



# El lanzamiento del *MINISAT 01*

YAGO FERNANDEZ DE BOBADILLA Y BUFALA  
*Coronel de Aviación*

**"TC, LANZA 01, PEGASUS AWAY"**

**C**ON estas palabras, se confirmaba al Centro de Control de la Misión, en las instalaciones del INTA junto a la Base Aérea de Torrejón de Ardoz, la correcta separación del cohete Pegasus XL de la panza del Lockheed 1011 Tristar, como si se tratara de una cría de marsupial abandonando el vientre de su madre.

A los cinco segundos, el piloto del Lanza 01 añadía: "IGNITION" y, poco después: "PEGASUS NOMINAL", mientras contemplaba absorto el espectáculo de la rapidísima aceleración y ascensión del cohete con la enorme estela de vapor blanco que iba dejando detrás.

La emoción de estar presenciando, desde una posición privilegiada, un momento histórico para el futuro de

la Astronáutica en España, no impidió que el piloto, consciente de las dificultades de la filmación en vídeo de las imágenes de esos primeros momentos críticos de la andadura del MINISAT, intentase a toda costa mantener el avión estable, e incluso meter un poco de pie derecho para favorecer la labor de esta cámara, que





sudaba la gota gorda para mantener al Pegasus más o menos en el centro del encuadre.

Y, aunque parezca ridículo, habíamos acordado que el EF-18 seguidor seleccionaría máxima post-combustión en sus dos motores F-404, nada más producirse la ignición del motor cohete, en un intento absolutamente fútil de seguir al Pegasus XL en los segundos iniciales de su trayectoria.

*Fotografía superior izquierda:* Tras cinco segundos de caída libre, se enciende el motor cohete de la primera etapa.

*Fotografía superior:* El Lanza-01 del CLAEX realizando la inspección visual cercana del Pegasus antes del lanzamiento.

*Fotografía de la izquierda:* Personal del CLAEX que se destacó a Gando para la operación posa con la tripulación del Orbital-1, antes del despegue.

Vano intento, insisto, ya que el motor cohete de la primera etapa, con un empuje de 160.000 libras, aceleró al Pegasus hasta Mach 8.0 en sólo 77 segundos. No obstante, mientras constatabamos lo inútil del esfuerzo de seguir al cohete, comprobamos que habíamos ascendido de 38.500 pies en el lanzamiento, hasta una altitud de más de 47.000 pies.

Con la extinción de la primera etapa, se desprendió ésta y comenzaron dieciséis segundos de incertidumbre hasta que se produjo el encendido de la segunda etapa. Desde el ocular de la cámara apenas se distingue el Pegasus, que se encuentra ya a más de 110 km. de altura; de modo que, al desvanecerse totalmente, nos damos media vuelta y emprendemos el regreso a la B.A. de Gando, una vez reunidos con el Tristar y el otro EF-18.

Mientras nos acercamos a la isla de Gran Canaria, en las mentes de los cuatro tripulantes de los EF.18, testigos excepcionales del éxito de la primera fase del complejo proceso de puesta en órbita del satélite, bullen la mismas preguntas: ¿Qué habrá pasado con la tercera etapa del cohete? ¿Se habrá desprendido el satélite? ¿Se habrán abierto los paneles solares? ¿Estará "vivo" el MINISAT?



Uno de los dos EF-18 de seguimiento acompaña al Lockheed L-1011 durante el ascenso, con el pico del Teide al fondo.

## CARACTERÍSTICAS Y PRESTACIONES FUNDAMENTALES DEL MINISAT 01

Tabla 1

| MASA   |            |
|--|------------|
| Módulo Servicio  | 105 kg.    |
| Equipos Específicos  | N/A        |
| Carga Útil   | 85 kg      |
| Total  | 190 kg     |
| POTENCIA   |            |
| Bus no Regulado  | 28 V       |
| Potencia por panel   | 50W        |
| Número de paneles  | 4          |
| Consumo XVM  | 65 W       |
| Consumo PLM  | 45 W       |
| DATOS  |            |
| Módulo de Memoria  | 32 MB      |
| Memoria Total  | 32 MB      |
| Velocidad de Trasmisión  | 1 Mbps     |
| Banda Telemetría   | S          |
| Potencia Transpondedor   | 5 W        |
| ASIENTO  |            |
| Estabilización   | 3 ejes     |
| Error Apuntamiento   | 3º         |
| MISION   |            |
| Vida útil  | 2 - 3 años |
| Fiabilidad XVM   | 0,8        |
| No obstante, el Módulo de Servicio puede crecer de manera modular hasta conseguir las máximas prestaciones de la Plataforma MINISAT. |            |

A pesar de la altura alcanzada, la curvatura de la Tierra impide recibir datos de telemetría en la Estación de Seguimiento Espacial de Maspalomas, hasta que el satélite aparezca de nuevo por

el horizonte, dentro de aproximadamente una hora y media, tras dar su primera vuelta a la Tierra. Entonces, saldremos de dudas ...

## GESTACIÓN DEL PROGRAMA MINISAT

Remontémonos, mientras tanto, un poco en el tiempo, hasta 1990, año en el que el INTA lleva a cabo el primer estudio de viabilidad del Programa MINISAT que, impulsado por el Ministerio de Defensa, pretende que el sector aeroespacial español adquiera las capacidades necesarias para diseñar, fabricar, integrar y operar un sistema espacial completo.

Para ello, dentro del Plan Nacional de Investigación y Desarrollo Tecnológico, se fijó el objetivo específico de desarrollar y construir una plataforma estándar multiusuario y de bajo costo, en un tiempo no superior a dos años y con un peso comprendido entre 100 y 500 kg. Y así nace el MINISAT, un mini-satélite de diseño y fabricación totalmente españoles.

Cada MINISAT se compone de dos módulos que son independientes entre sí. El primero consiste en una plataforma normalizada y polivalente, que contiene todos los elementos de generación y regulación de la energía eléctrica, los transpondedores, el ordenador de control y, en definitiva, todo lo necesario para que el satélite pueda funcionar como tal.

El segundo módulo lo constituye la carga útil, y es, por diseño, de características y composición variable, según el tipo de misión que tenga encomendada el mini-satélite. Ésta, obviamente, podrá ser militar o civil, y en el caso de esta última, se podrán combinar experimentos científicos con iniciativas de uso comercial.

La gestión global del Programa MINISAT la ejerce el INSTITUTO NACIONAL DE TÉCNICA AEROESPACIAL (INTA), responsable también de la carga útil, pero en el proyecto han colaborado asimismo, entre otras, las siguientes empresas nacionales:

—CONSTRUCCIONES AERONÁUTICAS S.A. (DIVISIÓN ESPACIO), como contratista principal de la plataforma.

—SENER, encargada del sistema de control de asiento del satélite.

—INDRA/ESPACIO, responsable de los equipos de teledeteción y telecomando.

—CRISA, que ha diseñado las unidades electrónicas del subsistema de potencia eléctrica.

## VERSIONES PREVISTAS DE LA PLATAFORMA

Desde sus comienzos, el Programa MINISAT se concibió de manera que sus prestaciones fuesen creciendo de forma modular. Esta diversificación permitirá adecuar el satélite a las necesidades, según evolucione la demanda. Así pues, están previstas, de momento, tres plataformas espaciales:

—**MINISAT 0 - Misiones científicas.** El satélite MINISAT 01 es el primero de la serie y, si funciona con éxito, abrirá las puertas a diversas misiones científicas al servicio de centros de investigación y universidades.

—**MINISAT 1 - Observación de la Tierra.** Con la ampliación modular de la plataforma 0, se dispondrá de un satélite para misiones de observación de la Tierra tales como: control medio-ambiental, cartografía, deforestación, control y planificación urbanística, control y planificación de cosechas, control de cumplimiento de acuerdos internacionales, control de crisis, evaluación de daños debidos a desastres naturales, etc.

—**MINISAT 2 - Comunicaciones.** Esta será una plataforma derivada de la anterior y adaptada para realizar misiones de comunicaciones. Su utilidad se verá incrementada con la puesta en órbita de varios satélites para formar constelaciones. De este modo se logran coberturas muy amplias, que pueden llegar a abarcar toda la superficie del globo terráqueo.

## CARGA ÚTIL DE LA PRIMERA MISIÓN

Para la Misión 01 se seleccionó una carga útil mixta, consistente en tres experimentos científicos y una experiencia tecnológica:



• **CPLM:** Concebido y desarrollado por la ETSIA de la Universidad Politécnica de Madrid, tiene por objeto investigar el comportamiento de puentes líquidos en ausencia de gravedad y la medición de microaceleraciones.

• **EURD:** Experimento para estudiar la radiación difusa en el medio interestelar galáctico en el extremo ultravioleta (EUV), fue desarrollado por el INTA en colaboración con la Universidad de California en Berkeley (EE.UU.).

• **LEGRI:** Concebido como un prototipo tecnológico para probar una nueva generación de telescopios para la observación de rayos gamma de baja energía (10 - 100 Kev), es el fruto de una compleja colaboración científica hispano - británica.

Por España han participado la Universidad de Valencia, el Centro de Investigaciones Energéticas, Medioambientales y Tecnológicas (CIEMAT) y el propio INTA; mientras que por el Reino Unido han colaborado el Rutherford Appleton Laboratory y las Universidades de Birmingham y Southampton.

• **ETRV:** Diseñado por la División de Espacio de CASA, esta experiencia tecnológica estudiará el comportamiento de un nuevo dispositivo de regulación de velocidad, para desplegar en órbita grandes reflectores, antenas y mástiles.

Tabla II  
**CARACTERÍSTICAS COMPARADAS ENTRE MINISAT 01 Y EL DE MÁXIMA CAPACIDAD**

|                          | MINISAT 01      | MINISAT Máximo     |
|--------------------------|-----------------|--------------------|
| Masa Total               | Menor de 200 kg | 500 mg             |
| Potencia generada        | Más de 200 W    | Alrededor de 500 W |
| Almacenamiento Datos     | 32 MB           | Gigabites          |
| Transmisión datos tierra | 1 Mbps          | 40 Mbps            |

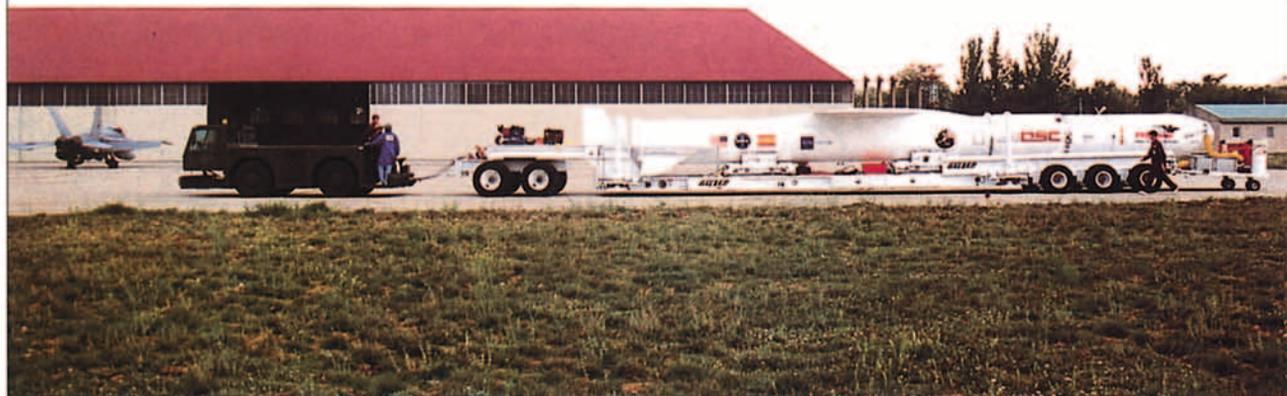
Tabla III  
**PRESUPUESTO GLOBAL DEL PROGRAMA MINISAT**

|  | Millones de pesetas |
|--|---------------------|
| Desarrollo de la plataforma MINISAT            | 2.000               |
| Coste recurrente a la Plataforma: 1.300 MPTas. |                     |
| Desarrollo de la carga útil MINISAT            | 300                 |
| Vehículo lanzador                              | 1.300               |
| Segmento tierra                                | 400                 |
| Utilizable para futuras misiones               |                     |
| Primeros Estudios.                             |                     |
| Fases anteriores (90-94)                       | 500                 |
| No necesario para futuras misiones             |                     |
| Total  | 4.500               |

## EL PROCESO DE PUESTA EN ÓRBITA

Tras desprenderse el cohete PEGASUS XL del avión Lockheed Tristar, volando a 39.000 pies y Mach 0,79, al cabo de 5 segundos de caída libre se enciende el motor de la primera etapa. Transcurridos 86 seg., y habiendo alcanzado 78 km. de altura y una velocidad de 2.900 m/seg., se desprende la mitad posterior del vehículo, que caerá en mitad del Atlántico.

Seguidamente se produce el encendido de la segunda etapa, que proseguirá elevando la sección delantera



*El Pegasus pasando por el CLAEX camino de su ensamblaje en el vientre del Tristar.*

del Pegasus hasta 190 km. de altura; previamente, al llegar a los 111 km., se produce el desprendimiento de la cofia frontal que protege el satélite, y el MINISAT comienza su contacto con el espacio exterior.

A los 160 seg. de vuelo, se extingue el motor cohete de la 2ª etapa, y el vehículo comienza un vuelo parabólico durante unos 6 minutos sin empuje, perdiendo velocidad y ascendiendo hasta 590 km. de altura.

Se desprende entonces la segunda etapa y, diez segundos después, se enciende la tercera y última, que acelera al MINISAT de 5.000 m/seg. hasta 7.558 m/seg., momento en que se apaga el motor cohete y se consigue la inyección en una órbita de 28,5° de inclinación y 600 km. de altura.

A continuación, la tercera etapa, todavía adosada al satélite, inicia una serie de maniobras para apuntar los paneles solares del MINISAT hacia el Sol, e impartir al conjunto un giro sobre su eje longitudinal de 7,5° por seg., con el fin de ayudar a la maniobra de separación, despliegue de los paneles solares y frenado del satélite.

Finalmente, a los casi 11 minutos desde el lanzamiento, el MINISAT 01 se desprende de la última etapa e inicia su andadura en solitario por el espacio.

A partir de este momento, la Estación de Seguimiento de Maspalomas, en Gran Canaria, se encargará de la

vigilancia del satélite y controlará toda la vida útil del mismo. Por su parte, el Centro de Operaciones Científicas del INTA en Villafranca del Castillo, Madrid, operará los instrumentos y explotará los datos científicos de los experimentos.

## LA PARTICIPACIÓN DEL EJÉRCITO DEL AIRE

En la primavera de 1996, aprovechando las reuniones periódicas de la Comisión Mixta INTA - EA, se inician las gestiones para coordinar el apoyo del EA necesario para la ejecución del proyecto.

Principalmente consiste en un seguimiento de seguridad del Lockheed Tristar con el cohete PEGASUS XL, antes del lanzamiento y durante el mismo, mediante un avión reactor capaz de alcanzar los 39.000 pies y Mach 0,8, y que pueda además filmar en vídeo todo el proceso y enviar las imágenes en tiempo real al Centro de Control de la Misión en Torrejón de Ardoz.

Tras estudiar varias opciones, se decide emplear un EF-18 biplaza, el CE.15-10, que dispone ya de parte de la instrumentación necesaria para la transmisión de imágenes, y encomendar al CLAEX la coordinación y ejecución de la misión, debido a su experiencia en el seguimiento y filmación de gran número de programas de ensayos en vuelo. Se opta asimismo por otro EF-18 biplaza como avión reserva del anterior, aunque no podrá enviar señal vídeo a la Estación de Seguimiento de Maspalomas por carecer de instalación de telemetría.

La fecha inicial de lanzamiento estaba prevista para septiembre 1996, por lo que urgía comenzar las modifi-



caciones necesarias en el avión. Se decidió también, en coordinación con el INTA, la adquisición de una cámara de vídeo semi-profesional en formato HI-8mm, suficientemente compacta para manejarla sin demasiados problemas desde la cabina trasera del F-18, y que no supusiera un peligro para el piloto en el caso hipotético de que una emergencia grave le obligase a eyectarse.

Mientras en el CLAEX se van haciendo los preparativos para la misión, el INTA comienza a anunciar los primeros retrasos en la fecha de lanzamiento que, progresivamente, va deslizándose hacia la derecha en el calendario hasta pasar al año 1997. Finalmente, se fija la fecha del 12 de febrero para el ensayo general, incluyendo el despliegue a Canarias y el lanzamiento simulado del Pegasus, aunque sin llevar el MINISAT integrado en el morro.

Previamente tuvo lugar una teleconferencia con los pilotos de la NASA que habían efectuado ya varios seguimientos del transporte y suelta del cohete Pegasus, también con aviones F-18, al objeto de recabar consejos sobre la mejor forma de cumplir los cometidos asignados al seguidor de seguridad, así como recomendaciones sobre el manejo de la cámara.

Nuevos retrasos, esta vez imputables a discrepancias entre la NASA, responsable de la destrucción del cohete por telemando, si se desviase de su trayectoria prevista, y la Orbital Sciences Corporation responsable del avión Tristar y el cohete Pegasus.

Y, por fin, ya tenemos fecha "casi" definitiva: el lunes 21 de abril. Pero la meteorología, que durante varios meses ha mantenido los cielos totalmente despejados, se cansa de colaborar y

decide dejar pasar varios frentes que barrerán la Península Ibérica justo en los días previstos para el despliegue de todo el "circo" a Gando. Nervios, inquietud y cambios de planes, pero la flexibilidad, característica inherente a la aviación, permite que el traslado a Canarias se lleve a cabo sin nove-

colaboración del Ala 46, de Papayo y del ACC Canarias, despegamos los EF-18 escoltando al Lockheed Tristar con indicativo "Orbital One". Durante el ascenso hacia el punto de lanzamiento, se comprueba visualmente el exterior del cohete, por si detectase alguna anomalía que pudiera comprometer el éxito de la misión, barriendo lentamente con la cámara en máximo zoom ambos lados del Pegasus. Cinco minutos antes del lanzamiento, situamos los EF-18 en la posición acordada, ligeramente atrasados, abiertos 3.000 pies a un lado y 500 pies más bajos que el Tristar. La cámara bien sujeta contra el cuerpo para una imagen más estable. De pronto, empiezo a tener dificultades para respirar; lo atribuyo a los nervios y a la tensión que resulta palpable. Pero los síntomas van a peor, hasta que me percaté de lo ocurrido: ¡Estaba pinzando la tráquea del oxígeno con la cámara, en mi afán por evitar que se moviese!. Aflojo la presión y respiro aliviado. Poco después, se desprende el Pegasus, que cae más de lo



dad. Acompañando al Tristar, el CLAEX destaca dos EF-18 y un XT-12 con personal y material de apoyo.

Sábado 19 de abril, nueva emergencia: se ha detectado en el sur de la isla una emisora que transmite cada 2.3 seg. una potente señal, prácticamente en la misma frecuencia reservada por la NASA para la orden de destrucción del Pegasus. Más nervios, más inquietud y movilización general hasta localizar el emisor, que resulta ser de una empresa de transportes que lo usaba para enviar mensajes a sus vehículos desperdigados por la isla. Por fin, llega el gran día y, con la inestimable

que esperábamos durante los 5 seg. hasta que se enciende el motor cohete. "TC, Lanza 01, Pegasus away". De regreso en Gando, todo el mundo se congratula por el éxito del lanzamiento, pero nadie sabe aún si el satélite ha sido colocado en órbita. Pido un coche al Ala 46 para trasladarme a la Estación de Seguimiento de Maspalomas, a fin de dar la novedad de la misión realizada por el CLAEX al General Jefe del MACAN. Llego justo a tiempo de escuchar al Coronel Melián, Jefe de Maspalomas, anunciar lleno de orgullo: "¡El bebé ha emitido su primer llanto! ¡El MINISAT-01 está vivo! ■"

