1 tanto para la determinación de la actitud del satélite como para la ejecución de las maniobras de control.

El subsistema de control de actitud, cuyo diagrama de bloques se muestra en la figura 3.5, consta de sensores, actuadores y lógica de control. Adicionalmente, para dar la información necesaria a los experimentos, el satélite dispone también de dos células solares de referencia situadas en los paneles Y+ e Y-, que se utilizan para determinar el ángulo solar de los paneles experimentales, y de giróscopos de referencia para el experimento de puentes líquidos. En la figura 3.6 se indica la localización de los diversos componentes de este subsistema.

Los sensores son dos magnetómetros triaxiales TAM 7 MK2 S, de Ultra Electronics, y tres giróscopos J176 ALM de Sextant Avionique. Dado que los magnetómetros son el sensor esencial, en el UPM-Sat 1 se han instalado dos, por redundancia, de cuyas señales de salida se obtienen la dirección y módulo del campo magnético local. Las características de los magnetómetros se recogen en la tabla 3.5. Los datos sobre el campo magnético proporcionados por los magnetómetros son procesados en el ordenador de a bordo para obtener información sobre la actitud del satélite.

Fig. 3.5. Diagrama de bloques del subsistema de control de actitud.

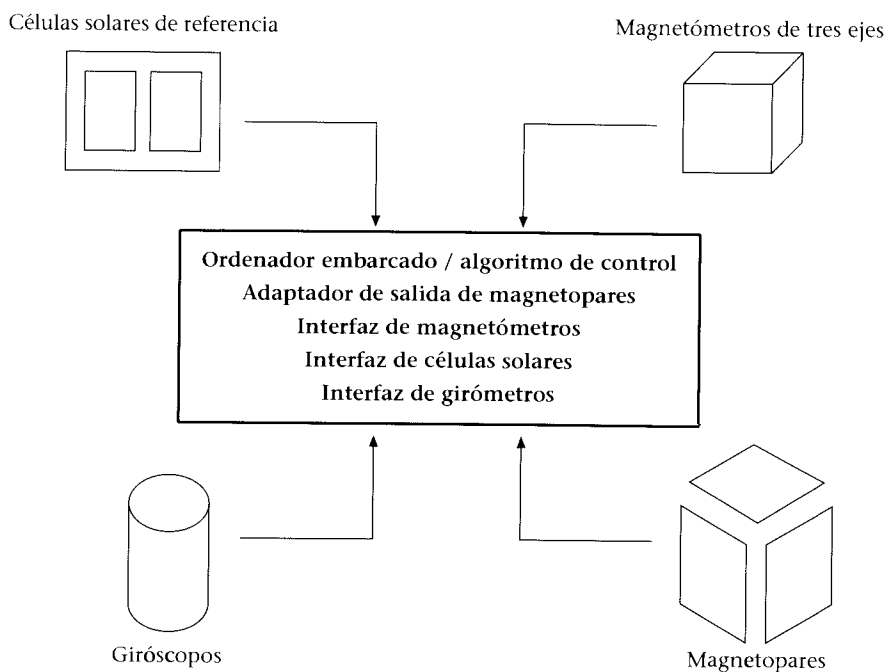
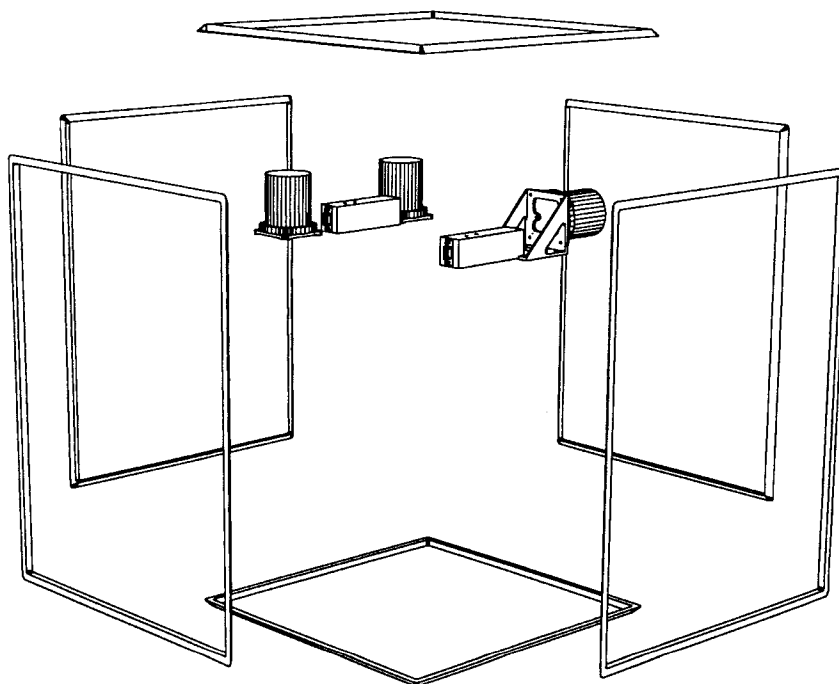


Fig. 3.6. Localización de los componentes del subsistema de control de actitud.



Los giróscopos, cuyas características más relevantes se muestran en la tabla 3.6, son elementos adicionales del subsistema de control de actitud cuya misión es determinar la velocidad angular del vehículo de forma independiente para compararla con la deducida a partir de la señal de los magnetómetros.

Tabla 3.5.
Características de los
magnetómetros TAM 7
MK2 S embarcados en
el UPM-Sat 1.

Consumo	de 22 V a 30 V c.c. 30 mA (38 mA máximo)	Medida del eje magnético, precisión de alineamiento	menor de 0.2°
Tensión de salida	de 0 V a 5 V (nominal)	No linealidad	menor de 0.1 %
Rango dinámico	$\pm 60\,000$ nT	Masa	225 g
Factor de escala	24 000 nT/V	Ruido, pico a pico	3.5 nT, c.c. a 80 Hz
precisión	menor de ± 2.0 %	Impedancia de salida	menor de 500 Ω
acopl. entre ejes	menor de ± 0.2 %	Rango operativo de temperaturas	de 241 K a 344 K
corrección por temp.	± 0.01 % / K	Rango de almacenamiento	de 223 K a 373 K

Tabla 3.6.
Características de los
giróscopos J176 ALM.

Consumo	de 22 V a 32 V c.c., 30 mA	Umbral de medida	menor de 0.01 °/s
Tensión de salida	de 0 V a 10 V (nominal)	Corrección por temp.	± 0.0015 V/K
Factor de escala	1V/°/s	Ruido	50 mV ef.
precisión	mayor de ± 2.0 %		c.c. a 50 Hz

Los actuadores del subsistema de control de actitud son seis bobinas conectadas en paralelo dos a dos de modo que forman tres parejas de magnetopares. Uno de estos magnetopares tiene bobinas de forma cuadrada, de 425 mm de lado, situadas alrededor de las bandejas A y D; las otras cuatro bobinas son rectangulares, de 530 mm x 425 mm, y están dispuestas alrededor de las paredes laterales. Los magnetopares pueden presentar tres estados funcionales: apagado (bobinas desconectadas), encendido (bobinas conectadas con el signo de alimentación positivo) y operación inversa (bobinas conectadas con el signo de alimentación negativo).

Cada magnetopar está formado por una serie de espiras de hilo de cobre de 0.4 mm de diámetro, con una sección transversal en forma de triángulo rectángulo con dos catetos iguales de 10 mm de lado. Las bobinas se han fabricado en la E.T.S.I. Aeronáuticos de la UPM, con espiras de hilo de cobre esmaltado, fabricado con resinas de Poliéster-Poliamida Thetic, clase H, con índice de temperatura de 180°C, recomendación CEI 317/8. En la fabricación de las bobinas se ha seguido la norma UNE 20.006 IV-V(W) y las normas DIN-46435 y 46453 en lo referente a medidas, pruebas eléctricas y mecánicas en los grados 1, 2 y 3. Cada bobina está recubierta con cinta adhesiva de *kapton*. Las características de los dos tipos de magnetopares se muestran en la tabla 3.7.

Tabla 3.7. Características
de los magnetopares.

Dimensiones [mm]	núm. de espiras	Intensidad [A]	Tensión [V]	Resistencia [Ω]	Par ^A [Nm]
425 x425	159	0.34	14.5	42	3.4×10^{-4}
530 x425	150	0.34	14.5	47	4.0×10^{-4}

A. Suponiendo un campo magnético de 30 000 nT

Para conseguir las maniobras requeridas, el algoritmo de control programado en el ordenador de a bordo es el que decide, en función de los datos recibidos de los sensores, qué magnetopares deben conectarse, durante cuanto tiempo y el signo de la alimentación. La estrategia de control se divide en tres fases [47], una primera fase de actuación en secuencia de los tres magnetopares con objeto de dotar al satélite de una velocidad de giro (en bucle abierto para hacerlo inmune a un fallo de los magnetómetros durante el lanzamiento); esta primera fase se inicia una vez que el satélite se separa del lanzador Ariane IV. A continuación, y una vez comprobado el funcionamiento correcto de los magnetómetros, tiene lugar la fase de acondicionamiento del momento cinético, lo que implica su reducción si éste es muy elevado, o su aumento por encima de la velocidad de rotación mínima requerida por el control térmico, en caso de que este segundo requisito no se cumpliera al final de la primera fase. La tercera fase consiste en, manteniendo la velocidad de rotación, orientar el eje de antenas según el campo magnético local en las proximidades del ecuador, para asegurar así que cuando el satélite se encuentra dentro de la cobertura de la estación de tierra, no se presenta un mínimo del diagrama de radiación de la antena del satélite en la dirección de la estación de tierra.

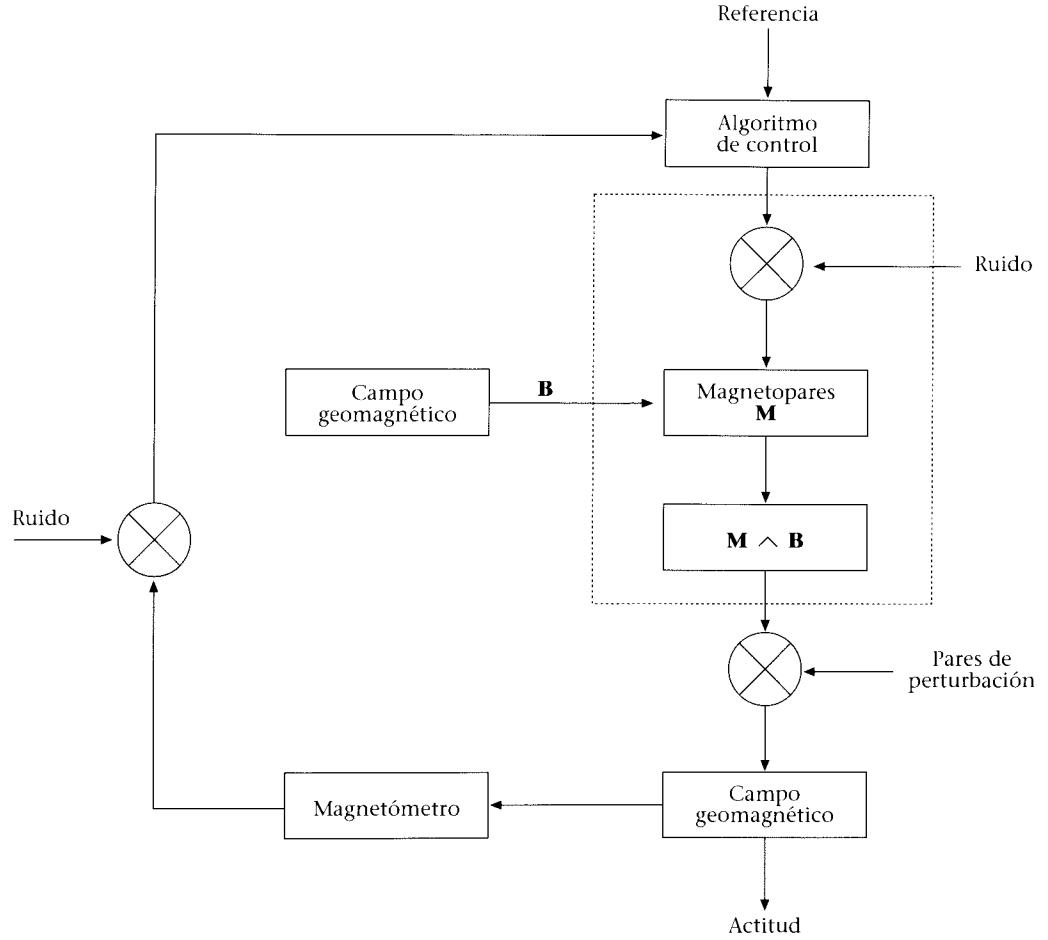
Una vez que se han completado las maniobras inicial (primera fase) y de adquisición (segunda y tercera fases), es necesario una corrección periódica de las perturbaciones producidas por los pares ambientales (gradiente de gravedad, presión de radiación, dipolo magnético residual, etc.). Los estudios realizados sobre el efecto de estas perturbaciones en la actitud predecían unos cambios típicos en la orientación del eje de antenas de unos pocos grados por órbita. En la figura 3.7. se muestra el diagrama de bloques del bucle de control del subsistema de control de actitud.

Las diferentes estrategias de control han sido analizadas utilizando un programa de simulación de actitud que ha sido desarrollado dentro del proyecto UPM-Sat 1. En dicho programa todos los subsistemas relacionados con el subsistema de control de actitud han sido modelados mediante algoritmos apropiados para reproducir su comportamiento real con un nivel de detalle adecuado. En este proceso se ha prestado una especial atención a la modelización del campo magnético terrestre, habiéndose desarrollado distintos modelos, desde el más sencillo, como es un simple dipolo magnético, hasta un modelo que incluye armónicos esféricos. Obviamente, en el programa de simulación están incluidos también modelos de los diferentes efectos que configuran el ambiente espacial (campo gravitatorio terrestre, presión de radiación solar y resistencia atmosférica residual [48]).

La evaluación y validación del subsistema de control de actitud se ha realizado por el método de Monte Carlo; para ello se han simulado diferentes condiciones aleatorias de vuelo y se han analizado las actuaciones del subsistema de control de actitud hasta encontrar los valores de los parámetros apropiados para las leyes de control.

Para la fase de acondicionamiento del momento cinético se ha incorporado al programa informático embarcado un sencillo algoritmo que es el responsable de la conmutación de las tres parejas de magnetopares, en el sentido y durante el tiempo apropiados, para producir un momento resultante sobre el satélite dirigido en sentido contrario a la componente de la velocidad angular perpendicular al campo magnético local, de modo que se consigue reducir en cada instante la componente de la velocidad angular perpendicu-

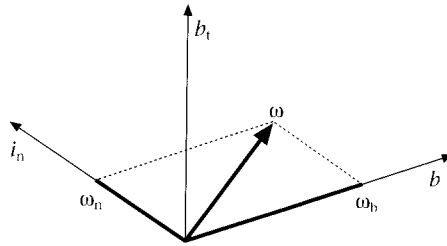
Fig. 3.7. Diagrama de bloques del bucle de control del subsistema de control de actitud.



lar al campo magnético local. Así pues, dado que la dirección del campo magnético varía en 360° respecto a una referencia ligada al satélite según éste gira alrededor de la Tierra, se puede ir modificando progresivamente el momento cinético según el satélite va recorriendo su órbita, actuando en cada momento sobre la componente de la velocidad angular normal a la dirección del campo magnético.

Los fundamentos del algoritmo de adecuación [49] se basan en el siguiente razonamiento: sea \mathbf{B} el vector que representa la intensidad local del campo magnético expresado en ejes cuerpo y \mathbf{B}_t su derivada con respecto al tiempo en ejes cuerpo. Si se desprecia la variación del campo magnético debido al movimiento del centro de masas del satélite frente al producido por el cambio de actitud, el vector derivada se podrá expresar como el producto vectorial del vector velocidad de rotación por el vector campo magnético, es decir: $\mathbf{B}_t = -\boldsymbol{\omega} \wedge \mathbf{B}$. Sean \mathbf{b} y \mathbf{b}_t los versores según las direcciones de \mathbf{B} y \mathbf{B}_t ($\mathbf{b} = \mathbf{B}/|\mathbf{B}|$, $\mathbf{b}_t = \mathbf{B}_t/|\mathbf{B}_t|$) y sea \mathbf{i}_n el versor en la dirección perpendicular a los versores \mathbf{b} y \mathbf{b}_t ($\mathbf{i}_n = \mathbf{b}_t \wedge \mathbf{b} / |\mathbf{b}_t \wedge \mathbf{b}|$); en este sistema de referencia, el vector velocidad de rotación $\boldsymbol{\omega}$ se podrá expresar como $\boldsymbol{\omega} = \omega_n \mathbf{i}_n + \omega_b \mathbf{b}$, donde $\omega_n = |\mathbf{B}_t| / |\mathbf{B}|$ y ω_b son las componentes de la velocidad de rotación en las direcciones de \mathbf{i}_n y \mathbf{b} respectivamente, tal como se esquematiza en la figura 3.8. Hay que añadir que con la salida de los magnetómetros (las tres componentes del campo magnético en ejes cuerpo) se puede medir únicamente la componente ω_n del campo magnético local, pero no la componente ω_b , pero aun así, con las expresiones anteriores es posible determinar la dirección y módulo de la componente de la velocidad angular perpendicular al campo magnético local.

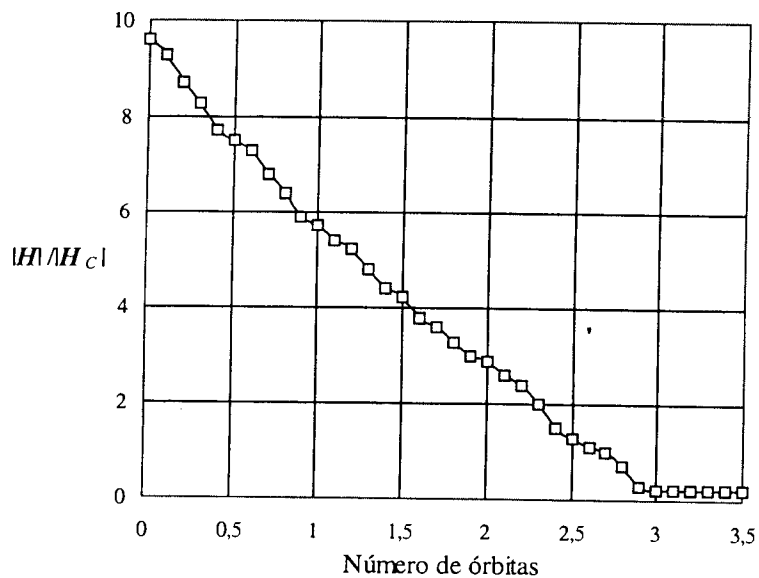
Fig. 3.8. Diagrama de las magnitudes vectoriales implicadas en la fase de acomodación del momento cinético.



En la figura 3.9 se muestra la evolución del momento cinético del satélite cuando la tarea de control activa es la de reducción del momento cinético. Dicha gráfica se ha obtenido con el programa de simulación del subsistema de control de actitud desarrollado para el diseño de este subsistema (para los cálculos se ha considerado un satélite de 50 kg de masa y momentos de inercia $I_x = 4.4171 \text{ kg.m}^2$, $I_y = 4.4603 \text{ kg.m}^2$, $I_z = 4.4171 \text{ kg.m}^2$, describiendo una órbita polar y circu-

lar de 7000 km de radio, tomando como condiciones iniciales una velocidad angular de 1 rad/s en cada eje); en abscisas se ha representado el número de órbitas y en ordenadas la relación $|H| / |H_C|$, donde $|H|$ es el módulo del momento cinético y $|H_C|$ un momento cinético característico (el que tendría el satélite con una velocidad angular de 1 rpm según cada eje). De esta gráfica se deduce que aproximadamente tres órbitas son suficientes para reducir el momento cinético del satélite desde valores próximos a 10 veces $|H_C|$ hasta $0.1 |H_C|$.

Fig. 3.9. Reducción del momento cinético. Variación con el número de órbitas del módulo del momento cinético, $|H|$, dividido por el de un momento cinético de referencia, $|H_C|$.



Otra de las misiones del subsistema de control de actitud es la orientación del eje de antenas según la dirección del campo magnético local en las proximidades del ecuador (paralelamente al eje del dipolo geomagnético), para así asegurar que en la dirección de la estación de tierra no se tiene un mínimo en el diagrama de radiación de la antena de comunicaciones del satélite. El algoritmo de control que se ha seleccionado para esta etapa se basa en la trayectoria que sigue en el plano de las fases el movimiento bidimensional de rotación de un sólido de momento de inercia I , respecto al eje X , debido al momento magnético producido por una espira situada en el plano XZ y en presencia de un campo magnético B contenido en el plano YZ [48], según se esquematiza en la figura 3.10. La ecuación de dicho movimiento es $\alpha_{tt} = \pm K \cos \alpha$, siendo $K = NCAB/I$, donde N es el número de espiras del magnetopar, C la intensidad de la corriente eléctrica que circula por las mismas, A el área de la espira y B el módulo del campo magnético.

Una integral primera de la ecuación diferencial anterior es $(\alpha_t)^2 = \pm 2K\sin\alpha + Cte$, donde el signo, + ó -, depende del signo de conmutación del magnetopar. En la figura 3.11 se ha representado la trayectoria seguida por el sólido en el plano de las fases; de acuerdo con esta gráfica, considerando unas ciertas condiciones iniciales (punto O), la ley de control guía la trayectoria para llegar al origen ($\alpha = \alpha_t = 0$) siguiendo estrategias diferentes según las condiciones iniciales. Si en el punto O se tiene $(\alpha_t)^2 < 2K\sin\alpha$, el programa conmuta el magnetopar X en sentido positivo, siendo la trayectoria descrita la representada por la curva 1 [$(\alpha_t)^2 = (\alpha_{t0})^2 - 2K\sin\alpha$], y cuando se alcanza el punto P se invierte el sentido del magnetopar, de modo que, desde este punto, se sigue la trayectoria número 2 [$(\alpha_t)^2 = 2K\sin\alpha$].

Fig. 3.10. Geometría empleada para la descripción del movimiento bidimensional del satélite durante la fase de orientación del eje de antenas.

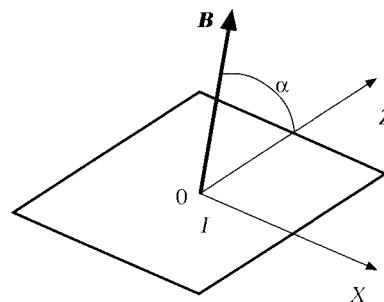
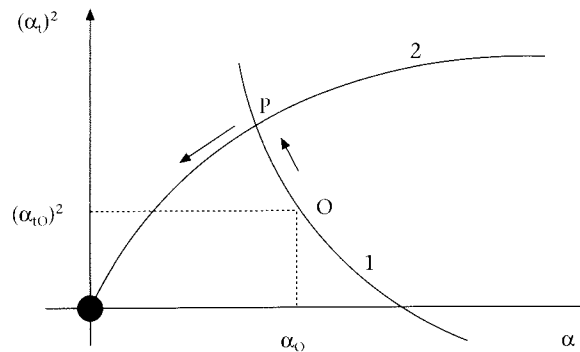


Fig. 3.11. Trayectorias en el plano de las fases.

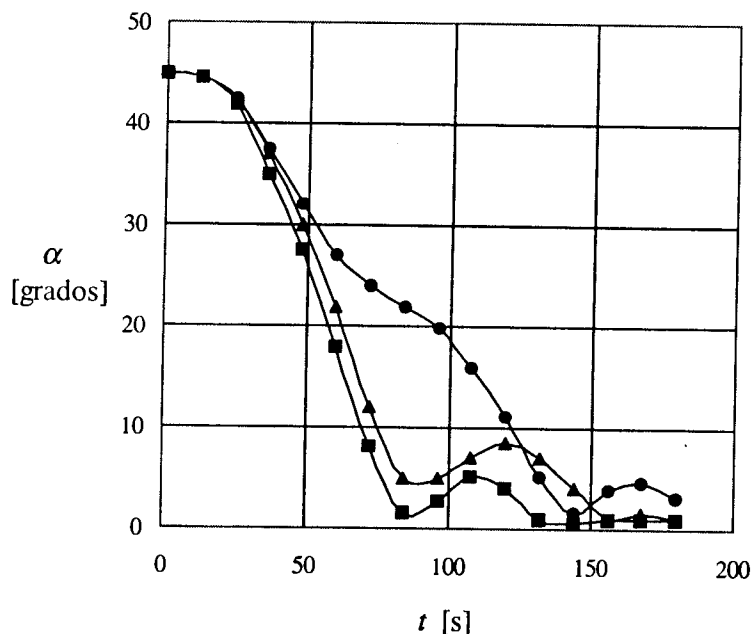


El algoritmo de control programado en el ordenador de a bordo para la orientación del eje de antenas es una simple generalización a tres dimensiones del caso bidimensional expuesto. Para ello se definen dos ángulos: α_X es el ángulo entre el plano OXZ del triédro ligado al satélite y el plano que forma el eje OX con el vector campo magnético y α_Y es el ángulo entre el plano OYZ y el plano que forma el eje OY con el vector campo magnético. Estos ángulos desempeñan un papel similar al ángulo α en el caso bidimensional. El ángulo α_X sirve para establecer el signo de conmutación del magnetopar Y, mientras que el ángulo α_Y establece el signo del magnetopar X. La orientación del eje de antenas se consigue cuando ambos ángulos y sus derivadas alcanzan el valor nulo.

Para proporcionar al bucle de control las características de estabilidad y amortiguamiento adecuados, en las proximidades de $\alpha = 0$ ($\alpha < 10^\circ$) se ha adoptado una ley de control proporcional y derivativa. En la figura 3.12 se muestra el comportamiento del algoritmo de control frente a los pares giroscópicos, de acuerdo con los resultados del programa de

simulación correspondientes a unas condiciones iniciales en las que el eje de antenas forma un ángulo de 45° con la dirección del campo magnético local ($\alpha = 45^\circ$) y para distintos valores de la velocidad angular inicial. En el gráfico se observa que los tiempos necesarios para la orientación aumentan al aumentar la velocidad angular inicial, lo que justifica que se haya incluido en la estrategia de control una fase de reducción del momento cinético, para evitar así la aparición de pares giroscópicos elevados que alarguen el tiempo necesario para la orientación del eje de antenas, lo que conllevaría un aumento de la potencia consumida por los magnetopares.

Fig. 3.12. Evolución con el tiempo, t , del ángulo α formado por el eje de antenas con el campo magnético local. Los símbolos identifican la velocidad angular inicial de acuerdo con la clave siguiente: cuadrados, 0.3 rpm; triángulos, 0.6 rpm; círculos, 1.0 rpm.



3.4. Gestión de datos

Este subsistema, diseñado enteramente en la E.T.S.I. Telecomunicación de la UPM, e integrado y montado en la E.T.S.I. Aeronáuticos, está constituido básicamente por una tarjeta montada en la caja de equipos y el programa informático embarcado [36, 50]. El subsistema de gestión de datos se encarga de tomar los datos, procesarlos, almacenarlos, gobernar el módem y efectuar el control de todos los demás subsistemas activos de acuerdo con el programa incluido en las memorias y con los comandos enviados desde tierra. Este subsistema consta de un módulo de adquisición de datos y control, un ordenador, y los sensores internos e interfase RS232.

El módulo de adquisición de datos y control tiene 54 entradas analógicas y 3 entradas digitales, 4 salidas analógicas y 19 salidas digitales, todas ellas relacionadas con las medidas y controles del experimento de puentes líquidos, del subsistema de control de actitud, del subsistema de potencia, así como con las medidas de temperaturas y las comunicaciones con el módem. El módulo de sensores internos recibe 3 señales de temperatura y 2 de tensión de alimentación analógica y la interfase RS232 las señales digitales de recepción y transmisión de datos.

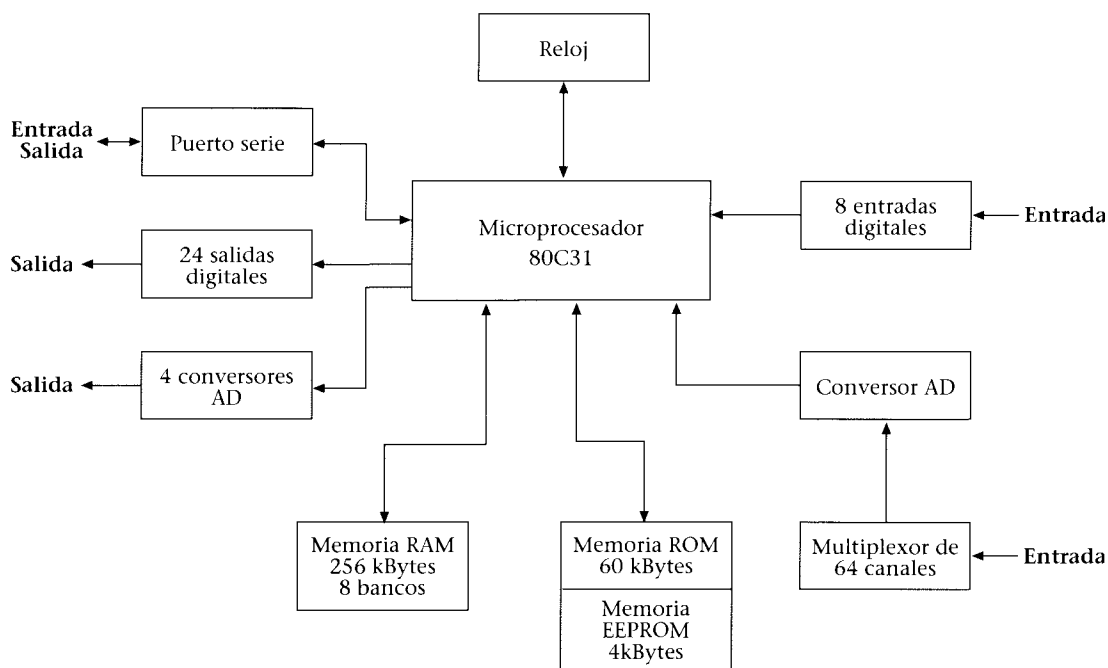
En el sistema de adquisición, tratamiento y control de datos se ha utilizado un procesador 80C31 (Matra-Harris) a 7 Mhz, con calificación MIL STD 883, con 256 kbytes de

memoria SRAM y 64 kbytes de memoria EEPROM para los programas, reloj de vigilancia, 64 canales de conversión analógica a digital, de 14 bits de resolución, 24 salidas digitales y 8 entradas digitales, y 4 canales de conversión digital a analógica. Las comunicaciones con el módem son asíncronas a 9600 bps. La arquitectura del subsistema se muestra en la figura 3.13 y en el diagrama de la figura 3.14 se resumen las interrelaciones entre el subsistema de gestión de datos y los demás equipos del satélite.

Por su parte, el programa informático embarcado, se ha diseñado para que realice las siguientes funciones:

- Arranque/Reinicialización.
- Apagado ordenado.
- Realización de los experimentos y calibraciones.
- Recogida de datos de estado interno, de navegación y su datación.
- Vigilancia del comportamiento de los subsistemas (equipos, memorias).
- Recopilación del estado/configuración del satélite.
- Recopilación de los últimos contactos realizados.
- Capacidad de establecer comunicación con Tierra.
- Posibilidad de manejo de distintas incidencias que pudieran ocurrir.
- Soporte de los modos de funcionamiento (nominal, consumo reducido, contacto perdido).
- Registro de los últimos contactos realizados.

Fig. 3.13. Esquema del subsistema de gestión de datos.



La arquitectura del programa es similar a una de tiempo real, y dispone de un diario de actividades que detalla cada una de las acciones que deben realizar las funciones descritas anteriormente. Dichas funciones generales están divididas en dos grupos: por un lado las tareas, que tienen una serie de parámetros asociados a las mismas agrupados en una tabla que puede ser modificada desde tierra, y por otro lado las funciones propiamente dichas, que no llevan asociada ninguna tabla. Las tareas se dedican a la recogida de datos, realización de los experimentos y calibración de equipos, y son las siguientes:

- STATUS 1: recoge datos de los sensores de temperatura, corriente y tensión de paneles y baterías, además de los datos de los experimentos de los paneles solares y los almacena en los bancos de memoria 1 y 2.
- STATUS 2: recoge datos de navegación (magnetómetros) y los almacena en el banco de memoria 3.
- STATUS 3: recoge datos del estado/configuración del satélite y los almacena en el banco de memoria 6.
- FRM: formación del puente líquido, excitación del mismo y recogida de datos en el banco de memoria 4.
- CAL1: calibración de los acelerómetros, los datos se almacenan en el banco de memoria 5.
- CAL2: recoge los datos proporcionados por los girómetros y por los magnetómetros y los almacena en el banco de memoria 7.

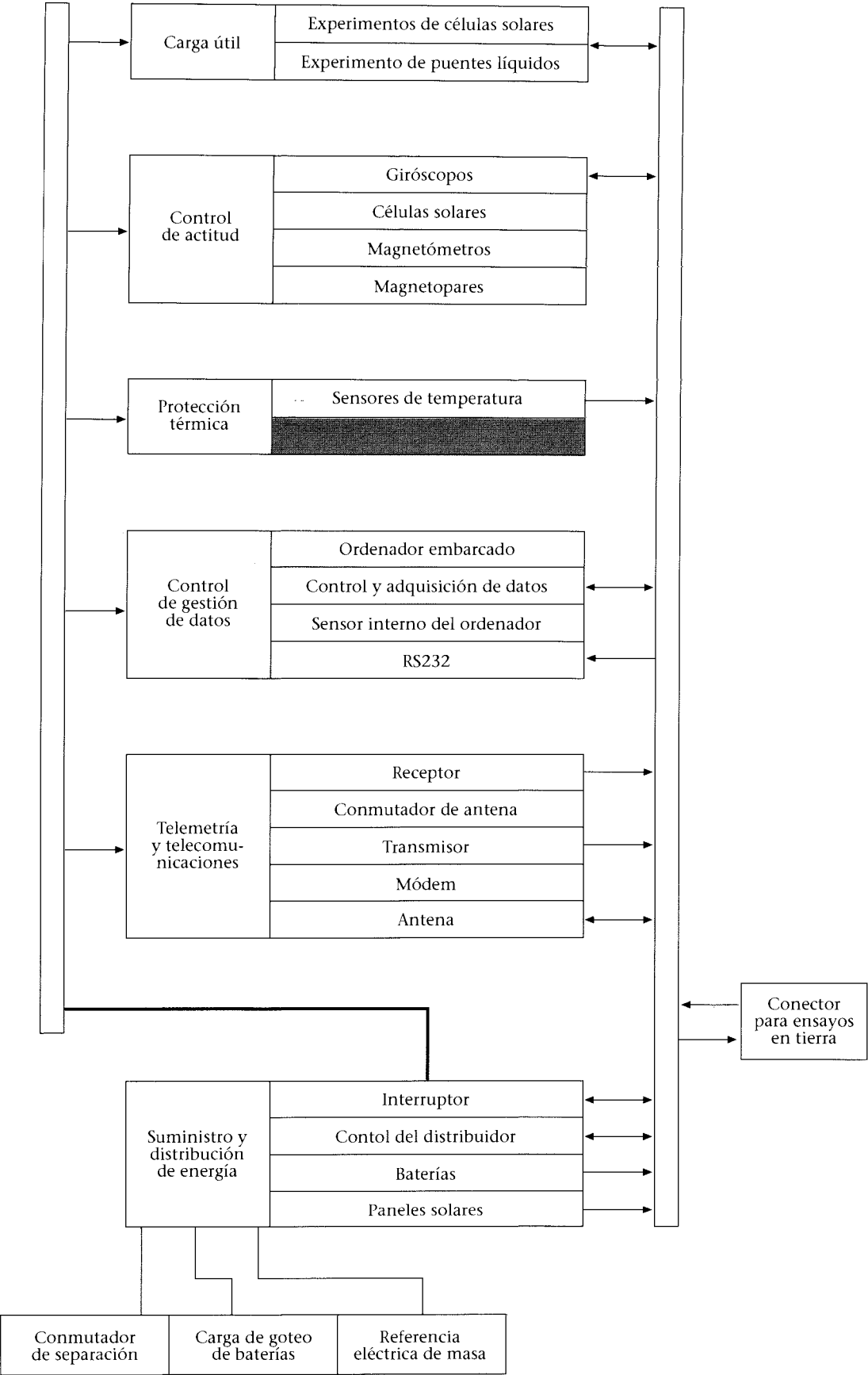
Por otra parte el programa embarcado realiza una serie de funciones que son periódicas o bien implican la toma de decisiones dependiendo del estado del satélite, estas funciones son:

- COMUNICACIONES. Permite comunicar con la estación de tierra mediante una serie de comandos definidos.
- SUPERVISIÓN. Comprueba ciertos datos del estado del satélite (bancos de memoria y tablas).
- REGISTROS BÁSICOS EN MEMORIA PERMANENTE. Almacena datos sobre fallos producidos en el satélite y lleva un registro de los últimos contactos realizados.
- CONTROL DE ACTITUD. Reduce el momento cinético del satélite y lo orienta según una cierta dirección del espacio.
- LÍNEA DE INTERRUPCIÓN POR ALARMAS. Recibe las señales de alarma y activa las tareas correspondientes en cada caso (temporizador de vigilancia, batería baja, cortocircuitos).
- COMPROBACIÓN DE CORTOCIRCUITO EN LOS MAGNETOPARES. Estudia qué magnetopar produce cortocircuito y lo desconecta.
- CONSUMO REDUCIDO. Se activa cuando las baterías se encuentran por debajo de un cierto nivel de carga hasta conseguir que se recarguen.
- CONTACTO PERDIDO. Se activa cuando no se ha contactado con la estación de tierra en un cierto período de tiempo (modo radiofaro).
- APAGADO. Se activa cuando se va a apagar el ordenador. Se encarga de guardar en memoria una serie de datos.
- CONTROL DE VARIABLES ESENCIALES. Se activa periódicamente para revisar ciertas variables del sistema (parámetros de las tablas de las tareas Status 1 y 2, velocidad de conversión, activación de permisos de interrupciones).

Fig. 3.14. Diagrama general de interrelación de equipos.

Distribuidor de potencia

Distribuidor de datos

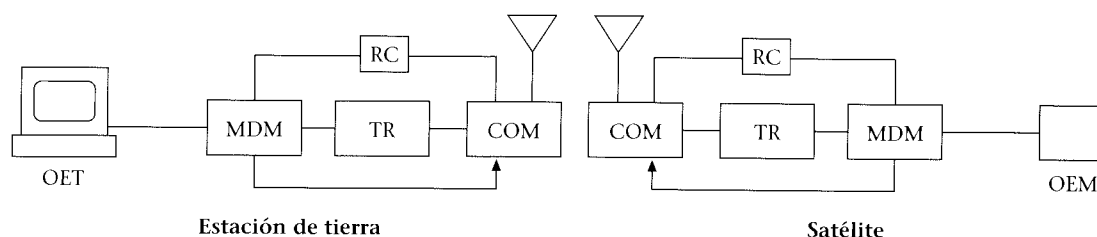


3.5. Comunicaciones

El sistema de comunicaciones entre el satélite y tierra tiene como función actuar de enlace entre dos ordenadores, el de la estación de tierra y el ordenador embarcado cuya interfase de entrada-salida es, en ambos casos, del tipo RS232. Para ello, el subsistema de comunicaciones del satélite está formado por un módem, un transmisor, un receptor, un conmutador de antena y una antena, y otro tanto ocurre en el extremo de tierra del enlace.

En consonancia con las características de simplicidad y bajo coste del programa, no se han incluido redundancias en este subsistema (en el segmento de vuelo), como es la solución clásica, y además para el transmisor y el receptor de vuelo se han empleado equipos comerciales (y, por lo tanto, de coste relativamente reducido), de características compatibles con los requisitos de la misión y, en particular, del entorno espacial. El esquema del enlace se muestra en la Fig. 3.15.

Fig. 3.15. Esquema del enlace estación de tierra/satélite. OET: Ordenador de la estación de tierra. MDM: Módem. RC: Receptor. TR: Transmisor. OEM: Ordenador embarcado. COM: Conmutador de antena.



Los equipos de transmisión-recepción embarcados están basados en equipos comerciales de la casa Aydin Vector, concretamente en los modelos T-110u y RCC-103-1, que permiten generar la señal modulada y amplificarla hasta el nivel de potencia deseada así como recibir la señal y demodularla hasta la banda base.

El transmisor T-110u es un equipo de estado sólido con un generador de la portadora de radiofrecuencia (RF) estabilizada por cristal y un modulador de frecuencia sin preénfasis; tanto los componentes como el conjunto del transmisor poseen especificaciones de uso espacial. La frecuencia de salida del transmisor es 400 MHz con una estabilidad del 0.003 % (12 kHz) y proporciona una potencia de salida de 10 W (40 dBm) sobre una impedancia de salida a antena de 50 Ohm y una relación de onda estacionaria (SWR) de 1.5:1, con un nivel de armónicos y espurios acordes con la norma IRIG 106-80. Este transmisor realiza la modulación en frecuencia de la señal de entrada, con una desviación máxima de frecuencia de 250 kHz (que corresponde a una sensibilidad de 125 kHz/V). Este equipo consume 2.0 A a 28.4 V c.c., y en cuanto a especificaciones ambientales, su rango de temperatura de funcionamiento está entre 248 K y 350 K, soporta niveles de vibración de 20g entre 20 y 2000 Hz en los 3 ejes y de choque de 100g en 11ms, también en los 3 ejes, y cumple la norma IRIG 108-8D de interferencia electromagnética.

Por otra parte, el receptor RCC-103-1 es un receptor de frecuencia modulada de estado sólido diseñado para trabajar en ambiente espacial, donde los parámetros de tamaño, peso y consumo son críticos. La frecuencia de la señal de radiofrecuencia de entra-

da es 400 MHz, con una estabilidad del 0.003 % (12 kHz), presentando una impedancia de entrada a antena de 50 Ohm con una relación de onda estacionaria (SWR) de 2:1. El ancho de banda antes de la detección es de 200 kHz (−3 dB) y la sensibilidad es de 98 dBm para una relación señal/ruido de 20 dB. El receptor proporciona una salida de $0.01V_{\text{pico}}/\text{kHz}$, con una distorsión del 2 % para una variación de frecuencia de 50 kHz pico a pico. El consumo es de 85 mA a una tensión de 28 V c.c. y sus especificaciones ambientales son similares a las del transmisor T-110u.

Las unidades de transmisión y recepción, así como los conectores de entrada y salida, están montadas sobre una placa metálica estandarizada, lo que permite utilizar el mismo soporte para todas las placas del sistema.

En cuanto a características físicas, la antena de a bordo es un monopolo resonante de un cuarto de longitud de onda situado en la cara superior del satélite y localizado a 8 cm de una de las aristas, tal como se muestra en la figura 3.1. El monopolo está formado por una lámina de cobre-berilio de 19 cm de longitud y 10 mm de anchura, unida al cuerpo del satélite a través de un conector tipo SMA y de una pieza de teflón que permite asegurar su posición y su aislamiento de la estructura. Eléctricamente el monopolo presenta una impedancia nominal de 50 Ohm, con una relación de onda estacionaria menor de 1.4:1 en una banda de unos 400 MHz, lo que es superior a las necesidades del sistema.

El diagrama de radiación de la antena unida al cuerpo del satélite presenta un haz principal muy amplio con sendos mínimos en las direcciones del eje del satélite [36]. La medida de un modelo a escala en cámara anecoica, presenta un diagrama que posee un haz principal muy amplio que se mantiene con un rizado inferior a 5 dB en un margen angular de 140° (más y menos 70° del plano ecuatorial del satélite), tal como se muestra en la figura 3.16.

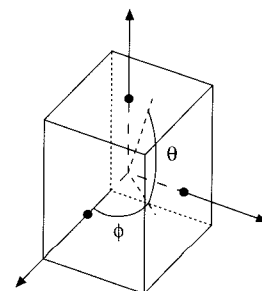
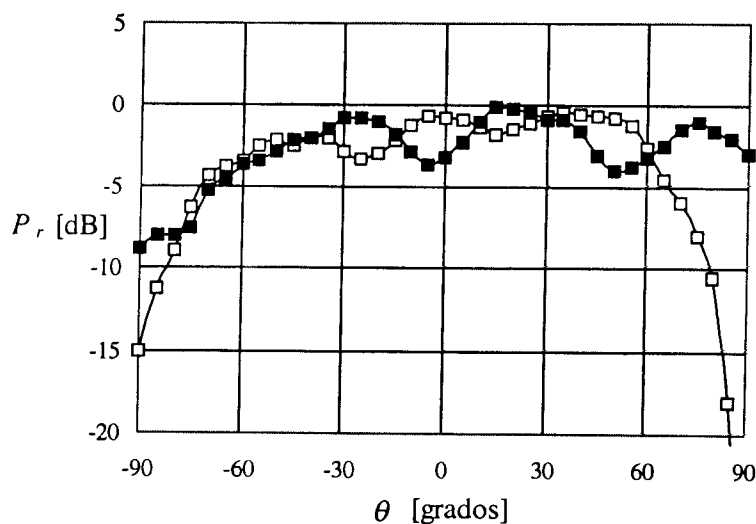
El módem, que está basado en el mismo procesador que el ordenador embarcado, recibe la información del ordenador a través de una interfase RS232. El módem se encarga de formar las tramas de telemetría, introduciendo los códigos de corrección de errores, controlar el flujo de información con el módem de la estación de tierra (peticiones de repetición de envío en caso de errores de transmisión) y maniobrar el conmutador de antena que da acceso al receptor o al transmisor, dependiendo de la fase de la comunicación (tipo simplex).

Este equipo, al igual que el conmutador de antenas y la propia antena, han sido diseñados, construidos y ensayados en la E.T.S.I. Telecomunicaciones de la Universidad Politécnica.

En la tabla 3.8 se resumen las características de enlace (resumen de las pérdidas y balance del enlace [47]) entre el satélite y la estación de tierra (que se describe en el Capítulo 7) para distintos ángulos de elevación del satélite sobre el horizonte.

Elevación (grados)	10	20	90
Distancia (km)	2150	1600	700
Pérdidas (dB)	-151.1	-148.6	-141.4
Pérdidas de polarización (dB)	-3	-3	-3
Pérdida en cables (receptor + transmisor)	-3	-3	-3
Ganancia de antena del satélite (dB):			
– mínima	-3	-3	-3
– máxima	+2	+2	+2
Ganancia de antena en tierra (dB):	+16.5	+16.5	+16.5
Pérdidas totales del enlace (dB):			
– mínimo	-138.6	-136.1	-128.9
– máximo	-143.6	-141.1	-133.9
Potencia de transmisión W (dBm):			
– Satélite	40	40	40
– Tierra (antena móvil)	50	50	50
Sensibilidad del receptor (dBm):			
– Satélite (para 20 dB S/N)	-98	-98	-98
– Tierra (para 12 dB SINAD)	-111	-111	-111
Margen de ganancia (dB):			
– Enlace tierra-satélite	9.4/4.4	11.9/6.9	19.1/14.1
– Enlace satélite-tierra	12.4/7.4	14.9/9.9	22.1/17.1

Fig. 3.16. Diagrama normalizado de radiación del satélite UPM-Sat 1. En el esquema de la derecha se define el sistema de coordenadas utilizado, donde θ es el ángulo de elevación y ϕ el azimut, y en el gráfico se muestra la potencia radiada normalizada P_r en función del ángulo de elevación θ para dos valores del azimut ϕ . Los símbolos blancos corresponden al caso $\phi=0^\circ$ y los negros al caso $\phi=90^\circ$.

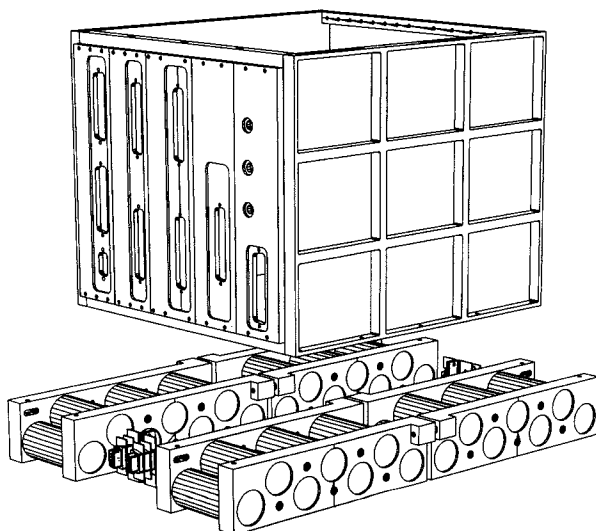


3.6. Gestión de energía

Este subsistema consta de tres grupos de elementos, responsables de la generación, de la acumulación y de la distribución de la energía eléctrica. La energía se genera en los cuatro paneles solares situados en las caras laterales del satélite. Debido al carácter de demostrador de tecnologías en órbita que tiene la plataforma espacial UPM-Sat 1, dos de los paneles solares son experimentales y han sido, como ya se ha dicho, suministrados por ESA/ESTEC: uno, fabricado por DASA, incorpora células de silicio y un nuevo sistema de interconectores de aluminio, el otro es un panel con células de arseniuro de galio, y ha sido fabricado por FIAR. Los otros dos paneles son de tecnología ya probada, son de células de silicio y han sido fabricados por DASA. Los paneles son de forma rectangular (425 mm x 530 mm) y capaces cada uno de ellos de proporcionar una potencia de 30 W al inicio de la misión. El número total de células que forman los cuatro paneles es de 696 y la potencia media suministrada a lo largo de una órbita es de 20 W.

Para la acumulación de energía se han empleado dos baterías, cada una formada por 14 células de níquel-cadmio, GATES modelo GH 6000F. Las dos baterías están conectadas en paralelo de forma que existe redundancia de equipos. Cada batería está dividida a su vez en dos grupos de 7 células, que se montan en una estructura de Delrin 07. Cada célula queda apoyada en los dos extremos, de esta forma se minimiza la conducción térmica entre baterías y estructura (figura 3.17). El funcionamiento en los eclipses y los excesos de demanda sobre la capacidad de los paneles solares se asegura mediante estas baterías que suministran 6 Ah cada una. Este subsistema tiene capacidad para conmutar 20 cargas con los niveles de salida de 5 V, ± 12 V, ± 15 V, 24 V y 30 V, e incorpora también los dispositivos de control del nivel de voltaje y limitadores de intensidad y desconexión de cargas en caso de cortocircuito, así como el control de protección y de carga de las baterías y la temporización del periodo de latencia después de la separación. El control de la carga de las baterías y la distribución de potencia se realiza con dos tarjetas electrónicas diseñadas y construidas en la E.T.S.I. de Telecomunicación y en la E.T.S.I. Aeronáuticos; una tarjeta es la encargada de controlar la generación y la acumulación de energía, asegurando que no se sobrepasan los niveles de seguridad, y la otra gestiona la distribución de potencia a los equipos de a bordo.

Fig. 3.17.
Componentes encargados de la acumulación y distribución de energía: dos baterías, formadas por cuatro paquetes de células de NiCd GATES GH 6000 F, acumulan la energía generada en los paneles solares, y las dos tarjetas electrónicas controlan la carga y descarga de baterías y distribuyen la potencia demandada por los equipos.



El subsistema de energía está instrumentado con sensores para proporcionar señales de telemetría para la supervisión remota de su funcionamiento, y en su diseño se ha puesto especial énfasis en los aspectos de fiabilidad (tiempo de vida de las baterías y modos de fallo), seguridad (ausencia de daños a otros subsistemas en caso de fallo) y en las consecuencias derivadas de la degradación de las baterías (efecto de la profundidad de descarga en el número de ciclos de carga/descarga) y de los paneles solares (efecto de la dosis de radiación en el rendimiento fotovoltaico).

Todos los elementos del subsistema de gestión de energía han sufrido una amplia gama de ensayos a fin de garantizar la calidad de los mismos [36]. Así, para las baterías, cuyas características se recogen en la tabla 3.9, se ha definido un procedimiento en el que se especifican las acciones a realizar en la recepción de las baterías, en la caracterización (curvas de carga y descarga de cada célula y cada grupo de células), en la calificación para vuelo (ensayos en vacío, a baja temperatura y ensayos mecánicos) y en el desarrollo (ciclo orbital y efectos de descompensación entre los dos grupos de baterías en ciclos de carga y descarga).

De igual modo, para los paneles solares se ha definido el procedimiento a seguir durante las etapas de recepción y caracterización. Las características nominales de los paneles solares utilizados en el UPM-Sat 1 se indican en la tabla 3.10, en la que se han incluido, junto a los valores de las características eléctricas nominales, los medidos en los ensayos de caracterización [51]. Es preciso señalar que también se comprobó que el par magnético residual creado por el cableado de los paneles solares era mucho menor que el par magnético generado por los magnetopares.

Tabla 3.9.
Características de las
células modelo GH-
6000F

Tipo	Goldtop	Corriente de carga nominal	700 mA
Tensión nominal	1.2V	Corriente de descarga nominal	1400 mA
Capacidad nominal	7 Ah	Temp. de almacenamiento (K)	de 233 a 343
Resistencia interna efectiva, min /max	5 mΩ/6 mΩ	Temp. de descarga (K)	de 253 a 343
Diámetro (mm), min /max	31.9/32.3	Temp. de carga (K)	de 273 a 343
Altura (mm), min /max	86.9/87.4	Masa	218 g

Tabla 3.10.
Características
nominales de los
paneles solares del
satélite UPM-Sat 1. En
la tabla se han incluido
también (entre
paréntesis) las
características medidas
en los ensayos de
caracterización.

Panel	DASA	ESA/ESTEC-DASA	ESA/ESTEC-FIAR
Células solares	BSFR Si 10 W.cm	BSFR Si 10 W.cm	CISE GaAs,
dimensiones (mm)	20.8 x 40.2 x 0.25	20.8 x 40.2 x 0.25	39 x 39 x 0.29
Cubierta protectora	CMX	CMX	CMX
dimensiones (mm)	21.0 x 40.5 x 0.15	21.0 x 40.5 x 0.15	39.1 x 39.1 x 0.15
Aislamiento eléctrico	Lámina de Kapton	Lámina de Kapton	Lámina de Kapton
espesor (mm)	0.05	0.05	0.05
Interconectores	Plata con protección frente a oxígeno atómico	Aluminio de nueva tecnología.	Molibdeno cubierto con plata.
Esquema del panel	4 líneas de 51 células en serie	4 líneas de 48 células en serie	3 líneas de 32 células en serie
Caract. eléctricas			
$V_{\text{operación}}$ (V)	22.0 (22.0)	22.0 (22.0)	22.0 (22.0)
$I_{\text{operación}}$ (A)	1.39 (1.43)	1.37 (1.43)	1.31 (1.40)
$P_{\text{operación}}$ (W)	30.5 (31.5)	30.2 (31.5)	28.7 (30.8)
$V_{\text{circuito abierto}}$ (V)	30.7 (30.5)	28.5 (28.1)	32.2 (31.4)
$I_{\text{cortocircuito}}$ (A)	1.40 (1.44)	1.39 (1.43)	1.33 (1.42)

(Continúa)

Tabla 3.10.
(Continuación)

Cualificación de programas previos	Vacío térmico [52]. Vibraciones. Irradiación con electrones y fotones. Respuesta espectral y propiedades radiométricas	Vacío térmico [53]. Vibraciones. Irradiación con electrones y fotones. Respuesta espectral y propiedades radiométricas. Fatiga térmica de los interconectores.	Ruido acústico y vibraciones de acuerdo con los requisitos de Ariane. Ensayos de ciclos térmicos en vacío. Mediciones de aislamiento eléctrico y funcionamiento en simulador solar.
------------------------------------	---	--	---

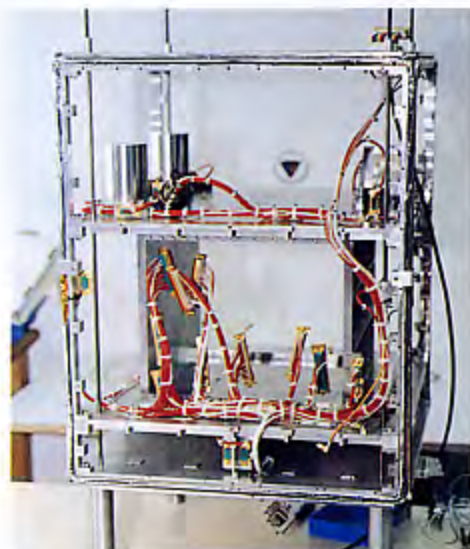
3.7. Cableado

En este subsistema se engloba todo el conexionado eléctrico y electrónico entre los diversos equipos que componen el satélite. La realización correcta del cableado, de acuerdo con los criterios de diseño, reglas de montaje consagradas por la experiencia y cuidado en los detalles es fundamental para evitar problemas de interferencias electromagnéticas y de cargas electrostáticas que puedan dificultar, o incluso impedir, el funcionamiento correcto de los distintos subsistemas [36].

Como reglas generales de diseño a la hora de definir el cableado del UPM-Sat 1 se adoptaron las reglas habituales en el sector espacial convenientemente adaptadas a las particularidades del proyecto, que en este caso han sido:

- Salvo excepciones, todos los equipos disponen de su conector.
- El cableado no debe impedir el montaje y desmontaje de un equipo.
- El herraje de cada conector montado sobre la estructura debe permitir montar y desmontar el conector del herraje sin desmontar el herraje de la estructura.
- Todos los conectores están orientados hacia la cara X+ del satélite.
- El montaje y desmontaje de los equipos se hace desde la cara X-.
- El cableado es simplemente conexo, es decir, directamente trasladable desde la maqueta de montaje al modelo de vuelo.
- Todo equipo lleva su cable de retorno a tierra.
- Los terminales activos (con corriente) son hembras.
- Las señales se transmiten por cables apantallados.

Fig. 3.18. Vista del UPM-Sat 1 donde se aprecian algunos detalles del cableado.



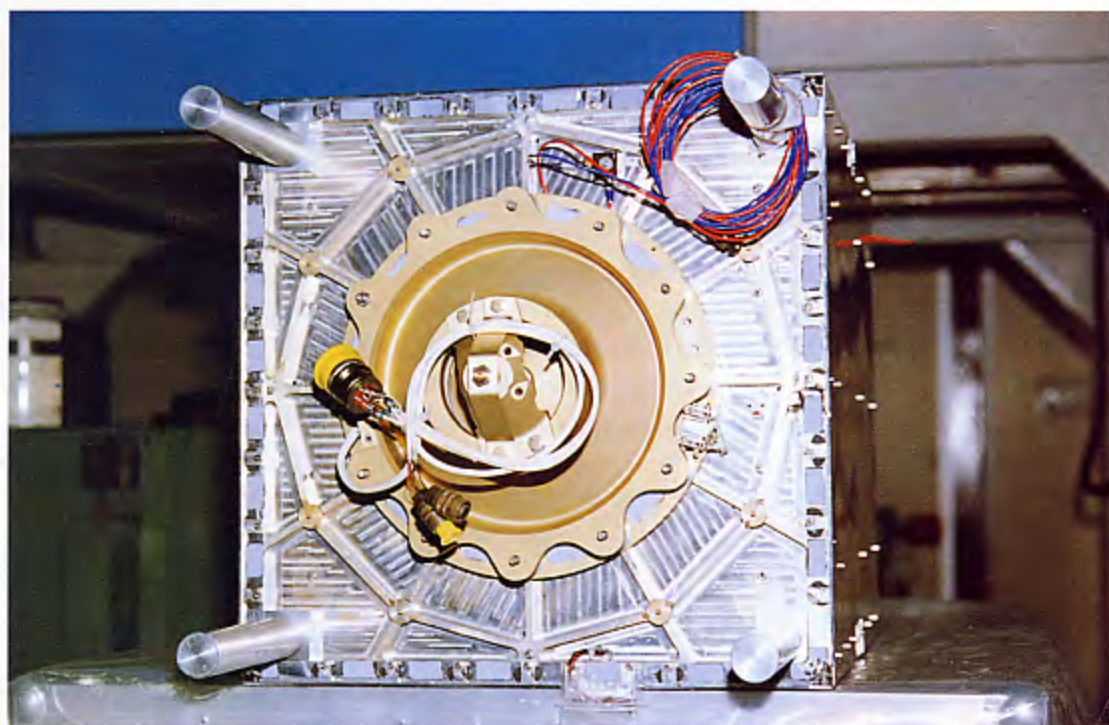
Para la ejecución del diseño del cableado se han empleado materiales de especificación espacial (cables, conectores, carcasas, herramientas, etc.) aunque con trazabilidad reducida para abaratar costes. En la figura 3.18 se presenta una vista del cableado sobre el modelo de vuelo del UPM-Sat 1.

3.8. Subsistema de separación

El subsistema de separación, denominado 5SS ASAP (5 Standard Separation System for Ariane Structure for Auxiliary Payload), ha sido fabricado para Arianespace por Dassault Aviation (figura 3.19). Desde el punto de vista del UPM-Sat 1 hay tres aspectos fundamentales en este subsistema, uno geométrico, otro estructural y otro eléctrico, pues afectan a la forma de la placa de adaptación, a las frecuencias propias del sistema y al funcionamiento de los subsistemas.

El sistema de separación se acopla con el UPM-Sat 1 a través de una superficie plana, de forma circular, con doce tornillos M6, lo que ha condicionado el diseño geométrico de la bandeja inferior del satélite. El satélite tiene dos microinterruptores Honeywell 2HM19-1 instalados en la bandeja inferior de la plataforma. Estos microinterruptores permanecieron abiertos mientras el satélite estuvo en el lanzador y se cerraron en el momento de la separación, generándose una señal de encendido que activó los diversos subsistemas una vez producida la inyección en órbita. El sistema de separación lleva también un interruptor que se abre en el momento de la separación, cuya función es confirmar al lanzador el estado de separación del satélite, y una conexión eléctrica a través de la cual se realiza la carga de goteo de las baterías durante el período de preparación del lanzamiento.

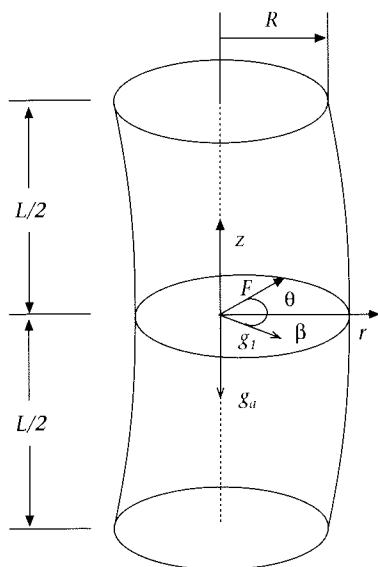
Fig. 3.19. Sistema de separación para cargas secundarias instaladas en la plataforma ASAP del Ariane IV empleado en el UPM-Sat 1.



4.1. Fundamentos de los acelerómetros fluidos

Se llama puente líquido a la configuración fluida formada por una masa isoterma de líquido de densidad ρ y tensión superficial σ , mantenida por las fuerzas de tensión superficial entre dos discos sólidos de igual radio R , coaxiales y paralelos entre sí, cuyos centros están separados una distancia L , tal como se esquematiza en la figura 4.1. Sobre la columna líquida, de volumen V , actúa un campo de aceleración cuyas componentes, según la dirección definida por la línea que une los centros de los discos y una dirección perpendicular a ésta, son g_a y g_l , respectivamente.

Fig 4.1. Geometría y sistema de coordenadas empleado en el problema del puente líquido.



El interés por el estudio de los puentes líquidos reside en el hecho de que éstos son la idealización más sencilla de la configuración fluida conocida como zona flotante, configuración que aparece en una amplia variedad de procesos industriales y, en particular, en la técnica de crecimiento cristalino sin crisol conocida con ese nombre (floating liquid zone crystal growth [54-56]). Aunque las primeras publicaciones sobre puentes líquidos aparecieron hace ya más de un siglo, los estudios sistemáticos sobre estas configuraciones fluidas no se iniciaron hasta la década de los setenta, momento en el que empiezan a aparecer un número significativo de trabajos relacionados con las formas de equilibrio y la estabilidad de puentes líquidos axilimétricos [57-63]. El interés de la comunidad científica por los puentes líquidos cobró un notable impulso en la década de los ochenta con

la entrada en servicio de la plataforma orbital Spacelab de la Agencia Europea del Espacio, pues gracias a este laboratorio orbital se pudo disponer de un medio excepcional para realizar experimentos en condiciones de microgravedad. Como ya se dijo en el Capítulo 1, la participación en el Programa de Microgravedad de la ESA supuso el establecimiento de una línea de investigación en la Universidad Politécnica de Madrid de gran trascendencia científica y de notable proyección internacional [3-16], uno de cuyos resultados es el de la acelerometría de puentes líquidos[28, 29].

La formulación matemática que permite describir el comportamiento de un puente líquido es complicada, debido principalmente a la no linealidad de la ecuación que modela los fenómenos capilares. Quizás por esta razón, la mayoría de los trabajos publicados hasta la fecha sobre puentes líquidos han estado limitados al estudio de configuraciones estrictamente axilimétricas (véase, por ejemplo [30, 64, 65]), y salvo en contadas excepciones [60, 66], sólo en esta última década se ha iniciado el estudio de los puentes líquidos no axilimétricos [67-69]. Las formas de equilibrio y los límites de estabilidad de los puentes líquidos dependen, además del volumen de líquido confinado en la columna y de sus propiedades físicas, de la geometría (definida por el radio de los discos y la separación entre éstos) y de los estímulos a los que esté sometida la columna de líquido, de modo que formas de equilibrio y límites de estabilidad quedan unívocamente definidos en función de los parámetros adimensionales denominados esbeltez, $\Lambda=L/(2R)$, volumen adimensional, $V=V/(\pi R^2 L)$, y número de Bond, parámetro que mide la importancia de la

presión hidrostática frente a la capilar, $B = \Delta \rho g R^2 / \sigma$, donde $\Delta \rho$ es la diferencia entre la densidad del líquido que forma la columna y la del medio que la rodea, g es el módulo de la aceleración que actúa sobre el puente líquido y, como ya se ha dicho, R y σ son el radio de los discos y la tensión superficial, respectivamente.

Dado que la forma que adopta el puente líquido depende de los parámetros A, V y B , si se fijan A y V la forma de equilibrio dependerá solamente de B de modo que, conocida la deformación de la interfase, se podrá determinar el valor de B correspondiente y por tanto el valor de cualquiera de las magnitudes físicas que aparecen en la definición de este parámetro ($\Delta \rho$, g o σ) en el supuesto de que se conozca el valor de dos de ellas. De hecho, la utilización de los puentes líquidos para medir el valor del número de Bond ha sido una herramienta ampliamente utilizada tanto en experimentos realizados en tierra como en vehículos espaciales de muy diversa naturaleza [29, 69-74]; en estos trabajos los valores del número de Bond se calculan ajustando las formas de equilibrio obtenidas experimentalmente a las calculadas teóricamente. Esta comparación entre formas de equilibrio teóricas y experimentales no es una tarea fácil de realizar ni siquiera en el caso de puentes líquidos estrictamente axilimétricos, pues, en general, no existen expresiones analíticas para las formas de equilibrio, debiéndose obtener éstas mediante métodos numéricos. Por todo ello, la solución adoptada habitualmente ha sido comparar las formas de equilibrio experimentales con expresiones analíticas aproximadas, dentro del rango de validez de estas últimas.

4.2. Formas de equilibrio

La ecuación que permite determinar la forma de la interfase del puente líquido es la ecuación de Young-Laplace, que expresa el balance entre las presiones capilar e hidrostática y que, en variables adimensionales, se escribe:

$$M(F) + P - B_a z + B_l F \cos(\theta - \beta) = 0. \quad (4.1)$$

En esta expresión todas las longitudes están adimensionalizadas con el radio de los discos, R , P es una presión de referencia, adimensionalizada con σR , que fija el origen de presiones, $F = F(z, \theta)$ es la ecuación de la superficie libre, $B_a = \Delta \rho g_a R^2 / \sigma$ y $B_l = \Delta \rho g_l R^2 / \sigma$ son los números de Bond axial y radial, respectivamente, β indica el ángulo formado por el vector aceleración lateral y una dirección de referencia y $M(F)$ la expresión de la curvatura adimensional, que en coordenadas cilíndricas se escribe:

$$M(F) = \{F[1 + (F_z)^2](F_{\theta\theta} - F) + FF_{zz}[F^2 + (F_\theta)^2] - 2F_\theta[F_\theta + FF_z F_{z\theta}]\} \times \\ \times \{F^2[1 + (F_z)^2] + (F_\theta)^2\}^{-3/2}. \quad (4.2)$$

La formulación del problema se completa con las condiciones de contorno que expresan que la interfase está anclada al borde de los discos, la periodicidad según θ de la solución y que el volumen de líquido tiene un valor prefijado:

$$F(\pm A, \theta) = 1, \quad (4.3)$$

$$F(z, \theta + 2\pi) = F(z, \theta), \quad (4.4)$$

$$\int_{-A}^A dz \int_0^{2\pi} F^2 d\theta = 4\pi\Lambda V \quad (4.5)$$

En el problema en consideración aparecen tres parámetros ($v=V-1$, B_a y B_l) que, normalmente, serán pequeños frente a la unidad. Si el volumen de líquido es el de un cilindro de la misma longitud y radio de los discos que el puente líquido, lo que se conoce como puente líquido de volumen cilíndrico ($v=0$), y las componentes de la aceleración son también nulas ($B_a=0$ y $B_l=0$), el problema tiene la como solución la forma cilíndrica dada por $F=1$, $P=1$. Si los diversos parámetros no son nulos, pero pequeños, podemos suponer que F y P admiten desarrollos asintóticos del tipo:

$$F(z, \theta) = 1 + \sum \varepsilon_i f_i(z, \theta) + \sum \sum \varepsilon_i \varepsilon_j f_{ij}(z, \theta) + \dots, \quad (4.6)$$

$$P = 1 + \sum \varepsilon_i p_i + \sum \sum \varepsilon_i \varepsilon_j p_{ij} + \dots, \quad (4.7)$$

en estas expresiones ε_i y ε_j , con $i, j = 1, 2, 3$, representan a cualquiera de los parámetros pequeños antes señalados (por ejemplo, $\varepsilon_1=v$, $\varepsilon_2=B_a$, $\varepsilon_3=B_l$). Introduciendo los desarrollos (4.6) y (4.7) en la formulación del problema, expresiones (4.1) a (4.5), y agrupando términos de igual orden en la ecuación diferencial y en las condiciones de contorno, resultan los siguientes problemas de orden ε :

$$f_{i_{zz}} + f_{i_{\theta\theta}} + f_i + p_i - \Delta_{i2} z + \Delta_{i3} \cos(\theta - \beta) = 0,$$

$$f_i(\pm\Lambda, \theta) = 0,$$

$$f_i(z, \theta + 2\pi) = f_i(z, \theta),$$

$$\int_{-A}^A dz \int_0^{2\pi} 2f_i d\theta = 2\pi\Lambda\Delta_{i1}$$

y los siguientes problemas de orden ε^2 :

$$f_{ij_{zz}} + f_{ij_{\theta\theta}} + f_{ij} - f_i f_j + 1/2 f_i f_{jz} - 1/2 f_i f_{j\theta} - f_i f_{j\theta\theta} - f_{i\theta\theta} f_j + p_{ij} + 1/2 (\Delta_{i3} f_j + \Delta_{j3} f_i) \cos(\theta - \beta) = 0,$$

$$f_{ij}(\pm\Lambda, \theta) = 0$$

$$f_{ij}(z, \theta + 2\pi) = f_{ij}(z, \theta),$$

$$\int_{-A}^A dz \int_0^{2\pi} (2f_i f_j + f_{ij}) d\theta = 0,$$

con $\Delta_{ij} = 1$, si $i = j$, y $\Delta_{ij} = 0$ si $i \neq j$.

La resolución de los diversos problemas de primer y de segundo orden planteados proporciona las nueve funciones:

$$f_1 = \frac{1}{2} N (\cos z - \cos \Lambda),$$

$$\text{donde } N = \frac{\Lambda}{\sin \Lambda - \Lambda \cos \Lambda}$$

$$f_2 = z - \Lambda \frac{\sin z}{\sin \Lambda}$$

$$f_3 = -\frac{1}{2} (\Lambda^2 - z^2) \cos (\theta - \beta),$$

$$f_{11} = T_{11}(z) - T_{11}(\Lambda),$$

$$\text{siendo } T_{11}(z) = \frac{1}{4} N^2 \left\{ \frac{1}{2} \sin^2 z + \cos \Lambda [(2 - N \Lambda \sin \Lambda) \cos z - z \sin z] \right\},$$

$$f_{12} = T_{12}(z) - T_{12}(\Lambda) \frac{\sin z}{\sin \Lambda}$$

$$\text{donde } T_{12}(z) = \frac{1}{4} N \left\{ \frac{1}{2} z^2 \sin z - 2z \cos \Lambda + \frac{\Lambda}{\sin \Lambda} \cos z \sin z - \frac{\Lambda \cos \Lambda}{\cos \Lambda} z \cos z \right\},$$

$$f_{13} = [T_{13}(z) - T_{13}(\Lambda)] \cos (\theta - \beta)$$

$$\text{con } T_{13}(z) = \frac{1}{4} N \left\{ z \sin z + 3 \cos z + \frac{1}{2} z^2 \cos \Lambda \right\},$$

$$f_{22} = T_{22}(z) - T_{22}(\Lambda),$$

$$\text{con } T_{22}(z) = \frac{\Lambda}{2 \sin \Lambda} (4 - \Lambda^2 + z^2) \cos z + \frac{\Lambda^2}{2 \sin^2 \Lambda} \cos^2 z + z^2,$$

$$f_{23} = \left[T_{23}(z) - T_{23}(\Lambda) \frac{z}{\Lambda} \right] \cos (\theta - \beta),$$

$$\text{donde } T_{23}(z) = \frac{\Lambda}{2 \sin \Lambda} (z \cos z - 3 \sin z),$$

$$f_{33} = \frac{1}{16} \left\{ (z^2 - \Lambda^2) + 4z^2 + \frac{3}{8} - (4\Lambda^2 + \frac{3}{8}) \frac{\cosh \sqrt{3}z}{\cosh \sqrt{3}\Lambda} \right\} \cos 2(\theta - \beta) + T_{33}(z) - T_{33}(\Lambda),$$

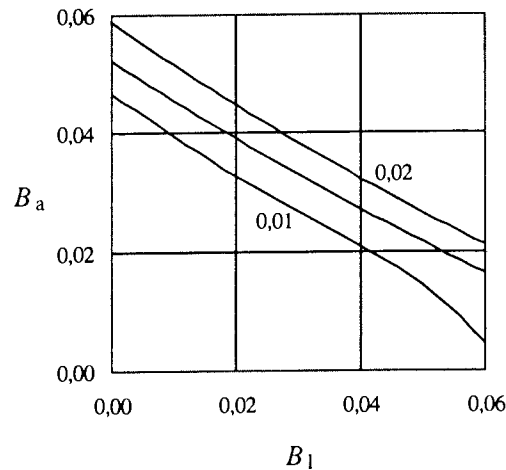
$$\text{siendo } T_{33} = \frac{1}{2} N \Lambda^2 \cos z - \frac{z^2}{8} \left(\frac{1}{2} z^2 - \Lambda^2 - 6 \right),$$

con lo que se llega finalmente a la expresión aproximada siguiente para la forma de la interfase del puente líquido:

$$F(z, \theta) = 1 + B_a f_2 + B_l f_3 + B_a^2 f_{22} + B_l^2 f_{33} + 2B_a B_l f_{23} \quad (4.8)$$

Nótese que al escribir la expresión (4.8) se ha supuesto ya que el puente líquido es de volumen cilíndrico ($v = 0$), por lo que desaparecen los términos relacionados con este parámetro (f_1, f_{11}, f_{12} , y f_{13}). Aunque la expresión (4.8) es aproximada, el error que se comete al utilizarla en vez de la solución exacta (para la que no se conoce solución analítica) es pequeño. Una medida de este error lo proporciona la presión. En efecto, si (4.8) fuera una solución exacta de la ecuación (4.1) la presión de referencia P que se obtendría sería constante. Como (4.8) es una solución aproximada, al introducir esta expresión en (4.1) se obtendrá que la presión de referencia no es constante a lo largo de la interfase del puente líquido, por lo que una medida de la no uniformidad de la presión de referencia será también una medida de la validez de la expresión (4.8) para representar la ecuación de la interfase del puente líquido. En la figura 4.2 se muestra la variación con los números de Bond axial y lateral del parámetro $\Delta P = (P_{\max} - P_{\min})/P_{\text{med}}$, donde P_{\max} y P_{\min} son los valores máximo y mínimo de la presión y P_{med} el valor medio, para un puente líquido de esbeltez $\Lambda = 3.0$.

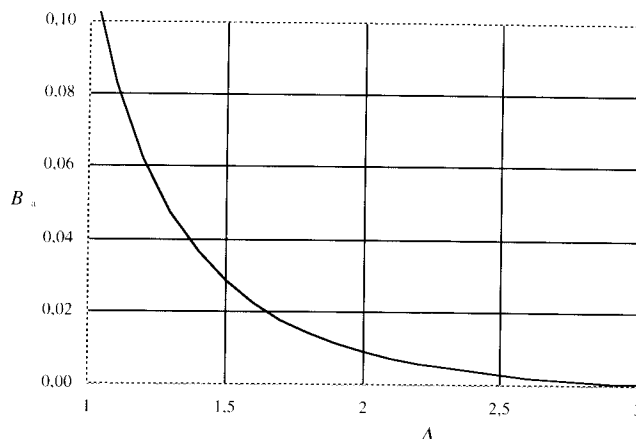
Fig. 4.2. Variación con los números de Bond axial, B_a , y lateral, B_l , del parámetro ΔP que mide la exactitud de la expresión analítica aproximada (4.8) para representar la ecuación de la interfase de un puente líquido. Los resultados representados en el gráfico corresponden a un puente líquido de esbeltez $\Lambda = 3.0$. Los números en las curvas indican el valor del parámetro ΔP .



Una consecuencia que se puede extraer de la figura 4.2 es que en la expresión (4.8) el error asociado al número de Bond axial es mayor que el asociado al número de Bond lateral, como se puede apreciar comparando, en cada curva, los puntos de corte de las curvas con los ejes (para un mismo error es $B_a < B_l$).

Otra característica a destacar es que el error al utilizar la expresión (4.8) aumenta con la esbeltez del puente, o dicho de otra manera, que, para un cierto error, el rango de valores de los parámetros B_a y B_l disminuye conforme aumenta la esbeltez del puente, de lo que se puede aventurar que un acelerómetro basado en la medida de la deformación de la interfase de un puente líquido permite adaptar la sensibilidad del instrumento al nivel de aceleraciones a medir sin más que variar la longitud de la columna líquida. Esta conclusión se completa con el gráfico representado en la figura 4.3, donde se muestra, para el caso de un puente líquido de volumen cilíndrico sometido únicamente a una aceleración axial, el valor del número de Bond que produce una determinada deformación de la interfase, definida en este caso como la diferencia entre los radios de la interfase situados en las posiciones $z = \pm \Lambda/4$, es decir: $\Delta F = F(\Lambda/4) - F(-\Lambda/4)$.

Fig. 4.3. Variación con la esbeltez del puente líquido, Λ , del número de Bond axial, B_a , que produce, de acuerdo con la expresión (4.8), una deformación de la interfase $\Delta F = 0.01$ en una columna líquida de volumen cilíndrico.



4.3. Estabilidad estática y dinámica

Un factor que limita el uso de los puentes líquidos como acelerómetros fluidos es la posible rotura de la columna líquida. Incluso en el caso de que la aceleración fuera nula, la longitud máxima de una columna líquida está limitada por la aparición de inestabilidades capilares. Para la configuración geoméricamente más sencilla (discos iguales, volumen cilíndrico y número de Bond nulo) la interfase tiene por ecuación $F = 1$ y la máxima esbeltez que puede tener el puente es $\Lambda_{\max} = \pi$ [75], valor que se conoce como límite de Rayleigh. Así pues, incluso en el caso de que no exista perturbación alguna sobre el puente líquido, la separación entre los discos no puede exceder a la longitud de la circunferencia de los mismos, pues si se alcanza este límite aparece una inestabilidad capilar que hace que la interfase se deforme hasta que se produce la rotura. Esto quiere decir, en términos matemáticos, que se alcanza el punto de bifurcación donde convergen las formas de equilibrio estables, de ecuación $F = 1$, con las inestables, cuya ecuación en primera aproximación es $F = 1 + A \sin \pi z / \Lambda$, donde A es un parámetro que mide la amplitud de la deformación de la interfase. La introducción de cualquier pequeña perturbación, tal podría ser el caso de una pequeña aceleración axial, modifica el diagrama de bifurcación, de modo que ahora la longitud máxima del puente líquido es inferior a la definida por el límite de Rayleigh.

En términos de energía este fenómeno de inestabilidad es fácilmente explicable; en efecto, para el caso de un puente líquido axilsimétrico, la energía E , adimensionalizada con σR^2 , del puente líquido, que es suma de la energía potencial (en el caso de que el puente esté sometido a un campo de aceleración axial) y la energía de la superficie libre (que es proporcional al área de la interfase), vale

$$E = \pi B_a \int_{-A}^A (z + A) dz + 2\pi \int_{-A}^A F[1 + (F_z)^2]^{1/2} dz, \quad (4.9)$$

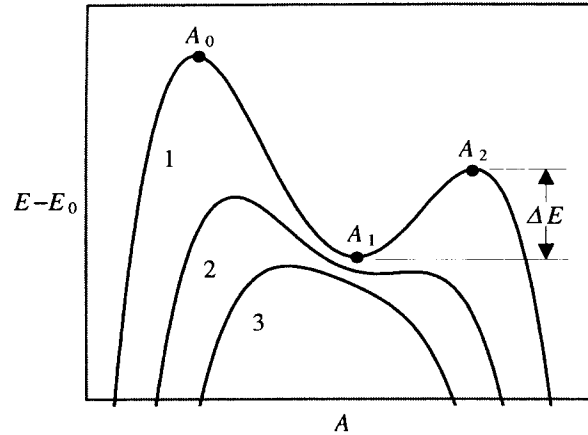
por lo que, de acuerdo con [76], cerca del límite de Rayleigh la energía de un puente líquido de volumen casi cilíndrico será:

$$E - E_0 = \frac{1}{2} \pi^2 (-\Lambda^2 - 3\Lambda^4/32 + 4B_a\Lambda), \quad (4.10)$$

donde E_0 es la contribución a la energía de todos los términos que no dependen de la deformación de la interfase, λ es la esbeltez reducida ($\lambda = 1 - A/\pi - v/2$) y A mide la amplitud de la deformación de la interfase según se ha definido con anterioridad. En la figura 4.4 se ha representado, para el caso de número de Bond axial no nulo, la variación de la energía del puente líquido con la esbeltez reducida y con la amplitud de la deformación de la interfase. En este diagrama la o las configuraciones de equilibrio corresponderán a aquellos puntos en los que $dE/dA = 0$, y a la vista del gráfico se deduce que, para cada valor del número de Bond axial, existirá un cierto valor crítico de la esbeltez, λ_{\max} , de modo que si la esbeltez reducida es menor que este valor crítico, $\lambda < \lambda_{\max}$, la energía del sistema presentará un mínimo para un cierto valor A_1 del parámetro de deformación (que corresponderá a una forma de equilibrio estable) y dos máximos en A_0 y A_2 , con $A_0 < A_1 < A_2$ (que representan las formas de equilibrio inestables).

Así pues, a cada esbeltez le corresponde un cierto margen de estabilidad estática, definida como la diferencia entre la energía de la forma de equilibrio inestable de menor energía y la energía de la forma de equilibrio estable, $\Delta E = E(A_2) - E(A_1)$. Si se aumenta la esbeltez reducida, lo que significa aumentar la separación entre los discos o disminuir el volumen de líquido, la energía de la forma de equilibrio estable se va acercando cada vez más a la de la inestable, de modo que el margen de estabilidad es cada vez menor hasta que se hace nulo cuando se alcanza el límite de estabilidad. Para valores de la esbeltez reducida mayores que λ_{\max} las únicas formas de equilibrio son inestables (sólo existe un punto en el que $dE/dA = 0$ y corresponde a un máximo), lo que significa que ante cualquier perturbación el puente líquido evoluciona hacia otra configuración de menor energía que cualquiera de las consideradas (dos gotas de líquido ancladas a los discos soporte).

Fig. 4.4. Variación con la amplitud de la deformación de la interfase, A , de la energía del puente líquido, $E - E_0$. Las curvas representadas corresponden a un puente líquido con esbeltez reducida mayor que la crítica ($\lambda > \lambda_{\max}$, curva inferior), igual a la crítica (curva intermedia) y menor que la crítica ($\lambda < \lambda_{\max}$, curva superior)



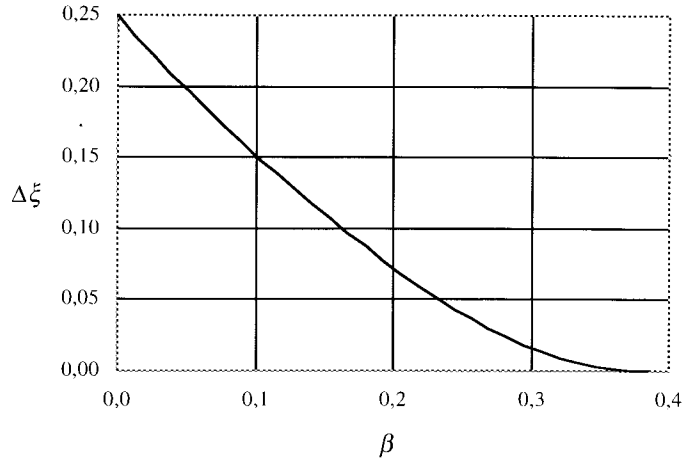
Este razonamiento se puede generalizar un poco más si se reescalan con la esbeltez reducida las magnitudes que aparecen en la expresión (4.10); llamando $A = 4\alpha(\delta/3)^{1/2}$, $B_a = 4\beta\delta(\delta/3)^{1/2}$, y $E - E_0 = (16/3)\xi(\pi\delta)^2$, donde δ está relacionado con la esbeltez reducida mediante la expresión $-m\delta = \lambda$, de modo que δ es una cantidad positiva y m puede valer +1 ó -1 según sea el signo de λ , la expresión de la energía del sistema es

$$\xi = -\frac{1}{2} m\alpha^2 - \frac{1}{4} \alpha^4 + \alpha\beta, \quad (4.11)$$

y las formas de equilibrio, estables o inestables, quedan determinadas por la ecuación $d\xi/d\alpha = -m\alpha - \alpha^3 - \beta = 0$, que obviamente tiene una sola raíz si $m = +1$ (correspondien-

te a una forma de equilibrio inestable, $d^2\xi/d\alpha^2 < 0$) y tres raíces en el caso $m = -1$ (dos inestables y una estable). Así pues, si es ξ_1 la energía de la forma de equilibrio estable (la correspondiente a la raíz α_1) y ξ_2 la de la forma de equilibrio inestable de menor energía, el margen de estabilidad estática será $\Delta\xi = \xi_2 - \xi_1$, cuya variación con el número de Bond reducido se muestra en la figura 4.5. De acuerdo con todo lo expuesto, en variables adimensionales el margen de estabilidad estática de un puente líquido es proporcional al cuadrado de la distancia al límite de estabilidad, $\Delta E = (16/3)\pi^2\Delta\xi\delta^2$, pero la constante de proporcionalidad, $\Delta\xi$, decrece con el número de Bond y se anula cuando $\beta = 2/3^{3/2}$, valor que coincide con el límite de estabilidad de puentes líquidos casi cilíndricos sometidos a una aceleración axial calculado en [77].

Fig. 4.5. Variación con el número de Bond reducido, β , del margen de estabilidad estático, $\Delta\xi$, de puentes líquidos casi cilíndricos con esbeltez próxima al límite de Rayleigh.



Se comprende que si se pretende utilizar un puente líquido en un proceso automatizado, es necesario conocer en cada situación cuál es el límite de estabilidad que acota la máxima separación entre los discos, con fin de elegir el punto de trabajo suficientemente lejos de este límite y tener por tanto un margen de estabilidad holgado que asegure la integridad del puente líquido frente a cualquier perturbación. Aunque el estudio sistemático de la estabilidad estática de los puentes líquidos se inició hace ya más de treinta años, tal como se dijo en el Apartado 4.1, los avances más notables se han producido muy recientemente, aunque ciertamente aún quedan muchos aspectos del problema por analizar. No es éste el lugar apropiado para presentar una revisión pormenorizada de la literatura publicada sobre el tema (véase, como ya se ha dicho, [30, 64, 65]), por lo que la exposición se ceñirá a presentar únicamente los resultados más relevantes. Desde los primeros trabajos publicados en la década de los setenta la tendencia ha sido ir incorporando en los estudios sobre estabilidad cada vez más efectos que afectan a ésta. Por ejemplo, en el caso de puentes líquidos axilsimétricos se ha contemplado, además del efecto de una aceleración axial, la posibilidad de que los discos soporte tengan radios desiguales, habiéndose abordado el problema analítica, numérica y experimentalmente [71, 78, 79]; también se ha estudiado el efecto de una posible desalineación de los centros de los discos (excentricidad) combinado con la acción de una aceleración lateral y las demás perturbaciones antes señaladas. La influencia en el límite de estabilidad de todas estas fuentes de perturbación ha sido analizada en [69] utilizando técnicas estándar de la teoría de bifurcaciones, llegando a la siguiente expresión asintótica para la esbeltez máxima del puente:

$$\Lambda_{\max} = \pi \left\{ 1 - \left(\frac{3}{2} \right)^{4/3} \left[B_a - \frac{h}{\pi} - \frac{3}{2\pi} e B_1 \cos\beta \right]^{2/3} + \frac{1}{2} \nu - \frac{\pi^2}{4} (B_1)^2 - \frac{3}{4\pi^2} e^2 \right\} \quad (4.12)$$

En esta expresión el parámetro h mide la desigualdad de los radios, R_1 y R_2 , de los discos, $h = (R_1 - R_2)/R$, donde R es ahora el radio medio $R = (R_1 + R_2)/2$, que es la longitud característica utilizada para adimensionalizar todas las longitudes, $e = E/R$, es el parámetro de excentricidad de los discos, siendo $2E$ la distancia entre los ejes de los mismos, β es el ángulo que forma el vector aceleración lateral con el plano definido por los ejes de los discos, y el resto de los parámetros ya han sido definidos con anterioridad. La expresión (4.12), aunque de validez limitada como toda expresión asintótica, permite evaluar la máxima esbeltez estable de un puente líquido ante una amplia variedad de perturbaciones. La conclusión, quizás sorprendente, que se deriva de la expresión (4.12) es que cualquier perturbación por sí sola disminuye el valor de Λ_{\max} , pero que son posibles ciertas combinaciones de los parámetros que hagan que la configuración resultante sea más estable que la que se tendría considerando cada uno de ellos por separado, tal es el caso representado por los sumandos negativos que aparecen en el término elevado a $2/3$ en la expresión (4.12).

En los razonamientos anteriores sólo se han tenido en cuenta consideraciones relacionadas con la respuesta estática del puente, pero en una plataforma orbital la columna de líquido estará en general sometida a solicitaciones dinámicas de muy diversa naturaleza, cuyo impacto sobre la respuesta del puente habrá que tener en cuenta.

Los estudios sobre la dinámica de puentes líquidos se iniciaron en la década de los ochenta utilizando modelos unidimensionales simplificados de la formulación del problema dinámico (lo que restringe el alcance de los estudios de la dinámica de puentes líquidos a configuraciones estrictamente axilsimétricas). En las primeras publicaciones sobre el tema [76, 80-83] se analizan tanto el problema de la rotura de la columna líquida como la determinación de las frecuencias propias de los puentes líquidos (oscilaciones libres). El estudio de las vibraciones forzadas de puentes líquidos, lo que permite conocer la función de transferencia del puente, y de otros problemas dinámicos se abordó con posterioridad, tanto en el dominio de la frecuencia como en el del tiempo [84-94]. Estos estudios sobre la dinámica de puentes líquidos están basados en formulaciones unidimensionales y sólo muy recientemente han sido publicados algunos trabajos en los que se analiza la dinámica empleando formulaciones tridimensionales o, mejor dicho, formulaciones formalmente bidimensionales, pues las configuraciones analizadas hasta la fecha son estrictamente axilsimétricas [95-98], quedando aún muchas lagunas por aclarar.

Hasta donde se conoce, sólo se ha publicado un trabajo en el que se aborda el problema de la estabilidad dinámica de los puentes líquidos [99], y en este caso el estudio está limitado a configuraciones muy próximas a la determinada por el límite de Rayleigh.

Al considerar la energía cinética del puente líquido el marco de estabilidad cambia radicalmente. Para una configuración dada, la máxima energía que el puente puede recibir de su entorno está condicionada tanto por el margen de estabilidad estática como por su función de transferencia, pues se entiende que para una perturbación armónica de una cierta energía la respuesta del puente será distinta según la frecuencia de la perturbación coincida o no con alguna de las frecuencias propias de la columna líquida.

Como se ha demostrado [76, 99], cerca del límite de Rayleigh el comportamiento dinámico de un puente líquido axilsimétrico en condiciones de ingravidez, pero sometido a

un campo de aceleración axial cuya intensidad varía periódicamente con el tiempo, se puede modelizar mediante la ecuación de Duffing que, utilizando las variables reducidas empleadas anteriormente, se escribe

$$\alpha_{\tau\tau} + \gamma\alpha_{\tau} - m\alpha - \alpha^3 = \beta_0 \cos(\Omega\tau + \Phi), \quad (4.13)$$

en esta expresión la amplitud reducida de la deformación de la interfase, $\alpha(\tau)$, se supone que varía con el tiempo reducido τ , que a su vez está relacionado con el tiempo adimensional t (adimensionalizado con $(\rho R^3/\sigma)^{1/2}$) mediante la expresión, $\tau = (2/5)t(2\delta)^{1/2}$, γ es la viscosidad reducida, relacionada con la viscosidad del fluido a través de la expresión $\gamma = (5/2)C(2\delta)^{-1/2}$, donde C es el parámetro adimensional de viscosidad definido como $C = \nu(\rho/(\sigma R))^{1/2}$, siendo ν la viscosidad cinemática del fluido; en la expresión (4.13) β_0 es la amplitud reducida de la perturbación, Ω su frecuencia reducida y Φ la fase.

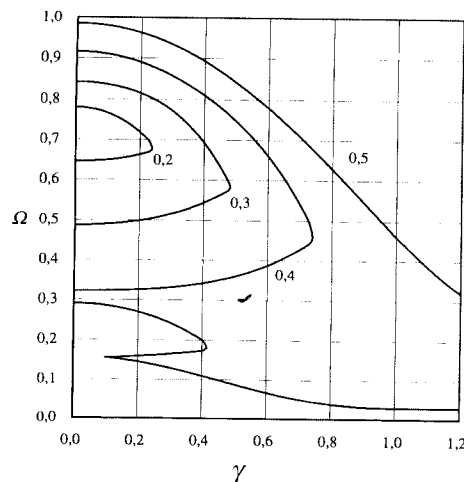
Como en el problema en consideración se ha supuesto que el valor medio de la perturbación es nulo, la energía del sistema será en este caso

$$\xi = \frac{1}{2} \alpha^2 - \frac{1}{4} \alpha^4 + \frac{1}{2} (\alpha_{\tau})^2. \quad (4.14)$$

Es evidente que al añadir un nuevo término a la ecuación de la energía puede ocurrir que, debido a este nuevo sumando, se sobrepase el margen de estabilidad estático y que se produzca la rotura del puente líquido aun cuando la configuración inicial fuera estáticamente estable. Por ejemplo, en la figura 4.6 se muestra el diagrama de estabilidad dinámica en variables reducidas obtenido mediante la integración numérica de la expresión (4.13). En el gráfico se han representado, en función de la frecuencia de la perturbación y la viscosidad del fluido, las curvas de estabilidad correspondientes a diferentes amplitudes de la perturbación. Cada curva divide el plano γ - Ω en dos regiones; los puntos situados a la izquierda de cada curva indican situaciones dinámicamente inestables (para esos valores de los parámetros la oscilación forzada del puente líquido significa su rotura), mientras que los puntos situados a la derecha de cada curva indican situaciones dinámicamente estables.

La conclusión que se deriva del análisis dinámico es que cerca de las frecuencias de resonancia del puente líquido aumenta considerablemente el peligro de rotura, lo que justifica el esfuerzo dedicado a la determinación de éstas, sea analítica o experimentalmente.

Fig. 4.6. Diagrama de estabilidad dinámica, en variables reducidas, de puentes líquidos axil-simétricos de viscosidad γ sometidos a un campo oscilatorio de aceleración axial de intensidad β_0 y frecuencia Ω . Los números en las curvas indican el valor de β_0 . Los puntos situados a la derecha de cada curva indican evoluciones estables mientras que los puntos situados a la izquierda indican evoluciones cuyo resultado es la rotura del puente líquido.



Todo lo expuesto, necesariamente de forma resumida, delimita el marco en el que se encaja la utilización de los puentes líquidos como acelerómetros fluidos. A la vista de la experiencia adquirida se puede concluir que la configuración óptima para medir aceleraciones con puentes líquidos es también la más sencilla: un columna de líquido entre discos de igual radio y volumen cilíndrico, cuya esbeltez sea la apropiada para que, en el rango de aceleraciones a medir, la máxima deformación de la interfase no difiera más de un 5% del valor de referencia $R=1$.

4.4. Cálculo de la aceleración a partir de la medida de la deformación de la entrefase

El proceso de medida de la aceleración comienza obviamente con la formación de un puente líquido, lo que ha de hacerse de forma automática si no existe un operador humano que lo haga. El procedimiento para la formación de un puente líquido sin la intervención de un operador se conoce desde antes del inicio del programa UPM-Sat 1, pues la misma necesidad surge cuando se quiere hacer un experimento con puentes líquidos a bordo de un vehículo espacial no tripulado como son los cohetes de sondeo TEXUS. De hecho, el primer experimento de los cinco realizados hasta la fecha en cohetes de sondeo TEXUS por el equipo científico del satélite UPM-Sat 1 estuvo dedicado específicamente a este aspecto básico del manejo automatizado de puentes líquidos [12] y se puede decir que el resultado fue satisfactorio, pues no ha habido problemas para la formación automática de puentes líquidos en ninguno de los vuelos posteriores [13-16].

Una vez formado el puente líquido, el proceso de medida de la aceleración a partir de la deformación de la entrefase de la columna fluida requiere la medida de la posición de ésta, lo que se puede hacer a partir de las imágenes del puente líquido captadas por una cámara de televisión [30] o mediante detectores ópticos como los utilizados en el UPM-Sat 1. En cualquier caso para reconstruir la forma real del puente líquido a partir de las medidas de la posición de la entrefase hace falta disponer, si la configuración fluida no es estrictamente axilsimétrica, de medidas en al menos dos secciones longitudinales, preferiblemente perpendiculares entre sí. Los algoritmos para el cálculo de la aceleración se simplifican notablemente si se puede suponer que al cortar por planos $z = \text{constante}$ las secciones del puente líquido son círculos (lo cual es cierto en primera aproximación, recuerdese la expresión (4.8)) lo que exige que el volumen del puente sea cilíndrico y las deformaciones de la entrefase pequeñas.

Para determinar la aceleración que actúa sobre el puente líquido, el procedimiento de cálculo se divide en dos etapas, calculándose en la primera la dirección de la componente lateral del vector aceleración y en la segunda el módulo de dicho vector.

La determinación de la dirección de la componente lateral de la aceleración se basa en que esta componente produce una deformación simétrica respecto al plano $z = 0$ de la entrefase del puente, de modo que esta sección de la columna líquida es la que más se desplaza respecto a los discos soporte (desplazamiento que tendrá lugar en la dirección en la que actúe la aceleración lateral). En consecuencia, midiendo la dirección en la que se ha desplazado la sección $z = 0$ se tendrá la dirección en la que actúa la componente lateral de la aceleración. Además, dado que según la expresión (4.8) la distancia, adimensionalizada con R , entre el centro de la sección situada en $z = 0$ y el centro de los discos es $d(0) = \Lambda^2 B_l / 2$, la medida de la posición relativa del centro de esta sección respecto al centro de los discos proporciona también, junto con la dirección en la que actúa la componente lateral de la aceleración, una primera estimación del valor de ésta.

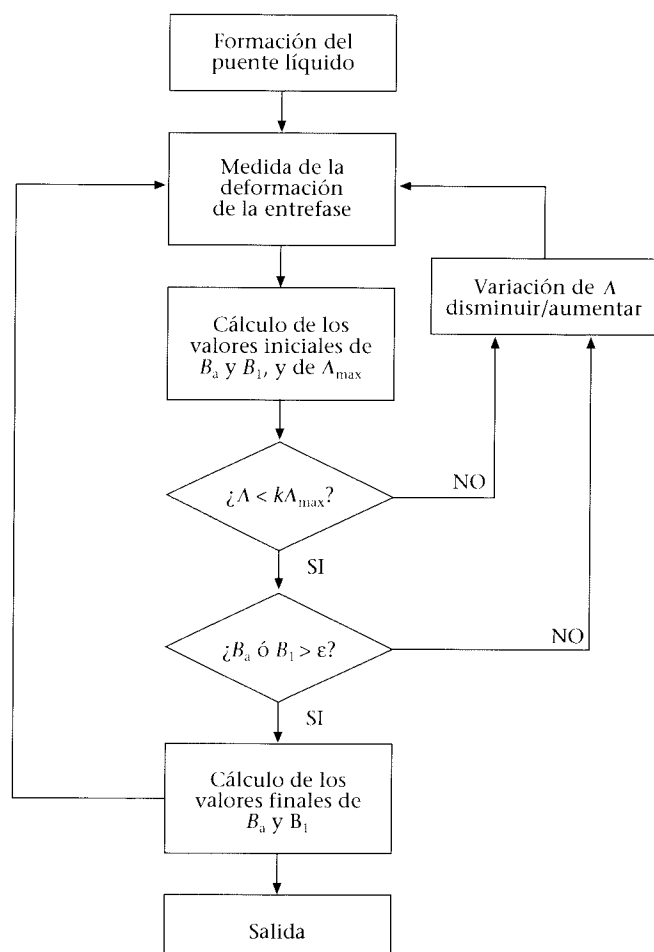
Puesto que el centro de la sección $z = 0$ se determina a partir de los contornos medidos de la entrefase, el error en la medida de éstos introduce también un error, de magnitud ε , en la medida de la posición del centro de esta sección y en la medida de la dirección de la aceleración lateral. La distancia entre el eje del puente y el centro de la sección será $d(0) \pm \varepsilon$ y en consecuencia la incertidumbre $\Delta\varphi$ en la medida del ángulo φ que forma la

aceleración lateral con una dirección de referencia será $\Delta\varphi = \arcsen(\varepsilon/d(0))$, con $d(0) \geq \varepsilon$. De acuerdo con este razonamiento, para que el error en la dirección de la aceleración lateral no resulte inaceptable, tendrá que ser $d(0) \gg \varepsilon$, lo que se consigue aumentando la esbeltez del puente líquido ya que, como se ha dicho antes, la distancia $d(0)$ es proporcional a A^2 . Este requisito es, sin embargo, contradictorio con la seguridad de operación del acelerómetro fluido, pues al aumentar la esbeltez del puente nos acercamos al límite de estabilidad, lo que puede provocar, de superarse dicho límite, la rotura de la columna líquida. El problema se agrava además por el hecho de que sobre el puente líquido estará actuando también la componente axial de la aceleración que, como se sabe (ecuación (4.12)), es más dañina desde el punto de vista de la estabilidad.

Una vez determinado el valor del ángulo φ y una primera estimación del valor de B_l , las componentes lateral y axial de la aceleración (formalmente los números de Bond axial y lateral), así como el ángulo κ que forma el vector aceleración con el eje del puente (véase la figura 4.1), se obtienen ajustando las expresiones analíticas de los contornos del puente líquido a los medidos experimentalmente, utilizando, por ejemplo, un método de ajuste por mínimos cuadrados y un procedimiento de cálculo análogo al descrito en [29].

Para la operación automática hace falta un filtro en el bucle de control del acelerómetro que discrimine si la esbeltez del puente es la correcta o si, por el contrario, hay que aumentarla o disminuirla (véase la figura 4.7). El funcionamiento de este filtro se basa en la medida aproximada de la aceleración lateral por el procedimiento explicado y en la

Fig. 4.7. Esquema simplificado del bucle de control de un acelerómetro fluido.



medida, también aproximada, de la componente axial midiendo la deformación de la interfase en las secciones $z = \pm A/4$, que es donde en primera aproximación esta componente de la aceleración produce las mayores deformaciones (expresión (4.8)). Con estas primeras estimaciones de B_a y B_l se calcula el límite de estabilidad, A_{max} , utilizando la expresión (4.12) y se comprueba que la esbeltez real del puente está dentro del margen de estabilidad permitido, $A < kA_{max}$, donde k es una constante de seguridad de valor inferior a la unidad ($k < 1$). Si no se cumple este primer requisito se cursa la orden de disminuir la esbeltez del puente líquido, pero si se cumple, hay que contemplar a su vez otras dos opciones. La primera es que las deformaciones registradas de la interfase sean demasiado pequeñas, de modo que las medidas de ambas componentes de la aceleración sean del orden del error de medida; esto quiere decir que se tiene un puente líquido cuya esbeltez es demasiado pequeña para el rango de aceleraciones a medir, en cuyo caso habrá que aumentar la separación entre los discos al mismo tiempo que se inyecta líquido en el puente. La segunda opción es que, aunque la deformación de la interfase permita medir satisfactoriamente una

de las componentes de la aceleración, la dirección de ésta sea tal que la medida de la otra componente caiga dentro de la banda de ruido del instrumento tal como está definido. Este segundo problema no tiene solución con un único puente líquido, pero se podría resolver colocando tres puentes líquidos cuyos ejes estuvieran orientados según los ejes de un triedro ortogonal de referencia.

4.5. Célula de puentes líquidos

La carga útil de puentes líquidos del UPM-Sat 1 es un módulo presurizado que requiere de la plataforma no sólo la condición de gravedad reducida, sino también servicios esenciales tales como el suministro de energía y señales de activación, y a la que devuelve señales analógicas y digitales que describen el estado del experimento [36].

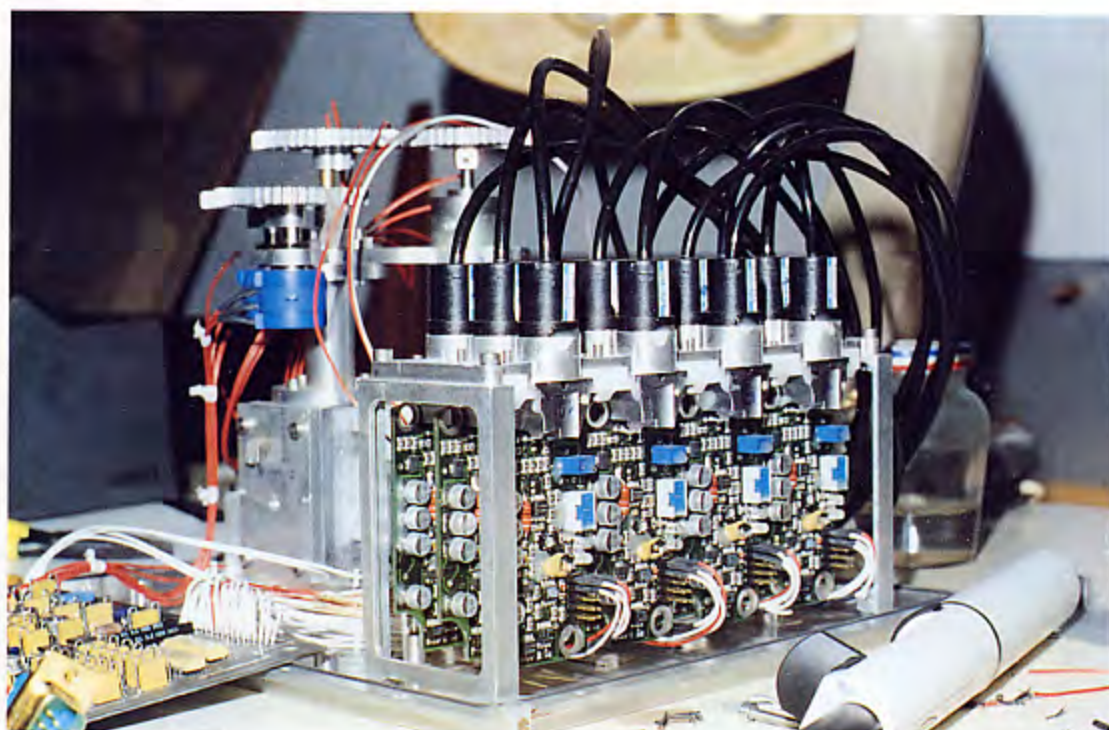
Este módulo ha sido diseñado, construido e integrado en la E.T.S.I. Aeronáuticos de la Universidad Politécnica de Madrid cumpliendo los requisitos funcionales del experimento y verificando las limitaciones impuestas tanto por la plataforma UPM-Sat 1 como por su lanzador. El módulo ha servido además de base para el desarrollo, casi en paralelo, de otro análogo, denominado CPLM (Comportamiento de Puentes Líquidos en Microgravedad), que es una de las tres cargas útiles de la plataforma MINISAT 01 del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA).

En esencia, los objetivos de este experimento son, por una parte, el estudio de la respuesta estática y dinámica del puente líquido en un ambiente de microgravedad, para evaluar su capacidad acelerométrica (es decir: sensibilidad, resolución, precisión, ancho de banda y rango) y, por otra, la medida de las aceleraciones residuales orbitales, tanto con el puente líquido como con el equipo de referencia, y la comprobación en órbita de los algoritmos utilizados en los procesos de calibración.

Para cumplir estos objetivos, así como para satisfacer los requisitos impuestos por la operación de la plataforma y los impuestos por la seguridad en el uso del puente líquido, la carga útil de puentes líquidos ha sido diseñada bajo ciertas directrices restrictivas que afectan tanto a su diseño como al de la plataforma. Así, se ha impuesto que el eje del puente líquido esté próximo al eje Z del satélite, para evitar las aceleraciones laterales excesivas que se originarían sobre la columna fluida debido al giro de la plataforma alrededor de este eje impuesto por el subsistema de protección térmica. El sistema de medida de la deformación de la interfase del puente líquido se ha diseñado bajo la hipótesis de que las perturbaciones a medir son principalmente axilimétricas, por lo que de los doce captadores ópticos empleados, diez están dispuestos en un plano que pasa por el eje del puente, agrupados en dos series de cinco captadores cada una; estos captadores están equiespaciados verticalmente entre sí una distancia R igual al radio de los discos y el primero está también a una distancia R del disco fijo. Los otros dos captadores están ubicados en un plano perpendicular al que contiene los diez primeros captadores, a una distancia de $3R$ del disco fijo medida según la dirección del eje Z. En la figura 4.8 se pueden apreciar algunos detalles de la carga útil de puentes líquidos.

El experimento incorpora su propio sistema de estímulo mecánico para producir micro-aceleraciones variables con el tiempo en la dirección del eje Z del satélite; como para producir las aceleraciones son precisos mecanismos, todo el experimento de puentes líqui-

Fig. 4.8. Carga útil de puentes líquidos durante la fase de integración. En la foto se puede apreciar la electrónica de control de los captadores de la deformación de la interfase del puente líquido.



dos está encerrado en un contenedor presurizado, con el fin de evitar los problemas que pueden surgir cuando se tienen mecanismos funcionando en un ambiente de alto vacío. Este contenedor presurizado sirve además como barrera de seguridad ante un posible fallo en la estanqueidad de la cámara de ensayos.

Además de lo anterior, el experimento requiere que el movimiento de la plataforma alrededor de su centro de masas quede limitado únicamente al giro alrededor del eje Z impuesto por los condicionantes de protección térmica, por lo que la ejecución del experimento depende de que se alcance este requisito.

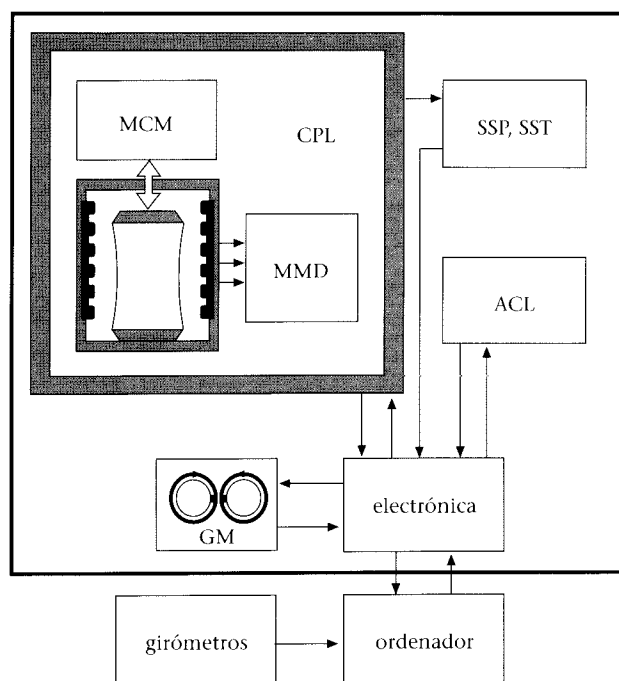
El resultado de estos condicionantes es un módulo de experimentación con puentes líquidos que, tal como se ha esquematizado en la figura 4.9, consta de los siguientes elementos:

- Célula del puente líquido, CPL,
- Módulo de desplazamiento y control de la posición del disco móvil, MCM,
- Módulo de medida de las deformaciones de la interfase del puente líquido, MMD,
- Equipo de acelerometría auxiliar, ACL,
- Sistema de generación de microaceleraciones, GM,
- Sensores de presión y temperatura, SSP y SST,

a los que hay que añadir la tarjeta analógica para el tratamiento de las señales y el contenedor presurizado que encierra en su interior a los diversos componentes. El equipo de giróscopos, si bien es necesario para la calibración en órbita, no se incluye dentro de la carga útil sino que se considera un servicio más a la misma proporcionada por la plataforma UPM-Sat 1.

La célula del puente es una cámara estanca en la que se forma el puente gracias al movimiento de separación de dos discos, permitiendo el llenado del espacio desalojado con el

Fig. 4.9. Esquema de la carga útil de puentes líquidos: célula del puente líquido, CPL; módulo de control de la posición del disco móvil, MCM; módulo de medida de las deformaciones del puente líquido, MMD; equipo de acelerometría auxiliar, ACL; sistema de generación de microaceleraciones, GM; y sensores de presión, SSP, y temperatura, SST.



líquido de trabajo (dimetil silicona DMS 20). Uno de los discos está unido a la cámara mientras que el otro puede desplazarse axialmente accionado por un motor eléctrico. La inyección o retirada del líquido de trabajo se realiza a través del disco móvil, que tiene un agujero que conecta mediante un conducto con el depósito de almacenamiento del líquido. Como el disco móvil está unido rigidamente al pistón del depósito de almacenamiento, y discos y pistón tienen el mismo radio, cuando éste se desplaza la cantidad de líquido inyectada en el puente o succionada del mismo es tal que el puente líquido es en todo instante de volumen cilíndrico. La configuración de trabajo, definida como resultado de los estudios preliminares y la experiencia anterior al proyecto, es un puente líquido entre discos iguales de 5 mm de radio, con una separación máxima entre discos de 30 mm (la máxima esbeltez alcanzable es por tanto $\Lambda = 3$) y con una velocidad de separación del disco móvil de 1 mm/s. Las propiedades físicas, a 295 K, del líquido de trabajo son las siguientes:

- Densidad, $\rho = 954 \text{ kg/m}^3$
- Viscosidad cinemática, $\nu = 2 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
- Tensión superficial, $\sigma = 2 \times 10^{-2} \text{ N/m}$
- Índice de refracción, $n = 1.39$

La célula está conectada mecánicamente con el módulo de control de la posición del disco móvil a través de un bloque de engranajes. Dentro de la célula, en la cámara del puente, se distribuyen, según se ha explicado, los captadores ópticos que miden el estado de deformación de la interfase líquida. El subsistema de control de posición del puente recibe una señal de consigna y proporciona las señales de control y medida apropiadas. De forma análoga funciona el módulo de estímulo, que controla la frecuencia de la perturbación a partir de la consigna y genera dos señales que fijan la velocidad real de giro y la fase. Este módulo de generación de microaceleraciones está formado por dos masas colocadas excéntricamente sobre dos discos circulares que pueden girar en contrarrotación. Los discos, y en consecuencia las masas excéntricas, giran en un plano paralelo al eje Z, de modo que debido a la rotación se produce un movimiento oscilatorio del centro de masas del satélite que se desplaza a lo largo de dicho eje.

La unidad de acelerómetros proporciona las medidas de aceleración en los tres ejes, y para compensar las desviaciones de cero y disponer del máximo rango dinámico posible, sin llegar a saturar ningún amplificador ni conversor analógico/digital (A/D), el ordenador embarcado, durante la fase de calibración, determina las señales de compensación y las inyecta en los amplificadores, utilizando señales analógicas generadas por los conversores digital/analógico (D/A). La unidad de acelerómetros incorpora un sensor de temperatura que proporciona la señal necesaria para su calibración.

Para medir la deformación del puente líquido el equipo tiene doce captadores ópticos (marca FASOP), agrupados según se ha descrito anteriormente. Los captadores se activan sucesivamente mediante una señal de inhibición sincronizada con el muestreo, de modo que esta señal corta la alimentación de los diodos de emisión infrarroja (infrared emitting diode, IRED) de cada captador, pero sin desconectar el resto del circuito. La importancia de esta forma de conmutación estriba en la regularidad estadística del funcionamiento de los circuitos. Hay que decir que en el análisis detallado del sistema óptico constituido por el puente líquido y cámara estanca donde se forma, se ha identificado que las interferencias entre captadores, que son a su vez emisores de radiación, pueden afectar seriamente a la precisión de las medidas de la deformación de la interfase del puente líquido. Este problema se ha resuelto eliminando las interferencias entre captadores mediante el uso de superficies absorbentes y colimadores en el interior de la célula.

En el contenedor presurizado del experimento de puentes líquidos hay dos sensores de presión, uno de ellos está dentro de la célula del puente líquido y el otro en la placa del circuito impreso. La alimentación del módulo del experimento y los giróscopos se controla por medio de señales digitales generadas en el ordenador de a bordo y enviadas a la tarjeta de distribución de energía; dicha tarjeta proporciona los niveles de tensión apropiados (± 15 V, 12 V y 5 V) a cada componente según se requiera. En la tabla 4.1 se resumen los servicios proporcionados por la plataforma UPM-Sat 1 a la carga útil de puentes líquidos.

Tabla 4.1. Servicios suministrados por la plataforma UPM-Sat 1 a la carga útil de puentes líquidos.

Parámetros físicos	Dimensiones Masa	210 mm x 270 mm x 180 mm 3,50 kg
Visibilidad y apuntamiento	Dirección primaria Precisión de apuntamiento	eje geomagnético $\pm 5^\circ$
Potencia eléctrica	Tensión regulada Potencia media en una órbita Pico por órbita	5 V, 12 V, ± 15 V 18 W 160 W
Telemetría y telemando	Nº de canales de comando Nº de canales de telemedida Tamaño RAM Resolución temporal Velocidad de toma de datos Cambio de programas en vuelo	4 analógicos (8 bits) y 4 digitales 20 analógicos (14 bits) y 6 digitales 256 kB 4 ms 1024 muestras / s 4 kB EEPROM y RAM
Temperaturas		entre 273 K y 288 K

Los ensayos realizados a lo largo del desarrollo del UPM-Sat 1 pertenecen a las siguientes categorías:

- Ensayos de desarrollo, sobre los prototipos y los equipos, para comprobar conceptos, completar aspectos del diseño (medida de propiedades, etc.), puesta a punto de equipos de medida y de soporte en tierra.
- Ensayos de verificación, sobre los modelos de ingeniería y los equipos de vuelo, para comprobar el correcto funcionamiento de los equipos y de las soluciones adoptadas.
- Ensayos de calificación, sobre el modelo de calificación, para comprobar la integridad de dicho modelo y la bondad del diseño frente a las solicitaciones especificadas en el diseño (incluyendo las establecidas por Arianespace para la calificación de cargas útiles auxiliares).
- Ensayos de aceptación para envío al centro de lanzamiento, para comprobar la integridad y el correcto funcionamiento del modelo de vuelo frente a las solicitaciones especificadas en el diseño (incluyendo las establecidas por Arianespace), antes de ser transportado al centro de lanzamiento.
- Ensayos de aceptación para lanzamiento, para comprobar el correcto funcionamiento del modelo de vuelo después de la integración final en el centro de lanzamiento, antes de ser montado en el adaptador del lanzador.

Las diversas condiciones a satisfacer por parte de los modelos de calificación y de vuelo [100] se resumen en la matriz de cumplimiento utilizada por la compañía lanzadora para el control del estado del proyecto (tabla 5.1).

La demostración del cumplimiento de los requisitos impuestos por la compañía lanzadora y por el satélite principal, que en la mayor parte de los casos implicó la realización de ensayos, se realizó satisfactoriamente, habiéndose obtenido para el UPM-Sat 1 la declaración de Arianespace que lo califica como apto para lanzamiento en la plataforma ASAP de Ariane IV-40.

En la tabla 5.2 se presenta un calendario resumido de los ensayos realizados; en la tabla sólo se recogen, por brevedad, los ensayos relativos a los equipos de vuelo. Junto a éstos hay que contabilizar también los ensayos de desarrollo de los equipos y de verificación de los subsistemas.

Al ser el satélite UPM-Sat 1 un desarrollo completamente nuevo, para cada subsistema y para gran parte de los equipos, fue necesario probar el diseño con prototipos y realizar también posteriormente pruebas de verificación sobre los modelos de vuelo de los mismos. Dada la extensión que sería necesaria para describir este conjunto de ensayos, en lo que sigue se comentan únicamente los aspectos más relevantes.

Para el experimento del puente líquido fue necesario desarrollar un sistema de excitación de los acelerómetros que permitiera su calibración en el rango de $\pm 10^{-3}$ g con precisión de $\pm 3 \times 10^{-6}$ g [102]. Para el subsistema de gestión de energía hubo que desarrollar un proceso de calificación para baterías de calidad industrial, así como los sistemas de ensayo

<i>Requisitos</i>	<i>Especificación</i>	<i>Demostración</i>	<i>Comentario / Aceptación</i>
Propiedades másicas	menor de 50 kg	Medida	Aceptado
Dimensiones (mm) e interfase mecánica	450 x 450 x 450 DCI § 4 ^A	Medida	450 x 450 x 572 Acuerdo contractual / Aceptado
Factor de seguridad a cargas cuasiestáticas	1.5	Dimensionado	Aceptado
Frecuencia fundamental	long. > 100 Hz lat. > 50 Hz	Ensayo	Aceptado (con derogación)
Calificación vibración senoidal y aleatoria	DCI § 12	Ensayo	Aceptado
Ensayo de choque en la separación	DCI § 4	Ensayo	Aceptado
Contaminación/ Polución	DCI § 4	Medida, selección de materiales y ensayos	Aceptado
Compatib. radioeléctrica	DCI § 4	Estudio	Aceptado
Despresurización	DCI § 4	Ensayos de vacío / Análisis	Aceptado
Aislamiento eléctrico	100 MΩ/500 V	Medida	En la campaña de lanzamiento
Cont. eléctrica de masas	10 mΩ/10 mA	Medida	Aceptado
ΔV en la separación (m/s)	0.5 < ΔV < 2	Ensayo	Aceptado
Conformidad de cableado	DCI § 8	Certificado de Control	En la campaña de lanzamiento

A. DCI es el documento oficial de comunicación con la compañía lanzadora (Documento de Control de Interfases) [101].

asociados, que permitiera asegurar la suficiente calidad de las mismas para poder emplearlas en el modelo de vuelo [103-105]. Asimismo, se contó con la colaboración del CIE-MAT para la prueba de los paneles solares de vuelo con el simulador solar existente en sus instalaciones [106]. Los ensayos de los subsistemas electrónicos han precisado de un esfuerzo constante y prolongado al tratarse de sistemas completamente originales que requerían por tanto una exhaustiva verificación, y por estar involucrados en su desarrollo aspectos tan variados como integración software/hardware, compatibilidad electromagnética, resistencia mecánica y térmica, y compatibilidad con el entorno espacial [50, 107-109].

Tabla 5.2. Calendario de los ensayos

<i>Ensayo</i>	<i>Fecha</i>	<i>Instalaciones</i>
Ensayos estructurales preliminares	Jun. 93	ETSIA/EUITA
Ensayos de equipos	Jun.-Oct. 93	ETSIA
Ensayos de integración del modelo de ingeniería eléctrico	Ene.-Jul. 94	ETSIT/ETSIA
Ensayos de calificación del satélite (sobre réplica estructural)	7-8, Mar. 94	INTA
Ensayos de calificación del satélite con sistema separación (réplica estructural)	17-18, May. 94	INTA
Ensayo de compatibilidad geométrica (sobre réplica geométrica)	26-27, May. 94	MMS Toulouse
Ensayo de vacío térmico (calificación) (sobre réplica térmica)	7-14, Jun. 94	INTA
Ensayos de integración del modelo de vuelo	Sept. 94	ETSIA
Ensayo de separación (sobre réplica másica y geométrica)	19-21, Nov. 94	ETSIA/CASA
Ensayo de choque (sobre modelo de vuelo)	14-16, Dic. 94	CASA/Espacio
Ensayo de vibración (aceptación) (sobre modelo de vuelo)	20-23, Dic. 94	INTA
Medida de propiedades másicas (sobre modelo de vuelo)	10-12, Ene. 95	INTA
Ensayo de vacío térmico (aceptación) (sobre modelo de vuelo)	12-16, Ene. 95	INTA

Con relación a los subsistemas térmico y estructural, cabe destacar el desarrollo de una estructura adaptada a las necesidades de la misión del UPM-Sat 1, tanto en lo relativo a la estructura primaria como secundaria. El diseño de la estructura llevó aparejado la realización de un gran número de ensayos orientados a poner a punto tanto los sistemas de cálculo como la comprobación de los resultados de éstos o la determinación de la rigidez de estructuras que presentan dificultades de simulación (placas de circuito impreso, substratos estructurales de paneles solares fuertemente insertados, equipos electrónicos, etc. [110-112]). El subsistema de protección precisó también de un buen número de ensayos para la determinación de propiedades termofísicas de componentes y equipos, así como las de sus elementos de unión.

En cuanto a los ensayos asociados a la calificación y aceptación del sistema de vuelo completo, hay que considerar, en primer lugar, los ensayos de vibración, cuyo objetivo es demostrar la bondad del diseño (nivel de calificación, sobre un modelo o réplica estructural) y la calidad de la manufactura del modelo de vuelo (ensayos de aceptación).

En estos ensayos el satélite (o su réplica estructural) junto con el sistema de separación, ambos debidamente instrumentados, se fijan por medio de un útil de montaje sobre un elemento excitador también convenientemente instrumentado (mesa vibratoria) tal como se muestra en la figura 5.1, para someter al satélite a un conjunto controlado de cargas programadas de acuerdo con los niveles de ensayo. Los ensayos de vibración constan de las siguientes etapas:

- Montaje del satélite sobre la mesa vibratoria
- Barrido pre-sinusoidal de bajo nivel
- Excitación sinusoidal al nivel correspondiente (de calificación o aceptación)
- Barrido post-sinusoidal de bajo nivel
- Excitación aleatoria al nivel correspondiente (de calificación o aceptación)
- Barrido post-aleatorio de bajo nivel

Fig. 5.1. El satélite UPM-Sat 1 durante los ensayos de vibración.



Se realiza un ensayo de vibración según la dirección de cada uno de los ejes del satélite, y en cada ensayo los niveles de las excitaciones sinusoidal y aleatoria son los requeridos por la organización lanzadora, mientras que los barridos de bajo nivel intercalados tienen como objetivo comprobar la ausencia de daños estructurales, que de ocurrir se reflejarían en cambios significativos en las frecuencias de resonancia medidas en dichos barridos. Las frecuencias de resonancia obtenidas en los ensayos de calificación y aceptación se resumen en el cuadro de la tabla 5.3.

Tabla 5.3. Resultados de los ensayos de calificación (C) y aceptación (A). Primeras frecuencias de resonancia (Hz) según cada uno de los ejes del satélite obtenidas en los barridos de bajo nivel. Los resultados del modelo de elementos finitos son 169.3 Hz y 44.8 Hz para las primeras frecuencias de resonancia longitudinal y lateral, respectivamente.

Dirección	Pre-sinusoidal		Post-sinusoidal		Post-aleatorio	
	C	A	C	A	C	A
Eje z	172	180.1	172	179.3	165	168.1
Eje x	45	43.0	44	--	44	42.9
Eje y	43	40.4	42.7	--	42	40.9

Los ensayos de calificación y aceptación se han llevado a cabo siguiendo los Procedimientos de Ensayos aprobados por la autoridad lanzadora [113-114], habiéndose aplicado las cargas dinámicas especificadas y obtenido los datos necesarios para la interpretación y análisis de los resultados [115-116]. Hay que decir que no se observaron daños estructurales durante la inspección visual realizada después de los ensayos, ni fallos de los equipos en los ensayos funcionales posteriores, y que tampoco aparecieron variaciones significativas de las frecuencias de resonancia en los barridos posteriores a la realización de cada carga dinámica, como se deduce de los datos presentados en la tabla 5.3.

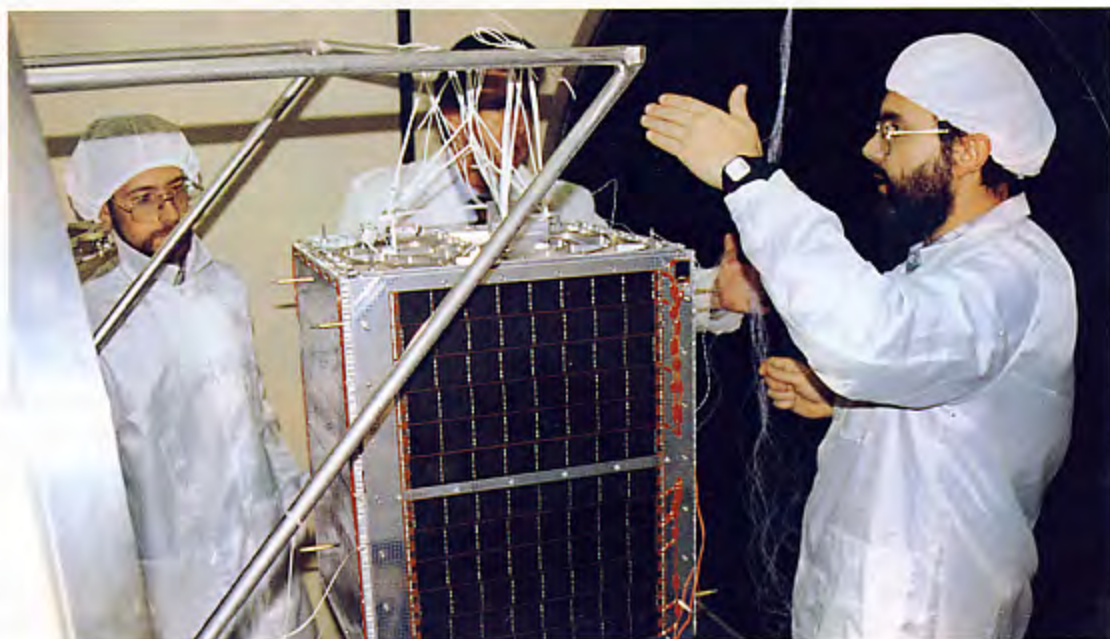
Las ligeras diferencias que aparecen entre los resultados medidos para el modelo de vuelo y la réplica de calificación [117] se deben a las pequeñas diferencias existentes entre ambos modelos en la distribución de masas así como en la masa total del satélite, diferencias que tienen su origen en pequeñas modificaciones surgidas por la evolución del diseño entre la fabricación del modelo de calificación y la del modelo de vuelo. En particular, la masa real del experimento sobre puentes líquidos cambió desde los 0.9 kg asignados en el presupuesto inicial de masas a los 3.6 kg del modelo de vuelo, y la masa de las tarjetas de la electrónica varió desde los 8.1 kg asignados inicialmente hasta los 6.7 kg finales. Esta nueva distribución de masas se tradujo en una variación de la posición del centro de masas, aumentando ligeramente su separación con respecto a la superficie de fijación del satélite, lo que dio lugar a una pequeña disminución de las frecuencias de resonancia laterales.

Respecto a la frecuencia de resonancia longitudinal, los resultados muestran que ambos modelos, el de calificación y el de vuelo, cumplen el requisito inicial de la compañía lan-

zadora. En cambio, con la frecuencia de resonancia lateral, aunque el requisito de Arianespace es un mínimo de 50 Hz, esta organización consideró aceptable la frecuencia lateral de 40.9 Hz y, después de analizar la implicación que este hecho podía tener para el sistema lanzador-satélite, estableció una derogación del requisito, otorgando así la calificación de Apta para Vuelo a la plataforma UPM-Sat 1. Hay que decir que esta derogación no es una circunstancia excepcional, pues el pequeño satélite francés CERISE, compañero de lanzamiento del UPM-Sat 1 en el vuelo V75, necesitó también una derogación similar.

Los ensayos de vacío térmico de calificación tienen como objetivo comprobar la bondad del diseño térmico [118]. Para los ensayos de vacío térmico se sitúa el satélite o réplica térmica en una cámara de vacío, figura 5.2, que dispone de elementos calentadores, bien por contacto (placa térmica) bien por radiación (revestimiento interior de la cámara con temperatura regulable).

Fig. 5.2. El satélite UPM-Sat 1 durante los ensayos térmicos.



En el caso del UPM-Sat 1 la réplica térmica utilizada para los ensayos de calificación estaba instrumentada para permitir la medida de temperaturas en los puntos testigo del modelo térmico matemático, y estaba dotada también de resistencias disipadoras que simulaban las cargas térmicas producidas por el funcionamiento de los equipos eléctricos y electrónicos. Los ensayos de calificación se desarrollaron de acuerdo a las fases siguientes [119]:

- Preparación de la réplica térmica y el equipo de soporte en tierra
- Montaje de la réplica térmica sobre la placa de sollicitación térmica en el interior de la cámara de vacío
- Ensayo de gradiente térmico estacionario
- Ensayos funcionales de las baterías
- Montaje de la réplica térmica aislada de las paredes de la cámara de vacío
- Ensayos de ciclos térmicos con conexión temporal de equipos disipadores
- Ensayo funcional de baterías

En la tabla 5.4 se describen los ensayos realizados. Las principales conclusiones que se pudieron derivar de los resultados de los ensayos de calificación [120, 121] fueron que la diferencia de temperatura entre el recubrimiento del satélite y los equipos aseguraba un aislamiento acorde con el diseño, que la disipación de potencia de los transmisores era adecuada, sin que aparecieran puntos calientes en las tarjetas electrónicas, y que las baterías se comportaban adecuadamente, no habiéndose dañado durante los ensayos [122]. Se debe añadir que la duración de los períodos de los ciclos térmicos durante los ensayos fue de 5 h, mayor que la duración real en órbita (unos 100 minutos).

Tabla 5.4.
Características de los ensayos de vacío térmico de calificación.

Ensayo	Casos	Comentarios
Gradiente térmico estacionario	Caliente: $T_{\text{máx}} = 333 \text{ K}$, $T_{\text{min}} = 293 \text{ K}$ Frío: $T_{\text{máx}} = 283 \text{ K}$, $T_{\text{min}} = 243 \text{ K}$	2 h de estabilización
Ciclo térmico	6 ciclos entre 243 K y 333 K 5 h/ciclo	Sin estabilización Estudio de la influencia de las cargas térmicas de los equipos en la distribución de temperaturas

Los ensayos de vacío térmico de aceptación del modelo de vuelo tenían como objetivo comprobar por un lado el correcto montaje del satélite y el funcionamiento de los equipos en las condiciones ambientales más próximas a las existentes en órbita y, por otro lado, garantizar a la organización lanzadora un adecuado grado de limpieza del satélite, comprobando la no existencia de sustancias que produjeran desprendimiento de vapores (“outgassing”), así como la desaparición por evaporación al vacío de posibles remanentes de sustancias introducidos durante el montaje (vapor de agua, componentes de adhesivos, etc.). El ensayo de vacío térmico de aceptación constó de las fases siguientes [123]:

- Preparación de la cámara de vacío, del satélite y del equipo de soporte en tierra
- Mantenimiento en condiciones de vacío térmico del satélite (sin paneles) para estabilización (retirada de vapores residuales)
- Ensayos funcionales
- Montaje de los paneles solares sobre el cuerpo del satélite
- Ensayo de vacío térmico completo
- Ensayos funcionales

El modelo de vuelo disponía, además de los sensores de temperatura internos del satélite, de cuatro termopares conectados al sistema de adquisición de datos y control de la cámara de vacío térmico, y de sensores de partículas desprendidas para comprobar el grado de limpieza. El ensayo consistió en someter el satélite a los niveles de temperatura extremos esperados en régimen estacionario (283 K y 313 K) y los resultados obtenidos mostraron un funcionamiento correcto de los equipos electrónicos, de los paneles solares y las baterías, así como el mantenimiento de la presión en la célula del puente líquido a lo largo de los cinco días de duración del ensayo [124-125].

El objetivo del ensayo de separación fue determinar experimentalmente la velocidad y la dispersión del ángulo de la trayectoria del satélite en instantes posteriores a la separación

desde la tercera etapa del lanzador. Este ensayo se realizó sobre un modelo compuesto por una réplica geométrica y másica del satélite y el modelo de vuelo del sistema de separación. En el ensayo la réplica estaba suspendida por medio de dos cables de un pórtico elevado de forma que la tensión de los hilos compensara completamente las fuerzas gravitatorias en el instante de la separación; al modelo se le colocaron adhesivos con marcas de referencia y se filmó el movimiento resultante con ayuda de cámaras de vídeo de alta velocidad (figura 5.3) para, a partir de las imágenes tomadas, medir la velocidad de separación, que resultó ser de 0.6 m.s^{-1} y el ángulo de dispersión de 0.3° , valores ambos dentro de los límites establecidos por la compañía lanzadora. En el procedimiento del ensayo se contemplaron las siguientes actividades:

- Suspensión de la réplica del pórtico
- Puesta a punto de la instalación y la instrumentación
- Puesta a punto de los pirotécnicos
- Simulación del encendido de los pirotécnicos
- Realización de la secuencia de encendido

El propósito del ensayo de choque era demostrar la integridad del modelo de vuelo frente a los impactos generados por la explosión del actuador pirotécnico y el golpe de la cizalla de corte del vástago de unión de las dos partes del sistema de separación. Este ensayo se realizó utilizando el modelo de vuelo completo, incluido el sistema de separación, instrumentado con acelerómetros para registrar, en puntos de prueba especificados, las aceleraciones ocurridas en los instantes posteriores al encendido de los pirotécnicos. Únicamente no se instalaron las mantas aislantes por problemas de interferencia con los elementos de sujeción del satélite y de posicionado de los acelerómetros de medida.

El procedimiento seguido en este ensayo es conceptualmente similar al del ensayo de separación [126], y como resultado del ensayo se obtuvieron los registros de aceleración en las posiciones de los acelerómetros de medida [127], comprobándose que los espectros de aceleración obtenidos se adaptaban a los límites especificados por la compañía lanzadora.

Fig. 5.3. Ensayo de separación del satélite UPM-Sat 1



Mediante los ensayos de medida de propiedades másicas se determinaron la posición del centro de masas del satélite y los momentos de inercia relativos a los ejes X , Y y Z , comprobando su coherencia con los datos proporcionados por el análisis y considerados como referencia por la organización lanzadora [128].

Con otro tipo de ensayos, los de compatibilidad geométrica, se aseguró, antes de la fabricación del modelo de vuelo del satélite y el sistema de separación, la compatibilidad geométrica del satélite UPM-Sat 1 con el viajero principal, HELIOS, y que se cumplieran los requisitos de envolvente geométrica y tolerancias de interferencia geométrica, así como los requisitos de interfase mecánica entre el sistema de separación y la plataforma ASAP [129].

En cuanto a las cargas de despresurización, que aparecen durante el ascenso del lanzador a través de la atmósfera hasta alcanzar el vacío exterior como consecuencia de la velocidad finita de la evacuación de los gases contenidos en los equipos y partes estructurales del satélite, se demostró la integridad del sistema frente a ellas por análisis [130] y por ensayo durante las pruebas de vacío térmico.

Hay que señalar finalmente que para la realización de todos los ensayos ha sido preciso desarrollar un conjunto de equipos denominados Equipos de Soporte en Tierra, que constituyen en sí mismos una parte importante del proyecto total, y de igual modo se debe decir que la realización de estos ensayos ha permitido establecer relaciones de cooperación con diversas instituciones del sector espacial, tanto nacionales como internacionales, encaminadas a la calificación en órbita de diversos equipos (tal es el caso del sistema de separación de Arianespace o los magnetómetros “fluxgate” de Dowty).

El satélite UPM-Sat 1 fue inyectado en órbita el día 7 de Julio de 1995 en el vuelo 75 de un vehículo lanzador Ariane IV-40 desde el Puerto Espacial Europeo de Guayana (Francia) situado en la costa noreste de América del Sur. Para poder llegar a este punto fue necesario pasar con éxito los ensayos de calificación y aceptación, y realizar satisfactoriamente todas las operaciones previas al lanzamiento, denominadas genéricamente como campaña de lanzamiento.

Siguiendo el procedimiento habitual, la campaña de lanzamiento del satélite UPM-Sat 1 con el sistema Ariane 4 se dividió en dos fases, denominadas respectivamente Operaciones del Satélite y Operaciones Combinadas [131]. La primera fase incluye las operaciones del satélite realizadas desde la llegada del UPM-Sat 1 y el equipo de soporte al aeropuerto de Rochambeau, en la Guayana, hasta el montaje en la plataforma ASAP de adaptación al lanzador Ariane IV-40, y se prolongó desde el 11 de Junio (día D-21) al 23 de Junio (día D-13). La segunda fase comprende desde el final de la primera (formalmente desde la aceptación para lanzamiento de los pasajeros secundarios por parte del pasajero principal) hasta el lanzamiento. En esta fase intervinieron conjuntamente los diferentes pasajeros implicados en el vuelo V75 (Helios, Cerise y UPM-Sat 1), y tuvo lugar entre el 26 de Junio (día D-10) y el 7 de Julio (día D-0).

En las tablas 6.1 y 6.2 se resumen las actividades realizadas durante estas dos fases, Operaciones del Satélite y Operaciones Combinadas, y en la tabla 6.3 se describen las operaciones durante el vuelo V75 de Ariane IV, desde el despegue del lanzador hasta la inyección en órbita del UPM-Sat 1. En la figura 6.1 se muestra la ubicación del satélite UPM-Sat 1 en la plataforma ASAP del lanzador, en esta fotografía se puede observar también el pequeño satélite francés Cerise.

Tabla 6.1.
Actividades en la Fase
1ª: Operaciones del
Satélite.

Día	Actividad
D-21	Llegada del satélite y el equipo auxiliar a Rochambeau. Transporte hasta el Centro Espacial de la Guayana (CSG), edificio S3C.
D-20	Llegada del equipo técnico del UPM-Sat 1 responsable de la campaña.
D-19	Identificación y otros trámites, reuniones preparatorias y curso de seguridad. Desembalado del satélite y los equipos, inspección y pruebas de recepción. Carga de baterías.
D-18	Pruebas de carga de baterías. Calibración de magnetómetros. Revisión del sistema de separación SSS-ASAP. Pruebas de la carga útil.
D-17	Pruebas iniciales de comunicaciones por radiofrecuencia. Carga de baterías.
D-16	Montaje del sistema de separación SSS-ASAP en el satélite y pruebas. Preparación de los recubrimientos aislantes.
D-15	Prueba de los recubrimientos aislantes y pequeños ajustes. Ajuste de la antena del satélite.
D-14	Prueba de compatibilidad geométrica. Montaje del sistema de separación SSS-ASAP en la plataforma ASAP. Montaje de paneles solares y pruebas. Descarga de baterías.
D-13	Carga final de baterías. Comprobación de paneles solares y conexiones eléctricas del sistema de separación.
D-12	Reuniones preparatorias de la 2ª fase. Comienzo de carga de goteo de las batería
D-11	Inicialización del ordenador embarcado. Prueba de los recubrimientos aislantes y últimas comprobaciones. Final de la fase 1ª.

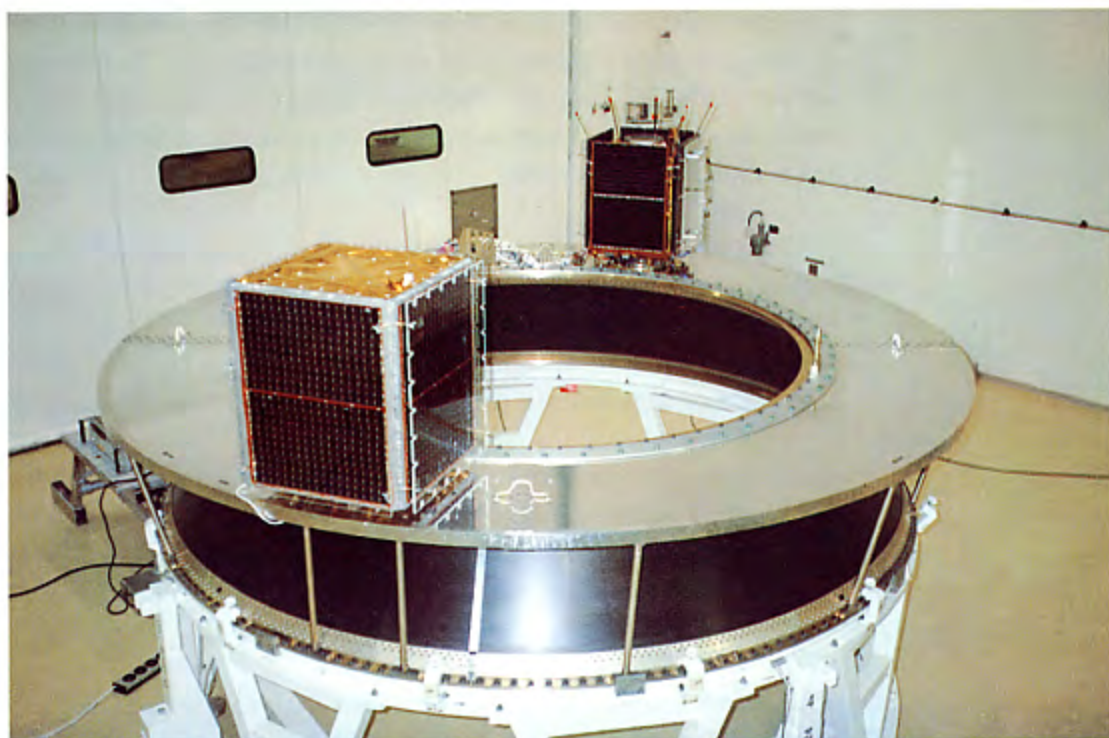
Tabla 6.2.
Actividades en la
Fase 2ª:
Operaciones
Combinadas.

Día	Actividad
D-10	Reunión de revisión de aptitud para vuelo de los pasajeros secundarios.
D-9	Integración del UPM-Sat 1 en la plataforma ASAP. Integración y comprobación del cableado de la plataforma ASAP.
D-8	Transporte del conjunto ASAP y pequeños satélites al edificio S3B. Operaciones de integración del pasajero principal. Carga de goteo de las baterías. Preparación del reenvío de equipos a Madrid.
D-7	Operaciones del pasajero principal.
D-6	Operaciones del pasajero principal. Carga de goteo de las baterías.
D-5	Carga de goteo de las baterías. Transferencia del conjunto de carga útil del lanzador a la torre de lanzamiento.
D-4	Operaciones del pasajero principal. Preparación de los equipos de carga de goteo en el edificio de lanzamiento.
D-3	Carga de goteo de las baterías.
D-2	Reunión de revisión de aptitud para vuelo del sistema de lanzamiento. Carga de goteo de las baterías.
D-1	Carga de goteo de las baterías. Terminación de la preparación del reenvío de equipos.
D-0	Últimas operaciones de preparación del lanzador. Lanzamiento del vuelo 75. Final de la 2ª fase.

Tabla 6.3.
Cronología de los
acontecimientos
próximos al instante
del despegue, H0,
correspondiente a las
18.20, hora
española, del día 7
de julio de 1995.

Tiempo Referido a H0 (s)	Hitos
-9.0	Suelta de la plataforma inercial.
0 (H0)	Apertura de controles de válvulas de alimentación de la 1ª etapa del lanzador.
4.4	Despegue del vuelo V75.
210 (H1)	Fin de la 1ª etapa de empuje. Separación de la 1ª etapa. Comienzo de la optimización del guiado. Comienzo de la 2ª etapa de empuje.
340 (H2)	Fin de la 2ª etapa de empuje. Separación de la 2ª etapa. Comienzo de la 3ª etapa de empuje.
1070 (H3)	Fin del empuje de la 3ª etapa. Fin de orientación previa a la separación.
1070 (H4)	Separación del satélite principal.
1070 + 40 (H4.1)	Separación del UPM-Sat 1.
(H6)	Maniobras de alejamiento de la 3ª etapa.

Fig. 6.1. Los satélites UPM-Sat 1 y CERISE sobre la plataforma ASAP de Ariane IV una vez finalizada la fase de integración de los satélites secundarios (día D-9)



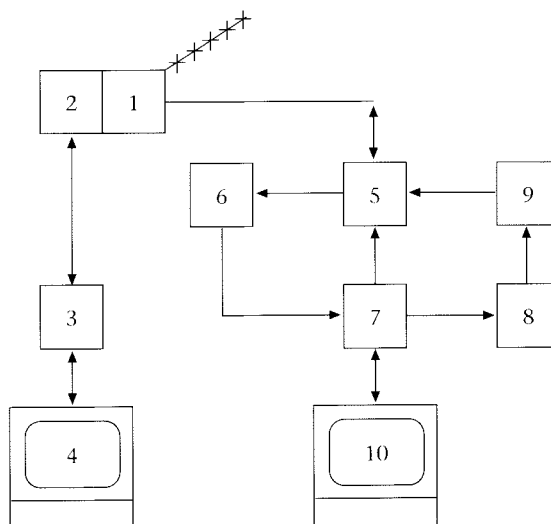
7 Segmento de tierra y operación del sistema

El segmento de tierra del satélite UPM-Sat 1 lo componen la estación de tierra, ubicada en Soto del Real (Madrid) y el centro de control de la misión, situado en la E.T.S.I. Aeronáuticos [36, 132]. La estación de tierra es el lugar desde donde se establecen físicamente las comunicaciones con el satélite, y consta, según se esquematiza en la figura 7.1, de las unidades siguientes:

1. Antena directiva: es una antena direccional tipo Yagi de 7 elementos con +10 dB de ganancia, que está montada solidaria al eje de salida de un rotor de seguimiento, sobre una torre metálica de 6 m de altura.
2. Sistema de seguimiento del satélite, formado por los siguientes equipos:
 - 2.1. Ordenador de seguimiento: este ordenador dispone de un programa informático que, a partir de los parámetros de la órbita del satélite, genera las salidas de azimut y elevación que son enviadas al controlador del rotor. Los parámetros de la órbita del satélite se actualizan semanalmente si ha habido algún cambio, de acuerdo a la información que se recibe del servicio NORAD de EE.UU.
 - 2.2. Controlador del rotor: recibe las consignas de azimut y elevación requeridas del ordenador encargado del seguimiento y cursa las órdenes para que el rotor se posicione en la orientación requerida.
 - 2.3. Rotor de dos ejes: se encarga de orientar la antena en la dirección prevista de la posición del satélite, siguiendo las órdenes de su controlador.
3. Sistema de comunicaciones, que consta de los siguientes elementos:
 - 3.1. Ordenador de comunicaciones: dispone de un programa informático que, entre otras funciones, es el terminal del sistema de comunicaciones con el satélite, de modo que envía información al satélite y la recibe a través de un módem. El ordenador de comunicaciones está conectado con los ordenadores del centro de control, a donde transfiere la información recibida para su procesamiento.
 - 3.2. Módem: es un equipo similar al módem embarcado, que transforma las señales recibidas del ordenador de acuerdo con la modulación de mínima desviación de fase (MSK) para enviarlas al transmisor, y realiza la operación inversa con las señales procedentes del receptor, enviándolas al ordenador de comunicaciones; además controla el conmutador de antena, posicionándolo en transmisión o recepción.
 - 3.3. Transmisor de frecuencia modulada: recibe la señal del módem, la modula en frecuencia (en la banda de 400 MHz), con una potencia de salida de 10 W, y la envía al amplificador de potencia.
 - 3.4. Amplificador de potencia: se trata de un amplificador lineal de +12 dB de ganancia cuyo objetivo es mejorar el balance del enlace ascendente.
 - 3.5. Receptor: este equipo, de una sensibilidad de 0.63 mV para 12 dB SINAD, recibe la señal de radiofrecuencia, la demodula en frecuencia (banda ancha) y la envía al módem.

3.6. Conmutador de antena: comunica la antena con la sección de transmisión o recepción, según las órdenes del módem.

Fig. 7.1. Diagrama de bloques de la estación de tierra: 1, antena directiva; 2, rotor de dos ejes; 3, controlador del rotor; 4, ordenador de seguimiento; 5, conmutador de antena; 6, receptor; 7, módem; 8, transmisor; 9, amplificador de potencia; 10, ordenador de comunicaciones.



El sistema de tierra se ha diseñado para que desempeñe una serie de funciones que se pueden agrupar en tres apartados: mantenimiento de las comunicaciones (enlace de radiofrecuencia, procesado de la telemetría, envío de los comandos, determinación de los parámetros orbitales), apoyo a las operaciones específicas de la misión y mantenimiento de las instalaciones y equipos.

En las operaciones específicas de la misión se consideran las siguientes:

- operaciones del satélite (comandar el satélite, supervisar los subsistemas, gestionar la carga útil, gestionar la toma de datos, recuperar los datos de las cargas útiles, resolver las anomalías, analizar las tendencias del satélite),
- planificación de la misión (satisfacer las necesidades de los usuarios de los datos, organizar el soporte de la estación de tierra, generar archivos de comandos, generar efemérides, coordinar usuarios y operadores),
- ingeniería de apoyo (diseñar y ensayar soluciones a fallos, planificar maniobras, gestionar subsistemas, gestionar las cargas útiles, resolver anomalías, mantener el programa informático embarcado, mantener el simulador, mantener la base de datos del sistema de tierra, analizar las tendencias del satélite),
- formación del personal (desarrollar material para cursos, impartir formación en el aula, en el simulador y en el puesto de trabajo).

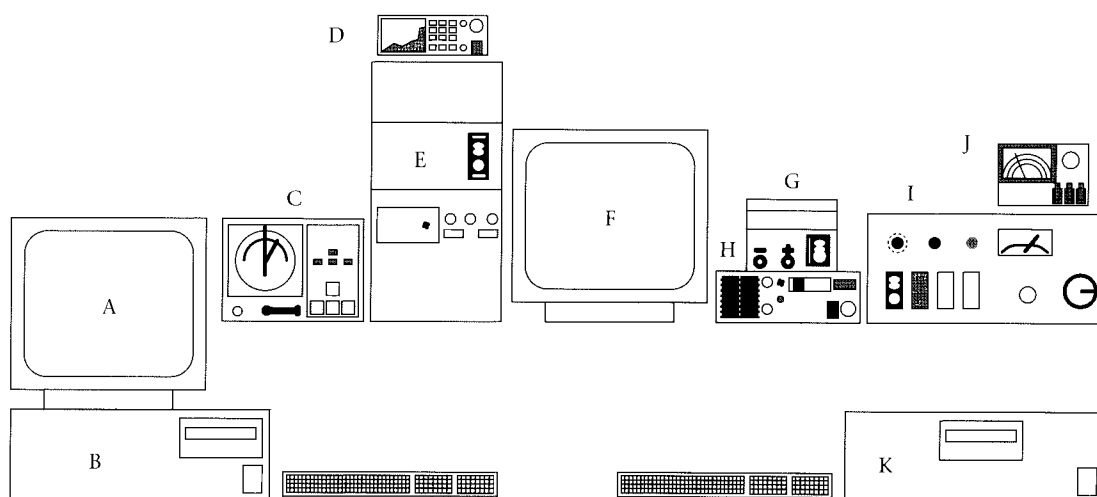
Las actividades que se realizan durante un paso del satélite son como sigue: previo al paso se comprueba el estado de la estación de tierra, se revisa el programa de actividades y el registro de operaciones, y se prepara la interfase de usuario seleccionada; durante el paso se conectan las comunicaciones bidireccionales, se recogen los datos sobre el estado de la plataforma y de las cargas útiles, se envían los comandos estipulados y, al final, se desconectan las comunicaciones bidireccionales. Después del paso se revisan las operaciones con el director de operaciones, se cumplimenta el registro de operaciones, donde se consigna el estado de los equipos y las actividades realizadas, se configura la estación de tierra para siguientes pasos y se transfieren los datos recibidos al centro de control de la E.T.S.I. Aeronáuticos.

Las herramientas disponibles en el centro de control y en la estación de tierra para realizar las operaciones de la misión se pueden agrupar en herramientas para la elaboración de comandos (herramientas de validación, base de datos de comandos, técnicas de verificación, generador de bloques de comandos), para la supervisión del satélite (rutinas de desbordamiento, alarmas visuales, herramientas de dibujo y gráficas) y para el análisis en diferido (herramientas de análisis de tendencia, archivo y recuperación de las telemidas, herramientas de simulación, herramientas de validación).

En la figura 7.2 se muestra la distribución física de los equipos frente al puesto de trabajo de los operadores de la estación de tierra. Aunque la estación puede ser operada por una sola persona, normalmente son dos los operadores que atienden el paso del satélite para mayor seguridad.

Respecto a la operación cotidiana del sistema de comunicaciones con el satélite, hay que decir que éste ha sido uno de los puntos débiles de la organización del proyecto, y se debe reconocer que la atención diaria de los pasos del satélite ha sobrepasado en ocasiones la capacidad del grupo de trabajo responsable de las operaciones. Esto se ha debido en parte a que, como en todo el proyecto UPM-Sat 1, el grupo de trabajo de operaciones ha estado formado por personal de la Universidad Politécnica de Madrid que debía compaginar y simultanear sus actividades en la universidad, docentes o laborales, con las de operación de la estación de tierra. Pronto se tuvo la certeza que la solución del problema no estaba en aumentar el número de personas capaces de operar la estación, pues se comprobó que el número de errores cometidos, a pesar de haber establecido procedimientos de operación de estricto cumplimiento, aumentaba con el número de personas implicadas, a la par que disminuía la capacidad de reacción frente a incidencias e imprevistos.

Fig. 7.2. Distribución de los equipos que componen la estación de tierra: A, pantalla del ordenador de seguimiento; B, ordenador de seguimiento; C, controlador del rotor; D, receptor; E, módem; F, pantalla del ordenador de comunicaciones; G, fuente de alimentación; H, emisora; I, amplificador; J, medidor ondas estacionarias (estado de la antena de comunicaciones); K, ordenador de comunicaciones.



A todo lo anterior hay que añadir que la operación del satélite, pasadas las primeras semanas en órbita, se convirtió en una tarea rutinaria, aunque no exenta de sobresaltos, agravada por lo intempestivo del horario de los pasos del satélite, sobre todo los nocturnos (en torno a las tres de la madrugada según el horario oficial de invierno en España en los años 1995-1996 y en torno a las cuatro de la madrugada en horario de verano).

Tras el lanzamiento e inyección en órbita, aproximadamente a las 18.20, hora española, del día 7 de julio de 1995, el satélite estuvo inactivo durante el período de latencia impuesto por la organización Helios a los satélites secundarios del vuelo V75, para evitar posibles interferencias. Aunque se sabía que no era posible establecer las comunicaciones de modo satisfactorio con el UPM-Sat 1 desde ninguno de los edificios de la Universidad Politécnica de Madrid situados en el Campus de la Ciudad Universitaria, pues esta zona de la ciudad de Madrid está saturada de fuentes de emisión de radiofrecuencia que perturban el enlace satélite-estación, el equipo responsable de la operación de la estación de tierra había decidido que la primera conexión con el satélite debía hacerse desde la E.T.S.I. Aeronáuticos. De este modo, la primera conexión tuvo lugar desde esta Escuela en la madrugada del día 8 de julio, y la segunda al mediodía del mismo día, ambas muy deficientes por la razón señalada. La posibilidad de trasladar la estación estaba prevista en los procedimientos de operación, así que en la misma tarde del día 8 de julio se trasladó provisionalmente la estación a Torrelodones (Madrid) mientras se procedía al acondicionamiento de los locales e instalaciones cedidos al proyecto UPM-Sat 1 por el Excmo. Ayuntamiento de Soto del Real (localidad situada a unos 40 km al norte de Madrid). La operación regular del UPM-Sat 1 empezó en la madrugada del día 9 de julio, cuando se comenzó a volcar a tierra regularmente la información generada y almacenada a bordo y se iniciaron las operaciones en órbita.

En el Apartado siguiente se resumen las incidencias ocurridas en las operaciones del satélite durante su vida operativa en órbita (213 días). Durante estos siete meses el UPM-Sat 1 ha demostrado ser un satélite robusto capaz de superar las incidencias ocurridas, y en este período, a pesar de lo precario del sistema de comunicaciones, pues sólo se disponía de una estación de tierra, se han podido realizar casi todas las operaciones previstas en la misión: se han ejecutado con éxito diversos comandos para variar la actitud del satélite, activando y desactivando los magnetopares para modificar su velocidad de giro, también se ha modificado desde tierra el programa informático embarcado en varias ocasiones y se ha verificado la viabilidad de las comunicaciones de mensajería, aunque limitadamente ya que sólo existe, como se ha dicho, una estación de tierra. Puesto que no se pudo llevar a cabo el experimento sobre puentes líquidos debido al riesgo que implicaba para el sistema de potencia, pues requería alimentar motores eléctricos (como se explica posteriormente), la operación del satélite ha estado centrada en la obtención de información sobre el funcionamiento de la plataforma y los paneles solares experimentales.

7.1. Incidencias en la operación del sistema UPM-Sat 1.

Las incidencias ocurridas durante la vida operativa del satélite UPM-Sat 1 han sido de origen diverso, pudiéndose hablar de tres tipos: incidencias debidas a causas externas y ajenas por lo tanto al proyecto y a la organización UPM-Sat 1, incidencias relacionadas con percances en la estación de tierra y, por último, incidencias que han tenido su origen en el propio satélite.

Las incidencias del primer tipo se presentaron casi al mismo tiempo que se produjo la inyección en órbita del satélite y se manifestaron como interferencias en las comunicaciones. El día 2 de misión (9 de Julio) se detectó una perturbación que se apreciaba como una señal cuya frecuencia variaba periódicamente en sentido ascendente y descendente en torno a la frecuencia legalmente asignada por la Dirección General de Telecomunica-

ciones al proyecto UPM-Sat 1. Las interferencias se producían en horarios próximos a los pasos del satélite, tanto nocturnos como diurnos, y se mantuvieron durante los primeros 17 días de la vida operativa del UPM-Sat 1, imposibilitando totalmente las comunicaciones con el satélite durante cuatro pasos y parcialmente en otras seis ocasiones. Ante esta situación se formuló la queja oportuna ante la Dirección General de Telecomunicaciones que, ante la gravedad de la situación, tomó las medidas necesarias para localizar e identificar la fuente de interferencias, llegando incluso a enviar un vehículo dotado de equipos de radiogoniometría a las proximidades de la estación de tierra. Las interferencias cesaron el día 18 (25 de Julio).

Respecto a las incidencias ligadas a la estación de tierra, además de los traslados primero a Torreldones (Madrid) y después a Soto del Real (Madrid), el incidente más grave tuvo lugar el día 25 (1 de Agosto de 1995), cuando se partió el cable de la antena al quedar enganchado en el rotor de la misma, lo que dañó el amplificador del transmisor de tierra y dejó a la estación sin capacidad de transmisión aunque sí de recepción. La eventualidad de que el satélite tuviera que sobrevivir sin recibir órdenes desde tierra estaba prevista en la secuencia nominal de operación y así, el satélite entró en modo radiofaro, transmitiendo periódicamente una señal de identificación. Este modo se activó el día 34 (10 de Agosto), y duró hasta mediados de Octubre, cuando la estación volvió a estar totalmente operativa.

Como la rotura del cable de la antena dañó el amplificador de potencia y el módem de tierra, la estación de tierra quedó temporalmente muda: se podían recibir, con dificultad, las señales transmitidas por el satélite pero no decodificarlas, y no se podían enviar comandos ascendentes. El módem se reparó en la Universidad Politécnica de Madrid, pero la reparación de la parte dañada del amplificador hubo de hacerse fuera, lo cual significó no pocas dificultades pues este incidente ocurrió a primeros del mes de Agosto y durante este mes la mayoría de las empresas que podían hacer esta reparación estaban cerradas por vacaciones. A raíz de este accidente se decidió acelerar las acciones necesarias para duplicar y mejorar los equipos de la estación, lo que no se había hecho antes por falta de presupuesto.

Otra incidencia menor asociada a la estación de tierra estuvo relacionada con la lluvia, con la estación ya en Soto del Real. El año 1995 fue anormalmente seco, pero no fue así ni el mes de Diciembre de 1995 ni los primeros meses del año 1996. En estos meses se registraron en la estación de tierra precipitaciones de 225 litros/m² en el mes de Diciembre de 1995, 293 litros/m² en el de Enero de 1996 y 59 litros/m² en el mes de Febrero del mismo año, lo que afectó en ocasiones al funcionamiento normal de la estación, sobre todo debido a problemas de humedades en algunos de los equipos situados a la intemperie.

En el apartado de incidencias relacionadas con el propio satélite, también el día 25 (1 de Agosto de 1995) se produjo un fallo en las comunicaciones con el satélite que tuvo su origen en un funcionamiento anormal del transmisor embarcado, que a su vez se debió a una anomalía en el programa informático embarcado. Tras el análisis pertinente (se reprodujo el mismo fallo en el simulador de tierra) se dedujo que tal fallo se producía al demandar desde tierra la transmisión de paquetes de información excesivamente largos: durante la transmisión el ordenador embarcado seguía haciendo otras tareas y cuando volvía a controlar la transmisión, si se había sobrepasado un tiempo crítico, volvía a ini-

ciarla. Como en el UPM-Sat 1 se utiliza la misma frecuencia ascendente y descendente, cuando se presentaba esta situación el satélite no podía recibir comandos pues estaba en modo de transmisión; la única solución era dejar que el satélite siguiera transmitiendo hasta agotar las baterías, lo que producía un apagado ordenado del ordenador embarcado por descender el nivel de alimentación por debajo de un límite y que, cuando las baterías se volvían a recargar, se activara de nuevo el sistema. Esta operación requería unos tres días, dos para la descarga de las baterías y otro más para la recarga, y se manifestaba posteriormente como un retraso de unas 26 horas entre el reloj embarcado y el reloj de tierra (el tiempo que el ordenador había estado apagado).

Esta situación se ha producido cinco veces a lo largo de la vida útil del satélite, la primera ocurrió según se ha señalado, las dos siguientes se debieron a fallos humanos, al demandar por error el operador de la estación paquetes de información no autorizados, y las dos últimas fueron debidas a un funcionamiento defectuoso del módem de tierra. Ninguna de ellas ha implicado riesgo directo para el satélite, pues el UPM-Sat 1 ha sido capaz de salir autónomamente de la mencionada situación en todas las ocasiones.

Otra incidencia relacionada con el satélite tiene que ver con el subsistema de energía y ha sido casi con toda probabilidad la causa de la muerte técnica del UPM-Sat 1. Como ya se ha dicho, por razones presupuestarias el UPM-Sat 1 lleva baterías comerciales sin calificación espacial. Los datos medidos en órbita indican que la temperatura de uno de los grupos de baterías se ha mantenido prácticamente desde la puesta en órbita dentro del rango de temperaturas estipulado en el diseño, entre 270 K y 287 K, mientras que en el otro grupo de baterías se han registrado, con el paso del tiempo, variaciones de temperatura muy grandes, entre 275 K y 332 K, lo que indica un mal funcionamiento de las mismas.

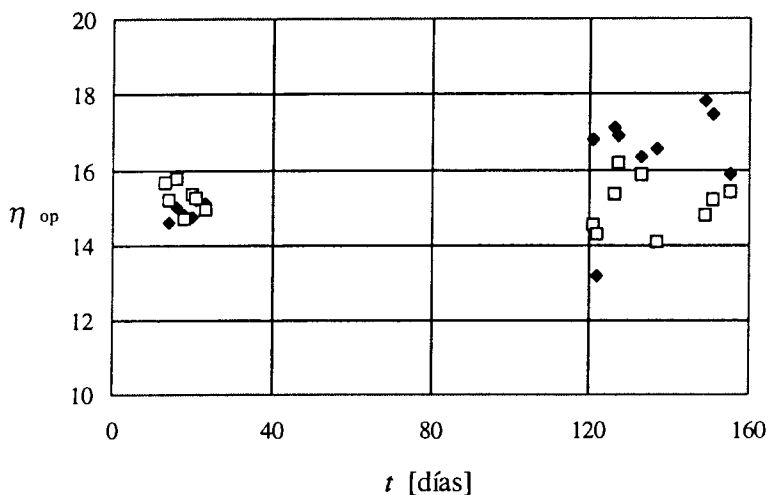
La operación en órbita del satélite UPM-Sat 1 y los resultados obtenidos en vuelo han estado condicionados por las diversas incidencias acaecidas durante la vida útil del satélite y muy especialmente por el problema detectado en uno de los grupos de baterías (debido a un acoplamiento entre los procesos de carga y descarga de los dos grupos de baterías y la temperatura) y por el periodo de tiempo en que la estación de tierra estuvo sólo parcialmente operativa, como ya se ha expuesto en el Capítulo 7. A pesar de estas dificultades, durante los 213 días de vida operativa del satélite se ha podido realizar gran parte de las operaciones de la misión, que afectan tanto al subsistema de control de actitud, como al de gestión de datos y al de comunicaciones. Se debe señalar que, debido a los problemas con el subsistema de gestión de energía (excesivo calentamiento de uno de los grupos de baterías), se canceló la realización del experimento de puentes líquidos, pues tras analizar la situación se llegó a la conclusión de que la activación de este experimento significaba comprometer la supervivencia de la plataforma UPM-Sat 1.

Por esta razón, a lo largo de la misión se cambiaron las prioridades de la misma, pasando a primer lugar la obtención del máximo de datos de vuelo sobre el funcionamiento de los diversos subsistemas del satélite y muy especialmente sobre la respuesta en órbita de los paneles solares experimentales donados al proyecto UPM-Sat 1 por la Agencia Europea del Espacio. Queda fuera del alcance de esta publicación una presentación detallada de la información recogida en vuelo [46, 132] por lo que la exposición se limita a la presentación de la naturaleza y disponibilidad de la información generada a lo largo de la misión.

Hay que decir que gran parte de esta información está todavía en proceso de análisis, y que salvo en los datos relativos a los paneles solares experimentales y a los asociados al subsistema de control de actitud, cuyo análisis está muy avanzado, en los demás es preciso todavía un esfuerzo considerable para llegar a conclusiones definitivas.

En la figura 8.1 se muestra la variación con el tiempo en órbita de la eficiencia del panel solar de DASA-ESTEC y la del panel solar de FIAR-ESTEC. Los resultados indican que durante el tiempo de prueba en órbita no ha habido deterioro apreciable de los nuevos elementos tecnológicos ensayados en vuelo, pues la eficiencia ha permanecido prácticamente constante durante toda la misión [32, 132-134].

Fig. 8.1. Variación con el tiempo t , medido desde el inicio de la misión, de la eficiencia en el punto de operación, η_{op} , de los paneles solares experimentales. Los símbolos blancos corresponden al panel solar de DASA-ESTEC y los negros al panel solar de FIAR-ESTEC.



Respecto al subsistema de control de actitud, de los datos registrados en vuelo por los magnetómetros se deduce que la velocidad de rotación del satélite [132] está dentro del margen estipulado en las especificaciones de diseño, lo que parece indicar que el programa informático embarcado responsable de la operación de este subsistema ha funcionado de modo correcto, habiéndose cubierto las diversas etapas previstas en la actuación del subsistema de control de actitud de modo satisfactorio.

Respecto a la información recibida sobre la plataforma y sus subsistemas, en el UPM-Sat 1 se han medido y registrado 28 parámetros internos cada cinco minutos y las seis medidas generadas por los magnetómetros se almacenaban cuatro veces por segundo (la lista de estos parámetros se muestra en la tabla 8.1). Esta información, junto con otra relativa al estado del ordenador embarcado, bancos de memorias, reloj de a bordo, etc., es la que se ha estado volcando a tierra durante la operación y que está disponible en los bancos de archivo del centro de control de la misión en la E.T.S.I. Aeronáuticos.

De los 213 días de vida operativa, la estación de tierra ha estado inutilizada durante 8 días y parcialmente en servicio (sólo en modo escucha) durante 68 días. Se ha intentado comunicar con el satélite en 102 días, repartidos a lo largo del periodo de vida útil (no todos los días se intentaba comunicar con el satélite, sólo cuando la calidad del paso, medida por la elevación del satélite sobre el horizonte, era la apropiada para asegurar unas mínimas condiciones de enlace), de los cuales parte han estado dedicados a operaciones concretas de manipulación de la plataforma (encendido y apagado de magnetopares, cambios en el programa informático embarcado, etc.) y el resto a la obtención de la información almacenada a bordo, tanto la relativa a los parámetros internos del ordenador embarcado como la almacenada en los bancos de memoria del UPM-Sat 1.

En la tabla 8.2 se resume la información recibida de los bancos de memoria correspondientes a los parámetros reseñados en la tabla 8.1 y para los que se dispone, por tanto, de series temporales largas de datos. Nótese que la información disponible acaba a mediados de Diciembre de 1995; a partir de esas fechas, después del quinto apagado del ordenador de a bordo, la calidad de las comunicaciones decreció muy significativamente, de modo que, aunque llegaba a establecerse la comunicación con el satélite, la señal recibida en tierra era demasiado débil y, salvo en contadas ocasiones, ininteligible para el módem de la estación. El último contacto con el satélite UPM-Sat 1 tuvo lugar a mediados de Febrero de 1996 y desde entonces, aunque se ha intentado comunicar con él, con una regularidad semanal al principio y mensual después, no se ha obtenido respuesta.

Tabla 8.1. Relación de parámetros recibidos del UPM-Sat 1 en los paquetes de telemetría y de los que se dispone de series temporales largas.

ISPX+	Corriente del panel solar X+	TBAT0a	Temperatura del bloque de baterías 0a
ISPY+	Corriente del panel solar Y+ (DASA/ESTEC)	TBAT0b	Temperatura del bloque de baterías 0b
ISPX-	Corriente del panel solar X-	TBAT1a	Temperatura del bloque de baterías 1a
ISPY-	Corriente del panel solar Y- (FIAR/ESTEC)	TBAT1b	Temperatura del bloque de baterías 1b
IBAT0	Corriente del grupo de baterías 0	VB+	Tensión positiva de +15 V del ordenador
IBAT1	Corriente del grupo de baterías 1	VB-	Tensión negativa de -15 V del ordenador
BUS	Tensión en el bus principal de alimentación	TAMem	Temperatura de las memorias del ordenador
VBAT0	Tensión del grupo de baterías 0	TACPU	Temperatura de la CPU del ordenador
VBAT1	Tensión del grupo de baterías 1	MGM 0A	Medida del Magnetómetro 0 eje X.
TPS0	Temperatura de la bandeja D	MGM 0B	Medida del Magnetómetro 0 eje Y.
TPS1	Temperatura de la bandeja B	MGM 0C	Medida del Magnetómetro 0 eje Z.
TPS2	Temperatura de la caja de eq. electrónicos	MGM 1A	Medida del Magnetómetro 1 eje X
TPSX+	Temperatura del panel solar X+	MGM 1B	Medida del Magnetómetro 1 eje Y.
TPSY+	Temperatura del panel solar Y+	MGM 1C	Medida del Magnetómetro 1 eje Z.
TPSX-	Temperatura del panel solar X-	SCE 2	Tensión de la célula solar de referencia, Y-.
TPSY-	Temperatura del panel solar Y-	SCE 0	Tensión de la Célula Solar 1 de IES/UPM.
TAC	Temperatura de los acelerómetros	SCE 1	Tensión de la Célula Solar 2 de IES/UPM.

Tabla 8.2. UPM-Sat 1. Resultados medidos en órbita. Relación de fechas de las que se dispone información medida en vuelo de los bancos de memoria relativos al estado general de la plataforma (1), a los magnetómetros (2) y a los paneles solares experimentales (3).

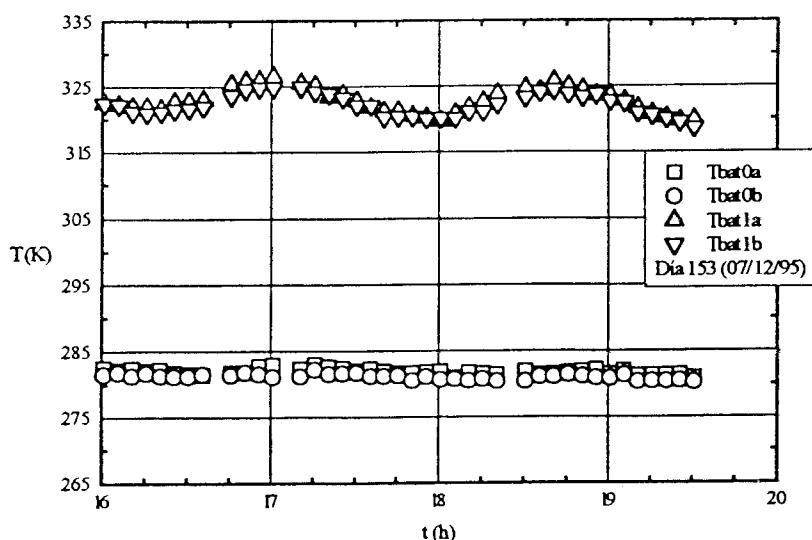
Mes	Día	Fecha	1	2	3	Mes	Día	Fecha	1	2	3
Jul	006	J13	○	○		Nov	129	L13			○
	011	M18	○				131	X15			○
	012	X19		○			132	J16	○		○
	013	J20		○	○		133	V17	○		○
	014	V21	○		○		134	S18		○	○
	015	S22		○			135	D19		○	
	016	D23	○	○	○		136	L20			○
	017	L24		○			137	M21	○	○	○
	018	M25		○	○		141	S25	○		
	019	X26	○				142	D26		○	
	020	J27		○	○		143	L27			○
	021	V28		○	○		145	X29	○		
	022	S29	○	○			146	J30	○	○	
	023	D30		○	○	Dic	147	V01	○		
Ago	024	L31	○	○			148	S02		○	
	025	M01	○				149	D03		○	○
Oct	113	S28	○				151	M05	○	○	○
	116	M31	○				152	X06		○	
Nov	121	D05			○		153	J07	○		
	122	L06			○		154	V08	○	○	
	123	M07			○		155	S09		○	○
	124	X08			○		156	D10		○	
	126	V10			○		158	M12	○		
	127	S11	○	○	○		159	X13	○		
	128	D12		○	○		162	S16	○		

Como ejemplo de los datos medidos en órbita, en las figuras 8.2 a 8.7 se presentan algunos resultados correspondientes al día 153 de la misión (7 de diciembre de 1995), habiéndose elegido este día por estar en un periodo crítico en la vida operativa del satélite (después del cuarto apagado del ordenador embarcado, que se produjo el día 149, y unos días antes del quinto apagado, día 156).

En la figura 8.2 se muestra la variación con el tiempo de la temperatura en los dos grupos de baterías. Nótese que uno de los grupos de baterías, el denominado (Tbat0a, Tbat0b), se mantiene a una temperatura prácticamente constante, en torno a 283 K, durante todo el periodo registrado, mientras que el otro grupo, etiquetado (Tbat1a, Tbat1b), muestra un comportamiento anómalo, señal de un mal funcionamiento (de hecho, en los registros de los días siguientes, la temperatura de este segundo grupo sigue subiendo hasta que se produce el quinto apagado del ordenador). Dos aspectos llaman la atención en los datos registrados correspondientes al grupo de baterías (Tbat1a, Tbat1b); el primero es que la temperatura media del grupo es anormalmente alta, oscilando entre 320 K y 326 K (y aún llegaría a subir más, como se ha dicho) y el segundo es la propia oscilación de la temperatura en torno a un valor medio; nótese también que

el periodo de la variación de la temperatura es de un poco más de una hora y media, valor que coincide con el periodo de la órbita del UPM-Sat 1 en su movimiento alrededor de nuestro planeta (98 minutos). A la vista de este comportamiento se deduce que este grupo de baterías estaba funcionando fuera de su rango nominal y se puede además inferir un rápido deterioro de las mismas, pues se había producido un acoplamiento térmico-químico perjudicial que acortó notablemente la vida útil de las baterías. Este problema, hasta donde se conoce no documentado en la literatura, ya está identificado, modelizado matemáticamente, y hasta cierto punto explicado, por lo que es de esperar que no volverá a presentarse en futuros desarrollos.

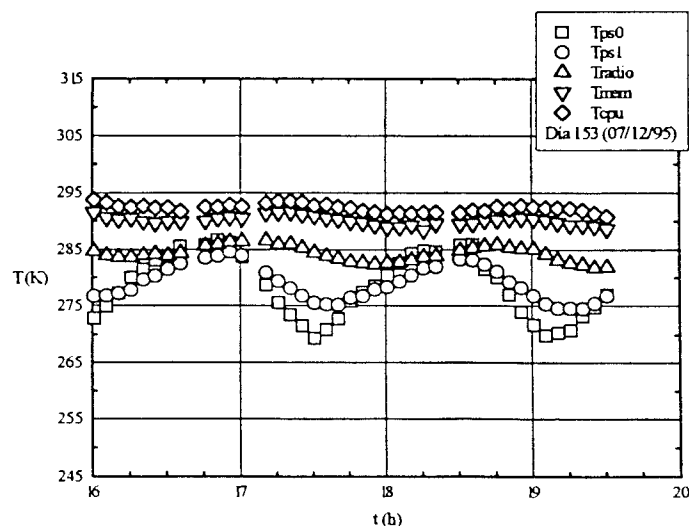
Fig. 8.2. UPM-Sat 1, resultados medidos en órbita el día 153 de la misión. Variación con el tiempo t de la temperatura en los bloques de baterías T_{bat0a} , T_{bat0b} , T_{bat1a} y T_{bat1b} .



En la figura 8.3 se muestra la variación con el tiempo de la temperatura en ciertos elementos del satélite: bandejas D y B (T_{ps0} y T_{ps1} , respectivamente), transmisor (T_{radio}), memorias del ordenador (T_{mem}) y microprocesador del ordenador embarcado (T_{cpu}). Como se puede observar, las temperaturas registradas ese día son un poco altas, aunque dentro de los rangos nominales de funcionamiento. La conclusión que se obtiene de los datos de la figura es que el diseño del subsistema de protección térmica parece apropiado, pues las variaciones de la temperatura a lo largo de una órbita son menores conforme nos movemos desde las superficies exteriores del satélite (T_{ps0}) hacia el corazón del mismo (T_{cpu}): en una órbita el sensor de temperatura más externo registra variaciones de unos 15 K entre la parte de la órbita iluminada por el Sol y la parte correspondiente a la noche terrestre (recuérdese que el UPM-Sat 1 sigue una órbita polar con un periodo de 98 minutos), mientras que la variación registrada en el microprocesador para un mismo periodo es inferior a 4 K.

Estas variaciones de temperatura a lo largo de la órbita son todavía más acusadas, hasta 18 K (véase la figura 8.4), en el caso de los paneles solares, como era de esperar, pues los paneles solares no están recubiertos por una manta térmica multicapa como la bandeja D.

Fig. 8.3. UPM-Sat 1, resultados medidos en órbita el día 153 de la misión. Variación con el tiempo t de la temperatura de ciertos elementos del satélite: bandeja D (Tps0), bandeja B (Tps1), transmisor (Tradio), memorias del ordenador (Tmem) y microprocesador del ordenador embarcado (Tcpu).



En la figura 8.5 se muestran las intensidades de la corriente eléctrica en cada uno de los paneles solares en el mismo día de referencia. De acuerdo con los datos representados, se pueden identificar perfectamente los periodos de la órbita en los que el satélite pasa por la zona de sombra de la Tierra (casi inactividad total de los paneles solares) y los periodos correspondientes a la parte iluminada de la órbita. La aparente dispersión de los datos correspondientes a cada uno de los paneles solares se debe al movimiento del mismo alrededor de su centro de masas, razón por la que en la figura 8.5 se ha representado también la suma de las intensidades producidas por los cuatro paneles (Ispt).

Este mismo dato (Ispt) se ha representado también en la figura 8.6 junto con las intensidades en los grupos de baterías (Ibat0 e Ibat1). Nótese que durante la parte iluminada de la órbita ambas baterías están recargando (valores negativos de la intensidad I) pero que la actividad en el grupo de baterías 1, las más calientes según la figura 8.2, es mayor que en el grupo 0. Por contra, en la zona de sombra de la órbita son las baterías las que suministran la energía necesaria para el funcionamiento de los subsistemas del UPM-Sat 1.

Fig. 8.4. UPM-Sat 1, resultados medidos en órbita el día 153 de la misión. Variación con el tiempo t de la temperatura de los paneles solares, Tpsx+, Tpsy+, Tpsx- y Tpsy-.

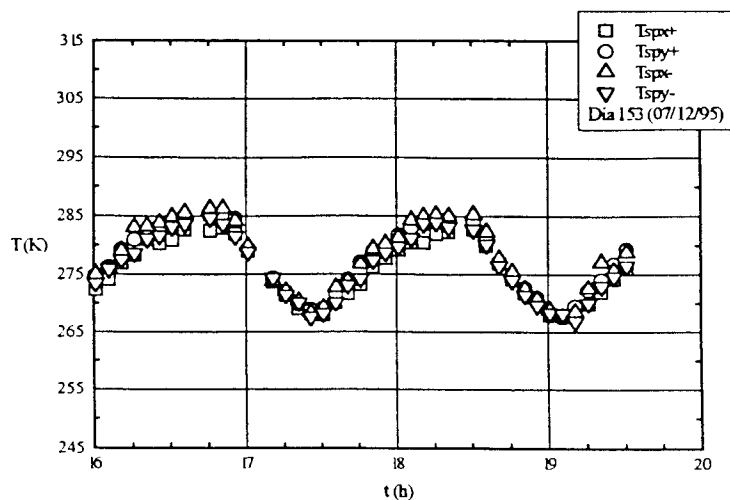


Fig. 8.5. UPM-Sat 1, resultados medidos en órbita el día 153 de la misión. Variación con el tiempo t de la intensidad de la corriente eléctrica de los paneles solares, I_{psx+} , I_{psy+} , I_{psx-} e I_{psy-} , y de la intensidad total, I_{spt} .

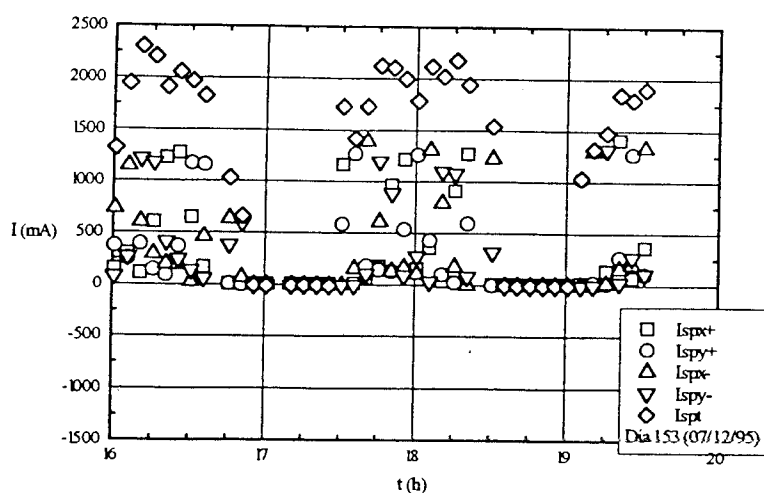
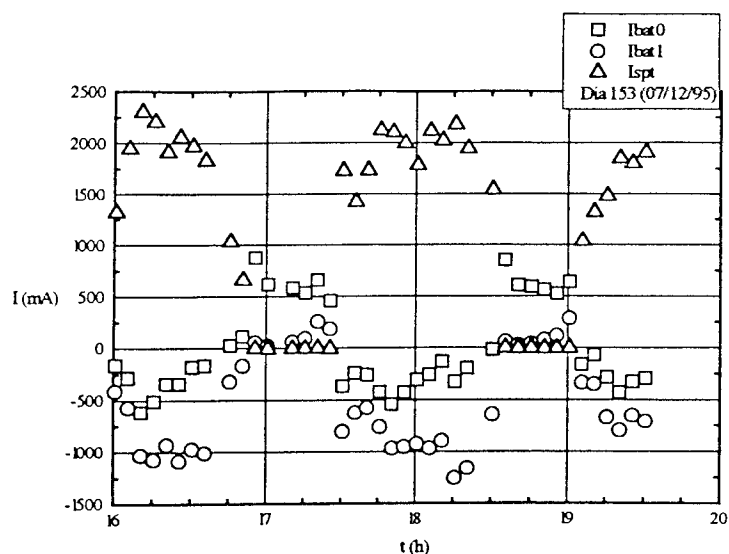
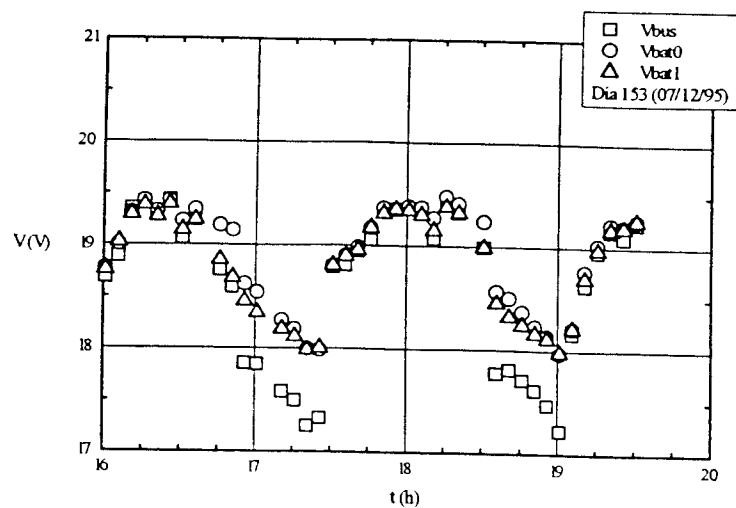


Fig. 8.6. UPM-Sat 1, resultados medidos en órbita el día 153 de la misión. Variación con el tiempo t de la intensidad de la corriente eléctrica total de los paneles solares, I_{spt} , y de la intensidad en los grupos de baterías, I_{bat0} e I_{bat1} .



Por último, en la figura 8.7 se presentan los datos correspondientes a las tensiones en los dos grupos de baterías y en la línea de alimentación de equipos, donde se aprecian fluctuaciones poco importantes, que dependen también de la posición del satélite en su órbita, de unos 2 V en la tensión de alimentación. En la zona iluminada las tensiones de las baterías y de la línea de alimentación aumentan por efecto del aumento de la carga de las baterías. Cuando el satélite entra en la zona de sombra las baterías comienzan a entregar corriente y a descargarse, lo que produce una caída de tensión de unos 1.5 V durante este período de descarga. La diferencia entre la tensión de la línea de alimentación y la tensión de las baterías se debe a que durante la descarga de las baterías la corriente pasa de éstas a la línea de alimentación, y entre ambos puntos de medida está situado un diodo de protección en el que se produce esta caída.

Fig. 8.7. UPM-Sat 1, resultados medidos en órbita el día 153 de la misión. Variación con el tiempo t de la tensión en los grupos de baterías, V_{bat0} y V_{bat1} , y en la línea de alimentación de equipos, V_{bus} .



Evaluar con precisión los costes de un proyecto complejo y de larga duración como es un satélite desarrollado en un entorno universitario es una tarea complicada por varias razones. La primera es que no siempre los conceptos de gasto según la contabilidad oficial están claramente definidos (es materia de discusión si un satélite en órbita alrededor de la Tierra es un bien fungible o inventariable) y la segunda es que puede haber dudas sobre ciertos costes que en un entorno empresarial están claramente definidos pero no tanto en un entorno universitario (tal es el caso de los costes de personal de los profesores y personal auxiliar de la Universidad Politécnica de Madrid que ha participado en el proyecto). A lo anterior se une la falta de experiencia en temas de control detallado de costes, inhabitual en los grupos de investigación universitarios, que hace que en muchas ocasiones sea prácticamente imposible conocer el esfuerzo dedicado a una tarea determinada. Lo mismo ocurre con el capítulo de ingresos: algunos están perfectamente claros (las subvenciones) pero otros (sobre todo las donaciones de servicios) son de muy difícil cuantificación.

El coste total del proyecto UPM-Sat 1, con las salvedades apuntadas, se puede estimar en torno a los 300 millones de pesetas, de los cuales casi un tercio se ha contabilizado como aportación de la Universidad Politécnica de Madrid a través de la parte proporcional de los sueldos de su personal dedicado al proyecto. Las cifras globales del proyecto se resumen en la tabla 9.1 donde se indica el origen de los fondos, distinguiéndose, en relación con la aportación de la Universidad Politécnica de Madrid al proyecto, entre las subvenciones aportadas por el Rectorado de esta Universidad, los fondos aportados por el grupo promotor (Laboratorio de Aerodinámica) procedentes de otros proyectos y contratos, y los costes del personal de la Universidad Politécnica de Madrid directamente implicado en la ejecución del proyecto. De igual modo en la tabla 9.2 se recoge la aplicación de fondos por grandes conceptos de gasto.

Tabla 9.1. Origen de fondos del proyecto UPM-Sat 1.

INSTITUCIÓN	Cantidad (MPta)
Fundación Caja de Madrid/Comunidad Autónoma de Madrid	70
Comisión Interministerial de Ciencia y Tecnología (CICYT)	67
Agencia Espacial Europea (European Space Agency, ESA-ESTEC)	12
Otras empresas e instituciones	13
Universidad Politécnica de Madrid (Rectorado)	15
Universidad Politécnica de Madrid (Laboratorio de Aerodinámica)	26
Costes de personal de la Universidad Politécnica de Madrid	93
Total	296

Tabla 9.1. Aplicación de fondos del proyecto UPM-Sat 1.

CONCEPTO	Cantidad (MPta)
Segmento de vuelo (satélite)	144
Lanzamiento	71
Estación de tierra y equipo de soporte en tierra	31
Transportes y viajes	7
Remanentes de componentes y equipos	43
Total	296

Finalizado el proyecto UPM-Sat 1, se puede concluir que a pesar de las incidencias, deficiencias y fallos acaecidos durante la ejecución de éste, el resultado de esta aventura espacial de la Universidad Politécnica de Madrid ha sido enormemente positivo y provechoso, habiéndose cubierto satisfactoriamente gran parte de los objetivos que motivaron en su día el nacimiento de este proyecto.

Como beneficios directos del proyecto UPM-Sat 1 hay que contabilizar el acercamiento producido entre los ámbitos institucional, industrial y académico relacionados con la tecnología espacial, y el establecimiento de nuevas líneas de investigación y desarrollo científico-tecnológicas en la Universidad Politécnica de Madrid en consonancia con algunas de las necesidades del sector espacial nacional y europeo, líneas cuyos frutos serán visibles en un futuro próximo. A esto hay que añadir que la Universidad Politécnica de Madrid dispone de una plataforma espacial calificada para vuelo por Arianespace, y que desde ahora forma parte del reducido grupo de instituciones universitarias que han demostrado su capacidad para poner en órbita un ingenio espacial.

Se debe decir también que el proyecto UPM-Sat 1 ha cumplido una cierta función social de divulgación de las actividades espaciales en España, a juzgar por la repercusión que el proyecto ha tenido en los medios de comunicación dirigidos al público en general (prensa diaria, radio y televisión) y en las revistas de divulgación científica [135-137].

Para finalizar, se puede añadir que el proyecto UPM-Sat 1 tiene su continuidad, bajo las mismas premisas educativas, científicas y tecnológicas, en el proyecto UPM-Sat 2, misión MATIAS (Mediciones Atmosféricas, Telecomunicaciones, Ingeniería y Aplicaciones de los Satélites), un satélite de masa y dimensiones semejantes a las del anterior pero de tecnología más avanzada.

Este nuevo proyecto, financiado parcialmente por el Programa Nacional de Investigación Espacial, dentro del Plan Nacional de I+D de la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo (CICYT), comparte como ya se ha dicho los objetivos generales del programa UPM-Sat 1, de modo que las misiones previstas para el UPM-Sat 2, MATIAS son también de carácter científico, tecnológico y educativo, como se indica a continuación:

- Determinación de la concentración de polvo interestelar en las proximidades de la Tierra, esta carga útil es responsabilidad del Instituto de Astrofísica de Andalucía,
- Demostración tecnológica en órbita de nuevas tecnologías de antenas y mecanismos (en cooperación con industrias del sector espacial nacional) y tecnología de paneles solares experimentales (continuación del programa de cooperación con ESA/ESTEC iniciado con el proyecto UPM-Sat 1),
- Tecnología de células solares, cuyo objetivo es determinar el rendimiento y la resistencia a la radiación en órbita de células solares producidas en el Instituto de Energía Solar de la Universidad Politécnica de Madrid,
- Tecnología de comunicaciones de mensajería entre las estaciones de tierra españolas y latinoamericanas incluidas en el segmento de tierra del UPM-Sat 2 y, por último,

- Misiones de divulgación científica y técnica, cuya finalidad es distribuir los datos del estado interno del satélite en una banda de comunicaciones accesible con equipos sencillos (radioaficionados, colegios, etc.)

El satélite UPM-Sat 1 es el resultado del esfuerzo colectivo de un amplio grupo de profesores, alumnos y personal laboral y de administración y servicios de la Universidad Politécnica de Madrid, y de un reducido grupo de colaboradores externos. Sabiendo que al confeccionar una lista se corre el riesgo de olvidar algún nombre, los autores desean expresar explícitamente su agradecimiento a todas las personas que han participado en el proyecto y que, aunque pueda haber algún olvido lamentable, han sido:

Alarcón Martínez, Ginés	Laverón Simavilla, Ana	Pérez Grande, Isabel
Aliaga Maraver, José Juan	Lizon-Tati, Laura	Pérez-Gil de la Serna, José
Arranz Richart, Javier	López Alienza, Víctor	Plaza Gómez, Carlos
Asensio García, Eduardo	López Díez, Jesús	Quesada Ramos, Pablo
Assas Mtnez. Morentin, Pablo	López González, Pedro	Raja Julve, Juan
Ayora Cañizares, Mariano	López Reig, Jorge	Ramos Gutiérrez, Carlos
Ayuso Barea, Antonio	Marco Gómez, Víctor	Represa, Alexander
Barrera Herrero, Wenceslao	Marcos Elgoibar, José María	Rey Gallo, Rafael
Bezdeneynykh, Nikolai	Martín Laso, Teresa	Rodríguez de Francisco, Pablo
Cano Perona, Mariano	Martín Melchor, Juan	Sala Pano, Gabriel
Del Pié López, Carlos	Martín Sánchez, Agustín	Sánchez Márquez, Francisco
Espino Granado, José Luis	Mercado Ludeña, Antonio	Sánchez Sánchez, Francisco
Fernández Arranz, José	Meseguer Ruiz, Encarnación	Santiago Fdez. del Valle, Luis
Fernández Prieto, Joaquín	Montoyo, Ana	Santiago Prowald, Julián
Fernández Villegas, Irene	Morán González, José Luis	Sanz Lobera, Alfredo
Franco Carrera, Donato	Moya Hernández, José Manuel	Segovia, Daniel
Freniche Palenzuela, José	Nieto Recio, Jorge	Serrenes Celada, Alberto
García Gómez, Ramón	Ortega Hidalgo, Manuel	Sierra Pérez, Manuel
García Simón, Antonio	Ortiz Solorzano, Fernando	Terrés Aboitiz, Carlos
García-Fogeda Núñez, Pablo	Pámpanas, José Antonio	Van Duin, Jeroen
Garrido Adán, María Luisa	Pascual Alonso, José María	Van Mourik, Arno
González Folgar, Elvira	Peláez Álvarez, Jesús	Vega Ortiz, Marcos
González Hdez., Miguel Angel	Perales Perales, José Manuel	Ureña Cano, María Cruz
González Requena, Ignacio	Pérez Álvarez, Javier	
Hernández Corporales, Luis	Pérez Izquierdo, Alicia	

También desean expresar su agradecimiento al equipo rectoral de la Universidad Politécnica de Madrid (UPM) bajo cuyo mandato se realizó gran parte del proyecto UPM-Sat 1, en particular al Profesor Rafael Portaencasa y a la Profesora Helena Iglesias, entonces Rector y Vicerrectora de Investigación de la UPM respectivamente, así como al equipo rectoral actual, encabezado por el Rector, Profesor Saturnino de la Plaza, por el apoyo que ha continuado prestando al proyecto UPM-Sat 1 y a otros proyectos de esta Universidad de relevancia espacial. Mención especial merecen también los dos directores de la E.T.S.I. Aeronáuticos bajo cuyo mandato se realizó el proyecto, Profesores Rafael Sanjurjo y Pascual Tarín.

El proyecto ha sido posible gracias a las subvenciones y a las donaciones de materiales y servicios de un buen número de instituciones y empresas, sin cuya colaboración difícilmente el proyecto del satélite universitario UPM-Sat 1 hubiera llegado a buen puerto, deseamos expresar también nuestro agradecimiento a todas las instituciones y empresas que de diversas formas han apoyado la realización de este proyecto, y muy especialmente a:

Fundación Caja de Madrid
Comunidad Autónoma de Madrid
Comisión Interministerial de Ciencia y Tecnología (CICYT)
Agencia Espacial Europea (European Space Agency, ESA-ESTEC)
Construcciones Aeronáuticas S.A./ División de Espacio (CASA/Espacio)
Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA)
Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España (COIAE)
Centro para el Desarrollo Tecnológico Industrial (CDTI)
Dirección General de Telecomunicaciones
Excmo. Ayuntamiento de Soto del Real
Arianespace
Deutsche Aerospace (DASA)
Fabbrica Italiana Apparecchiature Radioelettriche S.p.A. (FIAR)
IBM España, S.A.
Centro de Investigaciones Energéticas, Medioambientales y Tecnológicas (CIEMAT)
CRISA
CNES
ELBASA
HISPASAT
REDISLOGAR
SINTERSA
ITT Cannon

1. ESA PSS-03-108, 1992: Spacecraft Thermal Control Design Data, , Vols. 1, 2, 3, 4 y 5, ESA Publication Branch, European Space Agency, París.
2. Da Riva, I., Meseguer, J., Martínez, I. & Stroom, Ch.. 1978: Spacecraft Thermal Control Design Data, en ESA SP-139, European Space Agency, París, pp. 605-612.
3. Martínez, I., 1984: Liquid Column Stability-Experiment 1 ES 331, en ESA SP 222, European Space Agency, París, pp. 31-36.
4. Meseguer, J., Sanz Andrés, A. & López, J., 1986: Liquid Bridge Breakages aboard Spacelab D1, Journal of Crystal Growth, Vol. 78, pp. 325-334.
5. Martínez, I., 1987: Stability of Liquid Bridges. Results of SL D1 Experiment, Acta Astronautica, Vol. 8, pp. 449-453.
6. Martínez, I. & Meseguer, J., 1987: Floating Liquid Zones en Microgravity, en "Scientific Results of the German Spacelab Mission D1", Sahm, P.R., Jansen, R. & Keller, M.H., Eds., WPF (FRG), pp. 105-112.
7. Meseguer, J. & Sanz Andrés, A., 1987: Oscilaciones Libres de Puentes Líquidos en el Spacelab-D1, Anales de la Real Sociedad Española de Física, Vol. 1, pp. 57-68.
8. Meseguer, J. & Perales, J.M., 1994: Dinámica de Puentes Líquidos, en "Actas del II Congreso Nacional de Ingeniería Aeronáutica", COIAE, Madrid, España, pp. 603-646.
9. Martínez, I., Meseguer, J., & Perales, J.M., 1995: Stability of Long Liquid Columns, en "Results of the German Spacelab Mission D-2", Sahm, P.R., Keller, M.H. & Schieve, B., Eds., Wissenschaftliche Projektführung Spacelabmission D-2, pp. 214-219.
10. Langbein, D., Falk, F., Heide, W., Bauer, H., Meseguer, J., Perales, J.M. & Sanz Andrés, A., 1995: LICOR-Liquid Columns` Resonances, en "Scientific Results of the German Spacelab Mission D-2", Sahm, P.R., Keller, M.H. & Schieve, B., Eds., Wissenschaftliche Projektführung Spacelabmission D-2, pp. 220-231.
11. Martínez, I. & Sanz Andrés, A., 1985: Long Liquid Bridges aboard Sounding Rockets, ESA Journal, Vol. 9, pp. 323-328.
12. Sanz Andrés, A. & Perales, J.M., 1989: Liquid Bridge Formation, Applied Microgravity Technology, Vol. 2, pp. 133-141.
13. Martínez, I., Sanz Andrés, A., Perales, J.M. & Meseguer, J., 1988: Freezing of a Long Liquid Column on the Texus-18 Sounding Rocket Flight, ESA Journal, Vol. 12, pp. 483-489.
14. Sanz Andrés, A., Perales, J.M. & Rivas, D., 1989: Rotational Instability of a Long Liquid Column, en ESA SP 1132 Vol . 2, European Space Agency, París, pp. 8-21.
15. Perales, J.M., Sanz Andrés, A. & Rivas, D., 1990: Eccentric Rotation of a Liquid Bridge, Applied Microgravity Technology, Vol. 2, pp. 193-197.

16. Martínez, I., Perales, J.M. & Meseguer, J., 1996: Response of a Liquid Bridge to an Acceleration Varying Sinusoidally with Time, in "Materials and Fluids under Low Gravity", L. Ratke, H. Walter and B. Feuerbacher, Eds., Springer, Berlin, pp. 271-279.
17. Sanz Andrés, A., Perales, J.M., Rodríguez de Francisco, P. & Sanz Lobera, A., 1989: A Plateau Tank Facility (PTF) for Liquid Bridge Experimentation Using Buoyancy Technique for Microgravity Simulation, en ESA SP 295, European Space Agency, París, pp. 607-613.
18. Rodríguez de Francisco, P., Sanz Lobera, A., Perales, J.M. & Sanz Andrés, A., 1990: Design and Manufacturing of an APTF to Test Fluid Behaviour in Microgravity Environment, en ESA SP 299, European Space Agency, París, pp. 299-304.
19. Sanz Andrés, A. & Espino, J.L., 1992: Velocity Measurement by PIV in Flames, en Microgravity Fluid Mechanics, H.J. Rath, Ed., Springer-Verlag, Berlin, pp.363-372.
20. Sanz Andrés, A. & Espino, J.L., 1992: Particle Image Velocimetry Technique: Calibration Tests, en ESA SP-333, European Space Agency, París, pp. 425-428.
21. Da Riva, I., Sanz Andrés, A., Corchero, G. , 1992, High Temperature Facility Technology (HTFT), ESTEC/Dornier Contract RAA-DS-11433-AO3235, Final Report.
22. Perales, J.M., 1994, Thermal Standards, ESTEC Contract 9200/90/NL/FG(SC), Final Report.
23. Sanz Andrés, A. & Meseguer, J., 1996: The Programme of Small Satellites of the Universidad Politécnica de Madrid, en "Proceedings of the International Conference on Small Satellites: Missions and Technology", INTA, Madrid, España.
24. Sanz Andrés, A., López Díez, J., Espino, J.L., Marco Gómez, V. & Hernández, L., 1993: UPM/LB Sat: A Small, Scientific, Educational Satellite, 7th Annual AIAA/Utah State University Conference on Small Satellites, Logan (Utah), EE.UU.
25. Pérez Grande, I., Rodríguez de Francisco, P., Sanz Lobera, A. & Sanz Andrés, A., 1994: UPM: a Small Satellite Bus for Scientific, Technological and Educational Applications, en "Proceedings of the 2nd International Symposium on Small Satellites Systems and Services", CNES, Biarritz, Francia.
26. Sanz Andrés, A. & Meseguer, J., 1996: UPM-Sat 1, a Small, Scientific, Educational Satellite of the Universidad Politécnica de Madrid, 20th International Symposium on Space Technology and Science, Gifu, Japón.
27. Sanz Andrés, A., López Díez, J. & Espino, J.L., 1994: El Proyecto UPM/LB Sat en el Contexto de los Pequeños Satélites, en "Actas del II Congreso Nacional de Ingeniería Aeronáutica", COIAE, Madrid, España, pp. 603-646.
28. Meseguer, J. & González, M.A., 1992: Medida de Aceleraciones con Puentes Líquidos, Ingeniería Aeronáutica y Astronáutica, No. 328, pp. 12-18.

29. Meseguer, J., Bezdenejnykh, N.A. & Rodríguez de Francisco, P., 1996: On the Use of Liquid Bridges as Accelerometers, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 9, pp. 62-69.
30. Perales, J.M. & Meseguer, J., 1992: Theoretical and Experimental Study of the Vibration of Axisymmetric Viscous Liquid Bridges, *Physics of Fluids A*, Vol. 4, pp. 1110-1130.
31. Santiago Prowald, J., Sanz Andrés, A. & Bezdenejnykh, N.A., 1996: On-Earth Calibration of Accelerometers for Microgravity Applications, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 9, pp. 46-54.
32. González Folgar, E., Sanz Andrés, A. & Larue, J.C., 1996, Flight Test of Aluminium Interconnectors for Solar Cells On-Board UPM-Sat 1, *ESA-Preparing for the Future*, Vol. 6, No. 4, pp 14-15.
33. Freytag, J., Korse, J., Hoffmann, U., Snakker, W., 1993: Development of an Aluminium Solar Cell Interconnector Technology, ESTEC Contract 8193/89/NL/RE(SC), Final Report.
34. Hoffmann, U., Koch, J., Snakker, W. & J. Soll, J., 1984: Cost-Optimized Solar Panels. A Development Programme for Al-Alloy Interconnectors and Ultrasonic Welding, ESTEC Contract 5460/83/NL/RE(SC), Final Report.
35. D'Accolti, G., 1993: UPM/LB GaAs Solar Panel Report, Doc. No. SDO421, FIAR Space Division.
36. Sanz Andrés, A., López Díez, J., Rodríguez de Francisco, P., Meseguer, J. & Hernández, L., 1994: Proyecto del Satélite UPM/LB Sat, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
37. Arianespace, 1990: Document d'Utilisation d'Ariane (DUA)
38. Sanz Andrés, A., 1994: El satélite español científico y de comunicaciones UPM/LB Sat, en "Segundas Jornadas Euro-Latinoamericanas del Espacio, Buenos Aires, Argentina", ESA SP-363 (European Space Agency, París), pp. 325-330.
39. Sanz Andrés, A., López Díez, J., Espino, J.L., Marco Gómez, V. & Hernández, L., 1994: UPM/LB Sat: Development Status, en "Proceedings of the 2nd International Symposium on Small Satellites Systems and Services", CNES, Biarritz, Francia.
40. González Folgar, E., Hernández, L., Laverón Simavilla, A., López Díez, J., Pérez Grande, I., Rodríguez de Francisco, P., Santiago Prowald, J. & Sanz Andrés, A., 1996: UPM-Sat 1, the Satellite of the Universidad Politécnica de Madrid. Platform Description, en "Proceedings of the International Conference on Small Satellites: Missions and Technology", INTA, Madrid, España.
41. Santiago Prowald, J., Terrés, C. & Ramos, C., 1994: UPM/LB Sat, WP18/CMV-00, Configuración del UPM/LB Sat. Modelo de Vuelo, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.

42. Montoyo, A. & González Folgar, E., 1995: UPM/LB Sat, WP18/MEL-00, Materials and Equipment List, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
43. Espino, J.L., López, J. & Sanz Andrés, A., 1992: UPM/LB Sat, WP10/ARQ-01, Lanzamiento en el ASAP de Ariane: Ensayos y Comprobaciones, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
44. Rey, R., 1994: UPM/LB Sat, WP14/DMIF-00, Dimensioning File, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
45. Pérez Grande, I., 1994: UPM/LB Sat, WP32/MLI-00, Fabricación de MLI's, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
46. Meseguer Ruiz, E., González Folgar, E., Perales, J.M., & Meseguer, J., 1996: UPM-Sat 1. Resultados medidos en órbita durante el año 1995. Estado general de la plataforma (Estatus 1), E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
47. Larson, W.J. & Wertz, R.W., 1992: Space Mission Analysis and Design, Kluwer.
48. Wertz, J.R., 1978: Spacecraft Attitude Determination and Control, D. Reidel Publishing, C. Dordrech Holland.
49. Hodgart, M.S., 1989: Gravity-Gradient and Magnetorquing Attitude Control for Low Cost Low Earth Orbit Satellites - The UoSat Experience, Ph. D. Thesis, University of Surrey.
50. Hernández, L., 1994: UPM/LB Sat, WP54/MRT-ODH-00, Manual de Referencia Técnica del ODH, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
51. Fabero, F., 1993: Informe de medida de paneles fotovoltaicos, CIEMAT, Madrid.
52. González Folgar, E., 1993: UPM/LB Sat, 50-DCP, Datos de Fabricación de los Paneles de Si, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
53. ESTEC Contract 5460/83/NL/RE(SC) y ESTEC Contract 8193/89/NL/RE(SC).
54. Martínez, I. & Eyer, A., 1986: Liquid Bridge Analysis of Silicon Crystal Growth Experiments under Microgravity, Journal of Crystal Growth, Vol. 75, pp. 535-544.
55. Langbein, D., 1990: Crystal Growth from Liquid Columns, Journal of Crystal Growth, Vol. 104, pp. 47-52.
56. Martínez, I. & Cröll, A., 1992: Liquid Bridges and Floating Zones, en ESA SP 333, European Space Agency, París, pp. 135-142.
57. Erle, M.A., Gillette, R.D. & Dyson, R.C., 1970: Stability of Interfaces of Revolution with Constant Surface Tension. The Case of Catenoid, Chemical Engineering Journal, Vol. 1, pp. 97-109.

58. Haynes, J.M., 1970: Stability of a Fluid Cylinder, *Journal of Colloid Interface Science*, Vol. 32, pp. 652-654.
59. Gillette, R.D. & Dyson, R.C., 1971: Stability of Fluid Interfaces of Revolution between Equal Solid Circular Plates, *Chemical Engineering Journal*, Vol. 2, pp. 44-54.
60. Coriell, S.R. & Cordes M.R., 1977: Theory of Molten Zones Shape and Stability, *Journal of Crystal Growth*, Vol. 42, pp. 466-472.
61. Coriell, S.R., Hardy, S.C. & Cordes M.R., 1977: Stability of Liquid Zones, *Journal of Colloid Interface Science*, Vol. 60, pp. 126-136.
62. Martínez, I., 1978: Floating Zones. Equilibrium Shapes and Stability Criteria, *COSPAR. Space Research*, Vol. 18, pp. 519-522.
63. Da Riva, I. & Martínez, I. 1979: Floating Zone Stability, en *ESA SP-142*, European Space Agency, París, pp. 67-73.
64. Sanz Andrés, A., 1992: Static and Dynamic Response of Liquid Bridges, in *Microgravity Fluid Mechanics*, H.J. Rath, Ed., Springer-Verlag, Berlin, pp. 3-17.
65. Meseguer, J., Slobozhanin, L.A. & Perales, J.M., 1995: A Review on the Stability of Liquid Bridges, *Advances in Space Research*, Vol. 16, pp. 5-14.
66. Perales, J.M., 1987: Non-Axisymmetric Effects on Long Liquid Bridges, *Acta Astronautica*, Vol. 15, pp. 561-568.
67. Chen, H. & Saghir, M.Z., 1994: Nonaxisymmetric Equilibrium Shapes of the Liquid Bridge, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 7, pp. 12-19.
68. Laverón Simavilla, A. & Perales, J.M., 1995: Equilibrium Shapes of Nonaxisymmetric Liquid Bridges of Arbitrary Volume in Gravitational Fields and Their Potential Energy, *Physics of Fluids A*, Vol. 7, pp. 1204-1212.
69. Meseguer, J., Bezdenejnykh, N.A., Perales, J.M. & Rodríguez de Francisco, P., 1995: Theoretical and Experimental Analysis of Stability Limits of Non-Axisymmetric Liquid Bridges under Microgravity Conditions, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 8, pp. 2-9.
70. Sanz Andrés, A. & Martínez, I., 1983: Minimum Volume of a Liquid Bridge between Equal Disks, *Journal of Colloid Interface Science*, Vol. 93, pp. 235-240.
71. Meseguer, J., Mayo, L.A., Llorente, J.C. & Fernández, A., 1985: Experiments with Liquid Bridges in Simulated Microgravity, *Journal of Crystal Growth*, Vol. 73, pp. 609-621.
72. Bezdenejnykh, N.A. & Meseguer, J., 1991: Stability Limits of Minimum Volume and Breaking of Axisymmetric Liquid Bridges between Unequal Disks, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 4, pp. 235-239.

73. Bezdenejnykh, N.A., Meseguer, J. & Perales, J.M., 1992: Experimental Analysis of Stability Limits of Capillary Liquid Bridges, *Physics of Fluids A*, Vol. 4, pp. 677-680.
74. Perales, J.M., Meseguer, J., & Martínez, I., 1991: Minimum Volume Stability Limits of Axisymmetric Liquid Bridges Subject to Steady Axial Acceleration, *J. Crystal Growth*, Vol. 110, pp. 855-861.
75. Rayleigh, Lord, 1879: On the Capillary Phenomena of Jets, *Proceedings of the Royal Society*, Vol. 89, pp. 71-97.
76. Rivas, D. & Meseguer, J., 1984: One-Dimensional Self-Similar Solution of the Dynamics of Axisymmetric Slender Liquid Bridges, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 138, pp. 417-429.
77. Vega, J.M. & Perales, J.M., 1983: Almost Cylindrical Isorotating Liquid Bridges for Small Bond Numbers, en ESA SP-191, European Space Agency, París, pp. 247-252.
78. Meseguer, J., 1984: Stability of Slender, Axisymmetric Liquid Bridges between Unequal Disks, *Journal of Crystal Growth*, Vol. 67, pp. 141-143.
79. Martínez, I. & Perales, J.M., 1986: Liquid Bridge Stability Data, *Journal of Crystal Growth*, Vol. 78, pp. 369-378.
80. Meseguer, J., 1983: The Breaking of Axisymmetric Slender Liquid Bridges, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 130, pp. 123-151.
81. Meseguer, J., 1983: The Influence of Axial Microgravity on the Breakage of Axisymmetric Slender Liquid Bridges, *Journal of Crystal Growth*, Vol. 62, pp. 577-586.
82. Sanz Andrés, A., 1985: The Influence of the Outer Bath in the Dynamics of Axisymmetric Liquid Bridges, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 156, pp. 101-140.
83. Meseguer, J. & Sanz Andrés, A., 1985: Numerical and Experimental Study of the Dynamics of Axisymmetric Slender Liquid Bridges, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 153, pp. 83-101.
84. Meseguer, J., 1988: Axisymmetric Long Liquid Bridges in a Time-Dependent Microgravity Field, *Applied Microgravity Technology*, Vol. 1, pp. 136-141.
85. Meseguer, J., Sanz Andrés, A. & Perales, J.M., 1990: Axisymmetric Long Liquid Bridges Stability and Resonances, *Applied Microgravity Technology*, Vol. 2, pp. 186-192.
86. Meseguer, J. & Perales, J.M., 1992: Viscosity Effects on the Dynamics of Long Axisymmetric Liquid Bridges, in "Microgravity Fluid Mechanics", H.J. Rath, Ed., Springer-Verlag, Berlin, pp. 37-46.
87. Langbein, D., 1992: Oscillations of Finite Liquid Columns, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 5, pp. 72-78.

88. Zhang, Y. & Alexander, J.I.D., 1990: Sensitivity of Liquid Bridges Subjected to Axial Residual Acceleration, *Physics of Fluids A*, Vol. 2, pp. 1966-1974.
89. Sanz Andrés, A. & López Díez, J., 1989: Non-Axisymmetric Oscillations of Liquid Bridges, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 205, pp. 503-521.
90. Meseguer, J. & Sanz Andrés, A., 1987: One-Dimensional Linear Analysis of the Liquid Injection or Removal in a Liquid Bridge, *Acta Astronautica*, Vol. 15, pp. 573-576.
91. Meseguer, J., Perales, J.M., & Bezdenejnykh, N.A., 1992: Impulsive Motion of Viscous, Axisymmetric Liquid Bridges, en "Hydromechanics and Heat/Mass Transfer in Microgravity", Avduevsky, V.S., Ed., Gordon and Breach Sci. Publishers, Montreux, pp. 203-208.
92. Meseguer, J., Perales, J.M. & Bezdenejnykh, N.A., 1992: A Theoretical Approach to Impulsive Motion of Viscous Liquid Bridges, *Microgravity Quarterly*, Vol. 1, pp. 215-219.
93. Meseguer, J. & Perales, J.M., 1991: A Linear Analysis of g-Jitter Effects on Viscous Cylindrical Liquid Bridges, *Physics of Fluids A*, Vol. 3, pp. 2332-2336.
94. Meseguer, J. & Perales, J.M., 1992: Non Steady Phenomena in the Vibration of Viscous, Long Liquid Bridges, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 5, pp. 69-72.
95. Nicolás, J.A., 1991: Frequency Response of Axisymmetric Liquid Bridges Subjected to an Oscillatory Microgravity Field, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 4, pp. 188-190.
96. Nicolás, J.A., 1992: Hydrodynamics Stability of High-Viscosity Cylindrical Liquid Bridges, *Physics of Fluids A*, Vol. 4, pp. 1620-1626.
97. Higuera, M., Nicolás, J.A. & Vega, J.M., 1994: Linear Oscillations of Weakly Dissipative Axisymmetric Liquid Bridges, *Physics of Fluids*, Vol. 6, pp. 438-450.
98. Meseguer, J., Perales, J.M. & Laverón, A., 1996: Forced Oscillations of Isothermal Liquid Bridges, en "Proceedings of the 20th International Symposium on Space Technology and Science", Gifu, Japón.
99. Meseguer, J., González, M.A. & Alexander, J.I.D., 1994: Dynamic Stability of Long, Axisymmetric Liquid Bridges, *Microgravity Science and Technology*, Vol. 7, 246-251.
100. Sanz Andrés, A., López, J. & Espino, J.L., 1993: UPM/LB Sat, WP12/TRS-00, Test Requirements Specification and Testing, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
101. Arianespace, 1995: UPM/LB Sat. Interface Control File, DCI 10/406/20, Issue 2.
102. Bezdenejnykh, N., Peláez, J., Santiago Prowald J. & Sanz Andrés, A., 1993: UPM/LB Sat, WP16/MPC-00, Moving Platform for Calibration, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.

103. González Folgar, E., 1995: UPM/LB Sat, WP18/BQP-00, Batteries Qualification Program, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
104. González Folgar, E., 1994: UPM/LB Sat, WP50/PSB-00, Programa de Selección de Baterías, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
105. del Pié, C., 1994: UPM/LB Sat, WP16/CDEB-00, Cargadores y Descargadores para Ensayos en Baterías de NiCd de 7 Ah., E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
106. González Folgar, E., 1993: UPM/LB Sat, WP50/EPB-00, Ensayos de los Paneles Solares, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
107. Hernández, L., Santiago Prowald J. & Sanz Andrés, A., 1995: UPM/LB Sat, WP12/RLT-00, Range Link Test, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
108. González Folgar, E., 1993: UPM/LB Sat, WP50/EPB-00, Ensayos de Acoplamiento de Paneles y Baterías, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
109. Sanz Andrés, A. & Hernández, L., 1994: UPM/LB Sat, WP12/EMETP-00, Procedimiento de Ensayos Eléctricos en Modelo de Ingeniería, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
110. Raja, J.B., 1993: UPM/LB Sat, WP30/DFP-00, Determinación de Frecuencias de Paneles, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
111. Raja, J.B., 1993: UPM/LB Sat, WP30/DFPC-00, Determinación de Frecuencias de Placas de Circuito, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
112. Espino, J.L., 1993: UPM/LB Sat, WP30/EPV-00, Ensayos Preliminares de Vibración, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
113. Lizón, L., 1994: UPM/LB Sat, WP12/QTP-00, Qualification Test Procedure Vibration Tests, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
114. Pérez Grande, I., 1994: UPM/LB Sat, WP12/PEMA-00, Procedimiento de Ensayos Mecánicos de Aceptación, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
115. Lizón, L., Pérez Grande, I., Marco, V., López, J. & Sanz Andrés, A., 1994: UPM/LB Sat, WP12/QTR-00, Qualification Vibration Test Report, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
116. González Folgar, E., Terrés, C., Ramos, C. & Sanz Andrés, A., 1994: UPM/LB Sat, WP12/VATR-00, Vibration Acceptance Test Report, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
117. Santiago Prowald J., Terrés, C., Ramos, C. & Sanz Andrés, A., 1994: UPM/LB Sat, WP18/CDQF-00, Diferencias de Configuración entre los Modelos de Calificación y Vuelo, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.

118. Pérez Grande, I. & Marco, V., 1994: UPM/LB Sat, WP32/TVQTD-00, Ensayos Térmicos, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
119. Pérez Grande, I., Sanz Andrés, A. & Marco, V., 1994: UPM/LB Sat, WP12/TVQTP-00, Thermal Vacuum Qualification Test Procedure, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
120. Pérez Grande, I., Marco, V. & Sanz Andrés, A., 1994: UPM/LB Sat, WP12/TVQTR-00, Thermal Vacuum Qualification Test Report, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
121. Pérez Grande, I., Marco, V. & Terrés, C., 1994: UPM/LB Sat, WP12/TVQLB, Thermal Vacuum Qualification Log Book, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
122. González Folgar, E., 1994: UPM/LB Sat, WP18/BAT-00, Battery Analysis After Thermal Vacuum Test, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
123. Sanz Andrés, A., Santiago Prowald J., Ramos, C., Terrés, C. & Espino, J.L., 1995: UPM/LB Sat, WP12/TVATP-00, Thermal Vacuum Acceptance Test Procedure, Universidad Politécnica de Madrid.
124. Sanz Andrés, A., Santiago Prowald J., Ramos, C., Espino, J.L. & Pascual, J.M., 1995: UPM/LB Sat, WP12/TVATLB-00, Thermal Vacuum Acceptance Test Log Book, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
125. Sanz Andrés, A., Pérez Grande, I., Santiago Prowald J., Ramos, C. & Terrés, C., 1995: UPM/LB Sat, WP12/TVATR-00, Thermal Vacuum Acceptance Test Report, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
126. López, J. & Pérez Grande, I., 1994: UPM/LB Sat, WP12/STP-00, Shock Test Procedure, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
127. López, J., & Sanz Andrés, A., 1995: UPM/LB Sat, WP12/STR-00, Shock Test Results, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
128. Sanz Andrés, A., Santiago Prowald J., Ramos, C. & Terrés, C., 1995: UPM/LB Sat, WP12/MPR-00, Mass Properties Test Results, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
129. Pérez Grande, I., 1994: UPM/LB Sat, WP11/ITLG-00, Interface Test Log-Book, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
130. Sanz Andrés, A., 1993: UPM/LB Sat, WP10/SPL-00, Satellite Pressurization Loads, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
131. Sanz Andrés, A., 1995: WP 12: Launch Campaign Log-Book, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.

132. Ayuso, A., González Folgar, E., Hernández, L., Meseguer, J., Perales, J.M., Plaza, C., Ramos, C., Santiago Prowald, J., Sanz Andrés, A. & Terrés, C., 1996: Ground Segment and in Orbit Operation Results of the Satellite of the Universidad Politécnica de Madrid UPM-Sat 1, en "Proceedings of the International Conference on Small Satellites: Missions and Technology", INTA, Madrid, España.
133. González Folgar, E. & Sanz Andrés, A., 1995: UPM-Sat 1. Flight Performance of the DASA-ESTEC Solar Panel, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
134. González Folgar, E. & Sanz Andrés, A., 1995: UPM-Sat 1. Flight Performance of the FIAR-ESTEC Solar Panel, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid.
135. Meseguer, J., 1995: UPM-Sat 1. El primer satélite universitario español, *Universo*, No. 5, pp. 36-41.
136. Meseguer, J., 1995: UPM-Sat 1. Primer satélite universitario español, *Investigación y Ciencia*, No. 229, pp. 32-34.
137. Sanz Andrés, A. & Meseguer, J., 1996: El satélite español UPM-Sat 1. *Mundo Científico*, No. 169, pp. 560-567.

Solicitud de originales para la colección de "Informes a la Academia de Ingeniería de España"

La Academia de Ingeniería de España, en un intento de recuperar la tradición, ha creado una colección de una colección de memorias, con el título "INFORMES A LA ACADEMIA DE INGENIERIA".

En ella se presentan trabajos, no necesariamente originales a nivel mundial, pero que hayan hecho una contribución cierta y completa a la tecnología (mundial o en casos excepcionales a la española), susceptible de llevar a una innovación (es decir, a nuevos productos o procesos efectivamente comercializados).

El informe será presentado por un Académico, que designará la propia Academia, cuyo nombre aparece en el mismo como garante de su calidad, tras una evaluación exhaustiva que puede incluir visitas al autor o autores de la innovación de calificadores expertos.

No pedir originalidad a los informes no debe interpretarse como indicio de menor exigencia de calidad sino, al contrario, de que se espera que los desarrollos que en ellos se presenten sean el fruto de una labor de largo alcance que hayan dado lugar ya a varias publicaciones originales en revistas apropiadas, reservándose para el informe una exposición completa y, en cierta medida, definitiva, de los diversos pasos dados hasta conseguir la tecnología susceptible de innovación.

Así pues la longitud esperada en dichos informes, que puede ser bastante variable, debe tener de modo indicativo unas 100 páginas A4 a un espacio. Pueden aceptarse hasta 10 fotos en color, aunque se señala a los autores que dichas fotos sólo deben incluirse si son necesarias para la comprensión de las explicaciones.

Los autores deberán presentar un original con fotocopias en color de las páginas en las que vayan fotos y tres fotocopias. Asimismo, tras la aceptación del artículo deberán proporcionar un disquete con el texto y las fotografías originales usadas. En dicho disquete deberán usar alguno de los procesadores de texto de uso común.

Para cualquier información adicional puede contactar con el Bibliotecario de la Academia,

Excmo. Sr. D. Antonio Luque López
Instituto de Energía Solar
28040 Madrid
Tel. 91-544 10 60
Fax 91- 544 63 41



Es posible que diseñar, fabricar, integrar, ensayar, lanzar y operar un pequeño ingenio espacial no constituya, en la década de los noventa, un gran reto tecnológico para la industria espacial, pues la tecnología en este campo hace años que alcanzó un alto grado de madurez, pero ejecutar un proyecto de esta naturaleza en un entorno estrictamente universitario sí puede ser catalogado todavía como un reto, independientemente de la modestia de los objetivos que se hubieran trazado en su día.

La Universidad Politécnica de Madrid (UPM) inició en 1991 el proyecto UPM-Sat 1, primer satélite universitario desarrollado íntegramente en España. A lo largo de más de cuatro años el proyecto UPM-Sat 1 ha concentrado el esfuerzo de un amplio equipo de personas, esfuerzo que se ha visto largamente compensado primero cuando la plataforma UPM-Sat 1 obtuvo la calificación de apta para vuelo, después cuando se superó con éxito el lanzamiento (ocurrido el 7 de Julio de 1995) y posteriormente durante la etapa de operación en órbita.

El sistema UPM-Sat 1 es relativamente sencillo, pero conserva en su desarrollo toda la complejidad de los sistemas espaciales, que han de trabajar en un ambiente de extrema agresividad caracterizado por alto vacío, gradientes de temperaturas muy acusados y altas dosis de radiación. En este trabajo se describen en primer lugar, necesariamente de modo resumido, los diversos subsistemas que componen la plataforma UPM-Sat 1: estructura, control térmico, gestión de energía, control de actitud, gestión de datos, comunicaciones, cableado, subsistema de separación y cargas útiles. Se describen también las campañas de ensayos realizadas para demostrar la aptitud para vuelo del satélite, el desarrollo de la campaña de lanzamiento, la arquitectura del segmento de tierra y finalmente los resultados de la operación del satélite durante los siete meses de vida útil en órbita.

José Meseguer Ruiz, Catedrático de Aerodinámica, y Angel Sanz Andrés, Profesor Titular de Universidad de la misma materia. Ambos son profesores en la E.T.S.I. Aeronáuticos de la Universidad Politécnica de Madrid, y dentro del proyecto UPM-Sat 1 han sido director y director técnico respectivamente. Sus actividades profesionales relacionadas con el espacio discurren de forma paralela, y están centradas principalmente en temas de tecnología espacial y en el comportamiento de líquidos en condiciones de baja gravedad.