



La convergencia de un proyecto multi-institucional para el desarrollo de un microsatélite con tecnología mexicana

E. Vicente-Vivas, J. Roch-Soto y J. Mendieta-Jiménez

Instituto de Ingeniería, UNAM, Escuela de Aeronáutica, ESIME, IPN y Departamento de Telecomunicaciones, CICESE

E-mails: evv@servidor.unam.mx, javier_roch@hotmail.com y jmendiet@cicese.mx

(recibido: noviembre de 2001; aceptado: junio de 2002)

Resumen

Se presentan los subsistemas que se han desarrollado en diversas instituciones educativas y de investigación del país para dar forma al microsatellite Satex, que en términos tecnológicos constituye el primer satélite que ha sido completamente diseñado y fabricado por mexicanos. Se expone una visión global acerca de las especificaciones y operación de los subsistemas estructural, control térmico, estabilización, comunicaciones, telemetría y comando, computadora de vuelo, estación terrena y software de operaciones, que dan forma a la plataforma del satélite, enfatizando los resultados e innovaciones alcanzadas hasta el momento. Finalmente, se menciona el programa de trabajo del proyecto y se presentan alternativas de trabajo futuro en el área.

Descriptores: microsatélite, subsistemas satelitales, telecomunicaciones, tecnología espacial, desarrollo tecnológico.

Abstract

The microsatellite subsystems developed by several research institutions from all over the country for the first ever fully designed and manufactured domestic space vehicle are presented in this paper. In particular, specifications and operations details regarding satellite subsystems such as structural design, thermal control, spacecraft attitude, communications, telemetry and command, flight computer, ground station and system software are explained. In addition, the obtained results for every subsystem and some incorporated innovations are discussed. Finally, a project schedule as well as foreseeable future work in the area is mentioned.

Keywords: microsatellite, satellite subsystems, telecommunications, space technology, technology development.

Introducción

México ha realizado dos intentos para colocar satélites experimentales en órbita, ambos por parte de la UNAM, quien tramitó la adquisición de un paquete de tecnología abierta (UNAM, 1996) para

construir un microsatélite tipo AMSAT OSCAR, de 10 Kgs, cuyos derechos de autor pertenecen a la "Radio Amateur Satellite Corporation" (AMSAT, 1999), mejor conocida como AMSAT. El experimento propuesto en ambos satélites fue innovador al constituir la primera misión satelital orientada a la investigación astronómica, particularmente en

cuanto a la detección de meteoritos que penetran la atmósfera terrestre, (Ham Radio Online, 1996), desafortunadamente ninguno de ellos logró alcanzar un desempeño sustantivo para validar sus operaciones, lo que significó un retraso a los incipientes intentos nacionales para colocar equipos de alta tecnología en el espacio.

En la época en que se fabricaron los microsatélites UNAMSAT-A y UNAMSAT-B (identificado en Internet como: México-OSCAR-30) se gestó también el proyecto microsatelital Satex con objetivos más amplios y ambiciosos en términos de desarrollo de tecnología. Esto es, se propuso el desarrollo de un microsatélite de 55 Kgs, cuyos subsistemas fueran diseñados, fabricados y validados por investigadores, tecnólogos y estudiantes de nuestro país, con el propósito de generar un satélite de autoría completamente nacional. De este modo, se planteó el desarrollo de los subsistemas de potencia, estructura, control térmico, comunicaciones, telemetría y comando, control de estabilización, instrumentación de vuelo y carga útil (experimentos por realizar); los cuales constituyen retos de gran magnitud, a los que aunadamente se agregó un factor de complejidad organizacional al ser propuestos como un proyecto que aglutina a las instituciones educativas más relevantes de nuestro país, como son el IPN, la UNAM, el CICESE, el CIMAT, el CITEDÍ, el CENAM y el INAOE, (Figura 1).

El proyecto ha enfrentado contratiempos diversos, como la devaluación que experimentó la moneda mexicana en diciembre de 1994, que ocurrió prácticamente a la par de la entrega del primer financiamiento por parte del hoy extinto Instituto Mexicano de las Comunicaciones. Ante tal contingencia financiera y debido a que los recursos se manejan en pesos, el proyecto perdió significativamente la capacidad de compras y ya para 1995, los equipos de trabajo mermaron sus avances. A esta fase le siguió la etapa de búsqueda de un segundo financiamiento, el cual fue autorizado por Telecomunicaciones de México (TELECOM) en diciembre de 1997; sin embargo, por diversas circunstancias, el ejercicio del mismo se inició hasta noviembre del 2000. Durante el período de espera de los recursos financieros, el trabajo en cada subsistema satelital fue muy variable, limitándose a las iniciativas de los investigadores responsables y a los apoyos locales de cada institución. Con el ejercicio de la segunda fase de financiamiento, el proyecto se reactivó nuevamente, de tal forma que hoy en día están por finalizar cada uno de los subsistemas del microsatélite.

Como resulta lógico pensar, el desarrollo de un satélite con las características citadas, ha requerido mayor inversión que los satélites UNAMSAT, además de grandes esfuerzos de investigación, tiempo de desarrollo, organización



Figura 1. Instituciones que participan en el proyecto multi institucional Satex

y apoyos. Si bien, se fomentaron acercamientos con compañías como la "Hughes" y con diversas universidades extranjeras, las asesorías que se lograron obtener fueron superficiales, debido a que las organizaciones que cuentan con ésta tecnología no están dispuestas a compartirla gratuitamente. Por tales razones, el proyecto ha desarrollado tecnología satelital mexicana para cada uno de sus subsistemas, aspecto que podrá redundar no sólo en la posibilidad de realizar transferencias de tecnología a favor de las instituciones participantes, sino en la posibilidad de generar proyectos más ambiciosos en el área mediante nuevos convenios o proyectos. Por ejemplo, se abren oportunidades sumamente favorables en el campo de satélites muy pequeños y por tanto económicos, como los nanosatélites, particularmente aquellos de 1 a 3 kgs de masa, o bien, minisatélites de aplicación específica de 100 a 500 kgs con demandas exigentes de estabilización.

El propósito del grupo de trabajo es establecer mecanismos de continuidad en el campo tecnológico de desarrollo que puedan eventualmente conducir a esquemas similares a los que se han implantado en universidades que cuentan con una basta experiencia y amplio reconocimiento mundial en el área, como son la Universidad de Surrey (UK), la Universidad de Stanford (USA), la Universidad de Weber (USA), etcétera.

Bajo este escenario, actualmente se termina de fabricar el microsatélite Satex, cuyos subsistemas se describen a continuación.

Descripción técnica del microsatélite

El microsatélite Satex tiene una masa de 55 kg, forma cúbica con tableros solares en cuatro de sus caras (Vicente, 1994) y (Sosa, 1998). De las dos caras restantes, una aloja la interfaz con el sistema de lanzamiento, las antenas de comunicaciones para telemetría y comando, además de incluir ventanas para tres de los experimentos o cargas útiles. Esta cara se orientará hacia Tierra cuando el satélite sea orbitado para que los experimentos tengan contacto visual con nuestro planeta. En la

cara opuesta se ubicará el gradiente gravitacional comprimido, que, al ser liberado, se extenderá por seis metros llevando dos magnetómetros y una masa terminal de 2.2 Kgs. En cuanto al tiempo máximo de eclipse, éste será de 34.8 minutos y el de iluminación de 66.07 minutos.

La autonomía operativa del satélite se obtiene con infraestructura fundamental denominada plataforma, que comprende la estructura del satélite, el subsistema de potencia, medios de control térmico, el subsistema de comunicaciones, subsistema de telemetría y comando, el subsistema de estabilización y la computadora de vuelo.

Por características de la órbita de vuelo y por el movimiento de rotación de nuestro planeta alrededor de su eje polar, el satélite se desplazará por todo el globo terrestre, por lo cual resulta sumamente útil en términos de captura de imágenes; sin embargo, también es útil para ciertas aplicaciones de comunicaciones. Por otro lado, su estación de supervisión y control estará ubicada en Ensenada B.C., en tanto que su diseño se ha realizado para alcanzar al menos 1 año de vida.

Subsistema estructural

La estructura constituye el espacio físico de alojamiento y de fijación mecánica para los equipos del satélite, además de ofrecer integridad y rigidez al vehículo espacial. También permite absorber las cargas y los esfuerzos mecánicos, así como los esfuerzos térmicos que se producirán en las fases de integración, certificación, lanzamiento y operación orbital.

Asimismo, la estructura constituye la tierra física de los equipos de a bordo y se utiliza como medio de disipación de calor para producir una homogeneización de la temperatura del satélite, a pesar de las temperaturas extremas que se presenten durante el vuelo espacial.

El diseño estructural se basa en un cuerpo central cilíndrico en el que se fijan tres placas perpendiculares, como se ve en la figura 2, sobre las cuales se alojan todos los equipos que componen al satélite. Adicionalmente, las placas ubicadas en los extremos constituyen dos de las paredes del satélite (Parada, 1999).

El diseño y la validación teórica de la estructura se realizó con técnicas de elemento finito, de tal forma que al construirla con aluminio 7075-T6 con baño de Alodyne, presenta una masa de 10.4 kg y un volumen disponible para equipos de 35 litros aproximadamente (Figura 2). Sus datos de rigidez estructural están determinados por una frecuencia lateral fundamental mínima de 50 Hz y una frecuencia longitudinal fundamental mínima de 100 Hz.

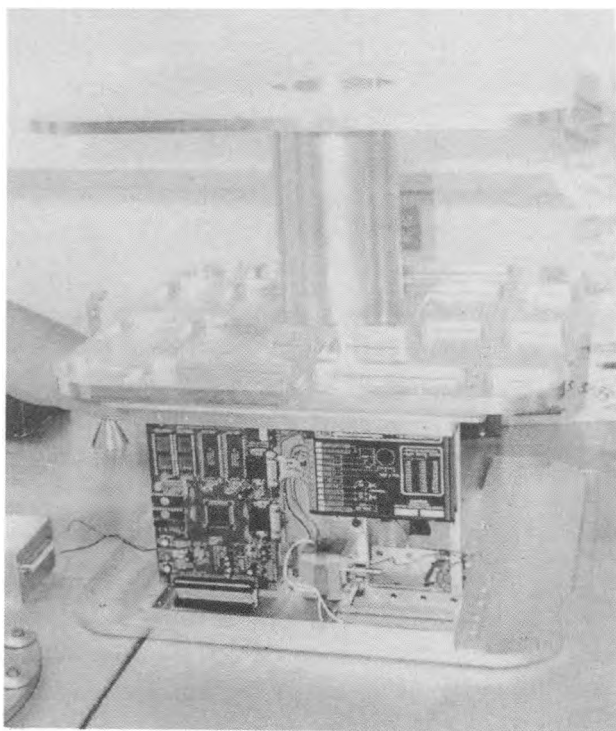


Figura 2. Estructura de vuelo fabricada para el microsatélite Satex

Subsistema de control térmico

El control térmico se realiza por medios pasivos, esto es, mediante la reflexión del calor emitido por el sol, así como por la conducción física y por la disipación de calor a través de la estructura del satélite. En el exterior, se utilizarán cubiertas multicapa de protección, paralelamente al interior del satélite los equipos se han ubicado de acuerdo con un análisis térmico para proyectar una temperatura interna promedio de entre -3 a $+5$ grados centígrados de acuerdo con el uso de los equipos. Adicionalmente, el subsistema de

telemetría registra la temperatura de 25 sitios del satélite para conocer su temperatura operativa. Con esta información, el personal de control de misión en Tierra podrá activar o desactivar equipos para generar cambios de temperatura en sitios particulares del vehículo espacial.

Subsistema de potencia

Este subsistema cuenta con un microprocesador digital de calificación militar que realiza de forma eficiente y versátil la supervisión y administración de energía eléctrica para los equipos del satélite, tanto en períodos de iluminación como en períodos de eclipse.

El subsistema comprende los tableros solares, baterías, medios para regular la carga de las baterías y convertidores de corriente directa con los cuales se realiza el control y la distribución de los voltajes para cada equipo del satélite. Cuenta además con sensores locales para medir las corrientes entregadas por cada tablero solar, la corriente drenada por las baterías, así como sensores de voltaje para baterías y sensores locales de temperatura ubicados en sitios de importancia.

El subsistema de potencia tiene la capacidad de alimentar a los siguientes experimentos: una cámara digital con un consumo de 10W durante 5 minutos, un transmisor de VHF con un consumo de 20W durante 15 minutos, un transmisor de UHF con un consumo de 10W durante 10 minutos y un transmisor láser con un consumo de 24W durante 15 minutos (Calvillo, 2000). Para ello, el subsistema capta la energía proveniente de cuatro paneles solares, cada uno formado por un arreglo de 70 celdas de silicio en serie que generan 25.2W, 21V a 1.2A y cargan a una batería compuesta por un arreglo de dos cadenas en paralelo de 16 celdas en serie de NiCd de carga rápida, las cuales ofrecen 32.5V a 3.8 AH. A partir de ésta se utilizan convertidores DC/DC para proveer 5 niveles de voltaje: $+24V$ a 900mA, $+12V$ a 100mA, $-12V$ a 60mA, $+5V$ a 600mA y $-5V$ a 60mA.

Hace más de un año se han realizado pruebas de carga y descarga a numerosos grupos de baterías, de las cuales se lleva un registro de

comportamiento para elegir entre ellas a las que se utilizarán en el microsatélite (Figura 3).

En cuanto al procesador de este subsistema, se encuentra enlazado en red con todas las microcomputadoras instaladas en el satélite, lo que le confiere una amplia versatilidad operativa (Vicente, 1999 a).



Figura 3. Pruebas de certificación de las baterías del satélite

Subsistema de comunicaciones

Está compuesto por dos transmisores, principal y redundante, que operan en la banda de 138 a 144 MHz, asimismo por dos receptores, principal y redundante, en la banda que va de 395 a 405 MHz, con los cuales se realizarán comunicaciones digitales entre satélite y Tierra a velocidades de 1200, 2400 y 4800 bauds, utilizando modulación FSK. De los equipos utilizados, uno de ellos, tanto transmisor como receptor fue totalmente desarrollado en nuestro país utilizando componentes de calificación militar (Conte *et al.*, 1995), (Figura 4).

Las antenas de VHF / UHF están compuestas por dos arreglos de dos monopolos localizados en la cara sur del satélite, cada uno inclinado a 45°, éstas se encuentran ubicadas en la placa inferior de la estructura por su cara exterior. Los monopolos miden 41 cm de longitud y están fabricados con cinta de acero flexible con el fin de que puedan plegarse durante el lanzamiento.

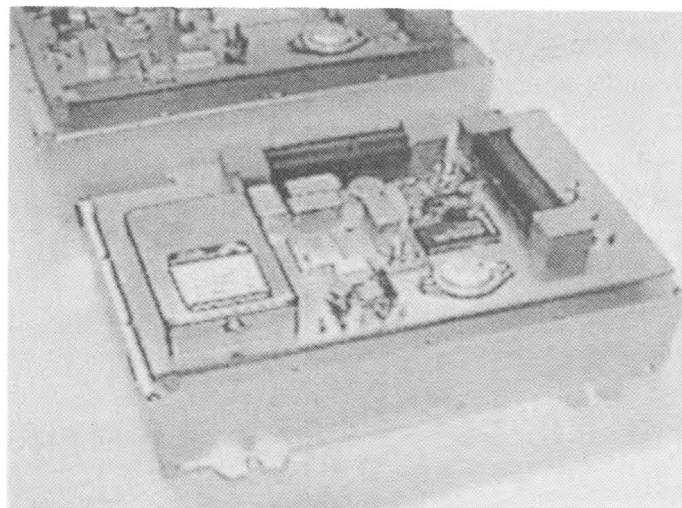


Figura 4. Prototipo de ingeniería de los equipos de comunicaciones del microsatélite

Para ofrecer seguridad durante el lanzamiento, las antenas se mantendrán separadas con cinta de teflón, de igual forma, se separarán de tierras eléctricas, de modo que aún plegadas puedan transmitir y recibir aunque con menor ganancia.

Computadora de Vuelo (CV)

El microsatélite fue desarrollado con una arquitectura de instrumentación distribuida (Vicente *et al.*, 1996) y (Vicente, 2000), con atributos especiales tanto de redundancias como de tolerancia a fallas, (Vicente, 1994). Para ello, se interconectaron las 5 microcomputadoras que utiliza el satélite por medio de una red de área local 100% redundante y tolerante a fallas (Vicente, 1999 a).

El concepto de instrumentación es similar al de los sistemas "fly-by-wire" utilizados en aeronaves modernas que permiten reducir el cableado entre equipos y, al mismo tiempo, incrementar su versatilidad operativa y sus capacidades de programación. En cuanto a la CV, tiene bajo su responsabilidad las tareas de inicio de vida del satélite, control de estabilización del vehículo, servidor de la red de área local a bordo, detección de fallas, la formación y el envío de telemetría, así como la recepción de comandos, misiones y programas (Vicente *et al.*, 1996).

Por tales razones, la computadora de vuelo se desarrolló principalmente con componentes electrónicos de tipo militar para que de esta forma

se incrementen las posibilidades de sobrevivencia durante la fase de lanzamiento espacial y la fase de operación estable en el espacio. Adicionalmente, su arquitectura hace énfasis especial en cuanto a medios de reconfiguración, por hardware y por software, para tolerar diversos tipos de fallas (Vicente *et al.*, 1997 a). Por ello, la CV dispone de una arquitectura modular que integra tres tarjetas de procesadores, de las cuales una se utiliza a la vez para controlar el satélite, en tanto que las dos restantes quedan disponibles como refacciones en frío (Vicente *et al.*, 1997 b). Cada tarjeta de procesador reúne los recursos necesarios para realizar las operaciones de automatización en el satélite (Vicente, 2000), (Vicente y García, 2001).

En el proyecto Satex también se generó tecnología para realizar mantenimiento automático a la computadora de vuelo, para ello se propuso y se desarrolló un experimento de arquitectura de computadoras, que conforma periódicamente una arquitectura tolerante a fallas Bizantinas haciendo uso de todas las computadoras instaladas en el satélite. El experimento se denomina arquitectura semivirtual tolerante a fallas Bizantinas (TFB), primero y único en su tipo en el área de microsatélites (Vicente y García, 2001), comparable sólo con la computadora TFB que utiliza el módulo Zvezda de la Estación Espacial Internacional, (Feichtinger, 2000).

La orden para realizar la conmutación de computadoras se puede realizar manualmente (por comando desde la estación terrena) o bien, por medios totalmente automatizados con la ayuda de algoritmos desarrollados especialmente en el proyecto para ejecutar de forma automática las tareas de diagnóstico, detección y reconfiguración de la computadora de vuelo.

Adicionalmente, la CV (Figura 5), contiene una unidad de conmutación de estado sólido que permite transferir toda la instrumentación del satélite (sensores, actuadores, canales de comunicaciones y líneas de entrada/salida) hacia cualquiera de las tres tarjetas de procesamiento; una unidad de multicanalización que permite adquirir hasta 48 señales eléctricas provenientes de sensores; una unidad de filtrado y recorte para señales de sensores; electrónica para la red de área local del satélite, tanto parte principal como redundante; electrónica de protección de efecto "latch-up" para el único componente que no cumple con la norma militar MIL-STD-883; además de manejadores de línea para algunas de las señales digitales de entrada y salida de la computadora (Vicente, 1999 b).

La computadora de vuelo se complementa con otro módulo que aloja la electrónica de acondicionamiento para señales de sensores de temperatura, magnetómetros, corriente y voltajes consumidos por diversos equipos del satélite.

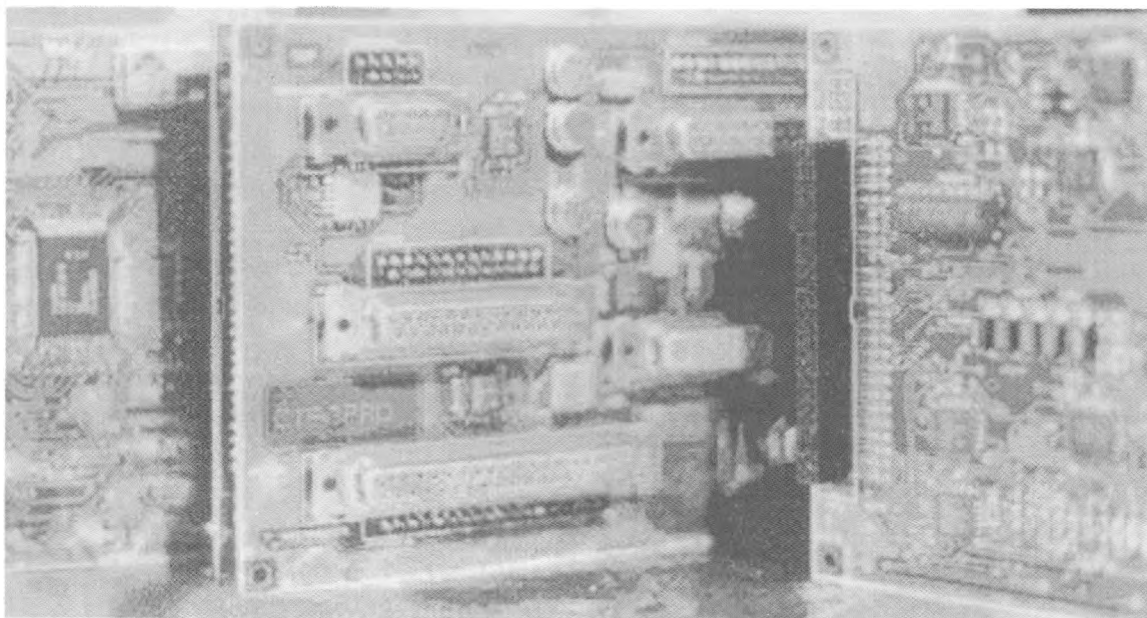


Figura 5. Prototipo de pruebas de la computadora de vuelo

Subsistema de estabilización

Satex cuenta con dos medios de estabilización, uno por medio de un gradiente gravitacional (sistema pasivo) y otro que utiliza bobinas de torque magnético (sistema activo) que al interactuar con el campo magnético terrestre permiten generar pequeñas fuerzas programables para estabilizar al satélite de acuerdo con las necesidades de apuntamiento de los experimentos (Tapia e Iturriaga, 1996). Durante la fase de estabilización activa intervienen sensores de magnetometría y sensores finos de sol, con los cuales se determinan las referencias de apuntamiento del satélite en tiempo real.

Para este subsistema se ha desarrollado un simulador que corre en PCs, con el cual se visualiza la estabilización automatizada del satélite. El simulador resuelve el modelo de dinámica orbital de acuerdo con la matriz de inercia del satélite y con los datos probables de lanzamiento, además de integrar el modelo del campo magnético terrestre en todo el planeta y un modelo de determinación de orientación en tres ejes que permite conocer la posición del satélite. El simulador obtiene los datos de apuntamiento del satélite directamente de los modelos. Adicionalmente se ha desarrollado software de alta calidad que permite visualizar los resultados de estabilización por computadora, con ello se ha realizado la validación teórica de la estabilización del satélite.

Con base en las herramientas indicadas, se han desarrollado los algoritmos de estabilización en

dos fases principales, para ejecutarlos en la computadora de vuelo. La primera contempla la reducción de las revoluciones por minuto del satélite, después de que sea liberado por el sistema de lanzamiento. Esta fase tiene por objetivo la reducción de problemas de dinámica de vuelo en el vehículo que pudieran afectar la liberación segura del Gradiente Gravitacional (GG). Una vez liberado el GG, se persigue que la estabilización se restrinja en valores de rango dinámico. Para ello, la segunda fase de estabilización contempla el alcance de márgenes de estabilización impuestos por los experimentos del satélite, además de seguir considerando la adición de perturbaciones ambientales en el control del apuntamiento del vehículo. Se señala nuevamente que los algoritmos de vuelo determinarán el apuntamiento del satélite con la información de los sensores de magnetometría y de los sensores finos de sol.

Con el propósito de validar experimentalmente el proceso de estabilización, actualmente se instrumenta una mesa suspendida en aire (Prado *et al.*, 1998), (Figura 6). Con ella se realizará la validación física de la estabilización del satélite en laboratorio, en ausencia de fricción, aunque se presenten aún ciertas perturbaciones (gravedad, efecto coriolis, etcétera) que no existirán en la fase de vuelo espacial. En este caso, la suspensión en aire de un cuerpo similar al satélite constituye el medio terrestre que con más cercanía simula las condiciones de vuelo espacial y a su vez, el más económico de trabajar.

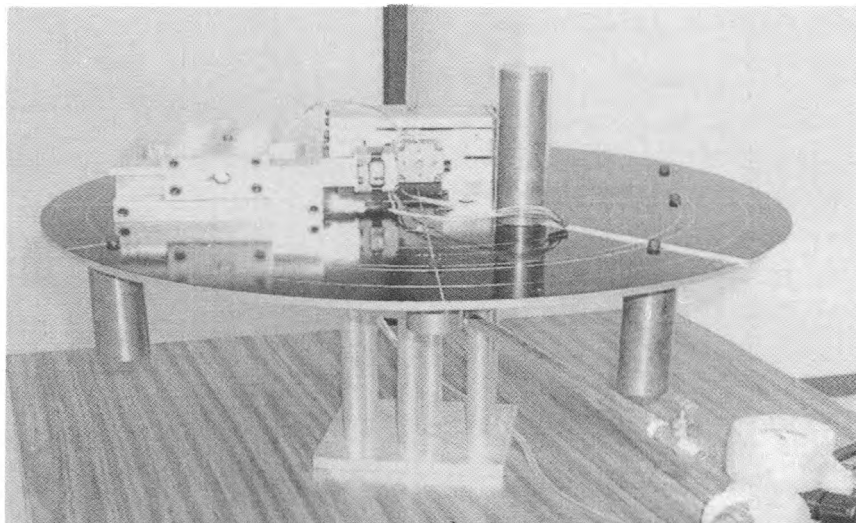


Figura 6. Vista superior de la mesa en que se validarán los algoritmos de estabilización del satélite

Subsistema de telemetría y comando (TyC)

Este subsistema está completamente integrado en la computadora de vuelo por medio de software que se encarga de ordenar la energización del equipo de comunicaciones y de realizar la recepción, ya sea de comandos, misión, o nuevos programas desde Tierra. De la misma forma, el software realiza periódicamente el muestreo, almacenamiento y paquetización de telemetría (datos de sensores y de estado operativo de equipos), la cual se envía hacia Tierra cuando el satélite aparece en el horizonte de vista de la estación terrena (Vicente *et al.*, 1996), (Vicente *et al.*, 1997 a) y (Vicente y García, 2001).

Cuando se reciben comandos en línea, el software de vuelo los ejecuta inmediatamente cuando son del dominio de la CV, y cuando pertenecen a cualquiera de las cargas útiles los transfiere de inmediato a la computadora indicada por medio de la red de área local.

Respecto a los comandos de misión, una vez decodificados se almacenan en una pila de comandos para calendarizarlos, a partir del momento en que el satélite esté fuera de vista de su estación terrena (como en el caso de los comandos de captura de imágenes en sitios específicos del globo terrestre).

Debido a que la CV contiene 3 tarjetas de procesadores, el subsistema de TyC puede continuar operando aun después de haber ocurrido fallas totales en dos de esas tarjetas (Vicente, 1999 b).

Estación terrena de control, telemetría y comando

Una vez orbitado el microsatélite, el único medio de interacción con él será por medio de su estación terrena. De esta forma, con el enlace de comunicaciones de bajada se tendrá acceso a la telemetría, a los datos de los experimentos del satélite y al estado operativo de los equipos de mayor interés, por otro lado, con el enlace de comunicaciones de subida se tendrá la posibilidad de enviar comandos en línea (de ejecución inmediata), misiones (colección de comandos por ejecutarse cuando el satélite esté fuera de vista de la estación terrena) o bien, nuevos programas operativos para la

computadora de vuelo del vehículo espacial (Vicente *et al.*, 1996) y (Pacheco *et al.*, 1997).

La estación terrena estará compuesta por un sistema de rastreo para incrementar la calidad de los enlaces de comunicaciones, el cual será controlado por medio de una computadora que contendrá las efemérides del satélite (Conte *et al.*, 1995). También contará con equipos de comunicación para recibir y transmitir señales desde y hacia el satélite, respectivamente, (Figura 7). Además, incorporará una computadora que interactuará directamente con el software de operaciones del satélite, es decir, con el software de la computadora de vuelo del microsatélite.

Desde el punto de vista del hardware, la estación terrena estará compuesta por un par de antenas tipo "yagi", una para recepción y otra para transmisión, las cuales fueron diseñadas para frecuencias de 400 MHz y 148 MHz respectivamente; un rotor EMOTO EV700D5X que controlará el movimiento de las antenas, con desplazamiento en elevación (180°) y en azimuth (360°); un controlador de rotor (Dual Drive Controller) tanto en elevación como en azimuth, que será comandado desde el laboratorio de recepción vía satélite, y una computadora personal que comandará la configuración del rotor y el seguimiento automático del satélite por medio de un paquete de software. Adicionalmente se tendrá un radio transmisor – receptor ICOM IC – 970H, que es manejado por computadora (Conte *et al.*, 1995). Las frecuencias de trabajo del radio transmisor – receptor son: 1 – 150.0 MHz, 430.0 – 450.0 MHz, 50 – 905 MHz (Con la unidad de recepción UX – R96).

Software de estación terrena

El software de estación terrena (SET) se ha desarrollado con una interfaz gráfica de gran calidad de presentación y amigable (Figura 8). El acceso a los recursos de software se realiza por medio de botones virtuales de función específica, o bien, a través de la barra de menú. De esta forma, se tiene acceso a diversos tipos de comandos satelitales, a los que se divide en comandos en línea y comandos de misión (agrupación de comandos). Permite además, el envío de programas a cualquiera de las computadoras del satélite y

también permite solicitar y capturar dos tipos de telemetría (normal y especial). En vista de que la telemetría normal reporta el diagnóstico de los equipos del satélite, ante casos de falla el SET genera alarmas auditivas y visuales para alertar a los usuarios en Tierra (Vicente y García, 2001).

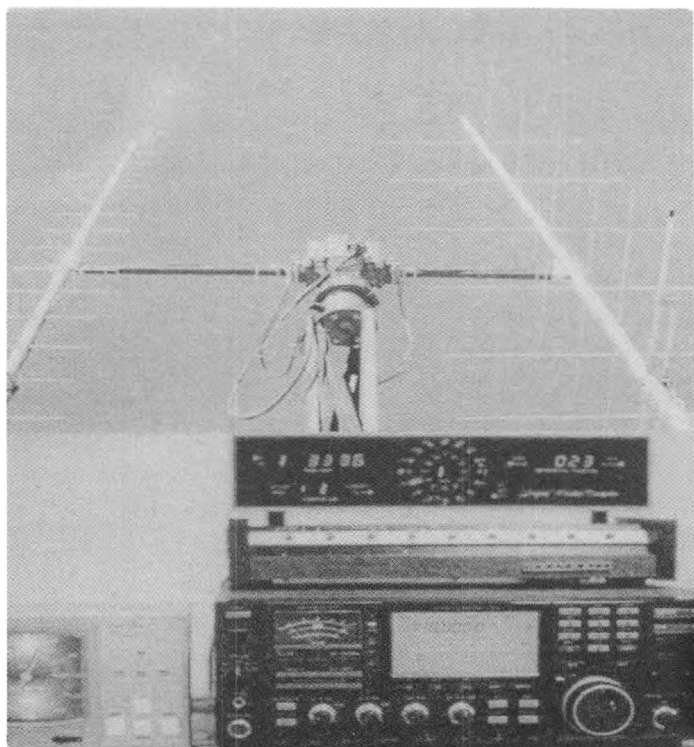


Figura 7. Sistema de rastreo y radio-modems de la estación terrena de control microsatelital

El software también permite definir valores de alarma límite para cada sensor del satélite, así como almacenarlos en una base de datos para tenerlos permanentemente disponibles. Cuando alguno de los sensores sobrepasa sus límites operativos, el software de estación terrena realiza la detección de estados operativos anómalos en el satélite. Otro aspecto de interés del software radica en su capacidad para detectar automáticamente la presencia del satélite, cuando éste aparece en el horizonte de la estación terrena (Vicente, 2000).

De igual modo, una vez que se establecen las comunicaciones entre satélite y Tierra, permite elegir la forma en que se enviará una nueva misión al satélite, esto es, se puede elegir entre una transmisión de misión por medios manuales o automáticos. Este último aspecto operativo será de gran utilidad cuando el satélite visite su estación terrena de madrugada, ya que será posible transferirle una nueva misión de trabajo y la recepción de telemetría de forma automatizada, sin la presencia de personal de control satelital.

Adicionalmente, el software permite interactuar con las cargas útiles del vehículo espacial (por medio de comandos ejecutados en línea) ya sea para transmitirles parámetros, o bien, para capturar información en línea (datos operativos, imágenes, etcétera) de los experimentos realizados en el satélite.

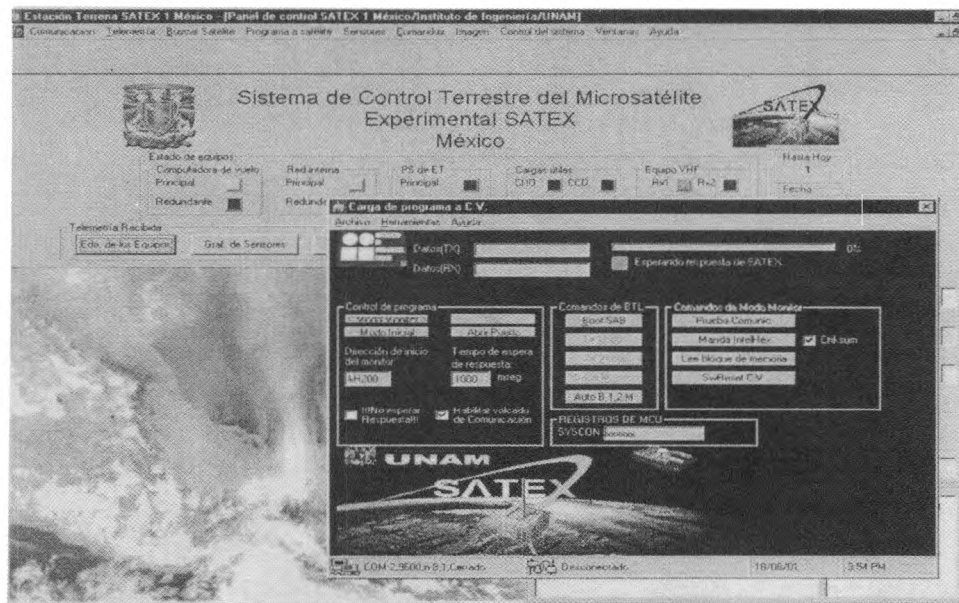


Figura 8. Software de estación terrena

Conclusiones

Se ha presentado la descripción de la plataforma de vuelo que se ha desarrollado para el microsatélite Satex, la cual se planea integrar en los próximos meses (junto con los experimentos que se realizarán en órbita) en el cuarto limpio de la Escuela de Aeronáutica, de la ESIME, IPN. Una vez integrado el vehículo espacial se formalizará el lanzamiento en órbita polar, posiblemente por medio de un sistema de lanzamiento Ruso debido a que sus programas de vuelo son compatibles con el calendario de la misión Satex.

Para el desarrollo de cada uno de los subsistemas descritos en este trabajo se han realizado grandes esfuerzos de investigación y desarrollo tecnológico, de tal forma que además de la misión microsatelital, el grupo de trabajo del proyecto adquirió importantes experiencias y la capacidad tecnológica para realizar proyectos más ambiciosos en el área de satélites. Si bien, el microsatélite Satex no cuenta con un sistema de propulsión (el único subsistema satelital que no incluyen la mayor parte de los microsatélites) se debe subrayar que el microsatélite Satex fue diseñado para utilizarse como un laboratorio espacial de alta complejidad y de alta versatilidad, con el cual se esperan obtener grandes beneficios científicos y tecnológicos, que de otra forma resultarían difíciles de generar para un país como el nuestro. Por tal razón, se dedicaron grandes esfuerzos para dar flexibilidad de uso tanto al software de operaciones del satélite, como al software de control y de supervisión en Tierra. Con tales herramientas se tienen planeadas pruebas de gran importancia en cuanto a estabilización satelital en tres ejes, con las cuales se pretende reunir suficientes experiencias para controlar sistemas activos de propulsión. De esta forma, se abrirán puertas tecnológicas para poder fabricar satélites de mayor masa y de mayor potencial de aplicación, tanto en telecomunicaciones como en percepción remota.

Por otro lado, con la experiencia obtenida en microsatélites, el grupo de trabajo también tiene un amplio potencial para desarrollar nanosatélites de 1 a 3 Kgs, los cuales tienen una gran conveniencia tecnológica y financiera, debido a que sus costos de fabricación y de lanzamiento se reducen

drásticamente. Como se percibe, la tecnología que utilizan en electrónica, telecomunicaciones y materiales es la más moderna, por lo que ofrecen ventajas significativas en cuanto a masa, potencia consumida, volumen, rendimiento operativo y tiempos de fabricación.

Agradecimientos

Los autores expresan su agradecimiento a la Comisión Federal de Telecomunicaciones, a Telecomunicaciones de México y a la Secretaría de Comunicaciones y Transportes por los patrocinos recibidos para la realización del proyecto Satex. También se expresa un reconocimiento especial a los directores de cada una de las entidades participantes por los apoyos institucionales ofrecidos al proyecto. De igual forma se extienden reconocimientos especiales a Jorge Sosa, Enrique Pacheco, Ramón Muraoka, Julio Valle, Andrés Calvillo, Arturo Sotelo, Maximino Tapia, Ramón Reyes, Marco Acevedo, Miguel Meráz, Héctor Díaz, Felipe Barriga, Jorge Prado, Hugo Ortíz, Ramón Tórres, Carlos Pineda y Adán Espinoza por su valiosa participación en el proyecto.

Referencias

- AMSAT (1999). México-OSCAR-30. Satellite Summary.
- Calvillo T.A., *Et al.* (2000). Subsistema de potencia para el satélite experimental Satex. Quinto Congreso de Ingeniería Electromecánica y de Sistemas, IPN, México DF, noviembre.
- Conte R. *Et al.* (1995). Subsistemas de comunicación para el satélite experimental SATEX I. 6a. Reunión de Otoño de Comunicaciones y Computación, México.
- Feichtinger C. (2000). The Zvezda Module, a Cornerstone of the International Space Station, New Star in Orbit, European Space Agency, On Station, The Newsletter of the Directorate of Manned Spaceflight and Microgravity, number 2, march.
- Ham Radio Online (1996). Mexican UNAMSAT-B in Orbit.
- Pacheco-Cabrera E. *Et al.* (1997). Subsistema de control robusto para el SATEX I. SOMI. XII Congreso Nacional de Instrumentación, San Luis Potosí, SLP, México, septiembre-octubre.

- Parada-Sagal F. (1999). Proceso de construcción de la estructura del microsatélite Satex. Tesis de Ingeniería Aeronáutica, ESIME Ticomán, IPN.
- Prado-Molina J. *Et al.* (1998). Utilización de bobinas magnéticas para control de orientación de satélites pequeños, SOMI. XIII Congreso Nacional de Instrumentación, Ensenada, BC, México, octubre.
- Sosa-Pedroza J. (1998). SATEX: A Mexican Government and Interuniversities Project, American Society for Engineering Education Seattle Washington, junio-julio.
- Tapia-Rodríguez M. e Iturriaga-Acevedo R. (1996). Control de bobinas de torque magnético a través de pulsos de corriente. Documento de especificaciones de integración del microsatélite Satex. CIMAT, Gto., Gto., México.
- UNAM (1996). UNAMSAT PUIDE: Primer Satélite Mexicano Construido en la UNAM. México.
- Vicente-Vivas E. (1994). Satélite experimental SatexI y nuevas perspectivas, SINADE-94. Simposio Nacional de Electrónica, Instituto Tecnológico de SLP, SLP, México, agosto.
- Vicente-Vivas E. *Et al.* (1996). Hardware and Communications Protocols for a Fault Tolerant Distributed Computer Network in the SatexI Microsatellite System. 3rd International Symposium on Small Satellites Systems and Services, Annecy, Francia, septiembre.
- Vicente-Vivas E. *Et al.* (1997 a). Fault-Detection and Reconfiguration Capabilities for the Distributed Computer Architecture on-board the Satex-I Microsatellite, SEMINARS of the United Nations Programme on Space Applications: Selected Papers on Space Science Education, Remote Sensing and Small Satellites, enero.
- Vicente-Vivas E. *Et al.* (1997 b). Fault-Tolerant Hardware Resources for a Non Propelled Stabilized Microsatellite. 3rd Euro-Latinamerican Space Days, European Space Agency-COFETEL, DF., México, noviembre.
- Vicente-Vivas E. (1999 a) Red de área local tolerante a fallas aplicada a sistemas de tiempo real con altos requisitos de confiabilidad. *Revista CIENTÍFICA de la ESIME*, No.15, 13-24, México.
- Vicente-Vivas E. (1999 b). CTF-3PRO Computadora tolerante a fallas con capacidad de multiprocesamiento y procesamiento paralelo, SOMI. XIV Congreso de Instrumentación, Puebla, México, septiembre.
- Vicente-Vivas E. (2000). Distributed Fault-Tolerant Instrumentation for an Experimental Microsatellite. International Symposium on Advanced Distributed Systems (ISADS2000), Guadalajara, México, marzo 2000.
- Vicente-Vivas E. y García-Nocetti F. (2001). Reconfigurable Semi-Virtual Computer Architecture for Long Available Small Space Vehicles. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Estados Unidos, marzo.

Semblanza de los autores

Esaú Vicente-Vivas. Ingeniero (1982) y maestro en ingeniería (1987) por la Facultad de Ingeniería de la UNAM. Actualmente finaliza el doctorado en la misma institución en el área de tolerancia a fallas. Desde 1982, realiza investigación en el Instituto de Ingeniería de la UNAM, ha impartido cátedra en la Facultad desde 1985 y en la DEPMI- UNAM desde 1989. En 1985, formó parte de un grupo nacional para el desarrollo de experimentos automatizados para los transbordadores de la NASA, en la Universidad Estatal de Utah, EU. En 1989, realizó estancias de investigación desarrollando hardware para procesamiento digital de imágenes en el Space Applications Centre, Ahmedabad, y en el Indian Satellite Centre, Bangalore, ambos de la India. Fue ganador del premio estímulos Conдумex en el área de electrónica en 1992. Actualmente es responsable de los sensores, cómputo de vuelo, software de vuelo, software de estación terrena y del experimento de computación semivirtual tolerante a fallas para el proyecto microsatelital Satex.

José Javier Roch-Soto. Es ingeniero aeronáutico por la ESIME, IPN en 1979. Realizó estudios de posgrado en ingeniería aeroespacial en la Escuela Nacional Superior de Aeronáutica y el Espacio en Toulouse Francia en 1982. Fue director de proyectos espaciales del Instituto Mexicano de Comunicaciones de 1990 a 1997, ahí se encargó de diversos proyectos en las áreas de satélites, lanzadores, aeronaves y aerogeneradores. Ha representado a México en diversos foros, organismos y eventos internacionales como la Comisión de Naciones Unidas para la Utilización pacífica del espacio ultraterrestre con sede en Viena, Austria, las jornadas euro-latinoamericanas del espacio, el Congreso Mundial del Espacio, las reuniones de encargados de Agencias Espaciales Latinoamericanas y la conferencia espacial de las Américas, donde encabezó a la delegación mexicana y ocupó la vicepresidencia en la última reunión en Punta del Este, Uruguay. A partir de 1999 funge como coordinador general del programa Interinstitucional de Satélites Experimentales (Satex).

Francisco Javier Mendieta-Jiménez. Es Ingeniero por la Facultad de Ingeniería de la UNAM, con Maestría y doctorado de la Escuela Nacional Superior de Telecomunicaciones de Francia. Ha sido investigador en el Instituto de Investigaciones Eléctricas y en el Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada (CICESE). Investigador principal en el desarrollo de experimentos automáticos para el transbordador de la NASA en la Universidad Estatal de Utah, EU, con patrocinio de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes. Desde 1997 funge como director general del CICESE, donde ha propiciado la realización de simposios y ha copresidido sus comités técnicos, tales como el II Simposio de Comunicación Óptica y el XIII Simposio de Instrumentación. También inició el proyecto Red Digital de Servicios Integrados por Fibra Óptica, para aplicaciones en videoconferencia multipunto, en colaboración con Teléfonos del Noroeste. Forma parte del Sistema Nacional de Investigadores y ha recibido el premio Emilio Rosenblueth, el premio de Telecomunicaciones Ericsson, así como otras distinciones por su labor académica. Participa con su grupo de trabajo en el desarrollo del microsatélite experimental SATEX, específicamente en la carga útil de comunicaciones ópticas, en el subsistema de comunicaciones, el sistema de sobrevivencia y en la infraestructura de estación terrena para control y monitoreo satelital.