



UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID
INGENIERÍA TÉCNICA INDUSTRIAL: MECÁNICA

Proyecto Fin de carrera

DISEÑO Y TEST MECÁNICOS DE UN EQUIPO
ESPACIAL DE COMUNICACIONES

Alumno: Carlos Bautista López
Tutor: D. Alejandro Quesada González
Director: Felipe Palacios Vázquez

Julio 2011

Gracias a Ramón y a Felipe
del departamento de diseño y análisis de Thales Alenia Space
por su ayuda y colaboración en todo momento.

CONTENIDO

1	INTRODUCCIÓN	6
1.1	OBJETIVOS DEL PROYECTO Y SU ORGANIZACIÓN	6
1.2	ENTORNO ESPACIAL	7
1.3	SATELITES DE COMUNICACIONES	20
1.3.1	La carga útil de comunicaciones	22
1.4	LANZADORES Y SATELIZACION	28
1.5	PLATAFORMA - SUBSISTEMA TTC	29
2	REQUISITOS DE DISEÑO DEL EQUIPO.	31
2.1	REQUISITOS GENERALES	31
2.2	TRANSPORTE	31
2.3	DISEÑO MECÁNICO	32
2.4	SUMARIO DE REQUISITOS TÉRMICOS	37
2.5	SUMARIO DE REQUISITOS MECÁNICOS	39
3	SECUENCIA DE TEST	42
4	DISEÑO ESTRUCTURAL	43
4.1	FASES DEL DISEÑO	44
□	ESTUDIO GLOBAL	44
□	DISEÑO PRELIMINAR	44
□	DISEÑO DEFINITIVO	45
□	PRODUCCION	45
4.2	INTERFACE CONTROL DRAWING (ICD)	46
4.3	ARBOL DE PRODUCTO Y ESTRUCTURA DEL EQUIPO	48
4.3.1	Arbol del equipo completo, nivel 1	48
4.3.2	Arbol del módulo TX, nivel 2	51
4.3.3	Arbol del módulo RX, nivel 2	60
4.3.4	Arbol del módulo Diplexor, nivel 3	69
5	ANÁLISIS TÉRMICO	77
5.1	DESCRIPCIÓN GENERAL	78
5.2	MATERIALES	79
5.3	CONDICIONES DE CONTORNO	80
5.4	POTENCIA DISIPADA.	80
5.5	ANÁLISIS TÉRMICO A NIVEL EQUIPO	81
5.5.1	Descripción del modelo de elementos finitos FEM	81
5.5.2	Temperaturas de las estructuras	83
5.5.3	Flujo de calor	85
5.5.4	Gradiente térmico en la baseplate	87
5.5.5	Distribución de temperaturas en las tarjetas de poliimida	88
5.5.6	Distribución de temperaturas en la tarjeta de duroid	89
5.5.7	Componentes en la tarjeta de duroid (SSPA)	90
5.6	ANALISIS TERMICO A NIVEL COMPONENTE.	91
5.6.1	Descripción	91
5.6.2	RF OL RX PBA	93
5.6.3	DEMODULATOR PBA	101
5.6.4	OL TX MOD PBA	102

5.6.5	SSPA PBA	104
5.6.6	Tarjetas DC/DC de los módulos TX y RX.	105
5.7	CONCLUSIONES	106
6	ANÁLISIS MECÁNICO	107
6.1	DESCRIPCION DEL MODELO	109
6.2	ANÁLISIS ESTÁTICO	111
6.2.1	Definición del caso de carga y restricciones.	111
6.2.2	Resultados del análisis estático	112
6.3	RIGIDEZ DINÁMICA	119
6.3.1	Análisis modal. Rigidez.	119
6.4	ANALISIS RANDOM	123
6.4.1	Parametros del análisis	123
6.4.2	Resultado de aceleraciones	124
6.4.3	Analisis de esfuerzos	131
6.5	DESPLAZAMIENTOS	138
6.5.1	Fatiga de components montados sobre PCB	141
6.6	CARGAS DE INTERFAZ	143
6.6.1	Carga estática	144
6.7	ANÁLISIS DE DISEÑO AL FALLO	145
6.7.1	Carga estática	145
6.7.2	Análisis Modal. Rigidez	145
6.8	CONCLUSIONES.	148
7	ENSAYOS	149
7.1	PROCEDIMIENTO DE ENSAYO	149
7.1.1	DIRECTRICES GENERALES	149
7.1.2	ESTADO DEL EQUIPO DURANTE EL TEST	150
7.1.3	INSTALACIONES	151
7.1.4	PLATO DE VIBRACION	152
7.1.5	SENSORES	154
7.1.6	CRITERIO DE ÉXITO	155
7.1.7	NIVELES DE CALIFICACIÓN PARA VIBRACIÓN Y CHOQUE	156
7.1.8	PROGRESO DEL ENSAYO	158
7.2	ENSAYO DE VIBRACIÓN	159
7.2.1	Ejecución del ensayo. Resumen	160
7.2.2	Graficas de resultados	161
7.2.3	CONCLUSIONES	192
7.3	ENSAYO DE CHOQUE	194
7.3.1	Configuracion del choque	195
7.3.2	Desarrollo del ensayo	198
7.3.3	Graficas de resultados	198
7.3.4	Conclusiones	205
8	CONCLUSIONES FINALES	206
8.1	ESTADO ACTUAL DEL EQUIPO	206
8.2	COMPARACIÓN ANÁLISIS VS ENSAYO	206
	ANEXO 1: TEST DE VIBRACIÓN EN EJES X & Z	208
	ANEXO 2: TEST DE CHOQUE EN EJES Y & Z	264
	BIBLIOGRAFÍA	277

1 INTRODUCCIÓN

Desde el lanzamiento del primer satélite espacial en 1957, el Sputnik, que actuaba tan sólo como reflector de la información recibida, el interés por aprovechar esta nueva forma de comunicación y todas las ventajas que de ella se derivan no ha hecho más que aumentar. A partir de entonces, el número de satélites artificiales que se han enviado al espacio ha ascendido hasta más de 5.000.

Con estas cifras, no es de extrañar que cualquier sistema de telecomunicaciones que esté a bordo de un satélite se encuentre rodeado de interferencias fruto de las operaciones que realizan sus vecinos. Por no mencionar que resulta cada vez más difícil colocar a un satélite en su posición final de operación, debido a la gran cantidad de ellos que rodean la Tierra. Por tanto, cada vez se requieren sistemas y aparatos más precisos en su forma de trabajar, menos voluminosos, con menor peso y, en definitiva, con especificaciones más estrictas. Por otro lado para que un satélite opere convenientemente es necesaria toda una infraestructura en Tierra que se encargue tanto de encaminar las señales con las que trabajará como de recibir el resultado de su funcionamiento.

1.1 OBJETIVOS DEL PROYECTO Y SU ORGANIZACIÓN

El objetivo de este proyecto es demostrar la robustez mecánica y térmica de un equipo transpondedor, destinado a ser el nexo de unión entre la estación en tierra y el satélite. Por este motivo es un equipo de vital importancia para la integridad de toda la misión y un fallo significaría la pérdida total del satélite. Los equipos de vuelo por tanto, no sólo deberán ser fiables y robustos a nivel funcional de un modo directo si no que deberán serlo también de un modo indirecto mecánica y térmicamente. Por ello deberán cumplir en fase de diseño y producción unas especificaciones muy severas.

De este modo, se presenta una breve introducción a las telecomunicaciones por satélite en las próximas hojas de este primer capítulo, poniendo en evidencia los riesgos ambientales en los que están embebidos este tipo de aparatos y la forma de actuar para evitarlos.

Tras esto, los primeros puntos del proyecto expondrá un sumario reducido de los requisitos establecidos para el diseño mecánico y termico del equipo así como un breve resumen de la secuencia de test que se realiza sobre la unidad fabricada para así validar o calificar para vuelo dicho equipo.

Despues se hará una descripción de la estructura y el diseño del equipo mostrando sus diferentes partes y módulos. Posteriormente se continuará con los análisis mecánico y térmico del modelo de elementos finitos. Finalmente se mostrarán los resultados de los test mecánicos que se realizan sobre el equipo acabado y que simularán las diferentes vibraciones que deberá soportar el equipo para llegar a su calificación para vuelo.

1.2 ENTORNO ESPACIAL

La primera cuestión a responder a la hora de diseñar y fabricar cualquier elemento que vaya a lanzarse al espacio es el cometido que va a realizar. Dependiendo de las funciones que tenga asignadas dicho dispositivo, algunos parámetros de la misión espacial, como su órbita, y del entorno en el que operará, como los campos gravitatorios a los que se verá expuesto, serán diferentes. Estos parámetros, así como otros comunes para todas las misiones, han de estudiarse con especial cuidado puesto que en cualquier caso las condiciones ambientales a las que se va a ver expuesto el equipo en cuestión van a ser muy diferentes de las que se tienen en la Tierra. Además, el hecho de que estos aparatos estén contruidos por el hombre en la superficie terrestre implica tener en cuenta en el diseño los requerimientos que deberán soportar desde su fabricación hasta que se encuentren operativos en su órbita definitiva. Así, por ejemplo, el equipo habrá de soportar un lanzamiento y dependiendo de su función dentro del satélite podría incluso tener que estar operativo durante dicha fase. Este tipo de requisitos hacen que los dispositivos diseñados para ser embarcados deban ser muy robustos y fiables, ya que el fallo de un módulo en el interior de un satélite puesto en órbita no se puede reparar y podría, dependiendo del equipo, incluso hacer completamente inoperativo el satélite.

Mirando al cielo nadie diría que las condiciones del medio espacial alrededor de la Tierra fuera algo digno de tener en cuenta. Nada más lejos de la realidad dicho entorno es un lugar muy complejo y lleno de trabas para los satélites. Por tanto si se quiere aprovechar al máximo todas las ventajas que las comunicaciones por satélite ofrecen será necesario profundizar en el conocimiento tanto de las características de este entorno como de los efectos que tiene sobre los cuerpos en órbita y sobre los materiales empleados para su fabricación.

En el espacio existe un alto vacío, temperaturas extremas, intensas radiaciones y partículas a gran velocidad que pueden dañar, o incluso destruir, un satélite. También se encuentran fuerzas, debidas a los otros cuerpos celestes, que perturban su posición, como el par gravitatorio que se establece entre el satélite y la Tierra o entre el satélite y la Luna o el Sol; la presión de la radiación solar sobre la superficie de la estructura del satélite; la presión del flujo reflejado por la superficie terrestre o albedo, para el caso de órbitas bajas; el campo magnético de la Tierra; los posibles choques con chatarra espacial o meteoros, que le comunican una cantidad de movimiento al satélite, e incluso la misma radiación de sus propias antenas que produce una presión de efecto importante si la potencia de transmisión del satélite es alta y está concentrada en un haz muy estrecho.

En el presente documento, en el que se aborda una parte del diseño de una parte de la carga útil del satélite, podrán obviarse ciertas características de entorno espacial, entre otras, las fuerzas que perturban la posición nominal del satélite en su órbita, ya que será el subsistema de control el que se encarga de ellas. En cualquier caso, en los siguientes puntos se describirán las propiedades del medio que afectan directamente al desarrollo del dispositivo a diseñar, un componente de la carga útil. Por todo esto tendremos que tener en cuenta para su diseño una serie de requisitos o requerimientos que forman parte de la especificación de cada equipo, establecidos en función de los diferentes ambientes o eventos que deberá atravesar en función de su zona en el satélite principalmente.

1) Lanzamiento

El primer gran esfuerzo que deberá soportar tanto el satélite como todos y cada uno de sus dispositivos a bordo será su despegue propulsado a gran velocidad desde la superficie de la Tierra hasta, probablemente, una primera órbita de transferencia.

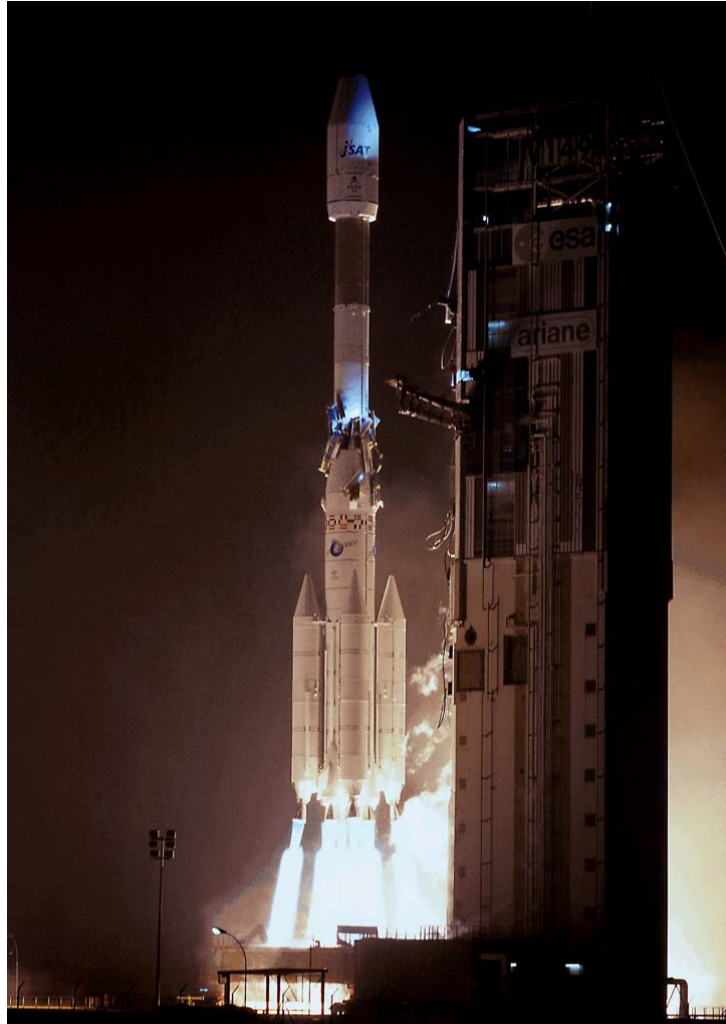


Imagen 1. Lanzamiento de un lanzamiento del Ariane IV.
Las mayores cargas sobre el satélite se producen durante el despegue.

El principal problema que tiene lugar durante el lanzamiento son las fuertes vibraciones producidas por el cohete y que son transmitidas al satélite alojado en su interior. En esos momentos la lanzadera produce cargas estáticas y dinámicas, fuertes aceleraciones, choques fruto de la ignición de los motores y de la separación de las distintas etapas, etc.; en definitiva, una serie de efectos que se hallan cuantificados y que pueden consultarse para una lanzadera dada. Para poder soportarlos, el satélite debe poseer una gran rigidez y sus distintos dispositivos deben estar firmemente amarrados y fabricados en materiales capaces de aguantar los niveles de vibración a los que se van a ver expuestos durante el lanzamiento. La forma de garantizar el buen funcionamiento de los equipos así como su consistencia mecánica en dichas condiciones consiste en someterlos a estrictas pruebas de vibración durante la campaña de aceptación.

2) La temperatura

Los satélites están integrados por un gran número de elementos, fabricados con distintos materiales y diseñados para realizar funciones muy diversas. Por ello, cada uno está preparado para trabajar en un margen distinto de temperaturas, en especial, los componentes electrónicos y de infrarrojos requieren rangos muy específicos de temperatura para funcionar correctamente. Si a esto se añade la diferencia de temperaturas que pueden llegar a registrarse entre la cara del satélite expuesta a la luz solar y la cara opuesta, que se encuentra a la sombra, el resultado es la necesidad de un mecanismo de control térmico que garantice que cada uno de los dispositivos del satélite se encuentra dentro de su margen de temperaturas de operación. El método por el que esto se consigue es muy complejo ya que hay que mantener un balance térmico entre la energía que el satélite emite más la que recibe, por radiación de fuentes externas, y la energía que él mismo disipa internamente.

La principal fuente de radiación externa es el Sol, que aunque si bien es cierto que permite que el satélite genere la electricidad necesaria para su funcionamiento a través de las células solares, también hace que en todo momento el satélite tenga expuestas distintas partes a diferentes temperaturas cubriendo un margen que puede llegar a superar los 200°C. La compensación de estas diferencias en temperatura es trabajo del subsistema térmico y se suele realizar por conducción internamente y por radiación de manera externa.

La segunda principal contribución térmica se debe a la Tierra, tanto por la radiación infrarroja que ella misma emite como por la reflexión de los rayos solares sobre su superficie. Ésta aportación solamente resulta destacable en órbitas bajas ya que en órbitas geoestacionarias y superiores es despreciable frente a la radiación solar directa.

En resumen, la temperatura neta del satélite estará determinada por la combinación de las radiaciones que llegan del Sol y de la Tierra, de sus fuentes internas de calor y del calor eliminado por radiación a través de su estructura. Esto demuestra la complejidad en el diseño del control térmico de un satélite, pues en todo momento se deben garantizar niveles aceptables de temperatura para cada uno de sus componentes. Aún así, dichos elementos deberán tener la capacidad de funcionar en un margen considerablemente amplio de temperaturas, lo que constituye un aspecto muy importante del diseño ya que determinará el material a emplear en la fabricación de los distintos dispositivos. Sabiendo que las dilataciones y contracciones de un material son menores cuanto menor es su coeficiente de dilatación, los equipos deberán construirse en materiales térmicamente muy estables, capaces de garantizar su correcta operación en los márgenes necesarios.

De este modo, para comprobar que el equipo puede operar correctamente en el margen de temperaturas especificado, se le somete a una serie de pruebas de temperatura o ciclos térmicos durante la campaña de aceptación. En ellos se verifica si el dispositivo funciona convenientemente tanto en el margen de temperatura de operación, rango de temperaturas en el que va a operar, como en el margen de temperatura de no operación, rango de temperaturas que debe soportar sin estar operativo.

3) Alto vacío

Los satélites geoestacionarios cohabitan en un medio casi vacío en el que su desplazamiento no se ve afectado por ninguna resistencia de tipo aerodinámico, con lo que se mueven suavemente por su trayectoria orbital sin sufrir desaceleración apreciable. Por el contrario, la densidad de la atmósfera a la altitud a la que orbitan los satélites de órbita baja ya no es despreciable, por lo que la altitud de dichos aparatos disminuye poco a poco con el tiempo. La fina resistencia atmosférica los frena debido a una ligerísima fricción acumulativa, haciendo que su temperatura aumente y que pierdan altura progresivamente, lo cual convierte su órbita circular en una espiral decreciente. Además, conforme pierden altura, se incrementa su velocidad, resultando un proceso acumulativo y cada vez más intenso. De este modo, si no se efectuase ninguna maniobra correctiva, estos satélites se estrellarían contra la superficie terrestre. La rapidez con la que pierde altura un satélite de órbita baja, en condiciones normales de operación, depende de la velocidad orbital que tenga y de la altitud a la que se encuentre; pero en cualquier caso es preciso que el sistema de propulsión se encargue de corregirla a intervalos regulares.

No hay que olvidarse del caso especial de las órbitas elípticas en las que, debido a que el perigeo es de sólo unas decenas de kilómetros, la resistencia que encuentran los satélites en esta parte baja de cada ciclo orbital reduce la altitud de su apogeo y la excentricidad de la órbita. No obstante, esta pérdida progresiva de altura no es el efecto del vacío que más preocupa con relación al dispositivo a diseñar ya que, como se ha mencionado, hay un sistema específico que se encarga de su corrección. La consecuencia del alto vacío que aquí interesa se debe a la casi ausencia de masa en estas condiciones, lo que hace que la presión ambiental a la altitud a la que orbitan los satélites, incluso los más cercanos a la Tierra, sea muy pequeña. Esto provoca la lenta sublimación de ciertos materiales que experimentan una pérdida de masa denominada outgassing. Así, cuanto más extremas sean las condiciones de vacío en que orbita un satélite, mayor será la sublimación, ya que la presión será casi inexistente. Al ser la presión tan baja y comparable con la presión de vapor de muchos sólidos, los átomos de sus superficies se evaporan por estar expuestos al alto vacío; efecto que aumenta en materiales que estén a la vez sometidos a altas temperaturas. Estos átomos, que escapan de la atracción superficial del material, quedan liberados en el entorno del mismo y pueden depositarse en otras superficies llegando a alterar las propiedades físicas de éstas, modificando por tanto su comportamiento y degradando sus características. Las capas delgadas de plásticos, los revestimientos con óxidos, los metales y los semiconductores son algunos de los materiales particularmente sensibles a esta pérdida de masa por sublimación. Aún así, afortunadamente las pérdidas son muy pequeñas y pueden ser despreciables si los materiales utilizados para proteger al satélite no son muy delgados.

Desde el punto de vista electromagnético, el vacío provoca además un desplazamiento en la frecuencia de operación de los dispositivos de radiofrecuencia y microondas que es tenido en cuenta en el diseño de filtros mediante la síntesis de una respuesta ligeramente desplazada. Otra consecuencia de la operación en estas condiciones es la ausencia de atmósfera, lo que impide la transferencia de calor por convección con el espacio, siendo la radiación el único método para poder disipar calor, como se ha visto en el punto precedente.

Pese a todo lo anterior, el alto vacío presenta un pequeño punto a su favor, ya que ante la casi ausencia de oxígeno atómico, que es un fuerte reactivo, se elimina la posibilidad de que haya problemas por corrosión. Aunque a altitudes muy bajas este efecto corrosivo sí que estará presente y habrá que recubrir los satélites con materiales especiales.

A 100 km de altura la presión atmosférica es 6 órdenes de magnitud inferior a la del nivel de mar. Por lo tanto en el entorno de trabajo de un satélite, la presión decae hasta niveles de vacío. En el diseño de un satélite se impondrán requisitos a este respecto que afecten fundamentalmente a la elección de materiales, ventilación de los equipos y al control térmico.

4) Radiación

El Sol emite la mayor parte de su energía en forma de luz, o radiación visible, y de radiaciones infrarroja y ultravioleta, pero además de estas ondas electromagnéticas también emite en todas direcciones una corriente de partículas con carga eléctrica, compuesta de protones, electrones y partículas alfa, conocida como viento solar. Este viento viaja por el espacio a grandes velocidades y a su paso baña a todos los planetas y demás cuerpos del Sistema Solar.

Los altos niveles de radiación ultravioleta y de partículas cargadas pueden alterar las propiedades de los materiales, dependiendo de sus características. Afortunadamente para los habitantes de la Tierra, la mayor parte de la radiación ultravioleta es absorbida por la ionosfera y la capa de ozono que la rodean. Pero en el espacio no existe esa protección y el satélite está expuesto durante toda su vida útil a la acción de estas partículas cargadas, que tienen energía suficiente como para poder perturbar los enlaces moleculares de muchos materiales, siempre y cuando no estén protegidos.

Aunque la mayor parte de la radiación proviene del Sol, también hay regiones fuera del Sistema Solar que contribuyen a engrosar el tipo y número de partículas que interactúan con los satélites. Estos rayos cósmicos, asociados a fenómenos como supernovas y estrellas de neutrones, forman un flujo de baja magnitud y alta energía de núcleos ionizados. Aún siendo flujos menos intensos que los rayos solares, constituyen una corriente continua en lugar de distribuirse en ráfagas ocasionales y viajan a más velocidad que éstos pudiendo atravesar cualquier estructura espacial. Un buen porcentaje de toda esta radiación es atrapada geomagnéticamente dando lugar a los cinturones de Van Allen que rodean la Tierra y quedando ésta protegida de su efecto. En estas dos regiones concéntricas de forma toroidal, centradas en el ecuador, hay electrones, protones y algunos iones pesados de baja energía. Para los satélites y vehículos espaciales que vuelan alrededor de la Tierra en órbita baja, los protones son el problema dominante y hacen necesarias estructuras gruesas para evitar que la radiación penetre al interior de sus paredes.

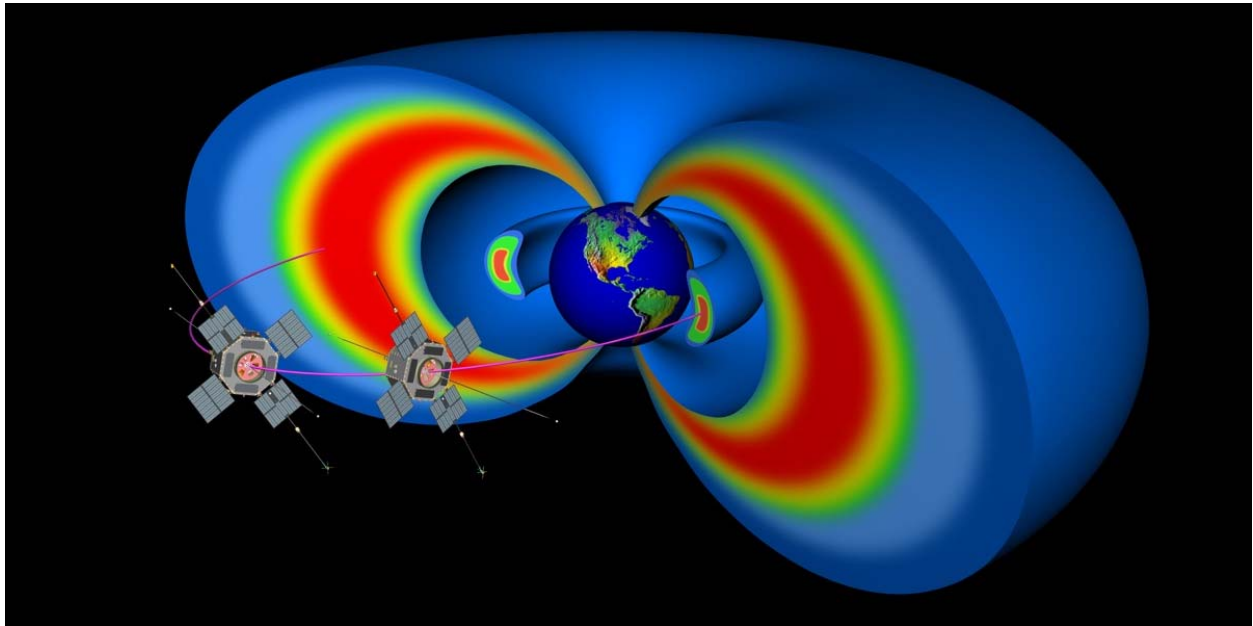


Imagen 2. Representación artística de los cinturones de Van Allen.

El Sol es el moderador principal del entorno espacial y no sólo porque actúe como fuente de partículas energéticas, sino porque además sus ciclos afectan a los flujos y poblaciones de partículas y a la interacción entre éstas y el campo geomagnético. Un ciclo solar es el periodo de 11 años en el que el Sol pasa de un mínimo a un máximo de actividad. De esta manera, algunos de los riesgos más severos para los satélites, sin importar su tipo de órbita, se presentan como resultado de las gigantescas llamaradas o protuberancias que emergen del Sol debido a los ciclos de máxima actividad solar. En estos periodos, se emiten durante las explosiones iones pesados y protones solares altamente energéticos. Los niveles con que estos rayos cósmicos solares penetran en la atmósfera son insignificantes a las alturas típicas en las que se desplazan los satélites de órbita baja, siempre y cuando los planos de sus órbitas tengan poca inclinación con relación al ecuador, gracias a la protección natural del campo magnético terrestre que atrapa la mayor parte de las partículas peligrosas y forma los cinturones de Van Allen. Sin embargo, para los sistemas en órbitas polares, aún cuando sean de baja altura, o aquéllos que quedan fuera de la magnetosfera, los riesgos son mucho mayores y debe contarse en estos casos con una estructura protectora de mayor grosor.

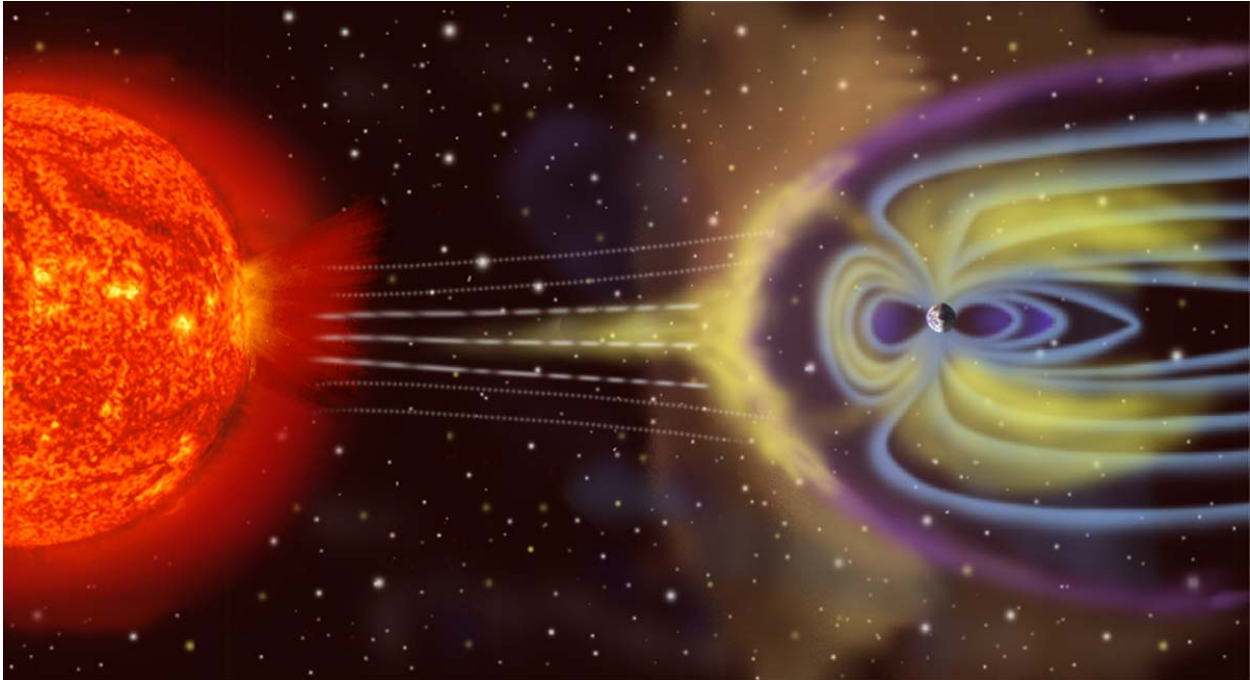


Imagen 3. Recreación de los efectos de la radiación solar chocando contra el campo magnético que protege la Tierra.

Además, estas variaciones de flujo solar pueden llegar a modificar la temperatura de los satélites en varios cientos de grados, provocando importantes cambios en la velocidad de caída de altura orbital, debido al cambio de la resistencia atmosférica con la altura. Por lo que han de ser tenidas en cuenta al dimensionar la cantidad de combustible necesario para las correcciones de altura orbital, o a la hora de prever cuál será la vida orbital del satélite en caso de no disponer de medidas correctivas.

Todas las partículas mencionadas interactúan con la materia de diferente manera según sea la energía y masa de las primeras y la densidad del material donde impacten. Aún así, pueden distinguirse dos tipos de interacciones:

- Ionización: parte de la energía de las partículas que colisionan con la materia produce una excitación de sus electrones de valencia hasta la banda de conducción. Debido a la continua miniaturización de las tecnologías, las pequeñas corrientes que se producen pueden ser suficientes para alterar el funcionamiento del componente.
- Desplazamiento atómico: tiene lugar cuando el átomo que impacta sobre el material desplaza al átomo golpeado de su posición de equilibrio en la red, lo que ocasiona una modificación de las propiedades químicas y por tanto físicas del dispositivo.

Para finalizar, puede concluirse que las dosis de radiación que reciban los satélites dependerán del tipo de órbita en la que éstos trabajen, por lo que habrá que conocer las intensidades y distribuciones de dichas radiaciones para poder diseñar adecuadamente sus estructuras protectoras y asegurar así el correcto funcionamiento de todos sus equipos internos.

5) Plasma

Gran parte del entorno orbital cercano a la tierra está compuesto de plasma, entendiéndose como tal un gas de partículas cargadas en el cual la energía potencial de atracción entre las partículas es menor que la suma de sus energías cinéticas. En otras palabras, en él los electrones tienen suficiente energía cinética para permanecer libres de iones.

En un satélite existen diferentes tipos de materiales cuyas características como medios conductores son muy diferentes por lo que en presencia de un entorno de plasma el satélite se puede cargar con altos potenciales eléctricos. Incluso puede darse el caso de que al producirse tal diferencia de potencial entre dos superficies cercanas se creen entre ellas arcos de descarga con su consiguiente deterioro. La creación de estas descargas también puede acarrear interferencias electromagnéticas en los equipos del satélite.

La formación de plasma se produce principalmente a bajas alturas, en las que la luz UV ioniza los átomos constituyentes de ese entorno, a este mecanismo se le conoce como fotoionización y es dominante en la zona de la atmósfera conocida como ionosfera. En capas atmosféricas superiores solamente existen especies ionizadas móviles cuyo movimiento está regido por los campos magnéticos, denominándose a esta zona Magnetosfera. De esta forma, cuando un satélite se expone a un entorno de plasma en el que existen iones y electrones distribuidos de forma desigual se producirá una carga en el mismo, que dependerá de su tipo de órbita. En órbitas bajas la velocidad térmica de los electrones es mucho mayor que la velocidad del satélite, por lo que éstos podrán alcanzar todas las partes del satélite. En este caso, el satélite se cargará hasta que la carga negativa sea suficiente para repeler a los electrones del entorno y se llegue a un equilibrio en las corrientes. Por el contrario, en órbitas geoestacionarias la densidad de plasma es mucho menor y se han de tener en cuenta las corrientes secundarias producidas por la emisión de fotoelectrones, electrones liberados de una superficie por el impacto de una partícula de alta energía, un fotón o un átomo.

Debido a la presencia de plasma y a la consiguiente carga de las superficies de los materiales es posible que se pueda transmitir carga electrostática entre objetos a diferente potencial causado por contacto directo o por la presencia de campos electrostáticos. Del mismo modo los productos de outgassing pueden ser ionizados por la acción de los rayos UV y, una vez ionizados, pueden ser atraídos hacia superficies cargadas quedando atrapados en éstas.

6) Meteoros y chatarra espacial

El espacio alrededor de la Tierra está contaminado por dos tipos de materia sólida súper veloz que pueden dañar, o incluso destruir, a un satélite: los meteoros y los desechos artificiales, fruto de satélites que ya no se encuentran operativos y de las distintas fases de los lanzadores. Los primeros son pequeños cuerpos celestes que quedaron como residuo al formarse el Sistema Solar y viajan a velocidades en torno a 20 km/s o superiores. Su flujo no es constante y varía a lo largo del año en episodios denominados lluvias de meteoros que se dan cuando, por ejemplo, la órbita de la Tierra cruza la estela de un cometa. Aunque la mayor parte de éstos micro-meteoros tiene una masa de menos de una milésima de gramo, al tener una velocidad tan elevada, un

impacto con un satélite podría tener consecuencias devastadoras para este último. Así, una manera de proteger a los satélites es utilizando blindajes gruesos, con un casco o armazón de dos o más capas que amortigüen el impacto, o colocando los paneles solares de manera paralela a la dirección de la lluvia de meteoros cuando ésta se pueda prever.

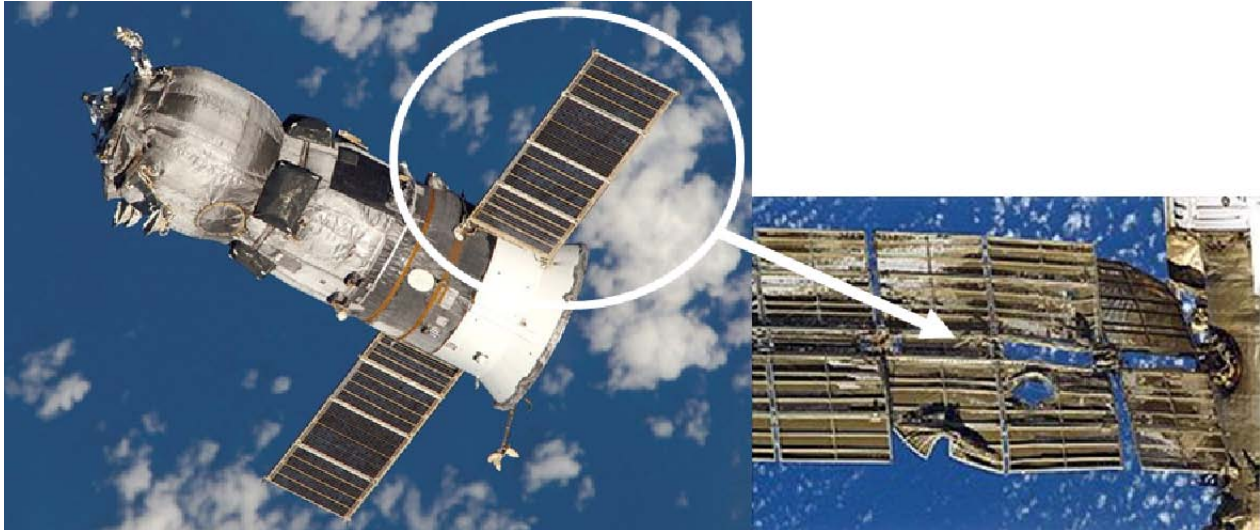


Imagen 4. Módulo Progress M-64. Detalle de daños en uno de sus paneles solares debido a una lluvia de meteoros. Utilizado para dar soporte a la Estación Espacial Internacional, originariamente utilizado también como módulo en la Estación Espacial Rusa (MIR) de donde procede la foto.

El segundo tipo de materia contaminante ha comenzado a ser preocupante recientemente, ya que cuando se inició la carrera espacial la idea de contaminar el espacio con unos pocos cohetes y satélites no parecía ser un problema a tener en cuenta. La fuente principal de esta chatarra es la fragmentación de cohetes y satélites en órbita, generalmente por explosiones. A fecha de hoy se estima que e tan sólo el 0.2% de toda la basura orbital puede ser rastreada. Además, únicamente las piezas con un diámetro superior a algunos centímetros pueden seguirse desde la Tierra y puede haber unos 50000 objetos más en órbita con dimensiones aproximadas de 1 cm, y muchos cientos de miles de tamaño inferior. Esta contaminación espacial rodea a la Tierra en todos los planos y alturas diferentes.

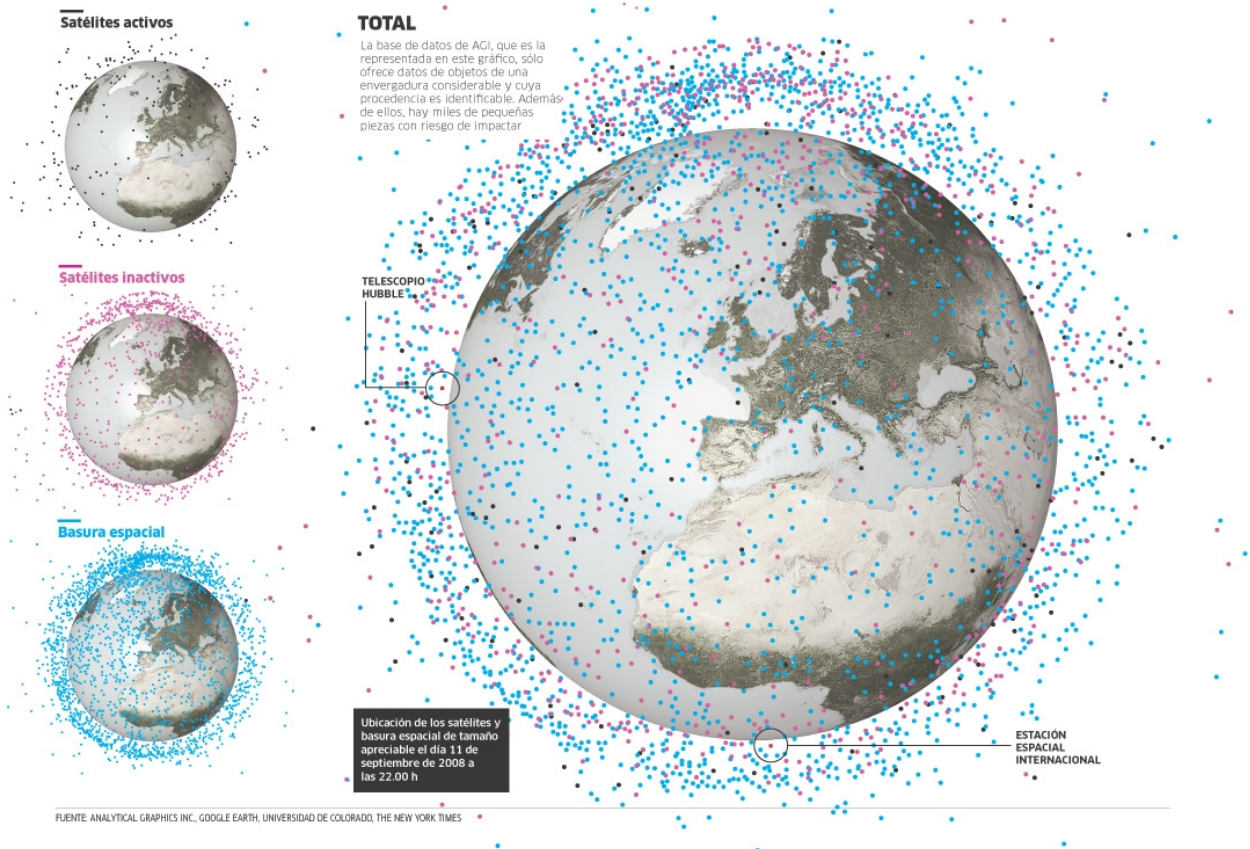


Imagen 5. Objetos artificiales que se encuentran en órbita alrededor de la Tierra. Los satélites activos, en negro, son solamente un pequeño porcentaje de estos objetos en los que los satélites inactivos, en rosa, y la chatarra espacial, en azul, predominan.

Cuando los objetos de desecho en órbita chocan o hacen explosión, su fragmentado origina miles de nuevas partículas más pequeñas, con lo que la probabilidad de que colisionen entre ellas o con aparatos en órbita también aumenta. La velocidad promedio con la que chocan dos objetos en órbita baja es de 10 km/s, de manera que el daño que pueden causar es similar al de los meteoros. La evolución orbital de estas piezas de chatarra y el tiempo que permanecen en órbita dependen mucho de las perturbaciones mecánicas naturales del medio espacial vistas en apartados anteriores, por lo que su rastreo y cuantificación se dificultan aún más. Hoy en día la tarea prioritaria es encontrar los medios para quitar o impedir la acumulación de más basura, pudiendo garantizar así una mayor seguridad en los programas espaciales futuros. De modo que se ha sugerido que las etapas de los cohetes y lanzadores y los satélites después de su vida útil, tengan sus propios dispositivos de propulsión para que abandonen su órbita una vez terminada su misión, o bien caigan con mayor rapidez a la atmósfera y se desintegren.

7) Otros efectos

Los puntos anteriores describen las principales características del medio espacial que deben tenerse en cuenta para que un satélite sobreviva inmerso en él durante su vida útil. Con todo, no son las únicas propiedades y efectos que se dan en este entorno existiendo otros tantos que, aún siendo menos importantes, también deben considerarse.

i. Interferencia solar

En ciertas épocas del año, la conjunción o alineación estación terrena-satélite-Sol no es nada favorable para las comunicaciones. Cuando esto ocurre, las radiaciones solares de radiofrecuencia en el rango de las microondas se reflejan en todos los platos parabólicos en un cierto radio de acción, como una población, y pueden entrar concentradas al alimentador interfiriendo con las señales del enlace de bajada, emitidas por el satélite y que las estaciones intentan recibir. Esta radiación solar produce un importante ruido en el enlace de comunicaciones cuyo nivel de interferencia depende de la orientación del lóbulo principal de recepción de la antena con relación a la dirección hacia el satélite y el Sol. Conforme la Tierra gira, el efecto de interferencia desaparece en la población en cuestión, y comienza a ser desfavorable en regiones adyacentes situadas un poco más al oeste. Mientras dura este fenómeno, las comunicaciones normales con el satélite se interrumpen, ya que la temperatura de ruido introducida por el Sol llega a alcanzar los 25.000 °K, aunque su valor exacto depende del diámetro de la antena y de la frecuencia a la que esté recibiendo. Para el caso de parabólicas muy grandes estas radiaciones fuertes pueden dañar parte del equipo, siendo conveniente en estos casos cubrir la antena con pintura no reflejante, que disperse los rayos caloríficos del Sol en lugar de concentrarlos hacia el alimentador.

ii. Eclipses

Durante ciertos periodos a lo largo de toda su vida útil, el satélite se ve expuesto a eclipses y en tales casos necesita obtener energía eléctrica de alguna otra fuente que no sea el Sol para poder seguir funcionando. Esta fuente secundaria o de respaldo está formada por un conjunto de baterías, que se cargan cuando las células solares se hallan expuestas al Sol y se descargan durante los eclipses o en las horas de pico de mayor demanda de energía. En el momento en que ocurre un eclipse, la disminución en el nivel de energía suministrado por las células a los equipos es detectada y respaldando automáticamente las baterías dicho suministro de forma que los equipos no sufran interrupciones en su actividad. Cuando éste concluye y el satélite queda otra vez expuesto a los rayos del Sol, las células solares vuelven a hacerse cargo como fuente primaria de energía.

En todos los casos, cuando sucede un eclipse, el satélite se enfría mucho, ya que no recibe el calor de los rayos del Sol lo que también exige ajustes automáticos en su sistema de equilibrio térmico.

iii. Campo gravitacional terrestre

El campo gravitatorio no es constante en todo el globo, si no que presenta variaciones debido a la distribución no estática ni homogénea de la masa de la Tierra. Esta perturbación dará lugar a variaciones de parámetros orbitales que deberán tenerse en cuenta e incluso en numerosas ocasiones podrán ser aprovechados para obtener órbitas con prestaciones adecuadas a las necesidades de operación.

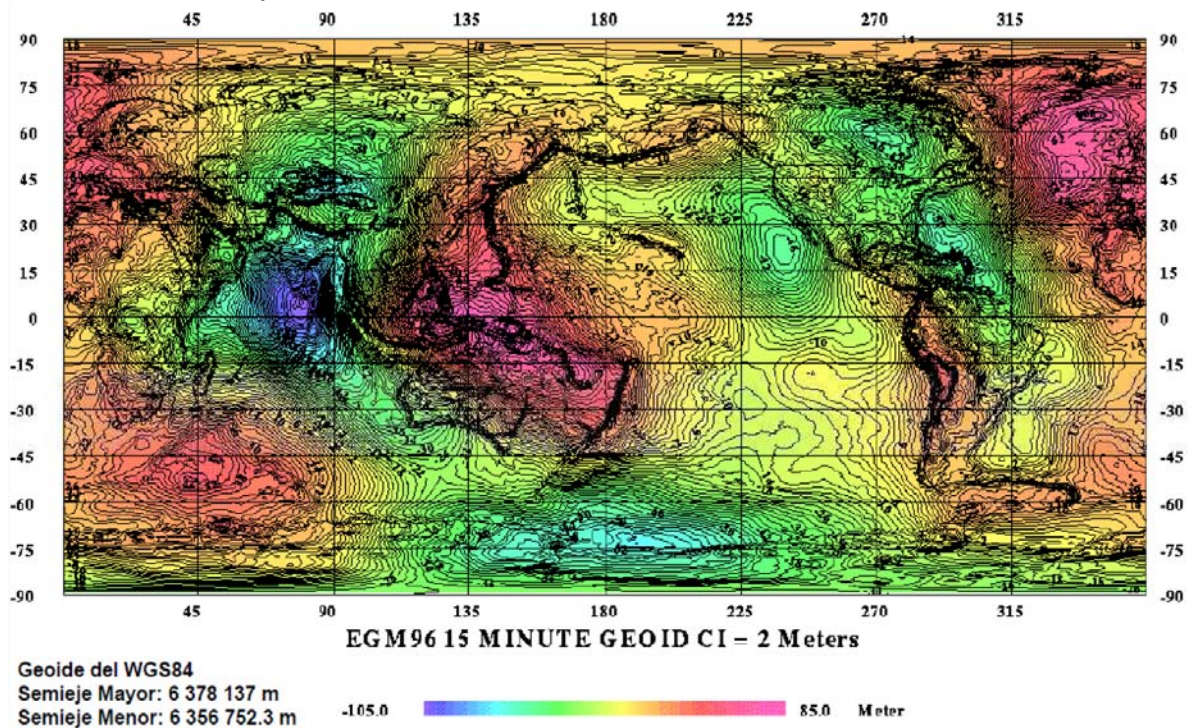


Imagen 6. Asimetría del potencial gravitatorio terrestre.

iv. Resistencia atmosférica

Esta perturbación se traduce en una fuerza o resistencia sobre el satélite dirigida siempre en la misma dirección, respecto a la capa atmosférica, y con sentido opuesto al de la velocidad del mismo. Se trata de una fuerza tangencial que reduce la energía orbital del satélite modificando el tamaño de la órbita y su semieje mayor, dando como resultado una reducción paulatina de la altura orbital. Otro efecto, aunque claramente menor, de esta perturbación es la disminución de la excentricidad que se traduce en una circularización de la órbita.

v. Efectos de un tercer cuerpo

Las perturbaciones orbitales debidas a la no esfericidad terrestre disminuyen a medida que aumenta la altura orbital del sistema. Por el contrario, aumentan las perturbaciones creadas por las fuerzas gravitacionales de otros cuerpos celestes, fundamentalmente el Sol y la Luna, aunque también pueden incluirse las de otros planetas. Por este motivo, estas perturbaciones han de ser tenidas en cuenta a la hora de analizar el movimiento orbital de los satélites en órbitas de gran altura, como es el caso de las órbitas geoestacionarias.

vi. Presión de la radiación solar

La presión de la radiación solar sobre los satélites es inducida por los fotones de baja energía emitidos por el Sol. Aunque pudiera parecer que esta perturbación es insignificante frente a otras anteriormente citadas, su acción continuada puede generar perturbaciones importantes, fundamentalmente de nuevo, en órbitas de gran altura. Su efecto depende de las características geométricas, másicas y de reflexión del satélite, lo que complica su modelización, que normalmente se simplifica agrupando las características geométricas del satélite en un único parámetro denominado relación efectiva área-masa (1).

1.3 SATELITES DE COMUNICACIONES

Los orígenes de los satélites de comunicaciones son casi tan antiguos como el ya mencionado Sputnik. En 1960 se lanzó el reflector pasivo ECHO y en 1962 le llegó el turno al primer repetidor activo, el TELSTAR I, considerado como el primer satélite de comunicaciones propiamente dicho ya que gracias a él tuvo lugar la primera conexión telefónica vía satélite. Finalmente, en 1963 fue lanzado el primero que sería geoestacionario, el “Early Bird” de INTELSAT. Hoy en día, casi medio siglo después, los avances que han experimentado los satélites de comunicaciones son abrumadores, tal y como queda demostrado en la tabla que sigue acerca de dos generaciones de HISPASAT separadas 10 años:

Características	Hispasat 1A	Hispasat 1D
Año de lanzamiento	1992	2002
Potencia total	3792 W	7000 W
Masa	2200 Kg	3288 Kg
Vida útil	10 años	15 años

Tabla 1. Comparativa de características entre dos satélites Hispasat.
[Fuente: Hispasat]

La evolución de este tipo de satélites se ha centrado en ciertos aspectos clave con un trasfondo casi siempre común, optimizar el coste, ya que no hay que olvidar que las empresas poseedoras de los satélites se dedican a la explotación y venta de los servicios que éstos proveen. Por ello, dejando a un lado el deseo de los operadores de maximizar el beneficio que se obtiene de dicha explotación, cabe destacar que los sistemas espaciales son caros por definición: han de tenerse consideraciones especiales debido al exigente entorno en el que operan; se fabrican muy pocas unidades que han de hacerse por personal cualificado, lo que hace imposible una producción en cadena; poseen plazos de entrega muy largos, con la imposibilidad de reutilizar la tecnología empleada en uno para su sustituto; operan en un contexto que hace casi imposible su reparación, por lo que han de llevar redundancias y complejos sistemas de seguridad y auto-reparación; por citar algunas características. De esta forma, no es de extrañar que en todo proyecto de comunicaciones espaciales se quiera aprovechar al máximo la capacidad del satélite investigando cómo hacer lo mismo en menos espacio para de este modo poder embarcar en él más funcionalidades que poder explotar para recuperar la inversión inicial en menos tiempo. Así han ido surgiendo una serie de mejoras que se aplican a todos los sistemas que viajan en la actualidad al espacio, entre las que pueden citarse:

- El aumento de la capacidad. Dado que tanto la puesta en órbita como el mantenimiento del satélite suponen desembolsos muy elevados, cuanto mayor sea la capacidad de éste antes se amortizará el proyecto.
- La mejora de la linealidad de canal y la reducción de las distorsiones introducidas, lo que aumenta la calidad de los enlaces.
- El aumento de la potencia transmitida, que brinda la opción de transmitir más canales o de emplear receptores terrenos más sencillos.

- La reducción de la masa de los dispositivos de carga útil, que está ligado con el primer punto de esta lista al permitir un mayor número, por ejemplo, de transpondedores por unidad de peso de carga útil.
- La aparición de los diagramas de radiación conformados, pudiéndose evitar de este modo zonas sin interés y abriendo el camino hacia la multiplexación espacial.
- La aparición de sistemas multimisión que aprovechan la misma plataforma para varios sistemas de comunicaciones reduciendo así el coste total.
- El aumento de la fiabilidad de los sistemas embarcados en el satélite, consiguiendo un rendimiento mayor al reducir la tasa de fallos.
- El aumento de la vida útil del satélite, engrosando el retorno de inversión del operador del mismo.

No debe extrañar que entre estos avances no se incluya ninguna mención al mundo digital, puesto que, aunque las prestaciones del sistema serían considerablemente mejores demodulando y volviendo a modular, el coste elevado del satélite hace necesario que pueda ser empleado durante un largo periodo de tiempo. Esto implica que el sistema debe ser capaz de adaptarse a los cambios que sufran las tecnologías en sus quince o veinte años de vida, lo que significa poder adecuarse a cualquier tipo de modulación. Por ello, la mayoría de los repetidores de comunicaciones son transparentes, o lo que es lo mismo, no realizan tratamiento alguno de la señal que reciben. Además, no hay que olvidar que en las comunicaciones por satélite intervienen más elementos aparte del que aquí nos interesa, el satélite, que también han sufrido una evolución y mejora constante. Como ejemplo puede citarse el avance sufrido por las estaciones terrenas, desde las gigantescas antenas con amplificadores refrigerados empleadas por el "Early Bird" hasta los terminales VSAT (Very Small Aperture Terminal) con antenas de poco más de medio metro. Gracias ello y casi de manera constante va apareciendo innovadores servicios que pueden ofrecer los satélites de comunicaciones. De emplearse como simples relés para saltar océanos o grandes distancias han pasado a ser la pieza angular de las más revolucionarias aplicaciones, como las comunicaciones móviles, el acceso a internet o los sistemas de localización, que necesitan valerse de constelaciones de decenas o cientos de satélites para lograr dar cobertura a nivel mundial.

De este modo, los satélites de comunicaciones se emplean en alguno de los distintos tipos de servicios existentes, bien en enlaces punto a punto, bien en sistemas de difusión directa o bien en las constelaciones antes citadas. Por lo que el tipo de misión que tengan condicionará su arquitectura ya que, por ejemplo, los enlaces punto a punto y la radiodifusión directa poseen requisitos contrarios en cuanto al número de señales que manejan y la potencia de cada una de ellas.

1.3.1 La carga útil de comunicaciones

Antes de continuar con el proyecto propiamente dicho vamos a ver primero y a fin de realizar una introducción más detallada, cuáles son los componentes de cualquier sistema espacial de comunicaciones.

El fin último de estos sistemas es colocar en el espacio equipos que lleven a cabo actividades de manera más eficiente a como se realizarían contando solamente con equipos terrenos, por ejemplo, es bien sabido que únicamente hacen falta tres satélites geoestacionarios para dar cobertura de servicio a nivel mundial sin ninguna zona de sombra. Pero aunque estos servicios se realicen más eficazmente desde el espacio, sigue siendo imprescindible la existencia de equipos en Tierra que interactúen con los espaciales tanto para llevar las señales deseadas desde el transmisor al satélite, como para recoger las que manda este último y dirigir las a los receptores o usuarios finales. En consecuencia, un sistema espacial se compone de dos segmentos, el Segmento Terreno que es el que se encuentra en Tierra y sirve de enlace con el otro, el Segmento Espacial, formado por uno o varios satélites según sea el tipo de misión.

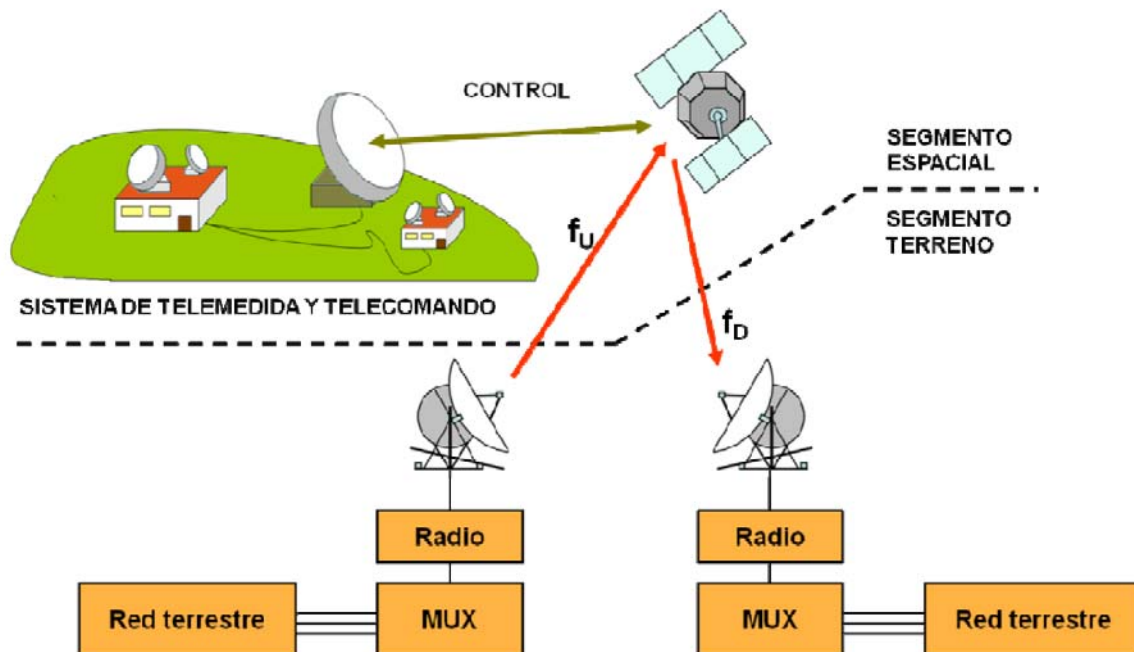


Imagen 7. Esquema de un sistema de comunicaciones por satélite en el que se aprecia su división en Segmentos y las funciones básicas de éstos.

La unidad básica del segmento espacial, el satélite, puede dividirse a su vez en tres partes bien diferenciadas: la carga útil, la plataforma y el adaptador. De ellos, el elemento más sencillo es el adaptador ya que se trata de una estructura que realiza la unión mecánica entre el satélite y el lanzador, posibilitando la transmisión de cargas entre ambos. Por su parte, la plataforma, o módulo de servicios, proporciona soporte mecánico y funcional a la carga útil, para lo que se compone de múltiples subsistemas que realizan funciones muy diversas. Es aquí donde se encuentran el subsistema de control orbital y de posición, el de propulsión, el de energía, el de control térmico, el de procesamiento de datos a bordo, y el sistema de telemando, telemetría y seguimiento o TTC. En definitiva, son los constituyentes de la plataforma los que se encargan de

solucionar o evitar todos y cada uno de los problemas debidos a la interacción con el entorno espacial vistos anteriormente.

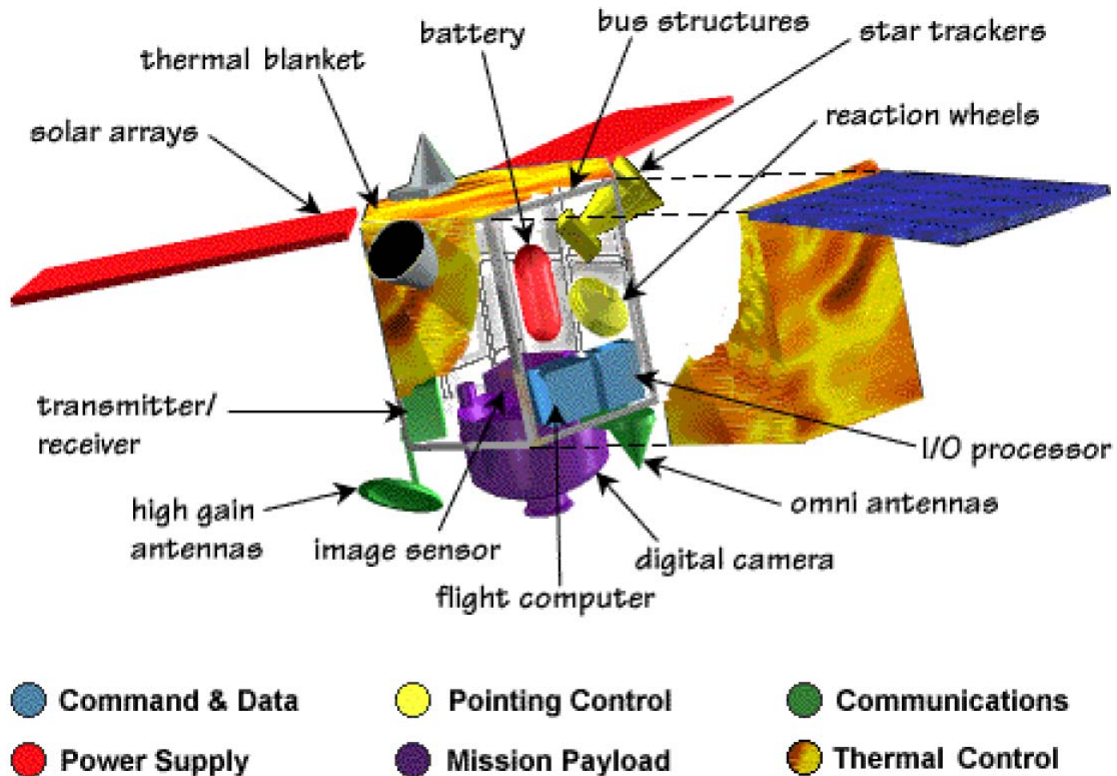


Imagen 8. Ejemplo de estructura y componentes de un satélite de comunicaciones.

Por último, la carga útil está formada por los instrumentos y equipos específicos necesarios para llevar a cabo la misión, por lo que es la razón de ser del sistema. Los dispositivos de la plataforma y del segmento terreno, que también son básicos para el funcionamiento del sistema completo, deberán adaptar sus características a la carga útil definida por la misión.

No hay que pasar por alto tampoco la importancia de la estructura del satélite, que proporciona soporte mecánico a sus subsistemas y los protege durante todas las fases de su vida operativa, suministrando rigidez y resistencia de acuerdo a unos requisitos térmicos y de carga estática y dinámica.

El tipo de misión que deberá cumplir el segmento espacio define la clase de carga útil a utilizar, así como algunos parámetros básicos del sistema como la órbita a emplear, la duración de la misión o tiempo de vida del satélite, etc. De esta forma, dado que existe una gran diversidad de aplicaciones para los sistemas espaciales y que cada día surgen nuevos intereses, hay muchas cargas útiles diferentes. A pesar de ello, puede hacerse una clasificación general que consta de tres grandes categorías. Éstas no deben considerarse independientes unas de otras pues se da a menudo el caso de misiones que engloban a más de una:

- Cargas útiles científicas: su misión no es comercial y están relacionadas con el estudio e investigación científica del universo, de nuestro sistema solar, de la Tierra, etc.

- Cargas útiles de observación de la Tierra: su misión puede ser comercial, científica o militar y consiste en observar la superficie de la Tierra utilizando diversos tipos de sensores, cámaras, etc.
- Cargas útiles de comunicaciones: su misión normalmente es comercial o militar, se basa en facilitar las comunicaciones entre puntos de la superficie de la Tierra o entre la Tierra y el espacio. De forma que en este caso en particular a estas cargas útiles también se les denomina subsistemas de comunicaciones, ya que facilitan la conexión entre puntos de la Tierra que mediante enlaces terrestres se comunican con dificultad, o distribuyen información a zonas muy amplias de cobertura.

Viendo la división anterior, una característica diferenciadora de las cargas útiles de comunicaciones es su carácter comercial. En este marco, normalmente el propietario del satélite suele ser un operador de servicios de comunicaciones que amortiza el sistema mediante el alquiler de las capacidades del satélite, por lo que tanto su aspecto comercial como su rentabilidad pasan a ser parámetros fundamentales en el diseño y fabricación de estos equipos.

Existe una amplia literatura que resalta y explica cuál ha sido la evolución e historia de los subsistemas de comunicaciones desde la década de los sesenta hasta nuestros días, tanto a nivel comercial como a nivel tecnológico. Pero debido al carácter meramente práctico de este documento se invita al lector interesado a visitar estas referencias, mencionándose aquí únicamente los datos fundamentales para entender la estructura interna de las cargas útiles de comunicaciones actuales.

De partida, cabe destacar que los primeros satélites de comunicaciones giraban en una órbita inclinada de solo varios centenares de kilómetros, por lo que eran accesibles por las antenas terrestres durante cortos periodos de tiempo, lo que hacía que no resultara rentable el dinero invertido en estos sistemas. Así, se utilizó una idea del escritor Arthur C. Clarke, comenzando a emplearse satélites ecuatoriales con un periodo de traslación de 24 horas. Nacieron de este modo los satélites geoestacionarios en los que la posición relativa con respecto a un punto de la superficie terrestre se mantiene constante. Esta es la órbita preferida por los satélites de comunicaciones, puesto que simplifica las antenas en Tierra pudiéndose emplear además antenas de alta ganancia ya que no han de moverse ni en azimut ni en elevación. No obstante, cuenta con el problema inevitable del retardo en transmisión por lo que algunas aplicaciones recientes como las comunicaciones móviles o el acceso a Internet emplean constelaciones de satélites de órbita baja.

Además, pese a los avances experimentados en comunicaciones digitales, los satélites repetidores transparentes siguen siendo ampliamente utilizados desde su aparición en los primeros años de la historia de las comunicaciones espaciales, ya que son útiles para casi todos los tipos de modulación. Sin embargo, puede conseguirse una mejora en el enlace, a igualdad del resto de parámetros, demodulando la señal, procesándola en banda base y volviendo a modularla en el repetidor, que se conoce entonces como regenerativo. El principal inconveniente de estos últimos es que no pueden adaptarse a los nuevos estándares de modulación que surjan mientras el satélite se encuentre operativo.

De este modo, la carga útil de comunicaciones más extendida se compone de:

-Una sección de entrada a que recibe las señales y las filtra, discriminando así las señales no deseadas de las deseadas a satélites vecinos de las que se han de manipular en este satélite en concreto;

-Un bloque que realiza la conversión inferior en frecuencia del enlace ascendente al descendente, necesaria para evitar interferencias entre las señales manejadas dentro del propio satélite. Esto además mejora la transmisión hacia a Tierra puesto que potencia y frecuencia son parámetros inversamente relacionados y las pérdidas en espacio libre dependen de la frecuencia;

-Y una unidad de salida que amplifica las señales hasta los niveles requeridos con la mínima degradación posible y las conduce hacia la antena donde serán transmitidas.

De entre estos tres bloques, los equipos electrónicos que permiten la amplificación de la señal recibida del enlace ascendente hasta el nivel de potencia de salida, así como la transposición a una frecuencia más baja en el enlace descendente, constituyen la unidad básica sobre la que se construyen las cargas útiles de comunicaciones y reciben el nombre de **transpondedores transparentes**. A continuación se muestra un esquema funcional de dicha unidad básica así como una tabla de las principales bandas de frecuencias empleadas en las comunicaciones por satélite, en la que puede apreciarse cómo la frecuencia de bajada es siempre inferior a la de subida.

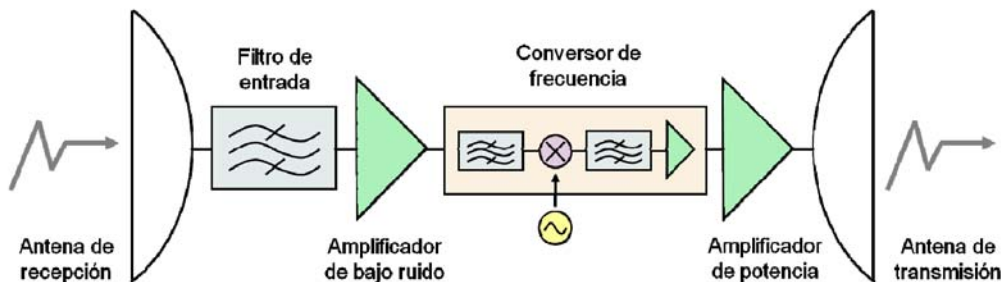


Imagen 9. Esquema básico de un transpondedor transparente.

Banda	Enlace Ascendente (GHz)	Enlace Descendente (GHz)
C: 6/4 GHz	5.925 - 6.425 (500 MHz)	3.700 - 4.200 (600 MHz)
	5.850 - 7.075 (1225 Mhz)	3.400 - 4.200 4.600 - 4.800 (1100 Mhz)
X: 8/7 GHz	7.925 - 8.425 (500 MHz)	7.250 - 7.750 (500 MHz)
Ku: 14/11 GHz	14.0 - 14.5 (500 MHz)	10.950 - 11.200 11.450 - 11.700 (500 MHz)
	12.750 - 13.250 14.000 - 14.500 (1000 MHz)	10.700 - 11.700 (1000 MHz) -
Ku: 14/12 GHz	14.000 - 14.500 (500 MHz)	11.700 - 12.200 (500 MHz)
Ku: 17/12 GHz	17.3 - 17.8 (3,500 MHz)	17.7-21.2 (3,500 MHz)
Ka: 30/20 GHz	27.500 - 31.000 (3500 MHz)	17.700 - 21.200 (3600 MHz)
Q/V: 50/40 GHz	47.2 - 50.2 (3,000MHz)	39.5 - 42.5 (3,000 MHz)
	Banda V	Banda Q

Tabla 2. Frecuencias empleadas en comunicaciones espaciales según la Banda de trabajo.

Las mejoras de los sistemas espaciales que se han enumerado en el apartado anterior, junto con la capacidad de la plataforma de dar soporte a una electrónica más compleja, dieron lugar a la siguiente evolución en la carga útil: colocar varios transpondedores en paralelo, superando de este modo las limitaciones de banda y potencia de salida de los amplificadores al poder combinar varios de ellos. Para esto fue necesaria la aparición de los multiplexores, bancos de filtros que trabajan con la señal dividida en sub-bandas o canales, normalmente de 72, 54 o 36MHz. Con esta nueva estructura tanto la sección de entrada como las antenas siguen siendo comunes, pero después se produce la división de la señal en canales a cargo del multiplexor de entrada multiplicando de este modo la capacidad del sistema. Posteriormente cada señal fruto de esta división entra en un transpondedor donde se amplifica por separado, aumentando así la potencia total entregada por el satélite. Tras esto, todas las señales se recombinan en el multiplexor de salida y son enviadas a la antena para ser transmitidas.

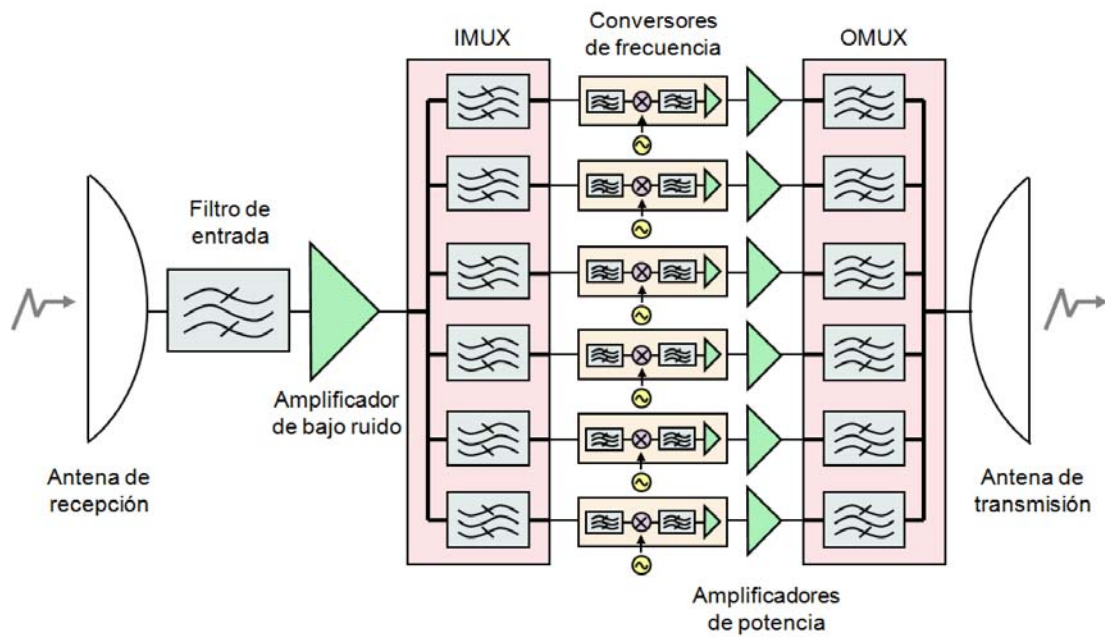


Imagen 10. Esquema básico de una carga útil de comunicaciones actual con varios transpondedores colocados en paralelo.

Con esta estrategia se puede multiplicar la capacidad de la carga útil, su ancho de banda o la cantidad de información transmitida manteniendo la calidad del enlace, multiplicando por el mismo factor la potencia transmitida. Como la potencia máxima que puede dar un dispositivo no puede aumentarse indefinidamente, esto se consigue dividiendo la señal en el multiplexor de entrada en tantos canales como se necesiten para lograr la potencia requerida y amplificándolos después por separado.

1.4 LANZADORES Y SATELIZACION

El principio de la satelización no es otro que otorgar la velocidad suficiente al cuerpo que queremos situar en una órbita determinada como para que al ser atraído por la gravedad de la tierra describa una trayectoria circular alrededor de ésta.

Dicha operación la realizan los lanzadores, que son capaces por un lado de vencer la gravedad terrestre y alcanzar la altura determinada de nuestro satélite y por otro de impulsarle con la suficiente precisión a la velocidad inicial requerida para situarlo en su órbita final.

De todos los medios de propulsión posibles, el único realmente efectivo en la actualidad es el realizado por propulsión química que proporciona un gran empuje en un corto espacio de tiempo. La velocidad necesaria sobre una órbita circular a 200 km de altura es del orden de los 7-8 km/s (un avión hipersónico o un cañón llegan a alcanzar hasta 2 km/s).

Un dato característico en un lanzamiento es la relación de masa total en el momento del despegue con respecto a la masa de carga útil (satélite). Normalmente para satélites que se situarán en órbita geoestacionaria (y que proporcionan su propio impulso desde la órbita de transferencia, GTO) esta relación está alrededor de 100:1, siendo en general mayor de 50:1 para órbitas bajas y pudiendo alcanzar valores de hasta 1000:1 para misiones interplanetarias.

Un factor importante de la misión es la latitud de la base de lanzamiento, ya que se busca reducir al máximo las maniobras en la fase de lanzamiento, condiciona la inclinación mínima de la órbita del satélite. Esto es debido a que la rotación de la tierra aporta una velocidad inicial útil para una misión GEO (órbita terrestre geoestacionaria) pero negativa para una misión polar. Este efecto se traduce en una limitación en la masa de carga útil puesta en órbita. Por ejemplo, el mismo lanzador Ariane 5 en configuración para poner en órbita GTO (órbita transitoria) 6 toneladas desde Kourou, sólo pondría 5 tn desde Cabo Cañaveral y 3.5 desde Baikonour.

Es de la fase de lanzamiento de donde provienen principalmente los requerimientos mecánicos para la carga útil y sus equipos, por lo que las plataformas del satélite estarán diseñadas para soportar las vibraciones provocadas durante el lanzamiento y los choques generados en las explosiones de separación de las distintas fases del vehículo lanzador.

Hoy en día los distintos fabricantes han desarrollado plataformas multimisión. Estas plataformas son las encargadas de mantener la integridad física del satélite y de albergar a la vez todos los equipos que lo componen, están formadas por paneles de materiales compuestos como fibra de carbono o nido de abeja en aluminio así como estructuras de este mismo material.

1.5 PLATAFORMA - SUBSISTEMA TTC

Un sistema TT&C (Tracking, Telemetry and Command) es uno de los subsistemas más críticos de un satélite. Su fallo lleva siempre a la pérdida de la misión. El satélite es un dispositivo controlado a distancia, y dicho control se realiza a través del subsistema TTC. Tiene tres tareas fundamentales:

- Cálculo y seguimiento de la posición del satélite (Tracking).
- Observación del estado del satélite a través del valor de diversos parámetros transmitidos por el satélite (Telemetry).
- Control y manipulación del satélite (Command).

La función TTC se realiza a través de un enlace de radiofrecuencia dedicado, aunque en ciertos casos pueda tener algún elemento común con los enlaces de la carga útil del satélite.

Como curiosidad hay que señalar que debido a ser una parte crítica del sistema de comunicaciones y ser la parte que controla el funcionamiento del satélite, la estación de control TTC situada en tierra se le considera también segmento espacio a diferencia del resto de estaciones de la carga útil que son consideradas segmento terreno. Esto es debido a que debe tener la misma alta fiabilidad que la del satélite.

Estas tres misiones fundamentales hacen de sistema TTC un elemento crítico en la misión espacial ya que su pérdida implicaría el principio del final en la vida del satélite; poco a poco habría derivas en la posición orbital y actitud debido a que no se puede comandar, lo que daría lugar a la descarga de las baterías, por pérdida de orientación de los paneles, generando a su vez la congelación del combustible.

Por todo esto los sistemas TTC son diseñados de forma que el enlace se mantenga con márgenes de enlace suficientes incluso en los peores casos, incluyendo una pérdida de altitud y que la antena no esté apuntando a la tierra.

La fiabilidad y la disponibilidad son las características fundamentales de estos sistemas y por ello se utilizan componentes de alta fiabilidad y se emplean redundancias.

La función de seguimiento se realiza mediante una técnica similar a los radares secundarios de aviación. El transmisor de la estación terrena envía una señal que es recibida por el receptor TTC del satélite y remodulada. La señal en banda base es enviada hacia el transmisor TTC que la transpone en frecuencia (de aquí el nombre de transpondedor) y la reenvía a la tierra donde será recibida. La medida del retardo entre la señal transmitida y la señal recibida, permitirá calcular la distancia a la que se encuentra el satélite.

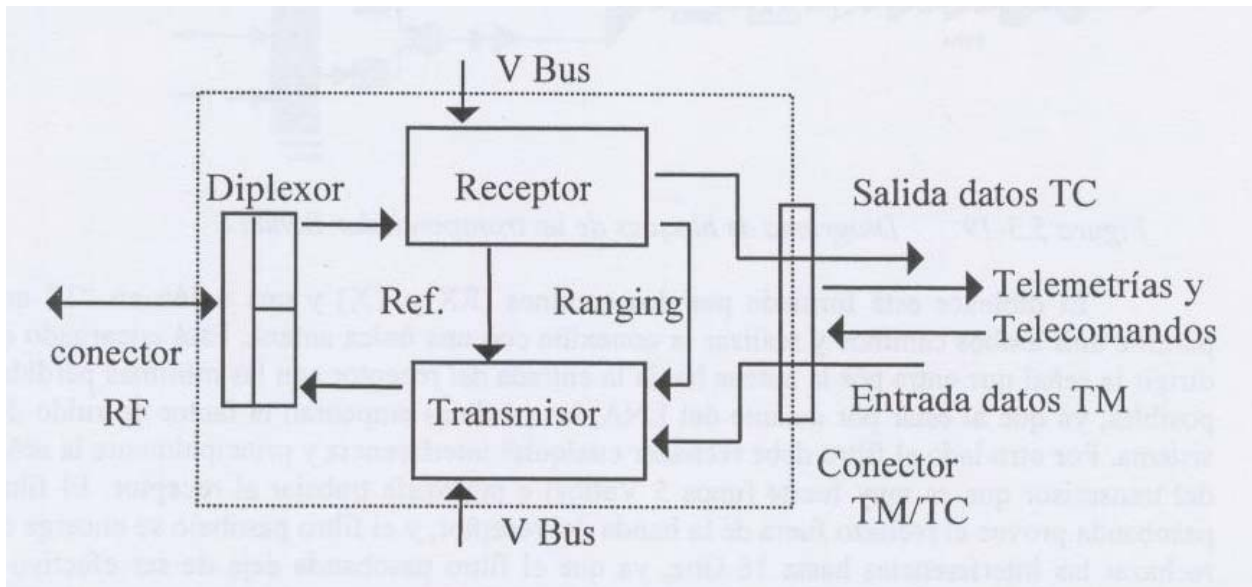


Figura 1. Diagrama funcional de un transpondedor.

2 REQUISITOS DE DISEÑO DEL EQUIPO.

A continuación se van a listar los requisitos especificados por el cliente para este equipo transpondedor que afectan a las áreas que aborda este proyecto, es decir al diseño estructural y a las solicitudes térmicas y mecánicas.

Al comienzo de un proyecto y según el cliente final, tipo de satélite y lanzador que será usado, se definen una serie de documentos que forman la especificación del equipo. Entran en juego varias especificaciones de las cuales se han recopilado los requisitos aplicables más significativos y a continuación se muestran agrupados por temática. Estas especificaciones no es posible incluirlas debido a restricciones de confidencialidad pero corresponden a los documentos [BG1] a [BG5] referenciados en la bibliografía.

2.1 REQUISITOS GENERALES

[REQ-1] Deberán llevarse a cabo en tierra los test necesarios para demostrar que la unidad tiene los rendimientos especificados en todos los modos de operación, que puede sobrevivir a la exposición al entorno y para verificar la calidad requerida.

[REQ-2] Como regla general de diseño, todas las unidades de vuelo deben ser capaces de soportar en tierra (es decir, además del entorno del lanzamiento):

- 2 secuencias de test a nivel PFM (proto-flight model) y una secuencia de test de aceptación.
- o bien 4 secuencias de aceptación.

[REQ-3] Las unidades de medida del sistema internacional deberán ser las usadas para el diseño, el análisis y la fabricación.

[REQ-4] El equipo debe ser diseñado para una vida útil mínima de:

- 5 años en tierra (test y tiempo de almacenamiento)
- 20 meses en órbita.

[REQ-5] Cada unidad debe satisfacer las condiciones esperadas durante su almacenamiento y operaciones en tierra sin sufrir daños o degradación de su rendimiento. Todas las condiciones ambientales tanto en el lanzamiento como orbitales serán especificadas.

2.2 TRANSPORTE

[REQ-6] Los equipos deberán ser transportados usando contenedores específicamente diseñados para proteger el hardware de vuelo durante el transporte aéreo o terrestre.

[REQ-7] Los contenedores para los equipos y su embalaje deben estar controlados o monitorizados ambientalmente contra vibración, choque, temperatura, presión, humedad, descargas electrostáticas y contaminación e instrumentalizados para asegurar que no se superan los niveles especificados para el transporte.

2.3 DISEÑO MECÁNICO

[REQ-8] El diseño y la construcción de la unidad deberá estar de acuerdo a sus especificaciones aplicables.

[REQ-9] El diseño de la unidad, la posición de los conectores, de las tomas de tierra, de los taladros de fijación, etc, deben ofrecer suficiente accesibilidad para permitir el montaje y desmontaje de la unidad.

[REQ-10] La unidad debe ser diseñada para que no sean necesarias herramientas especiales o no estándar para el montaje y desmontaje en la plataforma del satélite excepto cuando se requiera un alineamiento especial del equipo o si la masa de la unidad es superior a 20 kg. En estos casos las herramientas específicas deben ser entregadas junto con el equipo así como el procedimiento de montaje y desmontaje.

[REQ-11] La masa del equipo incluido un Diplexor será como máximo de 4.6 Kg

[REQ-12] Las dimensiones del Transpondedor y el Diplexor (en caso de ir separados) se adecuará a la envoltura 300mm x 200 mm x 130 mm (altura).

[REQ-13] Los conectores de señal del transpondedor deberán estar situados en una de las caras laterales de 300mm de longitud.

[REQ-14] Información que deberá ir incluida en el Interface Control Drawing (en adelante ICD):

- Masa.
- Momentos de Inercia.
- El taladro de referencia.
- Area de contacto entre equipo y plataforma.
- Ubicación de lo puntos de fijación.
- Tornillos usados para fijar el equipo y su par de apriete.
- Acabado superficial del equipo.

Nota: El ICD es el documento que utilizará la empresa responsable del ensamble del satélite para la integración de los diferentes equipos. En él está definida toda la información de interfaz relevante.

[REQ-15] Cada unidad y excluyendo cables de interconexión debe ir permanentemente etiquetada con la siguiente información como mínimo:

- Código de la Configuration Item Data List (CIDL).
- Número de serie.
- Nombre.
- Nombre del fabricante.

[REQ-16] La variación de la masa entre una unidad u otra del mismo equipo deberá ser como máximo $\pm 2\%$.

[REQ-17] El equipo tendrá al menos 4 puntos de fijación. La figura 2 muestra los parámetros geométricos para los taladros. Una de estos taladros será elegido como "Taladro de Referencia" respecto al que serán acotados el resto de fijaciones así como

las conexiones del equipo. El "Reference hole" estará indicado en el ICD con la letra mayúscula R.

[REQ-18] Se deberá proveer un espacio libre alrededor de cada tornillo tal que permita el montaje de arandelas de 9mm de diámetro para el caso de tornillos de M4 y de 10mm para M5 como indica la figura 2.

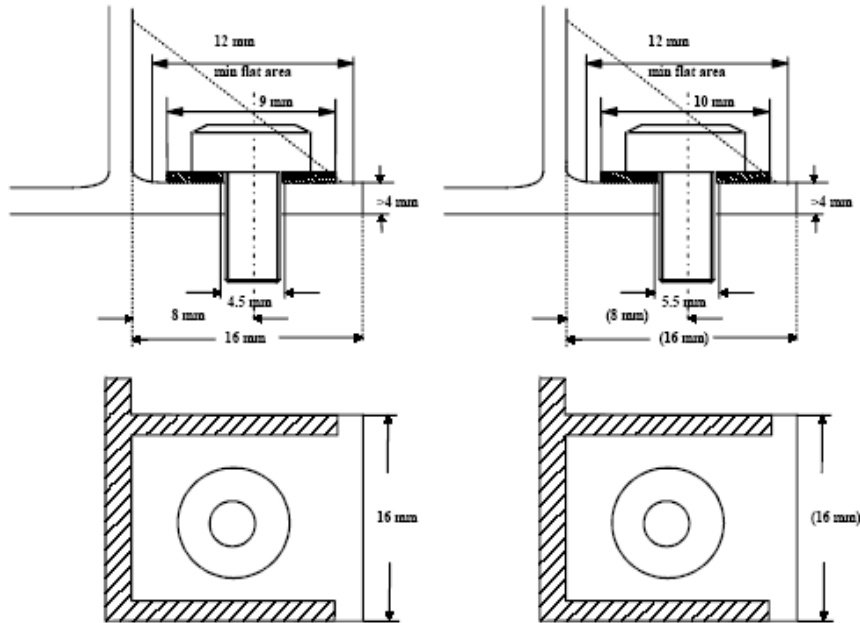


Figura 2: puntos de fijación a plataforma.

[REQ-19] Se podrán incorporar taladros de fijación adicionales en caso de que, según los análisis, se excedan los 25 N en dirección axial en tornillos de M5 y 20 N para M4. También podrán incorporarse tornillos en caso de que los valores de aceleración en componentes excedan los límites calificados.

[REQ-20] La tolerancia de posición de cada taladro de amarre del equipo con respecto al taladro de referencia no será mayor de una esfera de diámetro 0,2mm respecto a su posición indicada en el ICD.

[REQ-21] Los equipos montados sobre estructura de sandwich o heat pipe deberán tener un mínimo de 3 puntos de fijación no alineados.

[REQ-22] La distancia entre 2 pies de montaje será siempre mayor de 25 mm y menor de 300 mm (típicamente 100mm).

[REQ-23] El espesor de la estructura en la zona de apoyo de las arandelas de los tornillos de fijación será constante en todo el equipo siendo el valor recomendado 4 mm.

[REQ-24] El plano de la huella del equipo sobre la plataforma deberá tener una rugosidad máxima de 3.2 micras.

[REQ-25] La planitud de las superficies de montaje de los equipos deberá ser de 0,1mm por 100mm y 0,8mm a lo largo de cualquier superficie continua como mínimo.

[REQ-26] Las áreas de contacto deben estar libres de cualquier acabado no conductivo o de pintura y deben ofrecer buenas conductividades.

[REQ-27] Debe asegurarse el acceso a cada tornillo de fijación a plataforma de manera que ningún elemento del equipo interfiera en el montaje o desmontaje del

mismo. Por ello se proveerá sobre cada tornillo una altura libre de 12 mm de diámetro como indica la figura 3.

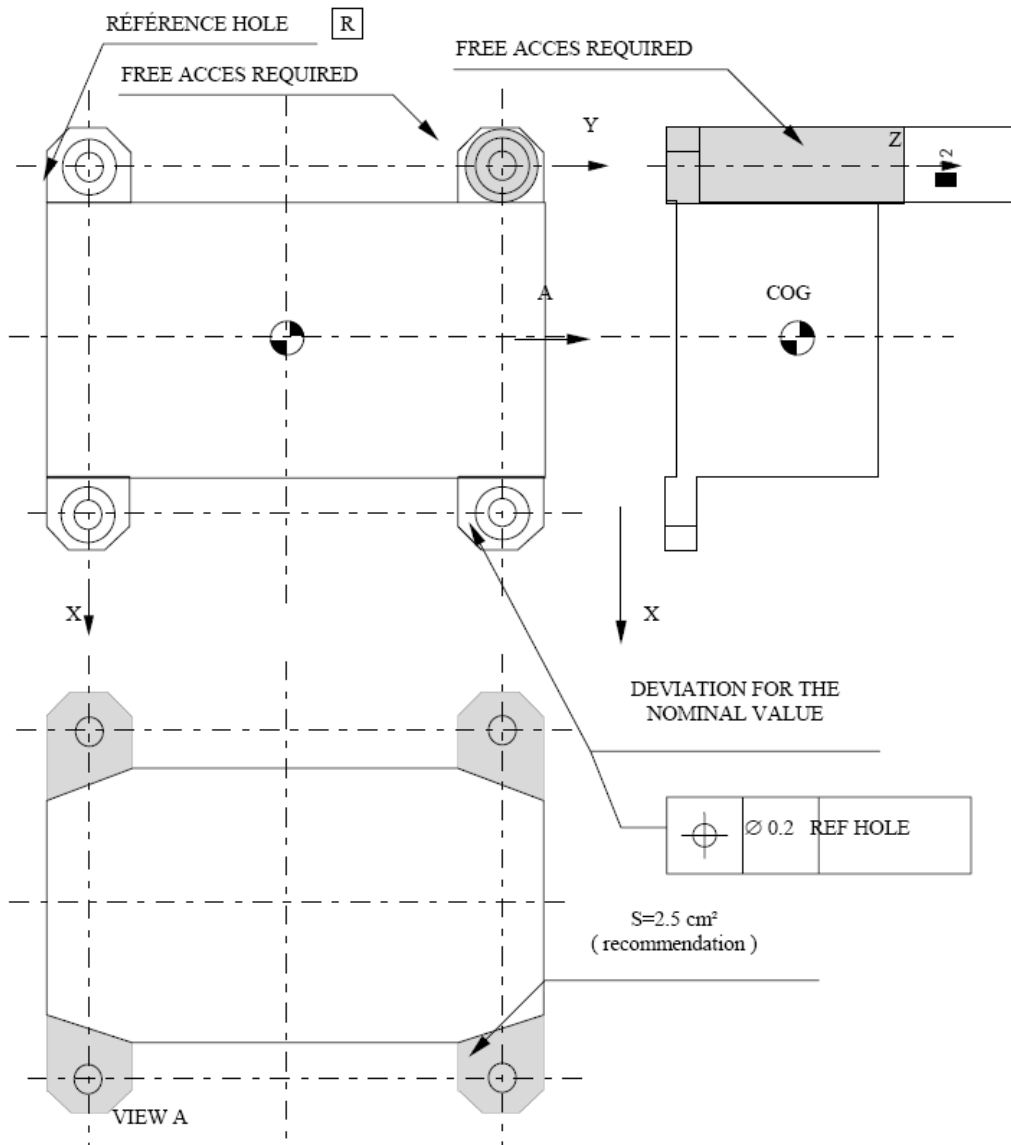


Figura 3: acceso a taladros de plataforma.

[REQ-28] Todos los pares de apriete de los equipos a plataforma deberán estar definidos de acuerdo a estándares espaciales. Como línea base se considerarán los siguientes valores :

- Tornillos M4: 2,4 N·m -0/+0,1N·m
- Tornillos M5: 5,3 N·m -0/+0,5N·m
- Tornillos M6: 8,8 N·m -0/+0,8N·m

La siguiente tabla muestra un resumen de los requisitos de diseño para los taladros de fijación y la superficie de contacto a plataforma del equipo

Attachment bolt	M4	M5	(1)
Attachment bolt material	Titanium	Titanium	
Washer dimensions	Typical Diameter: 8mm Typical thickness: 0.8 mm	Typical Diameter: 10 mm Typical thickness: 1 mm	(1)
Attachment hole diameter	4.5 (+0.1, -0.0) mm	5.5 (+0.1, -0.0) mm	
Distance (d) between attachment holes (lugs)	Typically 100 mm	Typically 100 mm	
Tolerance distance between centre of attachment holes (w.r.t. reference hole, R)	$\oplus \quad \ominus \quad 0.2 \quad R$	$\oplus \quad \ominus \quad 0.2 \quad R$	
Diameter of Spot Face Area for bolt head and washer	10 mm	12 mm	(2)
Attachment lugs:			
- dimensions	see figure below	see figure below	(2)
- roughness	≤ 3.2 microns	≤ 3.2 microns	
- flatness	$\leq 0.1/100$ mm	$\leq 0.1/100$ mm	
- edge radius	≤ 0.5 mm	≤ 0.5 mm	

(1) Provided by the unit supplier.

(2) The lug's footprint in contact with the unit baseplate and the spot face area shall not be painted, but only treated with a surface finish.

Tabla 3: especificaciones para taladros a plataforma.

2.4 SUMARIO DE REQUISITOS TÉRMICOS

[REQ-29] El punto de referencia térmico (TRP) será representativo de las condiciones térmicas del equipo y estará localizado en el exterior, cerca del interfaz con el satélite.

[REQ-30] Responsabilidades:

- La responsabilidad del control térmico en el subsistema deberá estar limitada a la temperatura del TRP de la unidad.
- La distribución interna de temperaturas y los puntos calientes de la carcasa exterior estarán bajo la responsabilidad del suministrador de la unidad.
- El sistema de regulación interna (si lo hubiera) estará bajo la responsabilidad del suministrador de la unidad.

[REQ-31] Requisitos sobre el TRP:

- Los resultados de temperaturas y a los requisitos de la unidad deberán estar referenciados al TRP.
- Las temperaturas máximas y mínimas especificados en el [REQ-35] son aplicables en el TRP para el diseño térmico de la unidad.
- El TRP debe permitir la instalación de tres termistores dejando el área correspondiente libre de pintura. Las dimensiones para cada termistor serán 9mm x 9mm o 9mm x 27mm para los tres.
- El TRP debe permitir la instalación de un termopar para propósitos de pruebas.

[REQ-32] Requisitos de diseño térmico:

- El diseño térmico de la unidad deberá ser compatible con las peores condiciones definidas en el [REQ-35].
- El diseño térmico de unidades conductoras debe tal que el calor disipado sea transferido a través de la base de la unidad a la estructura portante del satélite. Por esto, la unidad deberá ofrecer una buena conductividad desde los componentes disipativos hasta su base de montaje.
- La base de una unidad conductiva debe estar en contacto con toda la superficie de montaje.
- Para cada unidad electrónica debe estar definida la superficie de contacto.
- Las unidades deberán estar diseñadas para evitar puntos calientes. Los flujos locales de calor a través de la superficie de montaje no deberán ser mayores de 1,8 veces el flujo medio.
- El máximo flujo de calor deberá ser igual o menor a 2 W/cm^2 .
- La base de apoyo y montaje de las unidades deberán estar diseñadas para ofrecer un buen acoplamiento térmico con la estructura del satélite.
- Las unidades deberán estar diseñadas para minimizar la densidad del flujo de calor al panel (maximizando el área de contacto con el panel).

- Las unidades deberán estar diseñadas para minimizar los gradientes de temperatura sobre el área de montaje siendo el gradiente máximo permitido para equipos conductivos de 4°C.
- En caso de que fuera necesario se permite el uso de juntas termicas o thermal-filler entre el equipo y la plataforma. Dichas juntas deberán estar calificadas para uso espacial y aprobadas por el cliente.
- La superficie de montaje de la unidad debe permanecer libre de pintura. No obstante si deben tener un tratamiento conductivo.

[REQ-33] La potencia disipada del equipo transpondedor (TRSP o ISBT, integrated S band transponder, en adelante) no excederá los valores indicados:

Unidad	Disipación [W]
TRSP (RX encendido/TX apagado)	10
TRSP (RX y TX encendido)	30,5

Tabla 4: potencia disipada maxima.

[REQ-34] Las unidades disipativas (> 5W) deben tener un recubrimiento que presente una alta emisividad ($\geq 0,85$).

[REQ-35] El equipo debe resistir las temperaturas medioambientales dadas por los límites de temperatura para el TRP definidas en la siguiente tabla:

	Aceptación		Calificación	
	Min.	Max.	Min	Max
Operación	- 20°C	55°C	- 25°C	60°C
No operación	- 40°C	50°C	- 45°C	55°C
Arranque	- 25°C		- 25°C	

Tabla 5: temperaturas del equipo en plataforma.

[REQ-36] El diseño de equipo debe ser tal que la temperatura junction o case de los componentes, sobre o dentro de la unidad, según corresponda, no debe superar:

- el máximo valor de derating definido en ECSS-Q-30-11A cuando el equipo se encuentra en su temperatura máxima de aceptación en modo operativo.
- el máximo valor de rating definido en los datos proporcionados por el fabricante cuando el equipo se encuentra en su temperatura máxima de calificación en modo operativo.

[REQ-37] Para los casos de calificación o modos de fallo se usará el criterio de temperatura límite derating del componente.

[REQ-38] Los equipos conductivos no montados sobre Heat Pipes, deberán ir montados sobre "thermal filler", mantas o juntas térmicas que deberán asegurar como mínimo $500\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$ bajo toda la superficie del equipo.

2.5 SUMARIO DE REQUISITOS MECÁNICOS

[REQ-39] El equipo debe ser suficientemente rígido como para garantizar modos propios de vibración superiores a 150 Hz.

[REQ-40] Los tornillos de fijación deben satisfacer un diseño de seguridad al fallo (fail safe) del tornillo más solicitado.

[REQ-41] Seguridad al fallo. El fallo de un elemento estructural no debe afectar significativamente a la rigidez del equipo ni causar fallo de los restantes elementos estructurales.

[REQ-42] Los elementos estructurales deben ser capaces de sobrevivir a los sucesivos ciclos de carga acumuladas durante su tiempo de vida.

[REQ-43] La carga límite (LL) es la máxima carga esperada durante el vuelo. Los niveles aceptación de test son las cargas límite.

[REQ-44] Las cargas de diseño (Design Load) son las cargas límite multiplicada por un coeficiente de diseño o factor de diseño (Safety Factor):

$$DL = LL \times SF$$

Los factores de diseño, dependiendo del tipo de cargas, son:

Cargas de lanzamiento (Cuasiestáticas):	1.4
Choque:	+ 3 dB
Seno:	1.5
Random (RMS/PSD):	1.5 / 2.25

Los niveles de calificación de test son las cargas de diseño.

[REQ-45] Los márgenes de seguridad deben ser calculados como sigue:

$$MS = S_a / (K \cdot S_e) - 1$$

S_a: esfuerzo o carga permisible.

K: factor de seguridad

S_e: esfuerzo o carga esperado inducido por las cargas de diseño.

[REQ-46] Los factores de seguridad dependiendo del tipo de carga son:

- Yield: 1.1
- Carga última: 1.25

Para el análisis random, valores de 3-σ deben ser considerados para determinar los márgenes de seguridad.

[REQ-47] Los márgenes de seguridad deben ser positivos.

[REQ-48] Los análisis estructurales demostrarán la capacidad del equipo para sobrevivir a los niveles especificados durante toda su vida útil asegurando el funcionamiento del mismo.

Las deformaciones y desplazamientos máximos deben garantizar que no tendrá lugar:

- Reducción de la rigidez del equipo por debajo de los requisitos
- Contacto entre componentes adjacentes.
- Aceleraciones internas más altas que los valores permitidos para elementos internos.

[REQ-49] Niveles de calificación para las pruebas mecánicas:

Tabla 6: Niveles de vibración seno alto (calificación):

Todos los ejes	
Frecuencia (Hz)	Aceleración (g)
5 – 20	10mm (0-p)
20 – 100	20

Frecuencia de barrido: 2 oct/min.

Tabla 7: Niveles de vibración random (calificación):

Eje Z: perpendicular al plano de montaje		Eje X e Y: paralelo al plano de montaje	
Frecuencia (Hz)	Nivel	Frecuencia (Hz)	Nivel
20 – 100	+3 dB/oct	20 – 100	+3 dB/oct
100 – 300	0.4 g ² /Hz	100 – 600	0.16 g ² /Hz
300 – 2000	-6 dB/oct	600 – 2000	-6 dB/oct
Global: 14,2 grms		Global: 12,46 grms	

Duración: 3 minutos por eje.

Tabla 8: Niveles de choque:

Todos los ejes	
Frecuencia (Hz)	Aceleración (g)
100	100
3000	2000
10000	2000

[REQ-50] Antes y después de completar en cada eje cada secuencia de vibración (seno alto, random o choque) se realizará una búsqueda de frecuencias. Estos resultados deberán ser comparados para verificar que las frecuencias naturales del equipo no han sufrido ninguna variación significativa. Después de esta comprobación se continuará la secuencia con el siguiente eje.

Los test de vibraciones mecánicas se considerarán satisfactorios cuando se cumplan los siguientes criterios de éxito:

- La desviación de las frecuencias naturales antes y después de cada test es menor del 10%.
- No existen frecuencias naturales menores de 150Hz.
- La desviación entre aceleraciones en las frecuencias naturales es menor del 70% para aceleraciones menores de 10g y del 40% para aceleraciones mayores.

[REQ-51] El número de tornillos deberá ser minimizado de tal forma que para una carga estática de 1 g en cada eje, la máxima fuerza resultante en cada punto de fijación del equipo no exceda de 20 N en cualquiera de las tres direcciones de referencia (X e Y paralelas al plano de montaje y Z perpendiculares al plano de montaje).

[REQ-52] Durante los test de choque del equipo éste permanecerá encendido y se realizará una monitorización de la potencia consumida debiendo ser ésta constante durante el desarrollo del test..

3 SECUENCIA DE TEST

La secuencia de test es el proceso de verificación que se realiza sobre el equipo fabricado mediante el cual se demuestra la conformidad a los requisitos especificados. El proceso de verificación-test satisfactorio es la base para la aceptación contractual del producto por el cliente.

	QUALIFICATION SEQUENCE	PROTOFLIGHT SEQUENCE	ACCEPTANCE SEQUENCE	SECTION
Full performance check	X	X	X	
Sinus vibration	X	X		
Good health check	X	X		
Random or acoustic	X	X	X	
Good health check	X	X		
Constant acceleration (5)	X	X		
Limited performance check	X	X	X	
Depressurisation	X	X		
Corona & Arcing	X	X	If applicable	
Thermal Vacuum	X	X	X	
Mechanical measurement	X	X	X	
Shock test (2)	X			
EMC	X	X (4)	(1)	AD 01
ESD	X			AD 01
Full performance check	X	X	X	
Life test	X			

(1) Limited EMC test as required in the unit specification. In particular each RF flight unit must be EMC tested (radiated emission and susceptibility), to detect any workmanship defect. All units shall be tested w.r.t. conducted emissions including measurements of the inrush current.

(2) Shock test may be performed right after constant acceleration test pending Prime Contractor approval.

(3) deleted

(4) According to the test results on the QM, additional tests might be performed.

(5) May be grouped with sine vibration as explained in §10.2.

Tabla 9: Secuencia de test para el equipo.

Los test que se expondrán más adelante serán los de vibración seno, vibración random y choque.

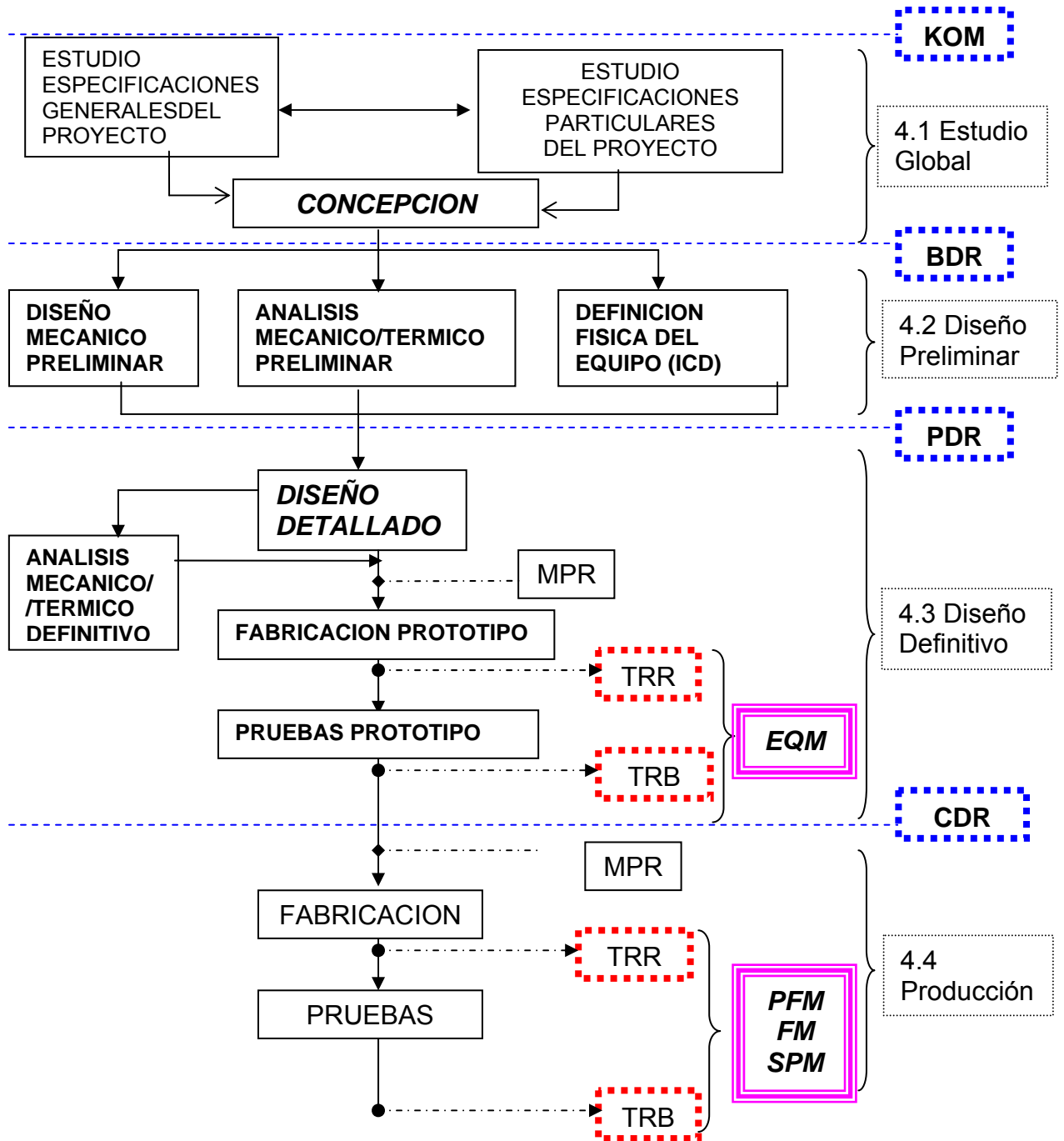
Estan establecidos distintos tipos de modelos de un mismo equipo según sean de ingeniería (Engineering Qualification Model/Engineering Model) o de vuelo (Proto Flight Model/Flight Model) y según los niveles a los que vayan a ser sometidos siempre en orden a demostrar la conformidad a las especificaciones requeridas por el cliente. Los modelos EQM tienen niveles de vibración y choque más altos así como de mayor duración (niveles de calificación). Los modelos FM tienen los niveles y la duración de los test más bajos de todos (niveles de aceptación). Por encima de éstos están los PFM que se someten a niveles calificación pero con la duración de aceptación.

En ocasiones podrá calificarse un equipo por similitud. Es decir que se pueda demostrar con suficientes garantías frente al cliente que en base a un equipo anterior ya vendido y en vuelo no es necesario realizar alguna de las pruebas. En concreto suele evitarse la prueba de choque ya que, al no estar permitido realizarla sobre un equipo de vuelo ésta se realiza siempre sobre un equipo de ingeniería. De esta forma en ocasiones los modelos EM y EQM no se fabrican.

A veces solo se desarrolla un PFM pero puede si el equipo es semejante a otro que está en vuelo, suele bastar un solo modelo FM y así estresar menos al equipo en la fase de test.

4 DISEÑO ESTRUCTURAL

El siguiente diagrama ilustra de forma general las fases del diseño.



Este diagrama incluye también de forma teórica los puntos típicos de control del diseño por parte del cliente o de manera interna:

- KOM: Kick-Off Meeting
- BDR: Baseline Design Review
- PDR: Preliminary Design Review
- CDR: Critical Design Review

y a la entrega de equipos:

- TRR: Test Readiness Review
- TRB: Test Readiness Board

así como los modelos típicamente relacionados:

- EQM: Engineering & Qualification Model
- PFM: ProtoFlight Model
- FM: Flight Model
- SPM: SPare Model

El punto definido como MPR (Manufacturing Preparation Review) en el que se consolida un determinado diseño y se valida para la producción dando luz verde a su envío a los talleres en caso de piezas mecánicas o al montaje en caso de equipos o módulos de equipos. En general se realiza sin la participación del cliente.

La existencia y momento de los puntos de control al diseño por parte del cliente son específicos de cada proyecto y equipo.

4.1 FASES DEL DISEÑO

ESTUDIO GLOBAL

A la vista de las especificaciones generales y particulares del proyecto para el equipo, se llevará a cabo un estudio global de la solución mecánica más adecuada desde el punto de vista de la “práctica de equipo” y “design to cost” que garantice un nivel adecuado de viabilidad de producción.

Se realiza entonces un diseño conceptual que proporcionará el marco de referencia para las posteriores etapas de diseño.

DISEÑO PRELIMINAR

Se realiza un diseño mecánico preliminar de la solución estudiada para definir los parámetros necesarios para la realización de los análisis preliminares oportunos. Estos análisis preliminares deben estudiar los puntos críticos del diseño, verificarlos y/o plantear soluciones a los problemas detectados. En particular, los análisis mecánicos y térmicos deben verificar principalmente los componentes o montajes a aplicar.

Además de validar la viabilidad de un diseño conceptual inicial mediante los análisis pertinentes el objetivo de esta fase es la definición de un diseño mecánico

básico, para este grado de madurez del diseño se definirán principalmente dimensiones máximas, masa máxima y localización aproximada de conectores y taladros de fijación a plataforma. Este diseño mecánico y en lo que al cliente se refiere quedara definido en un Plano de Interfaz (Interface Control Drawing, documento tipo 041 en nuestro caso). Puesto que se trata de un diseño preliminar, el ICD será de fase 1, habiendo un total de 3 fases dependiendo de la madurez del proyecto y siendo la fase 3 el diseño definitivo.

DISEÑO DEFINITIVO

Realizado el diseño preliminar, y una vez verificado por los análisis preliminares correspondientes a todas las áreas que afectasen al diseño mecánico, se realizará el diseño detallado de cada una de las partes que forman el equipo.

En paralelo al diseño definitivo y a medida que se va terminando el diseño de las diferentes partes del equipo se deben ir definiendo también las características eléctricas de tal modo que al terminar el diseño se disponga de todos los datos necesarios para la realización de los análisis definitivos. En particular, los análisis mecánico y térmico que deben confirmar que el comportamiento del equipo será el esperado con los suficientes márgenes de seguridad y que se cumplirán los requisitos especificados de tal modo que se pueda asegurar el diseño y dar paso a la fase de fabricación y pruebas reales. Por lo que esta fase termina con la fabricación y pruebas de un prototipo "EQM", o de un "PFM", que permitirá validar el diseño de manera real.

En esta fase se avanzará la edición del ICD a fase 2 y después a fase 3 o directamente a fase 3, dependiendo de la complejidad del diseño y los plazos. Durante esta fase del diseño también deben ir elaborandose todos los planos de fabricación y montaje así como los correspondientes árboles de producto.

PRODUCCION

Esta fase incluye la fabricación de las piezas, la electrónica y el montaje de los módulos y del equipo completo de los diferentes modelos requeridos por el proyecto, en caso de fabricarse un EQM es común fabricar éste primero para ir adelantando pruebas.

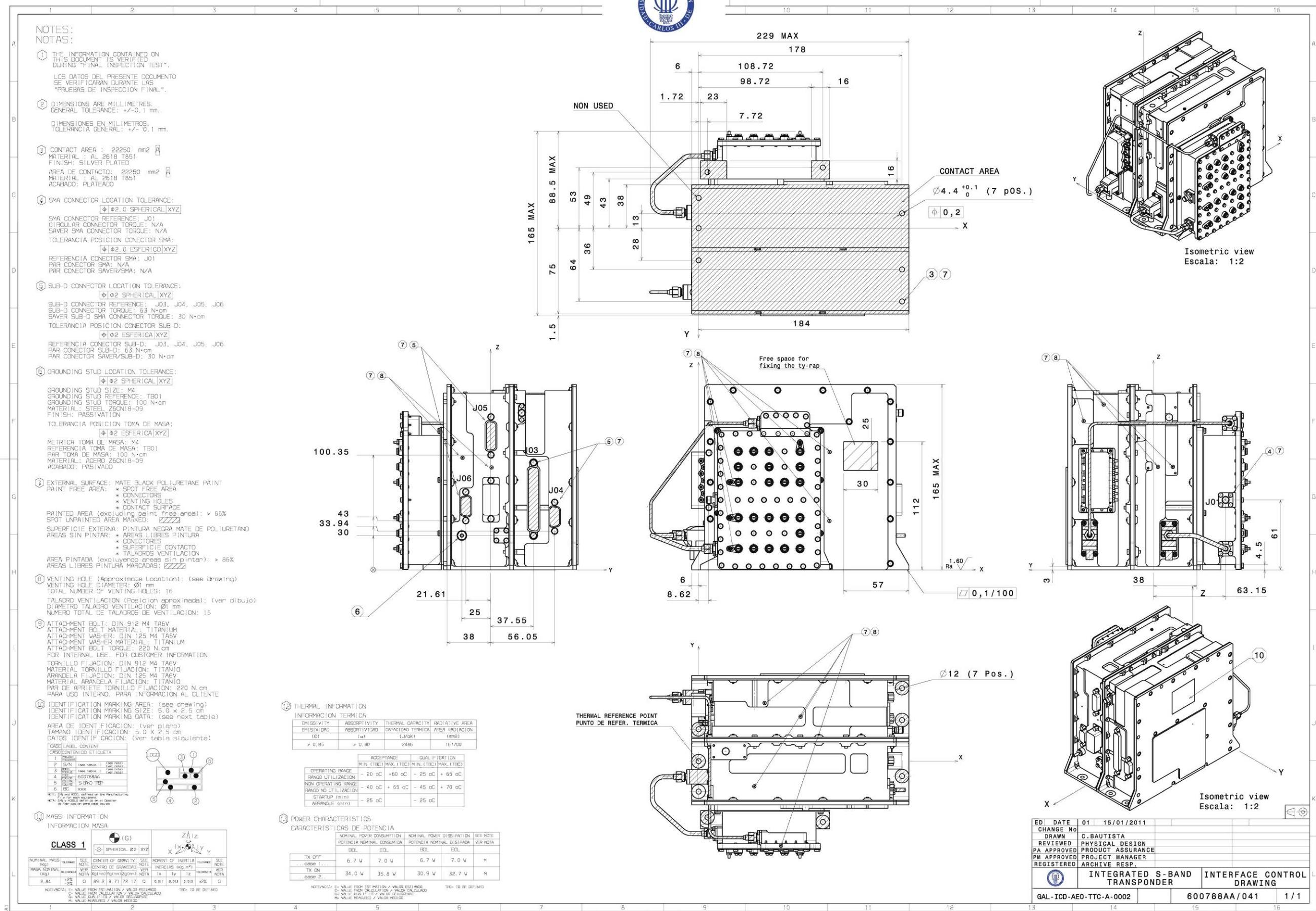
4.2 INTERFACE CONTROL DRAWING (ICD)

El ICD es el primer documento que se entrega al cliente del equipo y el único plano que tendrá del mismo. Contiene toda la información relevante para su integración en la plataforma del satélite. A lo largo de la fase de diseño este plano irá evolucionando según lo vaya haciendo el diseño a través de las tres fases del plano.

Al ser un documento contractual, es muy importante no sólo la mayor exactitud en los datos que se aportan si no también la coherencia entre todas las ediciones del mismo. Por eso cada fase o stage del plano debe contener sólo información conocida y no sujeta a cambios como por ejemplo las dimensiones máximas que es uno de los primeros datos requeridos. Existe un procedimiento que define y regula la información que debe aportarse en cada fase del documento 041/ICD. En cualquier caso algunas modificaciones sobre el diseño del equipo son negociables aunque datos como la masa y la posición de los taladros de fijación son datos inalterables una vez definidos.

Dado que el ICD es el único plano que percibe el cliente del equipo debe contener toda la información relevante a su montaje en el satélite como por ejemplo, además de las ya mencionadas, la posición de los conectores, el material estructural, acabado y superficie del plano de contacto, centro de gravedad, datos de inercia, tolerancias dimensionales, etc... Por otro lado no sólo define datos mecánicos o dimensionales si no que también debe aportar los datos de potencia y características termo-ópticas del equipo entre otros.

A continuación se muestra el ICD o 041 correspondiente a nuestro equipo.



4.3 ARBOL DE PRODUCTO Y ESTRUCTURA DEL EQUIPO

Antes de los planos de ensamble, se define un árbol de producto con las piezas y montajes fundamentales. Este árbol se define con distintos niveles contenidos unos dentro de otros. Por lo general tenemos un equipo o producto dentro del cual se van definiendo subproductos o módulos y así sucesivamente hasta llegar a nivel pieza.

Existen diferentes tipos de planos dependiendo del artículo del que se trate. Por ejemplo una pieza mecánica llevará solamente un plano de fabricación 003. La tipología completa de los planos de los planos es:

- 041: Interface Control Drawing. Plano del equipo completo.
- 040: Plano de ensamble, necesario para el equipo y para cada módulo.
- 050: Plano de interconexión, conexiones dentro de cada módulo (se omitirá).
- 003: Plano mecánico de fabricación.
- 030: Esquemático de una placa o componente eléctrico (no objeto de estudio).
- 009: Contorno de una placa (no objeto de estudio).

4.3.1 Arbol del equipo completo, nivel 1

El árbol de producto del transpondedor se muestra a continuación y se desarrollará en los siguientes apartados así como los planos de los artículos indicados en la lista. La tabla siguiente representa el primer nivel del árbol del equipo que consta de 3 módulos atornillados entre sí, el módulo transmisor (TX) el receptor (RX) y el diplexor (DX).

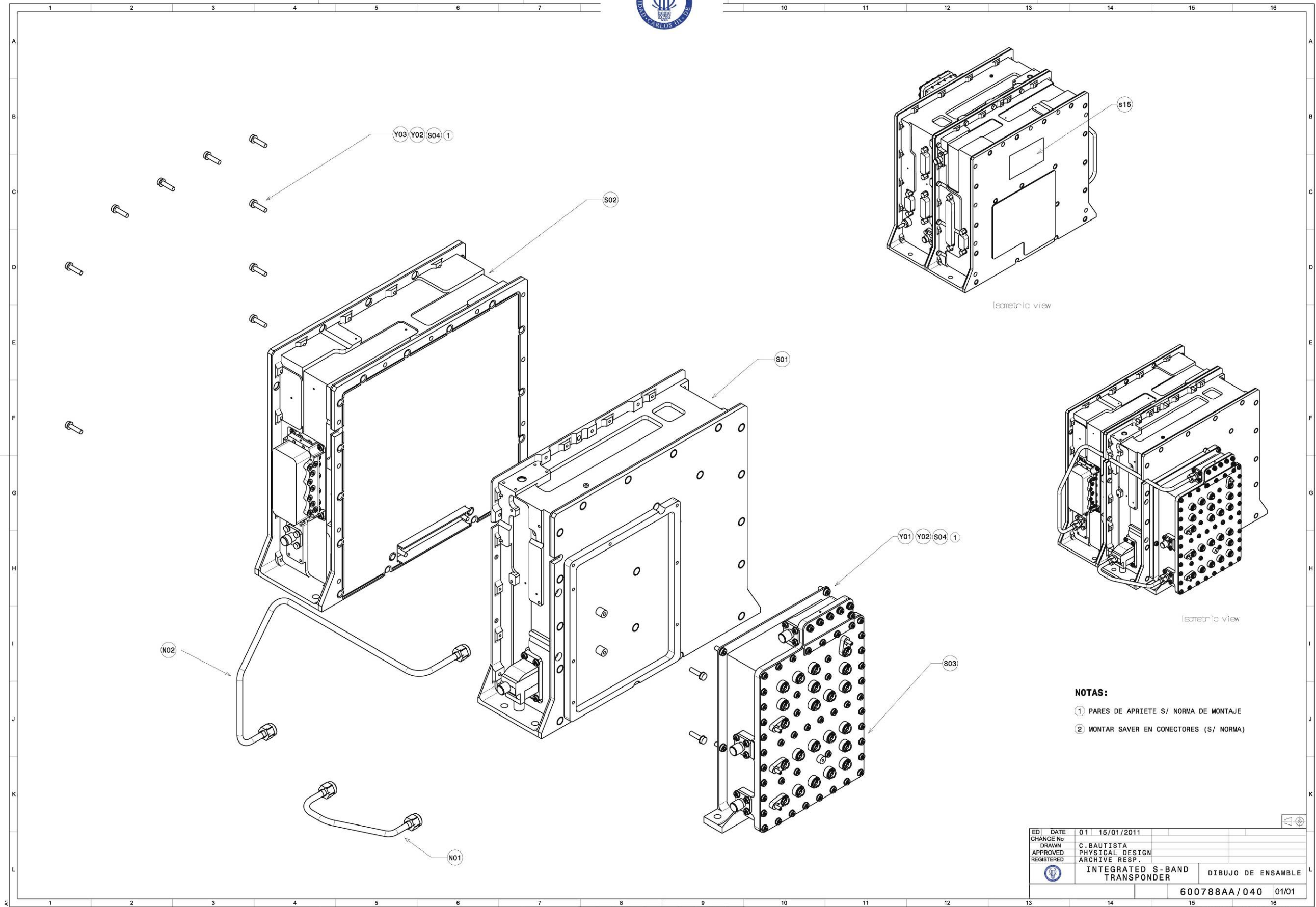
0	600788AA	S-BAND TRSP			041/040
NIVEL	CODIGO	NOMBRE DEL ARTICULO	TOPO	CANTIDAD	PLANOS
1	600014AA	CABLE COAXIAL TX	N0001	1	003
1	600085AA	CABLE COAXIAL RX	N0002	1	003
1	600789AA	TX MODULE	S0001	1	040/050
1	600790AA	RX MODULE	S0002	1	040/050
1	601455AA	DIPLEXER GALILEOSAT	S0003	1	040/050
1	30960073	SELLADO TORNILLERIA EC2216 . .	S0004	1	
1	30960068	MARCAJE ETIQUETA KAPTON . .	S0005	1	
1	5803258750	TORNILLO CZX M2,5X5 A4-70	Y0001	5	
1	5803115950	ARANDELA B2,5 CUBE	Y0002	16	
1	5803270450	TORNILLO CZX M2,5X10 A4-70	Y0003	11	

En los próximos apartados se resume la estructura del equipo completo indicando los subproductos que lo constituyen. Se incluirán en cada apartado el árbol o lista de materiales de cada módulo o subproducto así como los planos de las piezas mecánicas más importantes de cada uno.

Respecto a las piezas mecánicas a fabricar y debido a las elevadas exigencias mecánicas a estos equipos podemos destacar que todas las piezas estructurales deben ser mecanizadas y utilizar tipos de aluminio calificados para vuelo, con acabados conductores, principalmente plateado, dorado o alodiado.

Normalmente los planos de las piezas y estructuras incluyen la nota de “acotación reducida” informando de que el plano por si solo no define completamente la estructura y para su fabricación debe ir acompañado de un modelo CAD. Gracias a esto se ahorra tiempo de elaboración de planos por la complejidad de las piezas y tiempo de programación CNC. En los planos se suelen definir las cotas fundamentales o con tolerancias especiales, los taladros, las roscas y secciones de zonas importantes como conectores.

A continuación se muestra el 040 correspondiente al equipo completo.



- NOTAS:**
- ① PARES DE APRIETE S/ NORMA DE MONTAJE
 - ② MONTAR SAVER EN CONECTORES (S/ NORMA)

ED	DATE	01	15/01/2011		
CHANGE No					
DRAWN			C. BAUTISTA		
APPROVED			PHYSICAL DESIGN		
REGISTERED			ARCHIVE RESP.		
			INTEGRATED S-BAND TRANSPONDER		DIBUJO DE ENSAMBLE
			600788AA/040		01/01

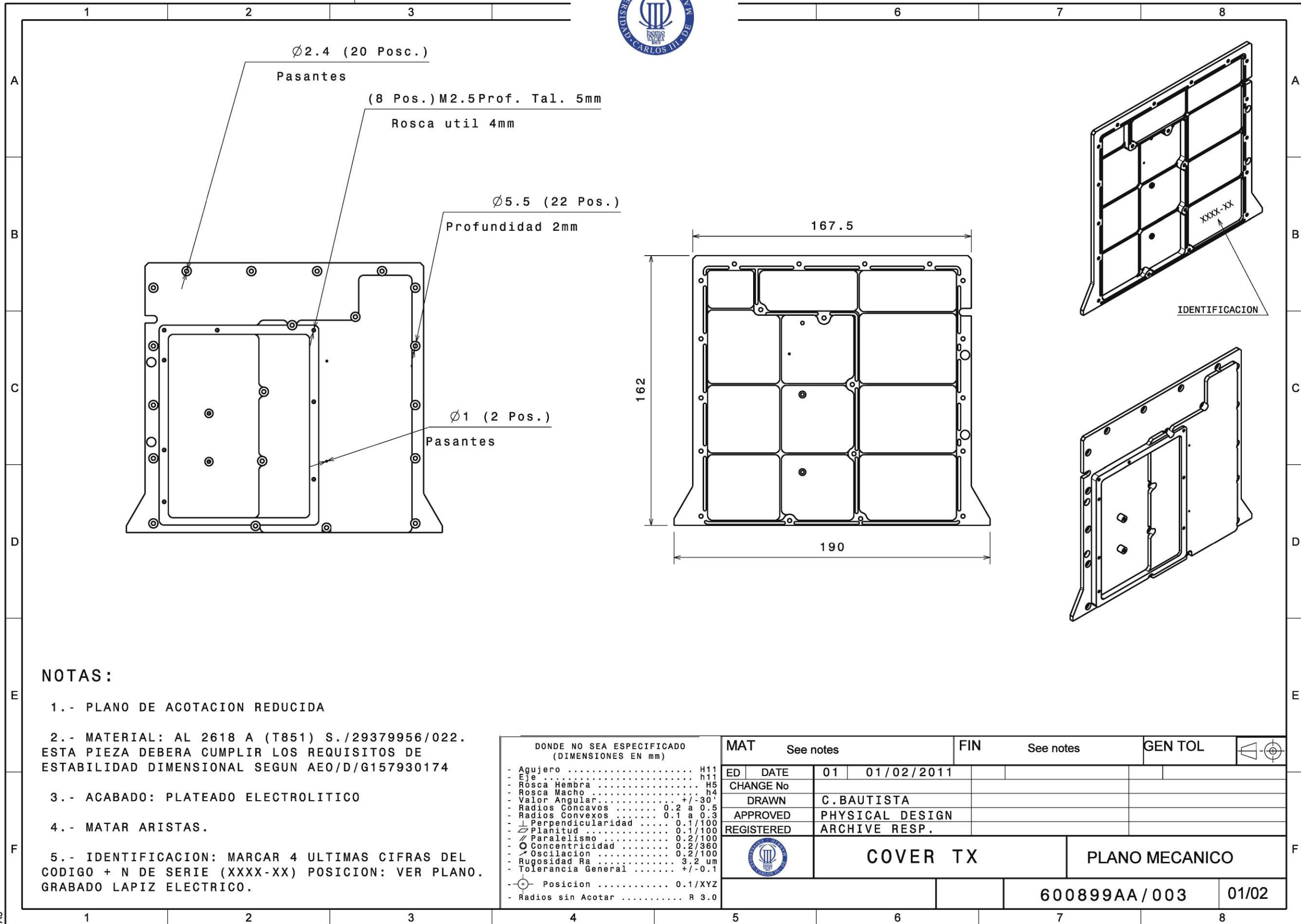
COMPUTER GENERATED (CATIA)

4.3.2 Arbol del módulo TX, nivel 2

La lista de materiales del módulo TX se muestra a continuación. A su vez éste módulo monta un sub módulo llamado TX SUB ASSEMBLY.

1	600789AA	TX MODULE			040/050
NIVEL	CODIGO	NOMBRE DEL ARTICULO	TOPO	CANTIDAD	PLANOS
2	600791AA	DC/DC TX PBA	E0001	1	030
2	601530AA	OL TX MOD GALILEOSAT PBA	E0002	1	030
2	5060181230	BACKSHELL D SUB SHELL A NMB	N0001	1	COMP
2	30002989	BONDING STUD M4	N0003	1	COMP
2	600793AA	TX SUB ASSEMBLY	S0001	1	040/050
2	600899AA	COVER TX	S0002	1	003
2	30960150	SOLDADURA MIXTA AG E=.0125MM .	S0003	1	PROC
2	30960073	SELLADO TORNILLERIA EC2216 . .	S0004	1	PROC
2	30960074	FIJACION CABLES EC2216 . . .	S0005	1	PROC
2	30960109	SOLDADURA MANUAL . . .	S0006	1	PROC
2	30960099	RECUB. PROTECTOR SOLITHANE 113 .	S0007	1	PROC
2	30960104	PEGADO CONDUCTOR JUNTA CHOSEAL .	S0008	1	PROC
2	30960076	PEGADO CONDUCTOR H20E . .	S0009	1	PROC
2	30003406	SMA TEST COVER	S0010	1	003
2	39704840	CALE ISOLANT	S0011	2	003
2	30960075	PEGADO ESTRUCTURAL EC2216 . .	S0012	1	PROC
2	5803258450	TORNILLO CZX M2X5 A4-70	Y0001	24	COMP
2	5803115850	ARANDELA B2 CUBE	Y0002	54	COMP
2	5803258550	TORNILLO CZX M2X6 A4-70	Y0003	16	COMP
2	5803258150	TORNILLO CZX M2X8 A4-70	Y0006	4	COMP
2	5803193350	CINTA PLATA L.0,5MM E.0,0125MM	Z0001	1	COMP
2	5803168750	CINTA PLATA L.1MM E.0,025MM	Z0002	1	COMP
2	5803247850	JUNTA CHOSEAL 1215 D. 1,35MM	Z0005	1	COMP
2	5803165350	CABLE BTV/1/26/AAQ-3901	Z0006	1	COMP
2	5803179250	FERRITE FERROXCUBE 3B	Z0007	10	COMP
2	5070023650	JUNTA EDC-21-020-SCS-OOD015	Z0008	2	COMP
2	5070023550	JUNTA EDC-21-020-SCS-OOD009	Z0009	1	COMP

A continuación se muestra el plano 003 de la tapa del módulo TX, y los planos 040 y 050 correspondientes al módulo TX. El 040 y el 050 se complementan, siendo el segundo el plano detallado de las conexiones a realizar dentro de éste módulo.



NOTAS:

- 1.- PLANO DE ACOTACION REDUCIDA
- 2.- MATERIAL: AL 2618 A (T851) S./29379956/022. ESTA PIEZA DEBERA CUMPLIR LOS REQUISITOS DE ESTABILIDAD DIMENSIONAL SEGUN AEO/D/G157930174
- 3.- ACABADO: PLATEADO ELECTROLITICO
- 4.- MATAR ARISTAS.
- 5.- IDENTIFICACION: MARCAR 4 ULTIMAS CIFRAS DEL CODIGO + N DE SERIE (XXXX-XX) POSICION: VER PLANO. GRABADO LAPIZ ELECTRICO.

DONDE NO SEA ESPECIFICADO (DIMENSIONES EN mm)

- Agujero	H11
- Eje	h11
- Rosca Hembra	H5
- Rosca Macho	h4
- Valor Angular	+/- 30'
- Radios Concavos	0.2 a 0.5
- Radios Convexos	0.1 a 0.3
- Perpendicularidad	0.1/100
- Planitud	0.1/100
- Paralelismo	0.2/100
- Concentricidad	0.2/360
- Oscilacion	0.2/100
- Rugosidad Ra	3.2 um
- Tolerancia General	+/- 0.1
- Posicion	0.1/XYZ
- Radios sin Acotar	R 3.0

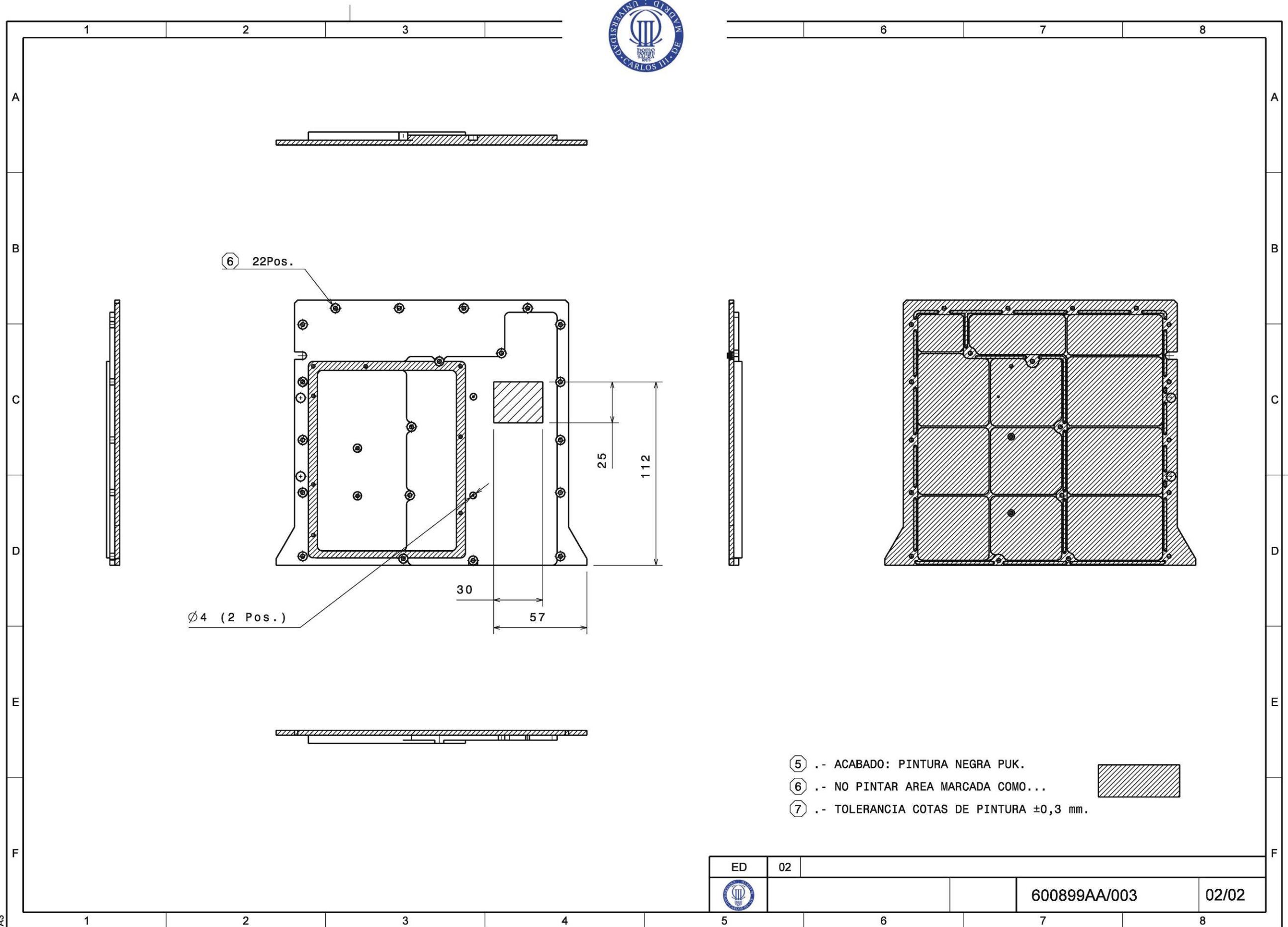
MAT	See notes	FIN	See notes	GEN TOL	
ED	DATE	01	01/02/2011		
CHANGE No					
DRAWN	C. BAUTISTA				
APPROVED	PHYSICAL DESIGN				
REGISTERED	ARCHIVE RESP.				
	COVER TX		PLANO MECANICO		
			600899AA/003	01/02	

COMPUTER GENERATED (CATIA)



This document is property of Thales Alenia Space. Its reproduction or passing on or using without authorization is forbidden

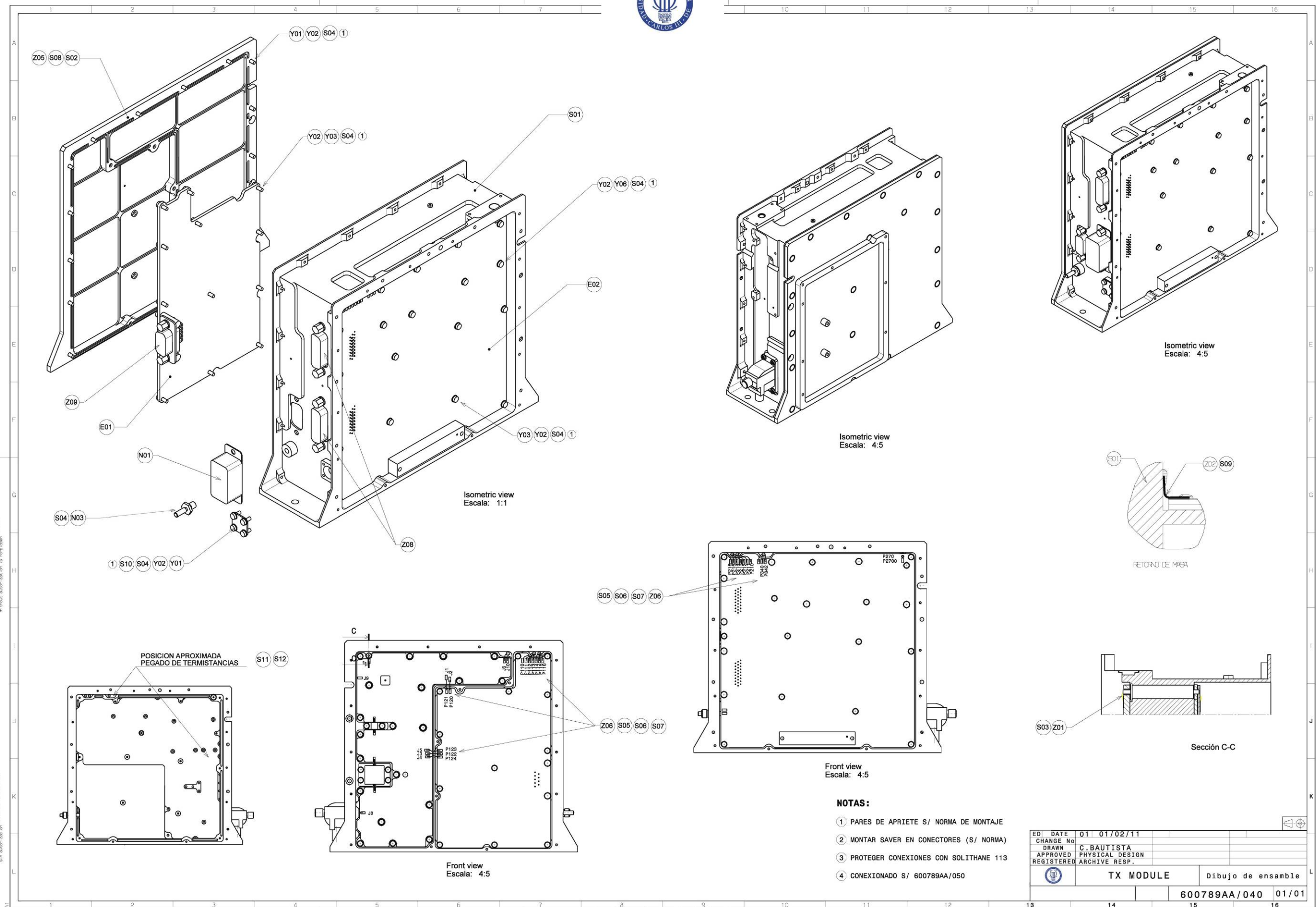
Este documento es propiedad de Thales Alenia Espacio. Prohibida la reproducción, cesión o uso sin autorización



- ⑤ .- ACABADO: PINTURA NEGRA PUK.
- ⑥ .- NO PINTAR AREA MARCADA COMO...
- ⑦ .- TOLERANCIA COTAS DE PINTURA $\pm 0,3$ mm.

ED	02			
			600899AA/003	02/02

COMPUTER GENERATED (CATIA)



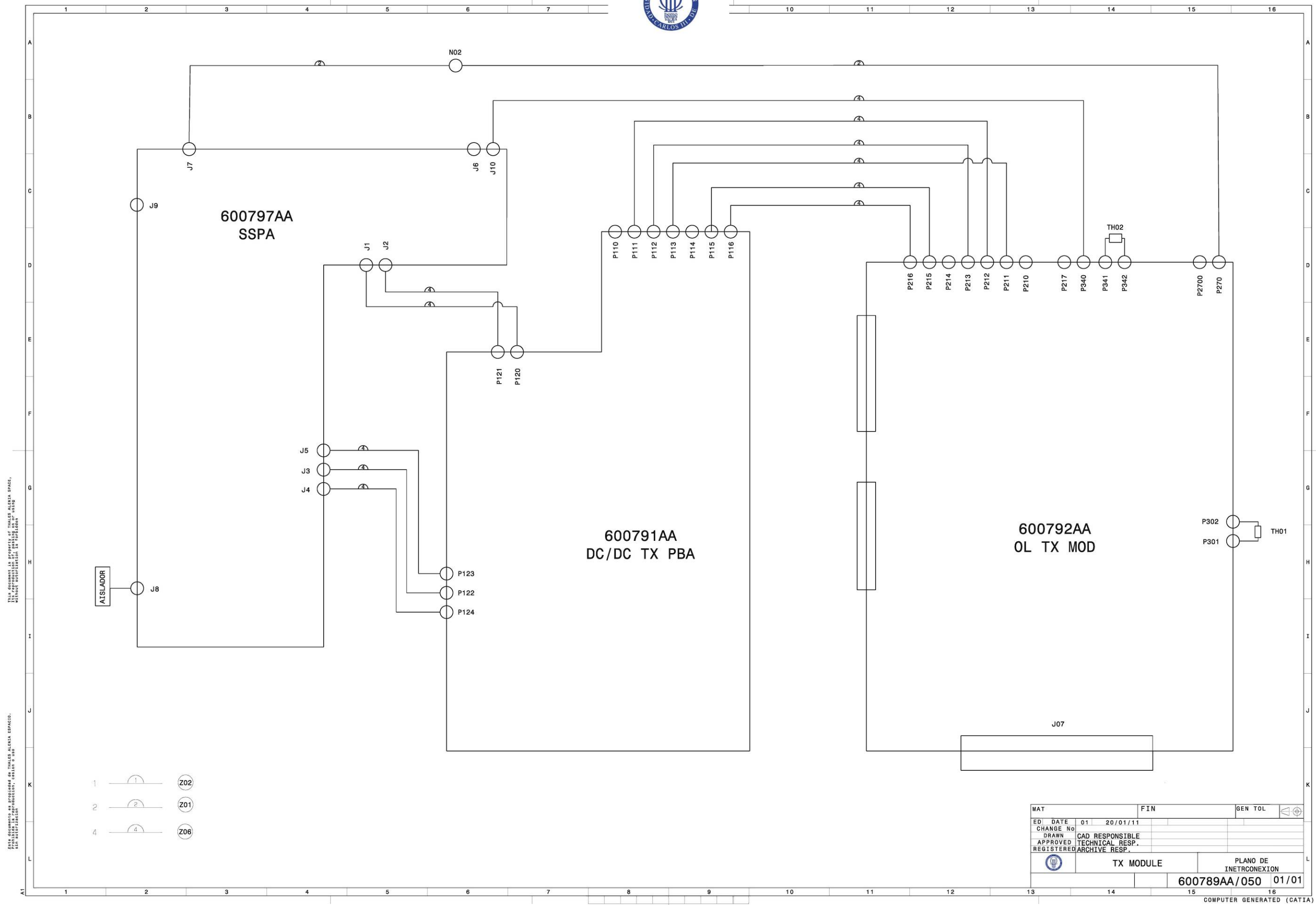
Este documento es propiedad de ALZATEL, S.P.A. y no debe ser distribuido sin su consentimiento.

Este documento es propiedad de ALZATEL, S.P.A. y no debe ser distribuido sin su consentimiento.

- NOTAS:**
- ① PARES DE APRIETE S/ NORMA DE MONTAJE
 - ② MONTAR SAVER EN CONECTORES (S/ NORMA)
 - ③ PROTEGER CONEXIONES CON SOLITHANE 113
 - ④ CONEXIONADO S/ 600789AA/050

ED	DATE	01	01/02/11
CHANGE NO			
DRAWN		C. BAUTISTA	
APPROVED		PHYSICAL DESIGN	
REGISTERED		ARCHIVE RESP.	
		TX MODULE	
		Dibujo de ensamble	
		600789AA/040 01/01	

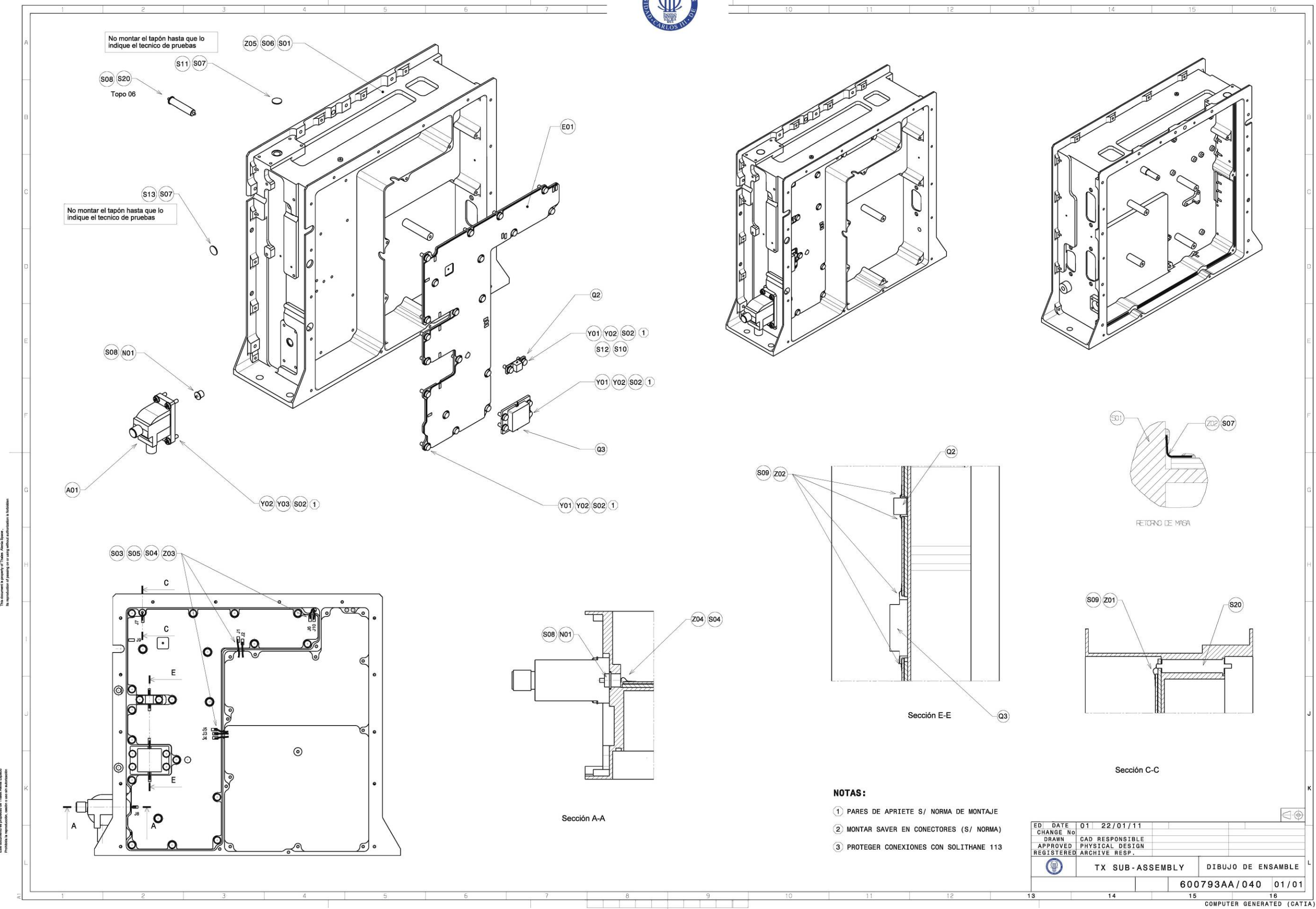
COMPUTER GENERATED (CATIA)



- TX SUBASSEMBLY

A continuación se muestra la lista de materiales del submódulo TX que correspondería al nivel 3 del árbol del equipo. Se indican coloreados sus planos más relevantes que se mostrarán a continuación.

2	600793AA	TX SUB ASSEMBLY				040
NIVEL	CODIGO	NOMBRE DEL ARTICULO	TOPO	CANTIDAD	PLANOS	
3	5060051730	OUT. ISOLATOR 2.185-2.315 GHz FLANGE-SMA I2123K	A0001	1	COMP	
3	601527AA	SSPA GALILEOSAT	E0001	1	009/030	
3	5060056930	FEEDTH.CONTACT 50 Ohm FOR OUT ISOLATOR	N0001	1	COMP	
3	5060045130	TRANS FLL 177 ME GAAS FET	Q0002	1	COMP	
3	5060161030	TRANS MGFS41V2122S GAAS N-MESFET GF-38	Q0003	1	COMP	
3	600896AA	STRUCTURE TX	S0001	1	003	
3	30960073	SELLADO TORNILLERIA EC2216 . .	S0002	1	PROC	
3	30960074	FIJACION CABLES EC2216 . .	S0003	1	PROC	
3	30960109	SOLDADURA MANUAL . . .	S0004	1	PROC	
3	30960099	RECUB. PROTECTOR SOLITHANE 113 .	S0005	1	PROC	
3	30960104	PEGADO CONDUCTOR JUNTA CHOSEAL .	S0006	1	PROC	
3	30960076	PEGADO CONDUCTOR H20E . .	S0007	1	PROC	
3	30960070	PEGADO ESTRUCT. EIPHEN 825A .	S0008	1	PROC	
3	30960150	SOLDADURA MIXTA AG E=.0125MM .	S0009	1	PROC	
3	30960103	PEGADO CONDUCTO STYCAST 2850FT .	S0010	1	PROC	
3	30004785	STOPPER #1	S0011	1	COMP	
3	601499AA	CALA FLL177	S0012	1	COMP	
3	30005282	STOPPER #3	S0013	1	COMP	
3	30950368	M_AJ FEEDTH_ASSEMBLY 50_OHMS . .	S0020	1	COMP	
3	5803258450	TORNILLO CZX M2X5 A4-70	Y0001	26	COMP	
3	5803115850	ARANDELA B2 CUBE	Y0002	30	COMP	
3	5803258150	TORNILLO CZX M2X8 A4-70	Y0003	4	COMP	
3	5803193350	CINTA PLATA L.0,5MM E.0,0125MM	Z0001	1	COMP	
3	5803168750	CINTA PLATA L.1MM E.0,025MM	Z0002	1	COMP	
3	5803165350	CABLE BTV/1/26/AAQ-3901	Z0003	1	COMP	
3	5803168850	CINTA PLATA L.0,6MM E.0,025MM	Z0004	1	COMP	
3	5803247850	JUNTA CHOSEAL 1215 D. 1,35MM	Z0005	1	COMP	

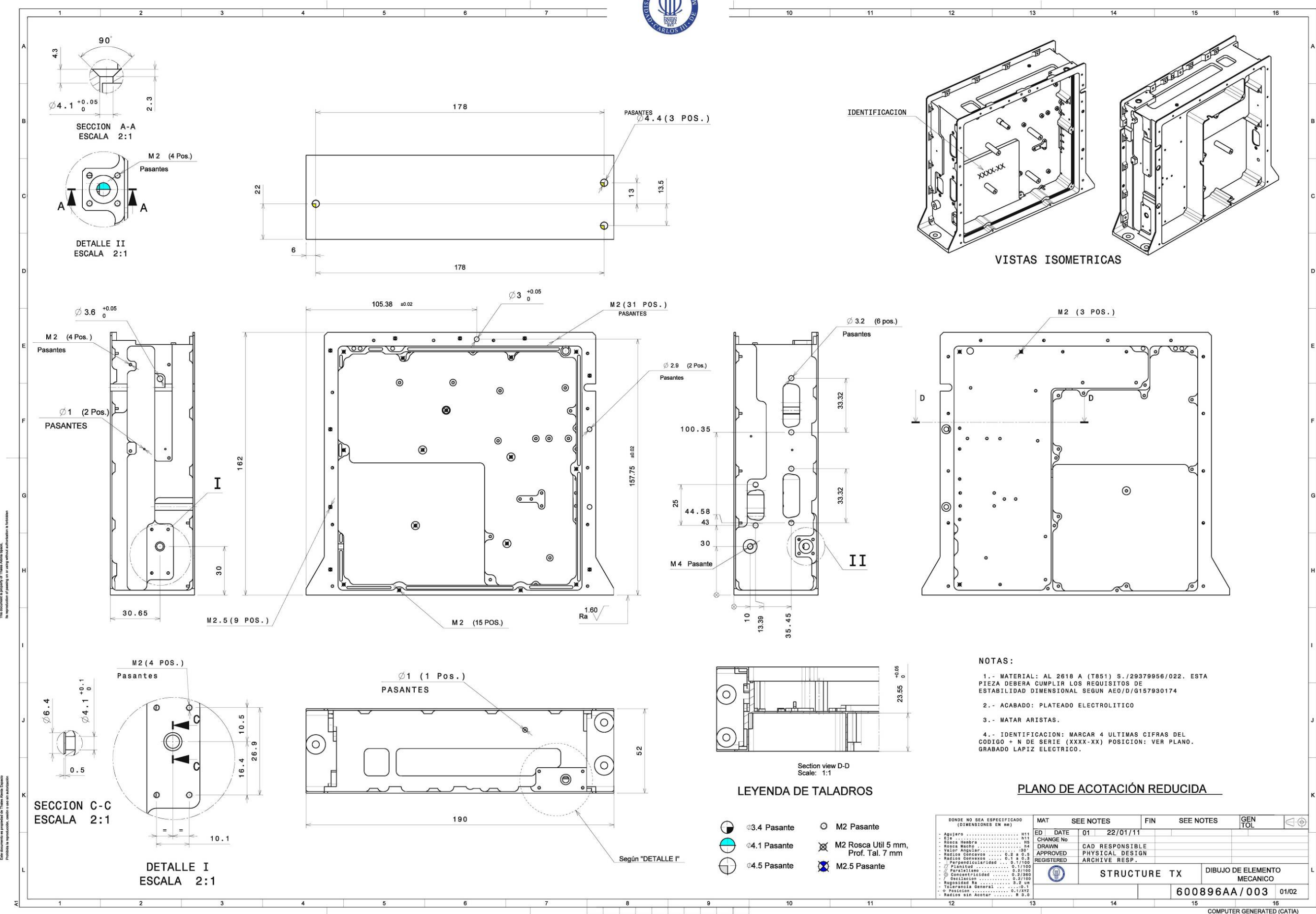


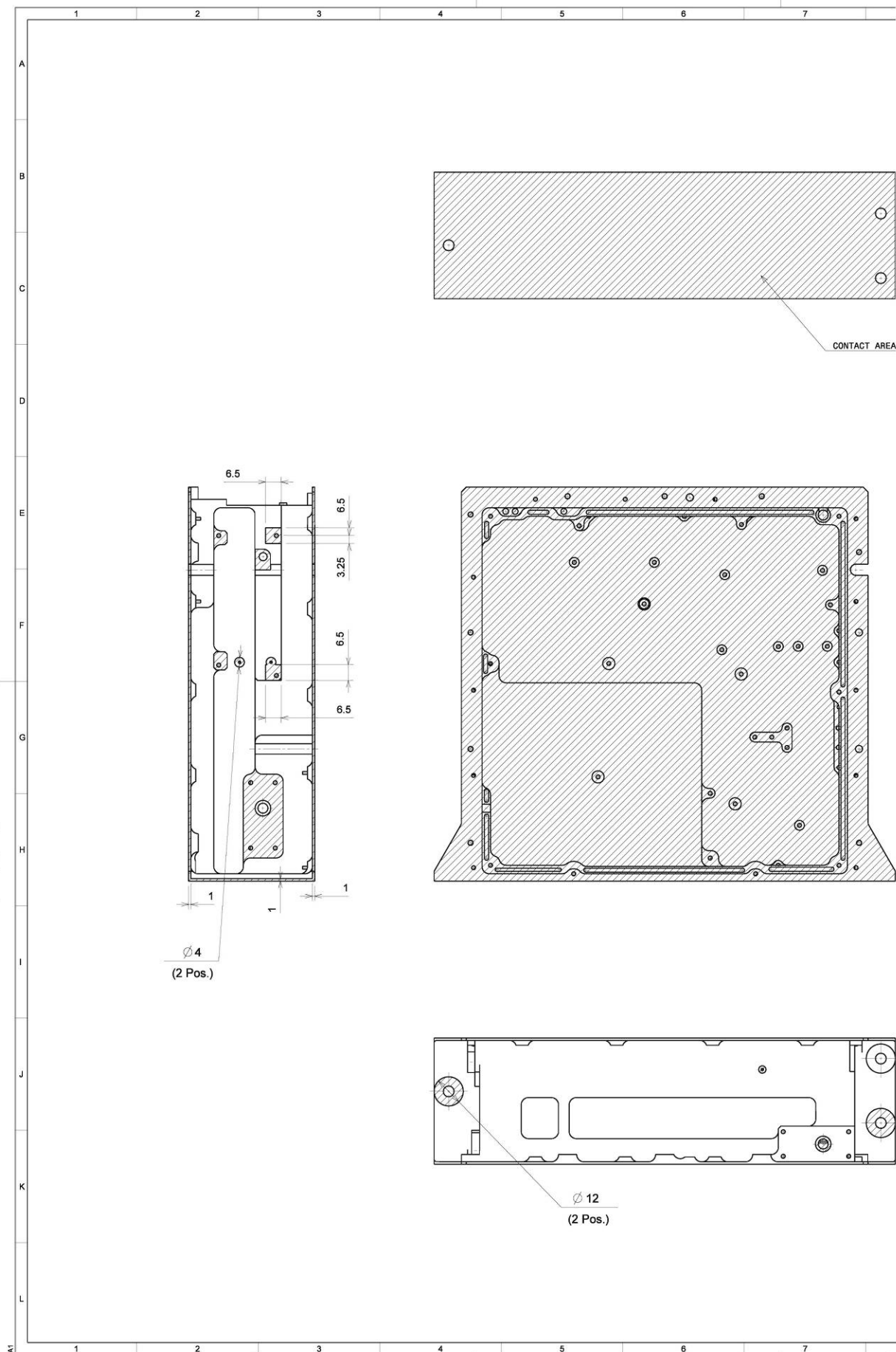
This document is the property of Thales Airbus Space. Its reproduction or use for any other purpose without the written permission of Thales is prohibited.

Este documento es propiedad de Thales Airbus Space. Su reproducción o uso para cualquier otro propósito sin el consentimiento escrito de Thales está prohibido.

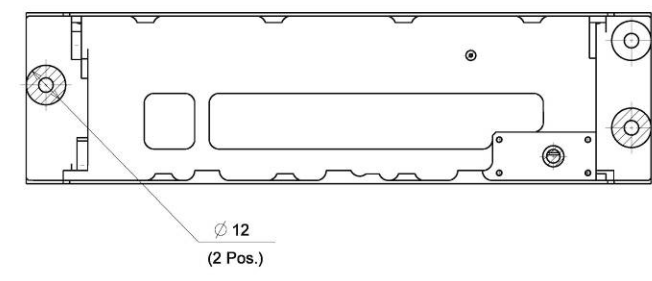
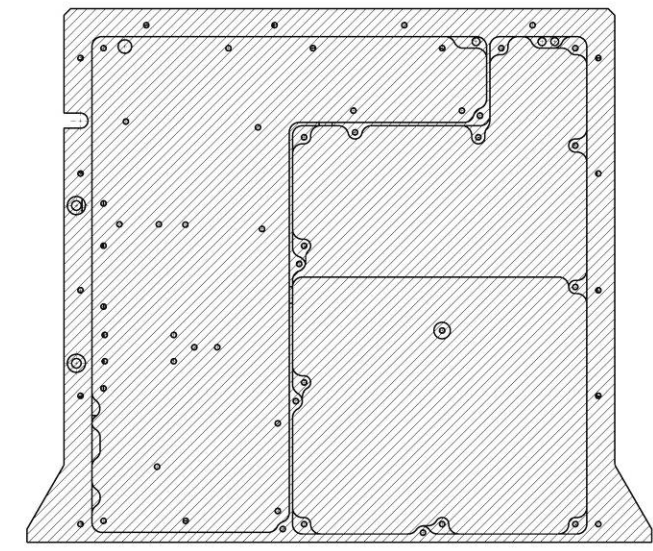
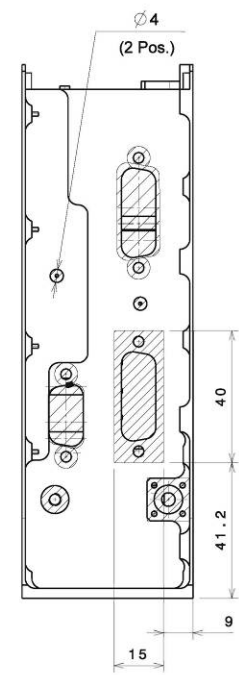
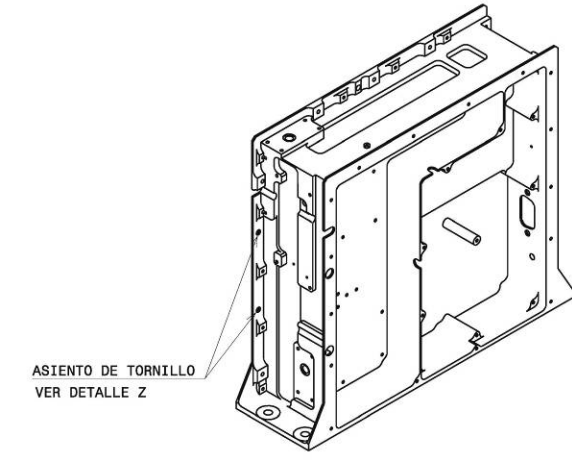
- NOTAS:**
- ① PARES DE APRIETE S/ NORMA DE MONTAJE
 - ② MONTAR SAVER EN CONECTORES (S/ NORMA)
 - ③ PROTEGER CONEXIONES CON SOLITHANE 113

EDI DATE	01 22/01/11		
CHANGE No			
DRAWN	CAD RESPONSIBLE		
APPROVED	PHYSICAL DESIGN		
REGISTERED	ARCHIVE RESP.		
TX SUB-ASSEMBLY		DIBUJO DE ENSAMBLE	
		600793AA/040 01/01	





Detail Z



- 5 .- ACABADO: PINTURA NEGRA PUK.
- 6 .- NO PINTAR AREA MARCADA COMO...
- 7 .- TOLERANCIA COTAS DE PINTURA ±0,3 mm.



ED	03	600896AA/003	02/02
----	----	--------------	-------

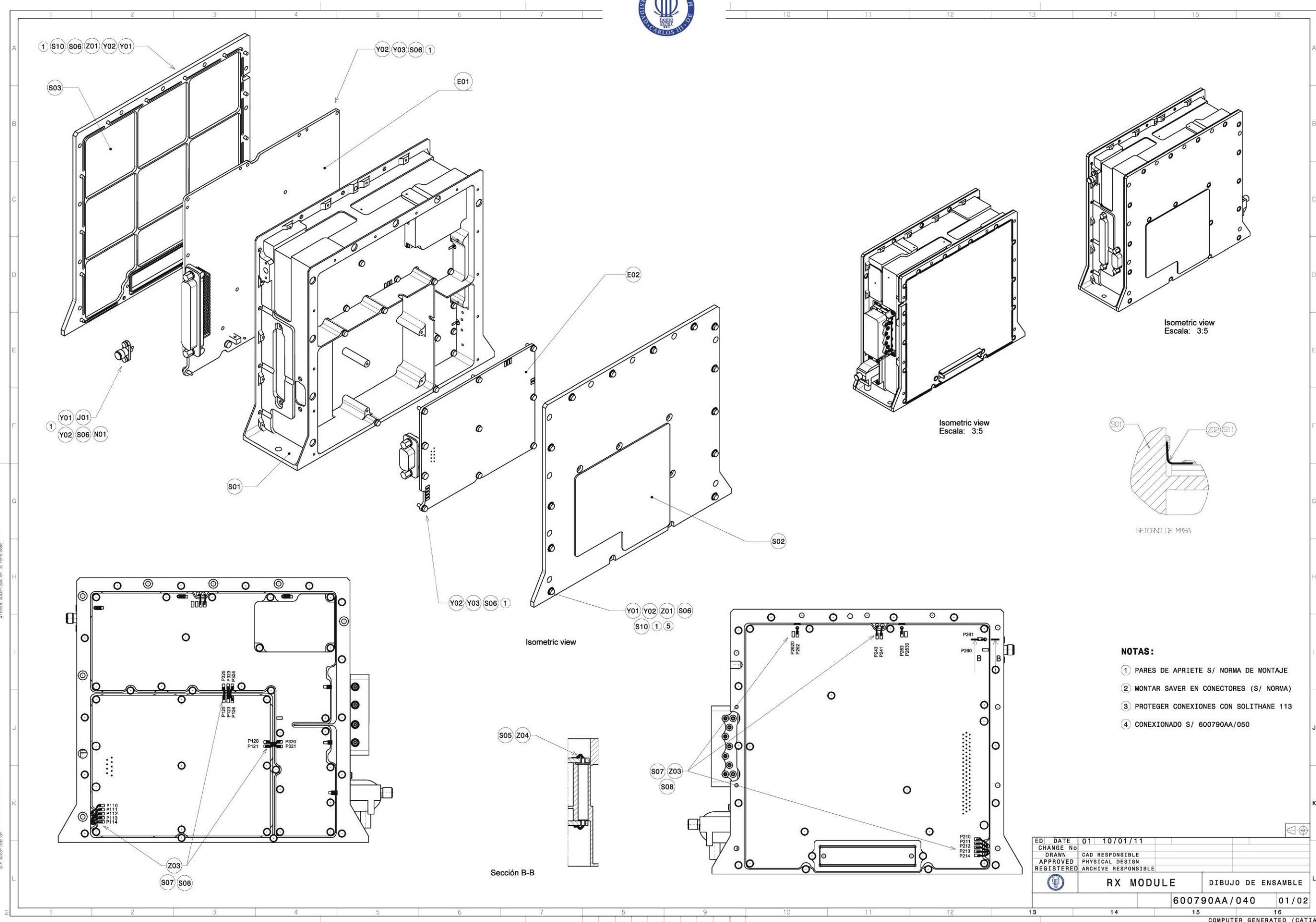
COMPUTER GENERATED (CATIA)

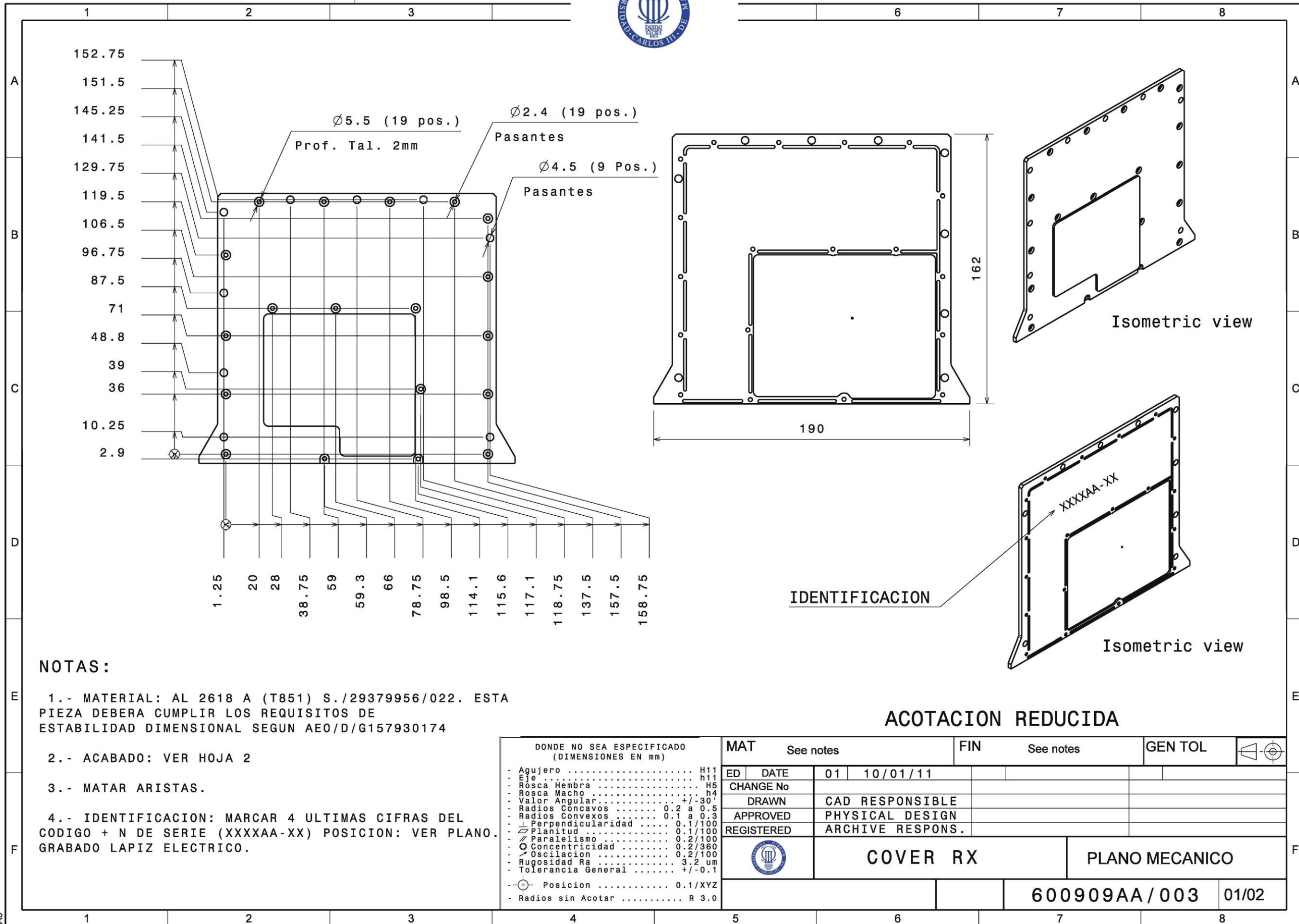
4.3.3 Arbol del módulo RX, nivel 2

La lista de materiales del módulo RX. A su vez éste módulo monta un sub módulo llamado RX SUB ASSEMBLY.

1	600790AA	RX MODULE			040/050
NIVEL	CODIGO	NOMBRE DEL ARTICULO	TOPO	CANTIDAD	PLANOS
2	601528AA	DEMODULATOR GALILEOSAT PBA	E0001	1	009/030
2	600799AA	DC/DC RX PBA	E0002	1	009/030
2	5801872530	CONN SMA R126 464-410	J0001	1	COMP.
2	5801987230	CONN SMA R126-802-000 SMA MAIL DUST CAP	N0001	1	COMP.
2	600800AA	RX SUB ASSEMBLY	S0001	1	040/050
2	600909AA	COVER RX	S0002	1	003
2	30008453	COVER RX/TX	S0003	1	003
2	30960150	SOLDADURA MIXTA AG E=.0125MM .	S0005	1	PROC.
2	30960073	SELLADO TORNILLERIA EC2216 . .	S0006	1	PROC.
2	30960074	FIJACION CABLES EC2216 . .	S0007	1	PROC.
2	30960109	SOLDADURA MANUAL . . .	S0008	1	PROC.
2	30960099	RECUB. PROTECTOR SOLITHANE 113 .	S0009	1	PROC.
2	30960104	PEGADO CONDUCTOR JUNTA CHOSEAL .	S0010	1	PROC.
2	30960076	PEGADO CONDUCTOR H20E . .	S0011	1	PROC.
2	5803258450	TORNILLO CZX M2X5 A4-70	Y0001	38	COMP.
2	5803115850	ARANDELA B2 CUBE	Y0002	58	COMP.
2	5803258550	TORNILLO CZX M2X6 A4-70	Y0003	20	COMP.
2	5803247850	JUNTA CHOSEAL 1215 D. 1,35MM	Z0001	1	COMP.
2	5803168750	CINTA PLATA L.1MM E.0,025MM	Z0002	1	COMP.
2	5803165350	CABLE BTV/1/26/AAQ-3901	Z0003	1	COMP.
2	5803193350	CINTA PLATA L.0,5MM E.0,0125MM	Z0004	1	COMP.
2	5803179250	FERRITE FERROXCUBE 3B	Z0005	10	COMP.

A continuación se muestra los planos 003 de la tapa del módulo RX, la tapa que servirá para la unión de los módulos RX y TX y el plano 040 correspondiente a este módulo. El 040 y el 050 se complementan, siendo el segundo el plano detallado de las conexiones a realizar dentro de éste módulo que esta ocasión omitiremos.





NOTAS:

1.- MATERIAL: AL 2618 A (T851) S./29379956/022. ESTA PIEZA DEBERA CUMPLIR LOS REQUISITOS DE ESTABILIDAD DIMENSIONAL SEGUN AEO/D/G157930174

2.- ACABADO: VER HOJA 2

3.- MATAR ARISTAS.

4.- IDENTIFICACION: MARCAR 4 ULTIMAS CIFRAS DEL CODIGO + N DE SERIE (XXXXAA-XX) POSICION: VER PLANO. GRABADO LAPIZ ELECTRICO.

DONDE NO SEA ESPECIFICADO (DIMENSIONES EN mm)

- Agujero	H11
- Eje	h11
- Rosca Hembra	H5
- Rosca Macho	h4
- Valor Angular	+/-30'
- Radios Concavos	0.2 a 0.5
- Radios Convexos	0.1 a 0.3
- Perpendicularidad	0.1/100
- Planitud	0.1/100
- Paralelismo	0.2/100
- Concentricidad	0.2/360
- Oscilacion	0.2/100
- Rugosidad Ra	3.2 um
- Tolerancia General	+/-0.1
- Posicion	0.1/XYZ
- Radios sin Acotar	R 3.0

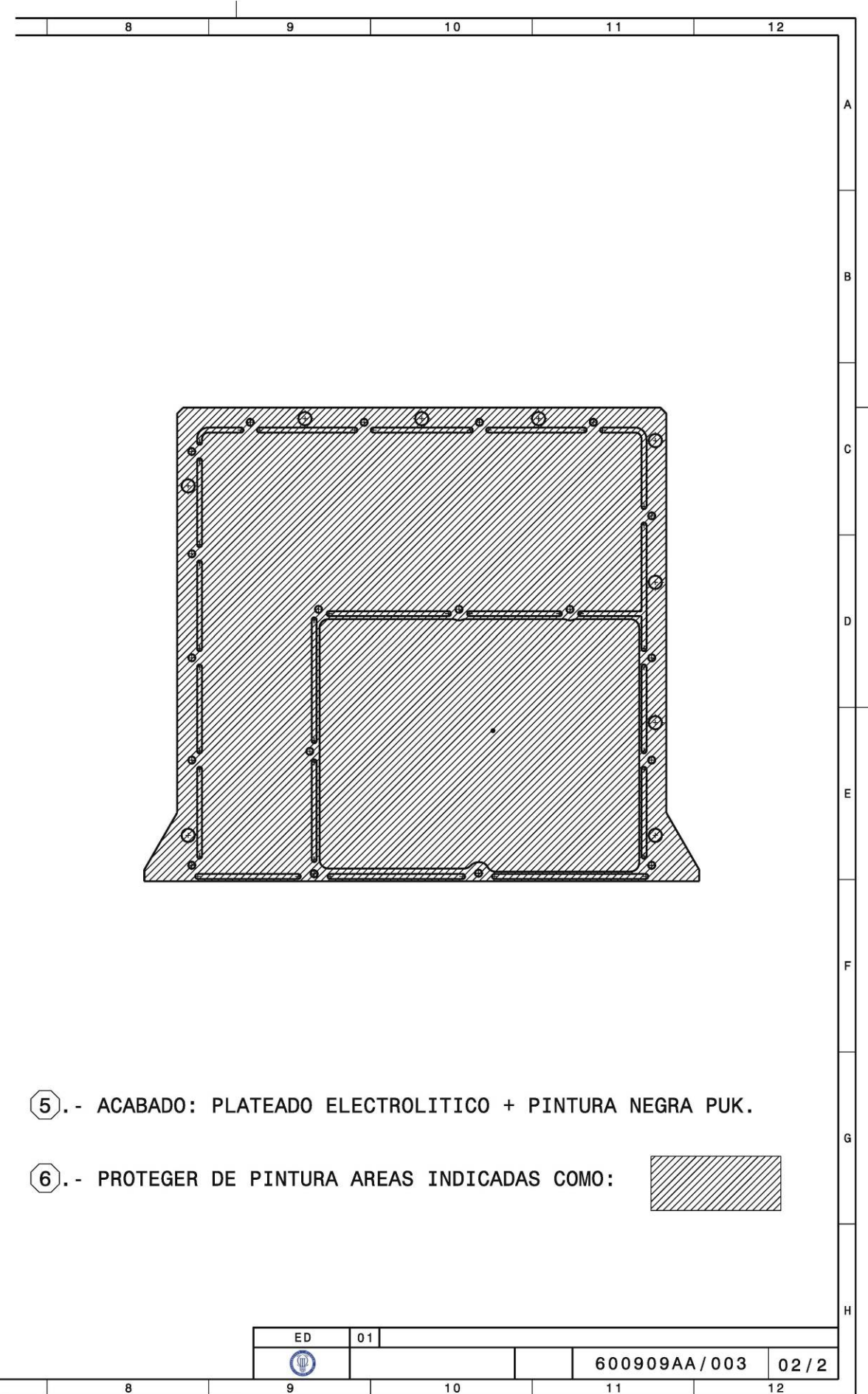
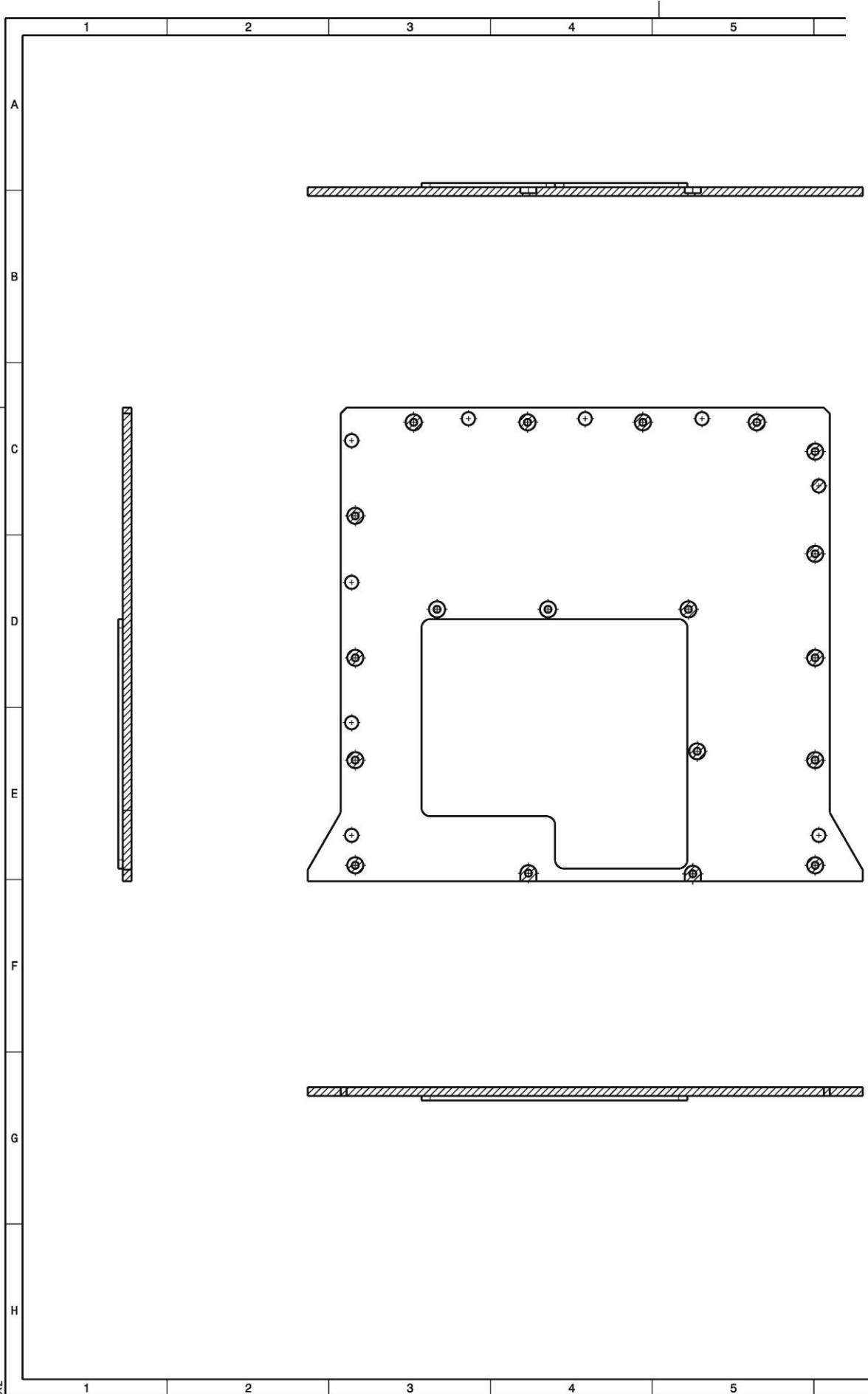
This document is property of Thales Alenia Space. Its reproduction or passing on or using without authorization is forbidden

Este documento es propiedad de Thales Alenia Espacio. Prohibida la reproducción, cesión o uso sin autorización



This document is property of ALCATEL ESPACIO. No reproduction or use without authorization is permitted.

Este documento es propiedad de ALCATEL ESPACIO. Sin autorización no se permite su reproducción, cesión o uso.



⑤.- ACABADO: PLATEADO ELECTROLITICO + PINTURA NEGRA PUK.

⑥.- PROTEGER DE PINTURA AREAS INDICADAS COMO:

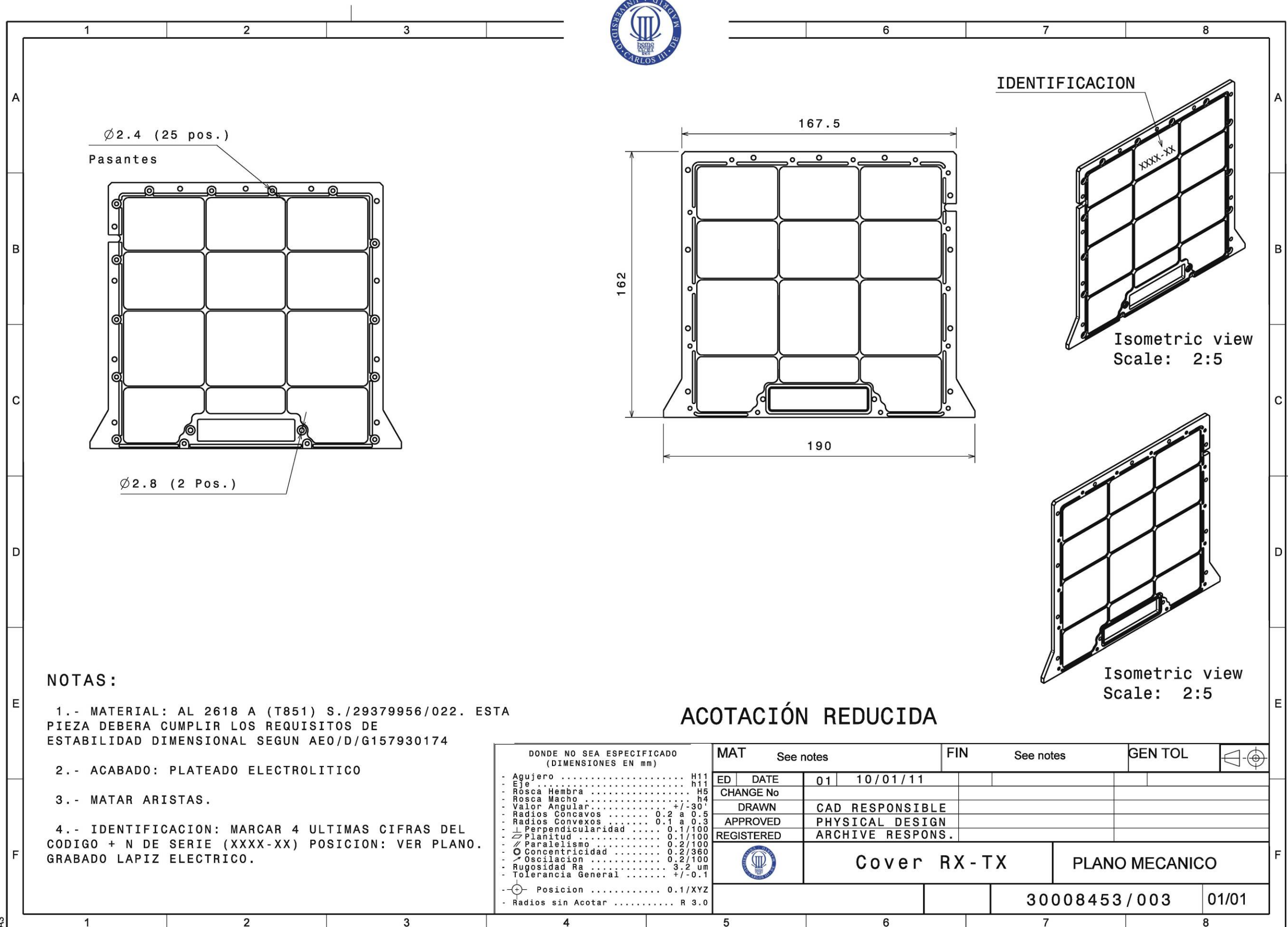
ED	01			
			600909AA/003	02/2

COMPUTER GENERATED (CATIA)



This document is property of Thales Alenia Space. Its reproduction or passing on or using without authorization is forbidden

Este documento es propiedad de Thales Alenia Espacio. Prohíbe la reproducción, cesión o uso sin autorización



NOTAS:

- 1.- MATERIAL: AL 2618 A (T851) S./29379956/022. ESTA PIEZA DEBERA CUMPLIR LOS REQUISITOS DE ESTABILIDAD DIMENSIONAL SEGUN AEO/D/G157930174
- 2.- ACABADO: PLATEADO ELECTROLITICO
- 3.- MATAR ARISTAS.
- 4.- IDENTIFICACION: MARCAR 4 ULTIMAS CIFRAS DEL CODIGO + N DE SERIE (XXXX-XX) POSICION: VER PLANO. GRABADO LAPIZ ELECTRICO.

ACOTACIÓN REDUCIDA

DONDE NO SEA ESPECIFICADO (DIMENSIONES EN mm)		MAT	See notes	FIN	See notes	GEN TOL	
- Agujero h11	ED	DATE	01	10/01/11		
- Eje h11	CHANGE No					
- Rosca Hembra H5	DRAWN	CAD RESPONSIBLE				
- Rosca Macho h4	APPROVED	PHYSICAL DESIGN				
- Valor Angular +/-30'	REGISTERED	ARCHIVE RESPONS.				
- Radios Cóncavos 0.2 a 0.5						
- Radios Convexos 0.1 a 0.3						
- Perpendicularidad 0.1/100						
- Planitud 0.1/100						
- Paralelismo 0.2/100						
- Concentricidad 0.2/360						
- Oscilacion 0.2/100						
- Rugosidad Ra 3.2 um						
- Tolerancia General +/-0.1						
- Posicion 0.1/XYZ						
- Radios sin Acotar R 3.0						

Cover RX-TX

PLANO MECANICO

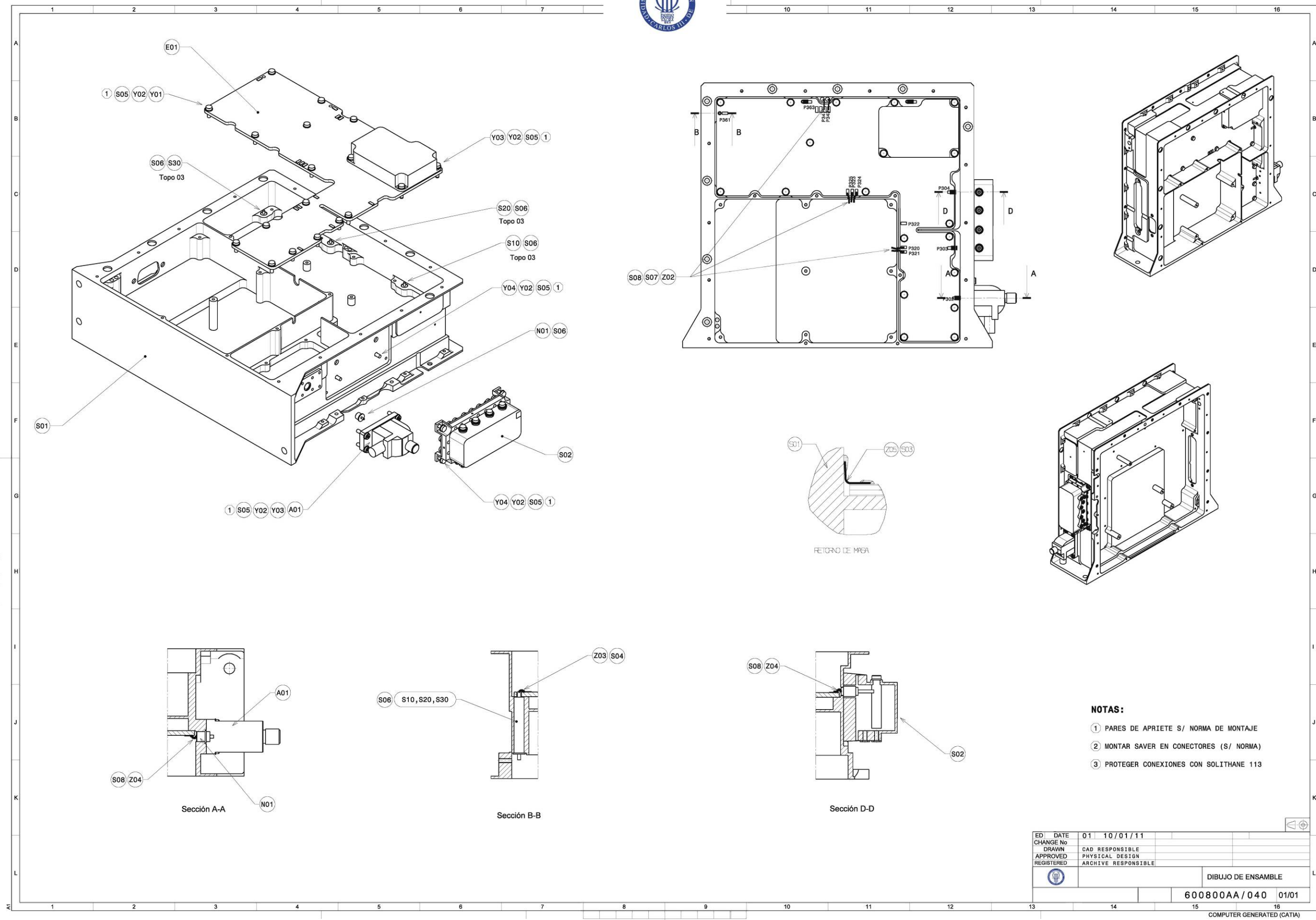
30008453 / 003 01/01

COMPUTER GENERATED (CATIA)

- RX SUBASSEMBLY

A continuación se muestra la lista de materiales del submódulo RX con sus planos más relevantes.

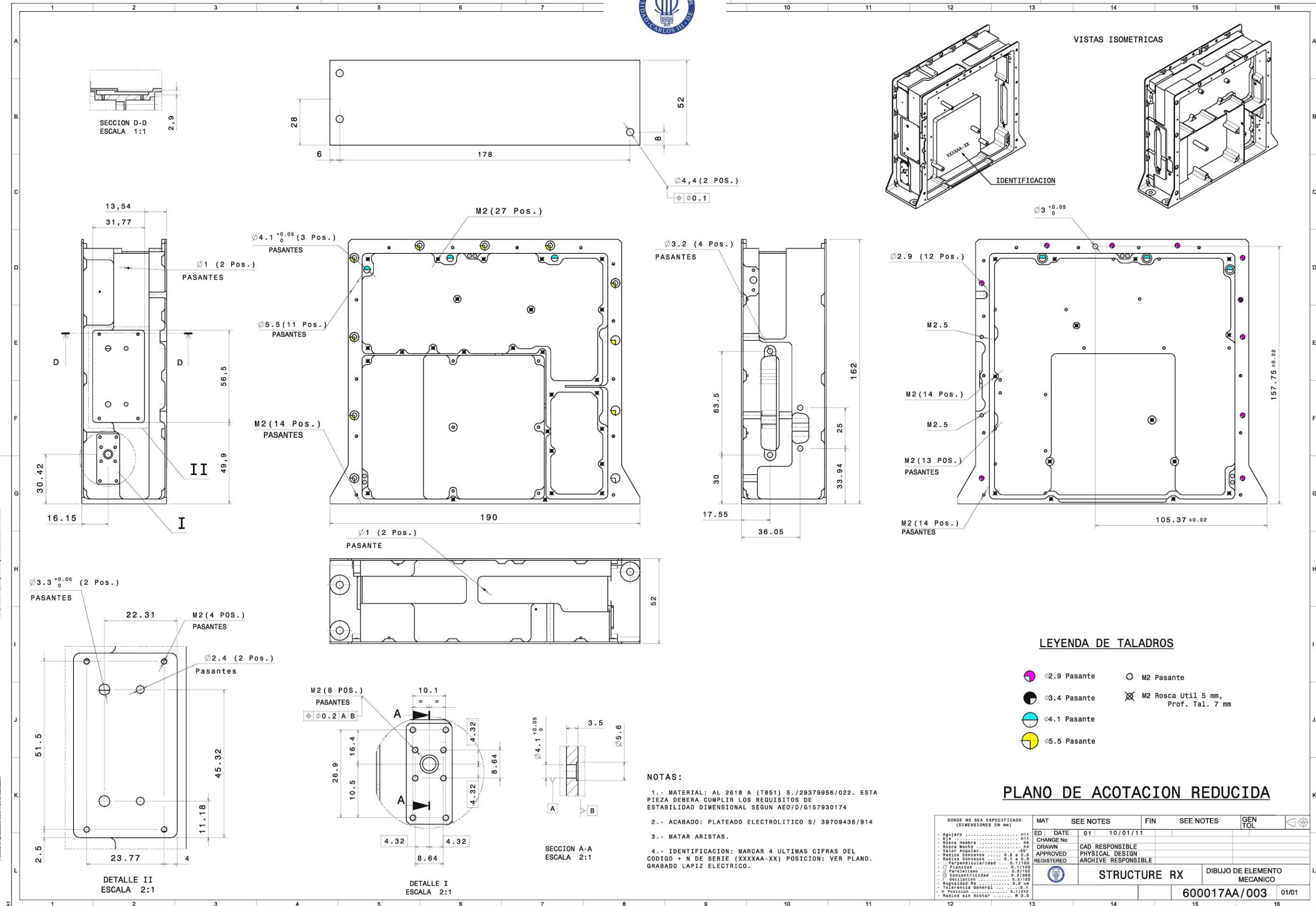
1	600800AA	RX SUBASSEMBLY MODULE			040/050
NIVEL	CODIGO	NOMBRE DEL ARTICULO	TOPO	CANTIDAD	PLANOS
2	5060176430	INP. ISOLATOR 2.000-2.150 GHz FLANGE-SMA	A0001	1	COMP.
2	601529AA	RF OL RX GALILEOSAT PBA	E0001	1	009/030
2	5802939630	CONN SMA R126 416-031	J0009	1	COMP.
2	5060056930	FEEDTH.CONTACT 50 Ohm FOR OUT ISOLATOR	N0001	1	COMP.
2	600017AA	STRUCTURE RX	S0001	1	003
2	603969AA	S-BAND RX FILTER#2	S0002	1	040
2	30960076	PEGADO CONDUCTOR H20E . .	S0003	1	PROC.
2	30960151	SOLDADURA MIXTA AG E=.025MM .	S0004	1	PROC.
2	30960073	SELLADO TORNILLERIA EC2216 . .	S0005	1	PROC.
2	30960070	PEGADO ESTRUCT. EPIPHEN 825A .	S0006	1	PROC.
2	30960074	FIJACION CABLES EC2216 . .	S0007	1	PROC.
2	30960109	SOLDADURA MANUAL . . .	S0008	1	PROC.
2	30950368	M_AJ FEEDTH_ASSEMBLY 50_OHMS . .	S0010	1	COMP.
2	30950368	M_AJ FEEDTH_ASSEMBLY 50_OHMS . .	S0020	1	COMP.
2	30950368	M_AJ FEEDTH_ASSEMBLY 50_OHMS . .	S0030	1	COMP.
2	5803258550	TORNILLO CZX M2X6 A4-70	Y0001	15	COMP.
2	5803115850	ARANDELA B2 CUBE	Y0002	29	COMP.
2	5803258150	TORNILLO CZX M2X8 A4-70	Y0003	8	COMP.
2	5803258450	TORNILLO CZX M2X5 A4-70	Y0004	6	COMP.
2	5803165350	CABLE BTV/1/26/AAQ-3901	Z0002	1	COMP.
2	5803193350	CINTA PLATA L.0,5MM E.0,0125MM	Z0003	1	COMP.
2	5803168850	CINTA PLATA L.0,6MM E.0,025MM	Z0004	1	COMP.
2	5803168750	CINTA PLATA L.1MM E.0,025MM	Z0005	1	COMP.

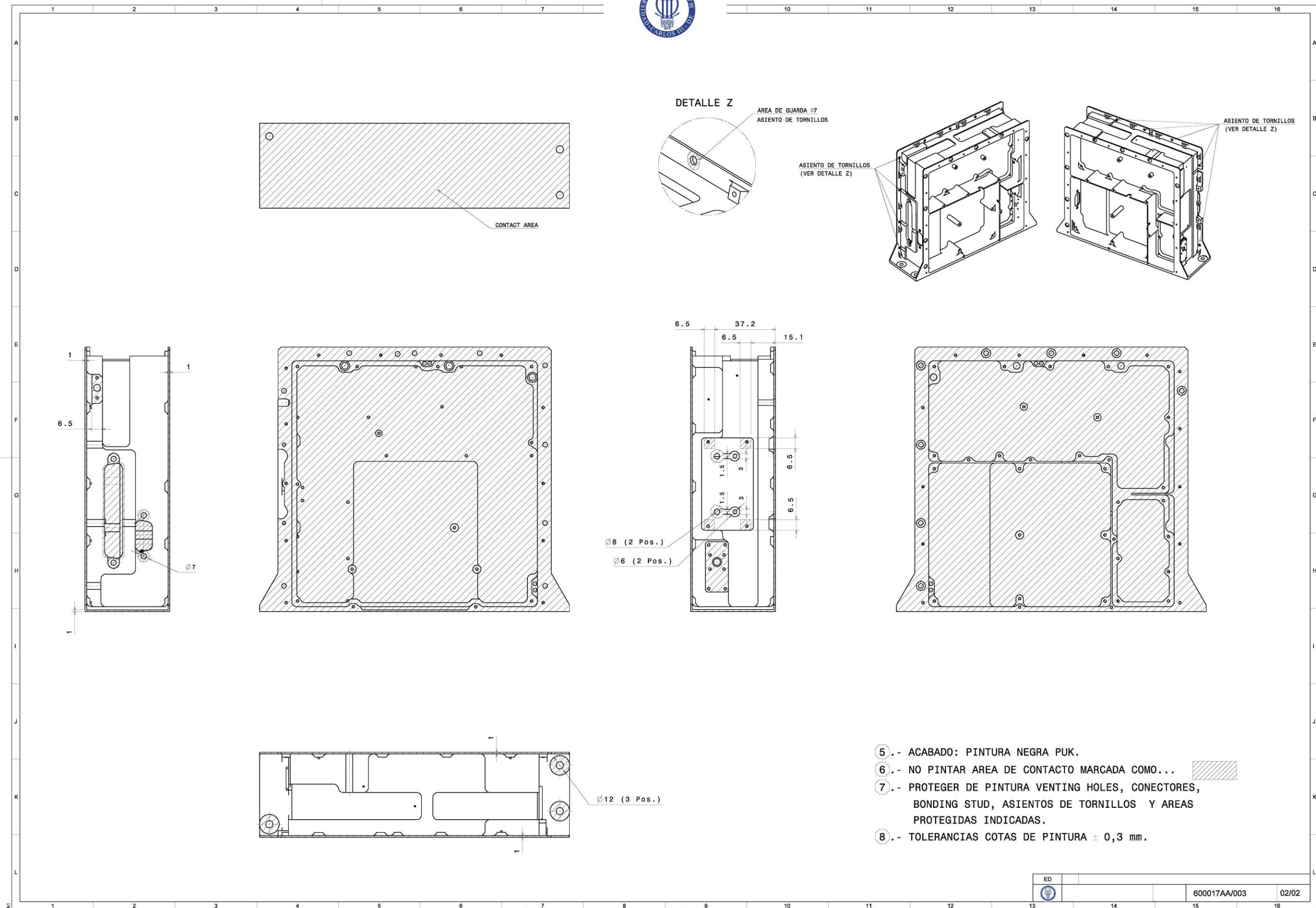


- NOTAS:**
- ① PARES DE APRIETE S/ NORMA DE MONTAJE
 - ② MONTAR SAVER EN CONECTORES (S/ NORMA)
 - ③ PROTEGER CONEXIONES CON SOLITHANE 113

ED	DATE	01	10/01/11
CHANGE No			
DRAWN		CAD RESPONSIBLE	
APPROVED		PHYSICAL DESIGN	
REGISTERED		ARCHIVE RESPONSIBLE	
DIBUJO DE ENSAMBLE			
600800AA / 040 01/01			

COMPUTER GENERATED (CATIA)





- ⑤.- ACABADO: PINTURA NEGRA PUK.
- ⑥.- NO PINTAR AREA DE CONTACTO MARCADA COMO...
- ⑦.- PROTEGER DE PINTURA VENTING HOLES, CONECTORES, BONDING STUD, ASIENTOS DE TORNILLOS Y AREAS PROTEGIDAS INDICADAS.
- ⑧.- TOLERANCIAS COTAS DE PINTURA ± 0,3 mm.

ED		600017AA/003	02/02
----	--	--------------	-------

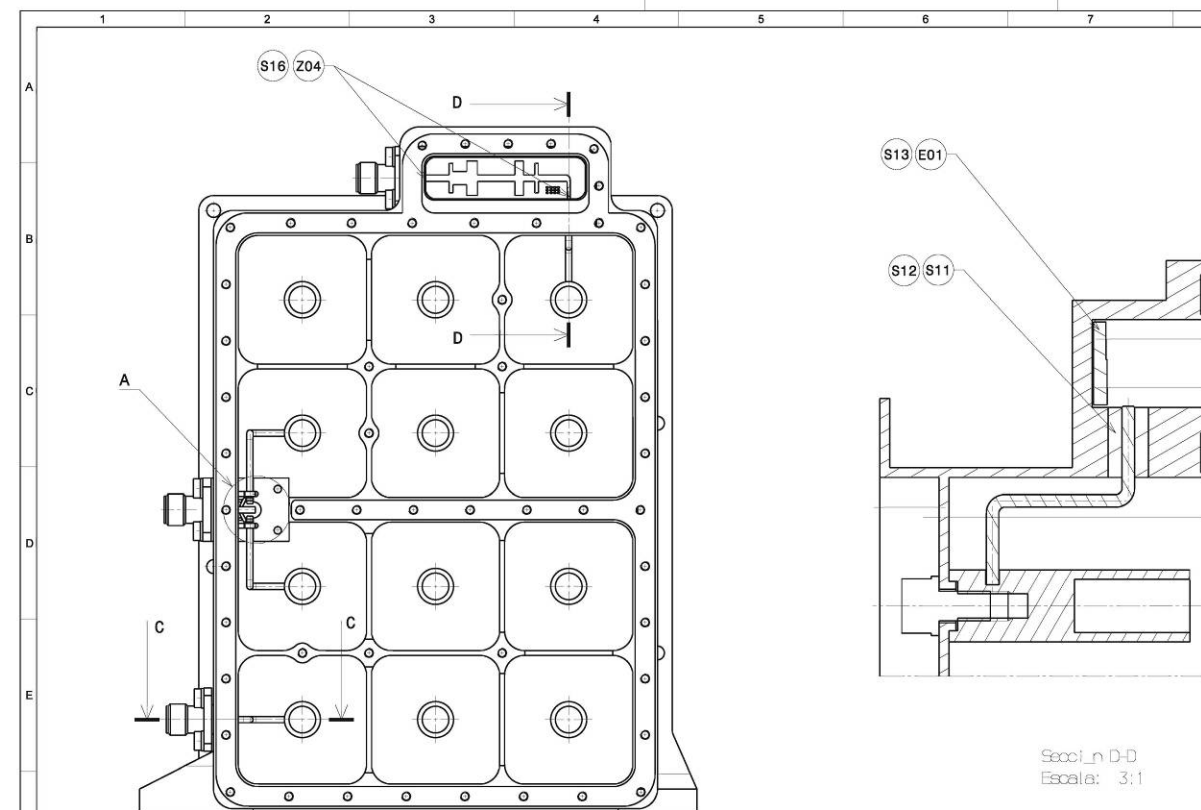
COMPUTER GENERATED (CATIA)

4.3.4 Arbol del módulo Diplexor, nivel 3

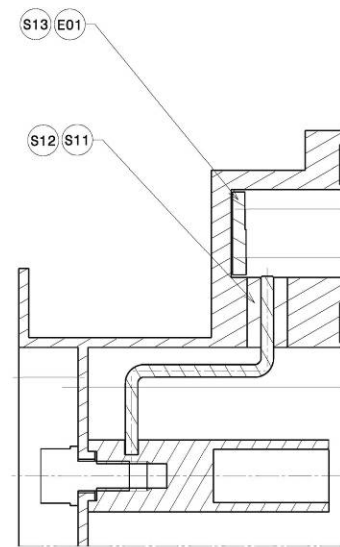
La lista de materiales del módulo Diplexor se muestra a continuación. A su vez éste módulo consta solamente de un submódulo Diplexor. El código superior se emplea para definir el ajuste a la frecuencia específica requerida de cada proyecto, el código inferior define una mecánica determinada. El definir un código dentro del otro es debido a que un montaje o mecánica determinada admite cierto rango de frecuencias por lo que para distintos ajustes puede utilizarse la misma mecánica. De esta forma varios proyectos pueden compartir mecánica y cambiar sólo el código superior que define la frecuencia.

NIVEL	CODIGO	NOMBRE DEL ARTICULO	TOPO	CANTIDAD	PLANOS
1	601455AA	DIPLEXER	-	-	050
2	30008446	DIPLEXER D	-	-	040
2	30006618	LOW PASS FILTER PB	E0001	1	030
2	5802992930	CONN SMA R126 410-004	J0001	1	COMP.
2	5060223030	CONN SMA R126	J0002	1	COMP.
2	5802939630	CONN SMA R126 416-031	J0003	1	COMP.
2	5801248930	MICROWAVE TUNING SCREW 6925-0 SLHR	N0001	18	COMP.
2	5060036330	MICROWAVE TUNING SCREW 6925-3 SL	N0002	10	COMP.
2	30009280	DX STRUCTURE	S0001	1	003
2	30009281	DX COVER	S0002	1	003
2	30009282	MIC COVER	S0003	1	003
2	601403AA	POSTE RX	S0004	4	003
2	601404AA	POSTE TX	S0005	4	003
2	30950199	I_AJ TORRETA MIC TX . . .	S0006	1	040
2	30950219	I_AJ TORRETA ACOPLO TX #2 . . .	S0007	1	040
2	30950217	I_AJ TORRETA ACOPLO RX #2 . . .	S0008	1	040
2	30950215	I_AJ TORRETA MIC RX #2 . . .	S0009	1	040
2	30960073	SELLADO TORNILLERIA EC2216 . .	S0010	1	PROC.
2	30007141	REMOVABLE ISOLANT (L=7.1)	S0011	1	003
2	30960070	PEGADO ESTRUCT. EPIPHEN 825A .	S0012	1	PROC.
2	30007093	PREFORM LOW PASS FILTER	S0013	1	003
2	30005791	REMOVABLE ISOLANT#1	S0014	1	003
2	30005156	TEFLON BASE ACOPLO ENTRADA	S0015	1	003
2	30960109	SOLDADURA MANUAL . . .	S0016	1	PROC.
2	5803258550	TORNILLO CZX M2X6 A4-70	Y0001	53	COMP.
2	5803115850	ARANDELA B2 CUBE	Y0002	69	COMP.
2	5803258450	TORNILLO CZX M2X5 A4-70	Y0003	12	COMP.
2	5803101350	TORNILLO DIN912 M3X6 TA6V	Y0004	12	COMP.
2	5803114750	ARANDELA Z3 TA6V	Y0005	12	COMP.
2	30007167	TUNNING SCREW M2X10	Y0006	4	COMP.
2	5803269650	TUERCA DIN934 M2 A4-70	Y0007	4	COMP.
2	30002855	TUNNING SCREW M2X16	Y0008	4	COMP.
2	30005439	TUNNING SCREW M2X20 ALCLA	Y0010	4	COMP.
2	5803252050	JUNTA CHOSEAL 1215 1,78X3,68MM	Z0001	1	COMP.
2	5070024050	JUNTA EDC-21-020-SCS-SMA000	Z0002	2	COMP.
2	5803167450	HILO PLATA D. 0,6MM	Z0003	1	COMP.
2	5803168850	CINTA PLATA L.0,6MM E.0,025MM	Z0004	1	COMP.

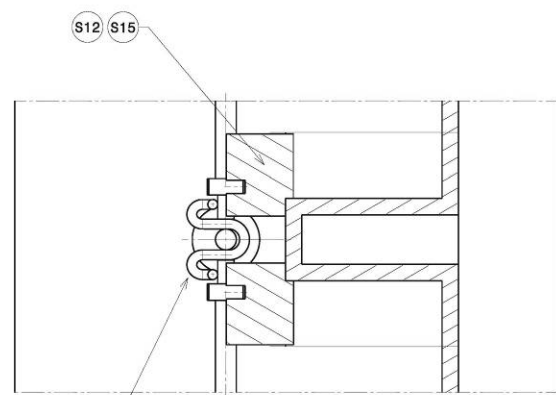
A continuación se muestran los planos 003 de las tapas y el cuerpo del módulo Diplexor y el plano 040 correspondiente a este módulo. En este caso, el documento 050 solo define la frecuencia de ajuste del diplexor por lo que se omitirá.



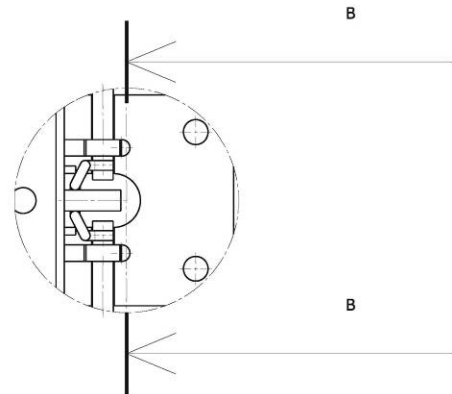
Front view
Escala: 3:2



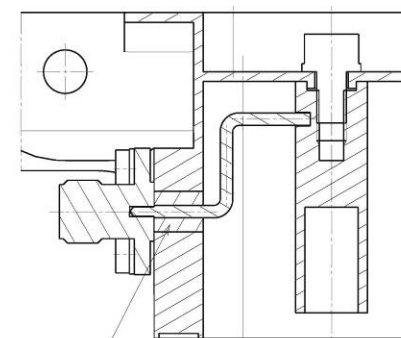
Secc_Ln D-D
Escala: 3:1



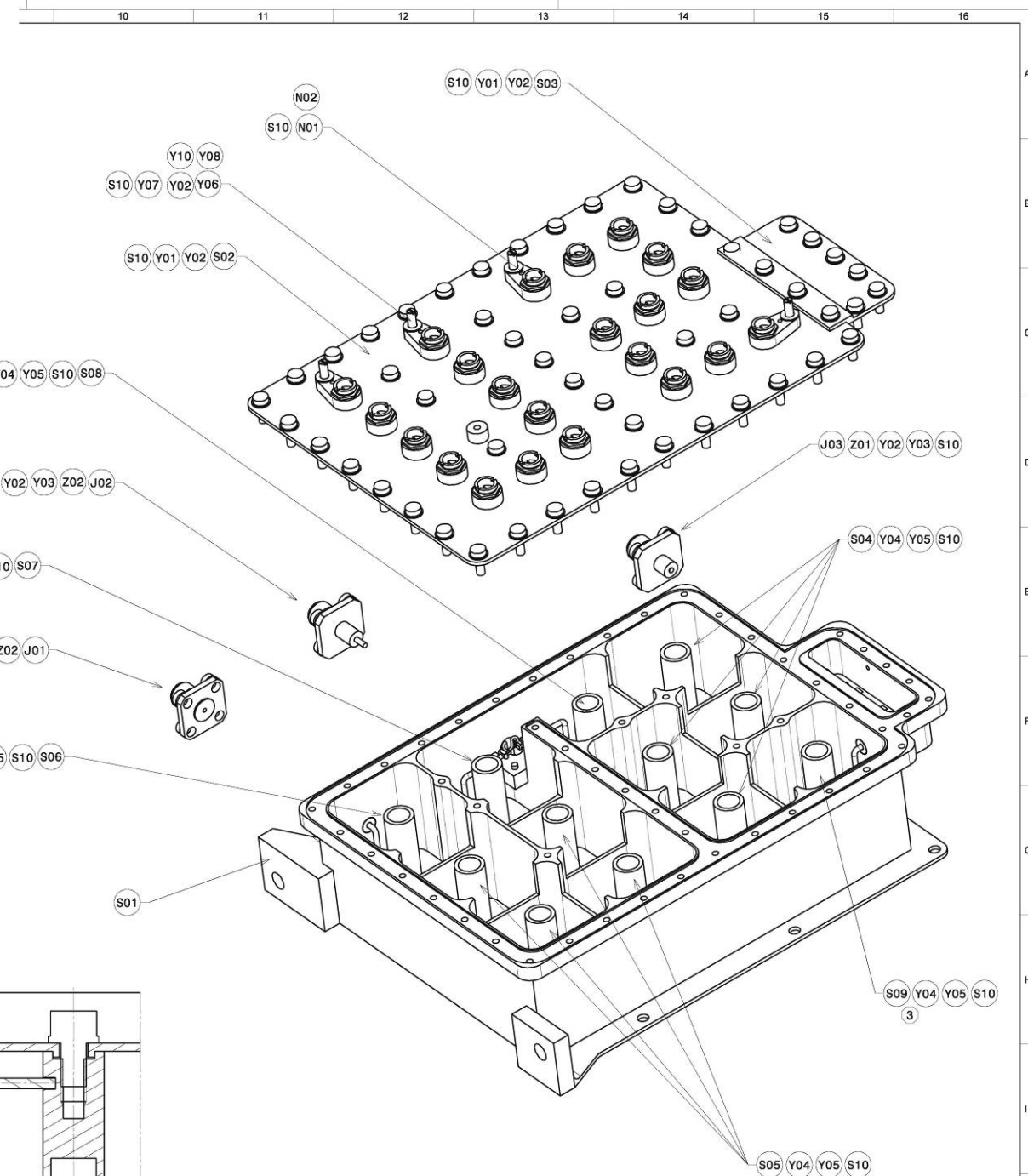
Secc_Ln B-B
Escala: 5:1



Detalle A
Escala: 5:1



Secc_Ln C-C
Escala: 3:1



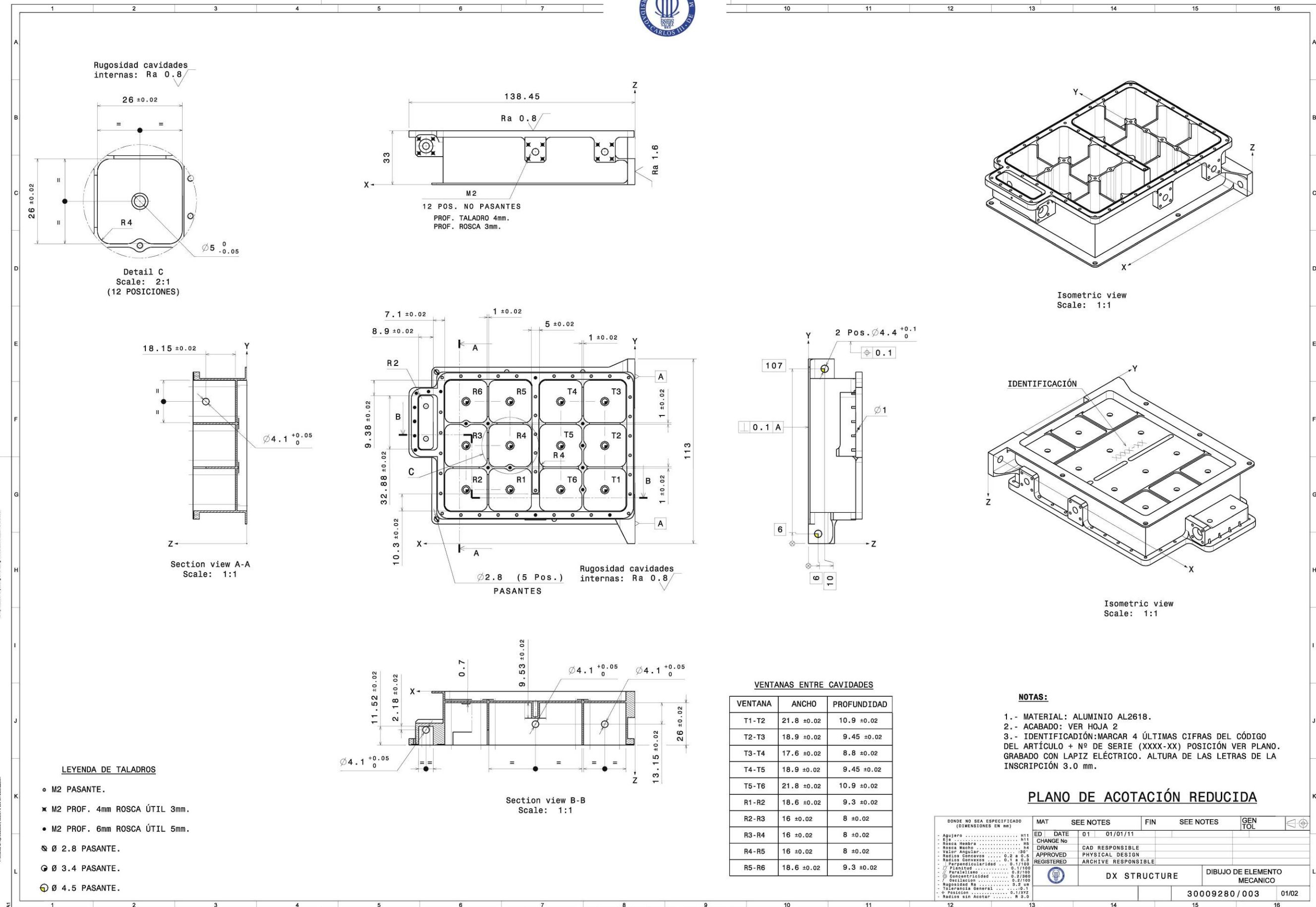
- NOTAS:**
- ① PARES DE APRIETE S/ NORMA DE MONTAJE
 - ② MONTAR SAVER EN CONECTORES (S/ NORMA)
 - ③ VER TABLA DE AJUSTABLES

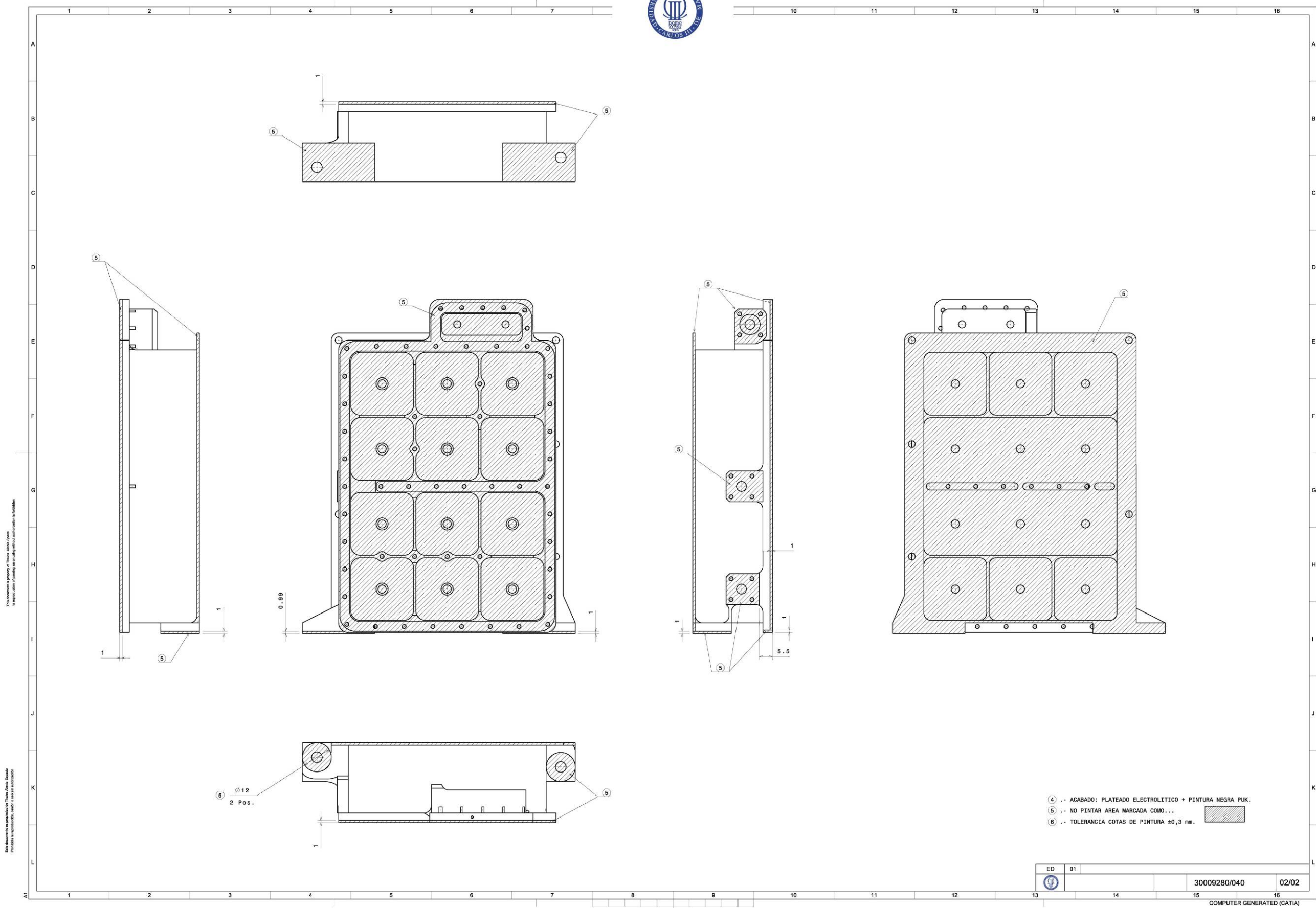
AJUSTABLES		
TOPO EN 040	CODIGO DE AJUSTABLE	TOPO DE AJUSTABLE
S09	601447AA	51
S06	601444AA	51
S07	601450AA	51
S08	601453AA	51

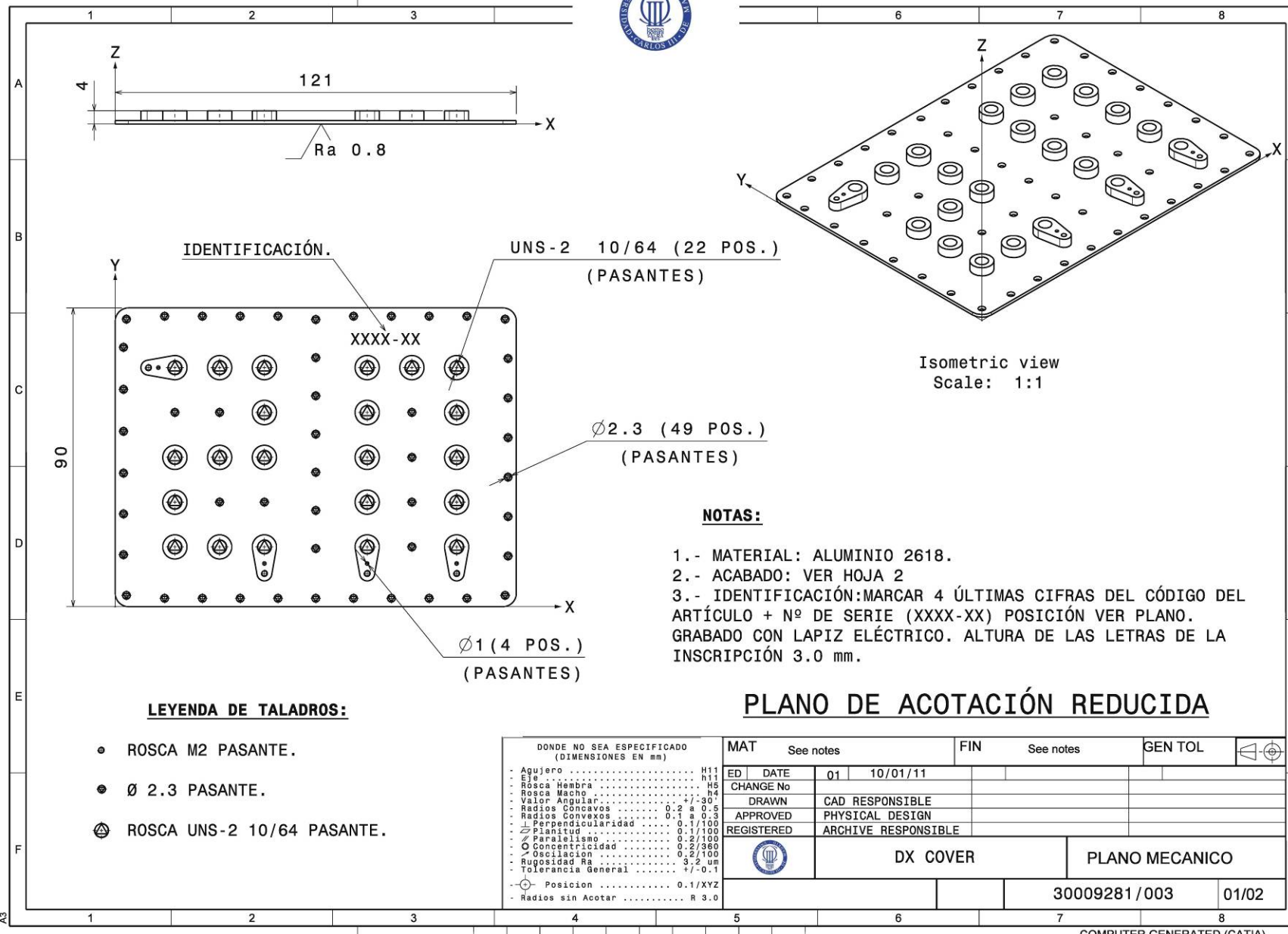
ED	DATE	01	10/01/11
CHANGE No			
DRAWN			
APPROVED			
REGISTERED			

DIPLEXER D		DIBUJO DE ENSAMBLE
30008446/040		01/01

COMPUTER GENERATED (CATIA)







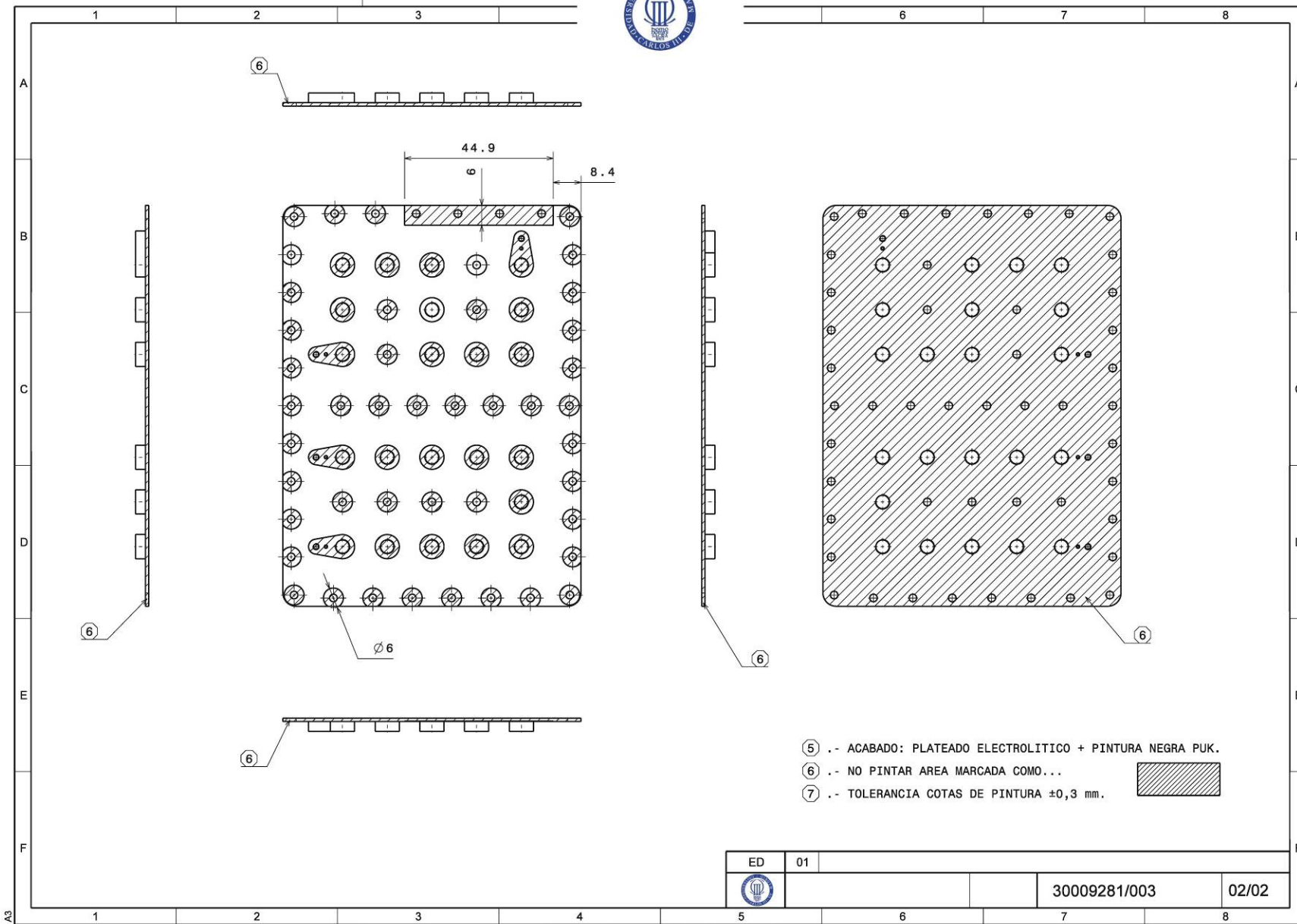
This document is property of Thesis Areas. Reproduction or passing on or using without authorization is forbidden.

Este documento es propiedad de Thesis Areas. Espacio. Prohibida la reproducción, cederlo o usar sin autorización.



This document is property of Thales Alenia Space.
 No reproduction of parting on or using without authorization is forbidden.

Este documento es propiedad de Thales Alenia Espacio.
 Prohibida la reproducción, copia o uso sin autorización.



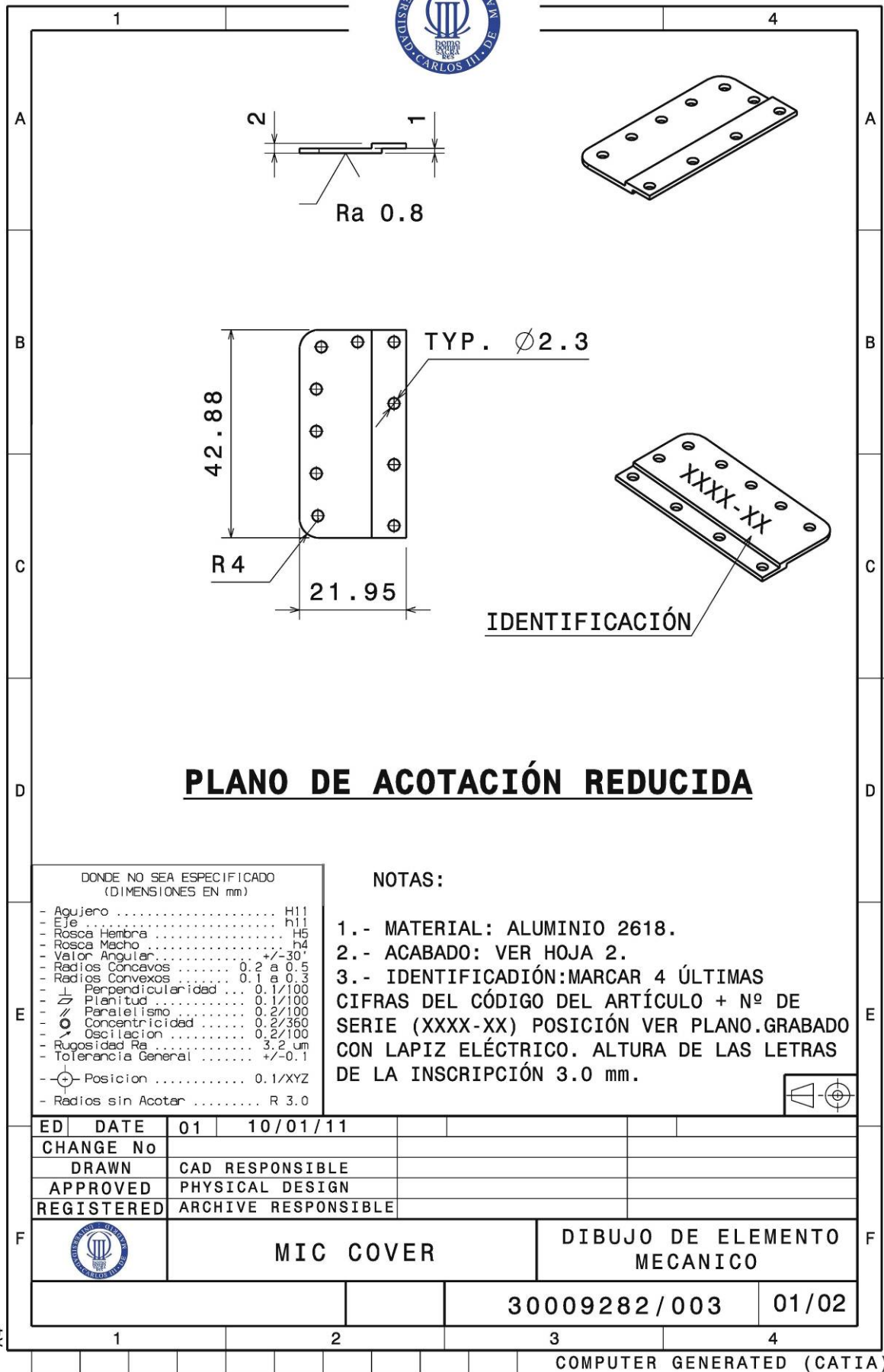
- ⑤ .- ACABADO: PLATEADO ELECTROLITICO + PINTURA NEGRA PUK.
- ⑥ .- NO PINTAR AREA MARCADA COMO...
- ⑦ .- TOLERANCIA COTAS DE PINTURA $\pm 0,3$ mm.

ED	01			
			30009281/003	02/02

COMPUTER GENERATED (CATIA)



This document is property of ALCATEL ESPACIO. Its reproduction, for passing or using without authorization is forbidden



PLANO DE ACOTACIÓN REDUCIDA

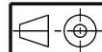
Este documento es propiedad de ALCATEL ESPACIO. Su reproducción, para su reproducción, cesión o uso sin autorización

DONDE NO SEA ESPECIFICADO
(DIMENSIONES EN mm)

- Agujero H11
- Eje h11
- Rosca Hembra H5
- Rosca Macho h4
- Valor Angular +/-30°
- Radios Concavos 0.2 a 0.5
- Radios Convexos 0.1 a 0.3
- Perpendicularidad 0.1/100
- Planitud 0.1/100
- Paralelismo 0.2/100
- Concentricidad 0.2/360
- Oscilación 0.2/100
- Rugosidad Ra 3.2 µm
- Tolerancia General +/-0.1
- Posición 0.1/XYZ
- Radios sin Acotar R 3.0

NOTAS:

- 1.- MATERIAL: ALUMINIO 2618.
- 2.- ACABADO: VER HOJA 2.
- 3.- IDENTIFICACIÓN: MARCAR 4 ÚLTIMAS CIFRAS DEL CÓDIGO DEL ARTÍCULO + Nº DE SERIE (XXXX-XX) POSICIÓN VER PLANO. GRABADO CON LAPIZ ELÉCTRICO. ALTURA DE LAS LETRAS DE LA INSCRIPCIÓN 3.0 mm.



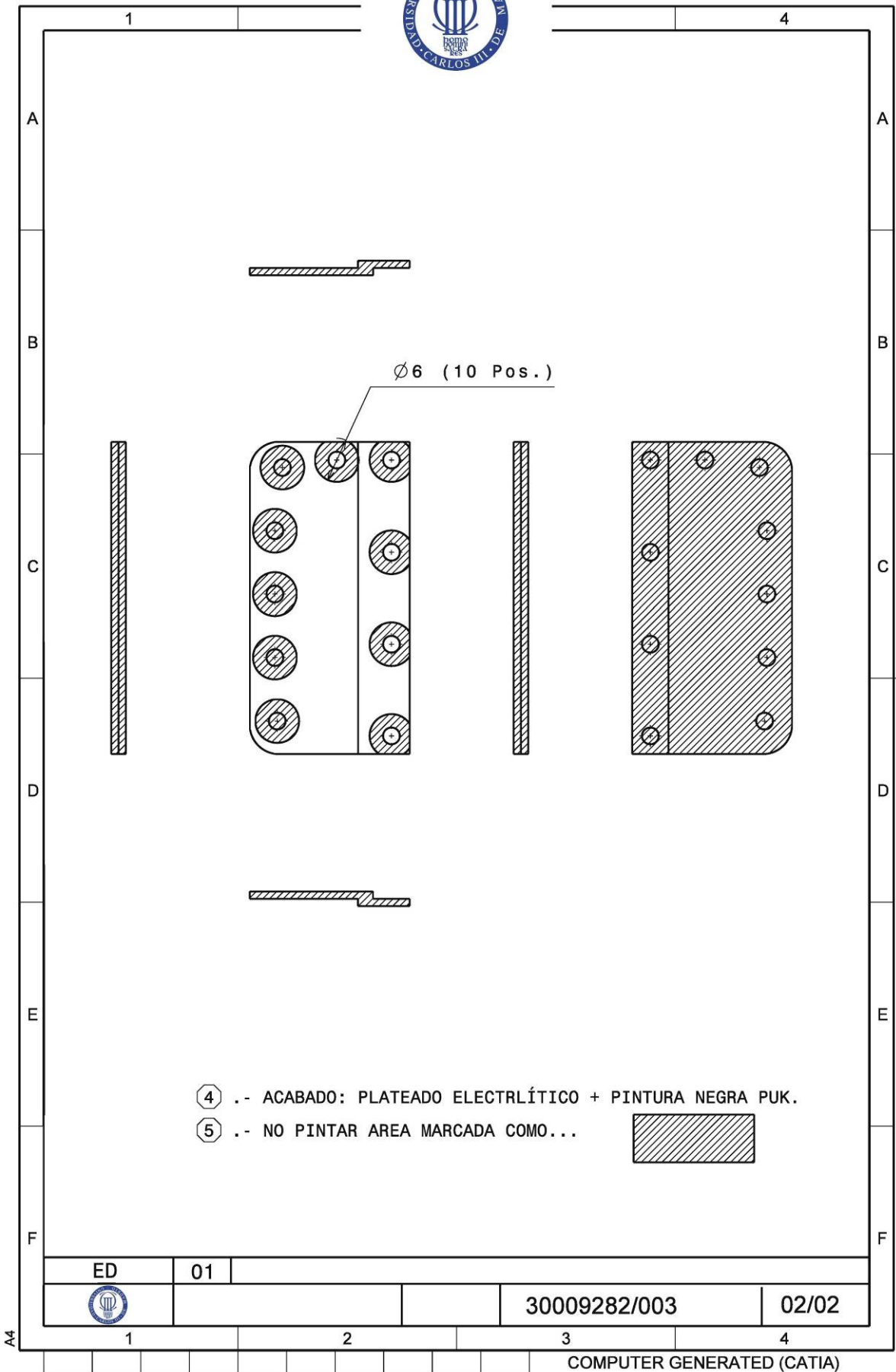
ED	DATE	01	10/01/11				
CHANGE No							
DRAWN		CAD RESPONSIBLE					
APPROVED		PHYSICAL DESIGN					
REGISTERED		ARCHIVE RESPONSIBLE					
	MIC COVER			DIBUJO DE ELEMENTO MECANICO			
		30009282/003			01/02		

COMPUTER GENERATED (CATIA)



This document is property of Thales Alenia Space ,
Its reproduction of passing on or using without authorization is forbidden

Este documento es propiedad de Thales Alenia Espacio
Prohíbe la Reproducción ,cesión o uso sin autorización



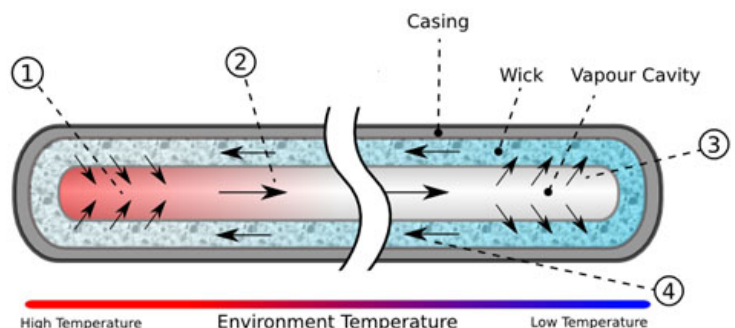
5 ANÁLISIS TÉRMICO

La razón fundamental por la que existe un control térmico del satélite es la necesidad de evacuar el calor que se produce dentro de este y que recibe del sol. El calor producido dentro del satélite es principalmente debido a la disipación de las unidades electrónicas como el transpondedor que nos ocupa (TRSP). Se debe crear un equilibrio térmico entre el calor generado y el que es capaz de evacuar con la restricción de que dicho equilibrio debe conseguirse a una temperatura cercana a los 20 °C. Dicha temperatura es la típica a la que funciona la electrónica de un satélite.

El sumidero por el que evacuar el calor es la atmósfera espacial. El satélite solo puede intercambiar calor con él mediante radiación térmica. En el caso concreto de nuestro TRSP la transferencia de calor por radiación al entorno y al satélite es despreciada ya que casi la totalidad de la potencia disipada por dicho equipo es transferida por conducción.

Los métodos que se emplean para maximizar la disipación de calor de los equipos son los siguientes:

- Pintura: los equipos disipativos van pintados con una pintura negra mate normalmente a base de poliuretano y con una emisividad elevada y así aumentar al máximo la capacidad de disipación del equipo por radiación. Si el equipo está rigidamente unido a la plataforma, el calor radiado es despreciable frente al conducido.
- Juntas o mantas térmicas: Se usan tanto para aislar como para mejorar la conducción. Se sitúan entre equipo y plataforma. Se usan cuando interesa que el equipo esté en contacto con la plataforma.
- Arandelas térmicas: al igual que las mantas, las hay aislantes y conductoras. Se usan cuando se quiere un montaje del equipo con cierta separación a la plataforma. También se usan ciertos tipos de arandelas para aislar mecánicamente el equipo de la plataforma a modo de amortiguador.
- Heat pipes o caloductos: se trata de un conducto relleno de líquido que transporta el calor a lo largo del satélite en función de las zonas que interesa enfriar o calentar. El líquido es generalmente amoníaco. El tubo suele tener dos conductos concéntricos. En la parte caliente llamada evaporador, el líquido presente en la zona externa del tubo (que a su vez está relleno de un material poroso que lo contiene) cambia de fase y se transforma en vapor pasando al conducto central. El vapor se mueve por efecto de la presión hacia el extremo frío del tubo donde se condensa volviendo a la zona externa y de nuevo a



Heat pipe thermal cycle

- 1) Working fluid evaporates to vapour absorbing thermal energy.
- 2) Vapour migrates along cavity to lower temperature end.
- 3) Vapour condenses back to fluid and is absorbed by the wick, releasing thermal energy
- 4) Working fluid flows back to higher temperature end.

través del tubo hacia la zona caliente. Estos caloductos son capaces de transferir entre 100 y 200 W a un metro de distancia con un gradiente de temperatura despreciable.

5.1 DESCRIPCIÓN GENERAL

El TRSP consta principalmente de 3 módulos diferentes (transmisor, receptor y diplexor) amarrados uno a otro mediante tornillos. La figura 6 muestra una vista general del equipo.

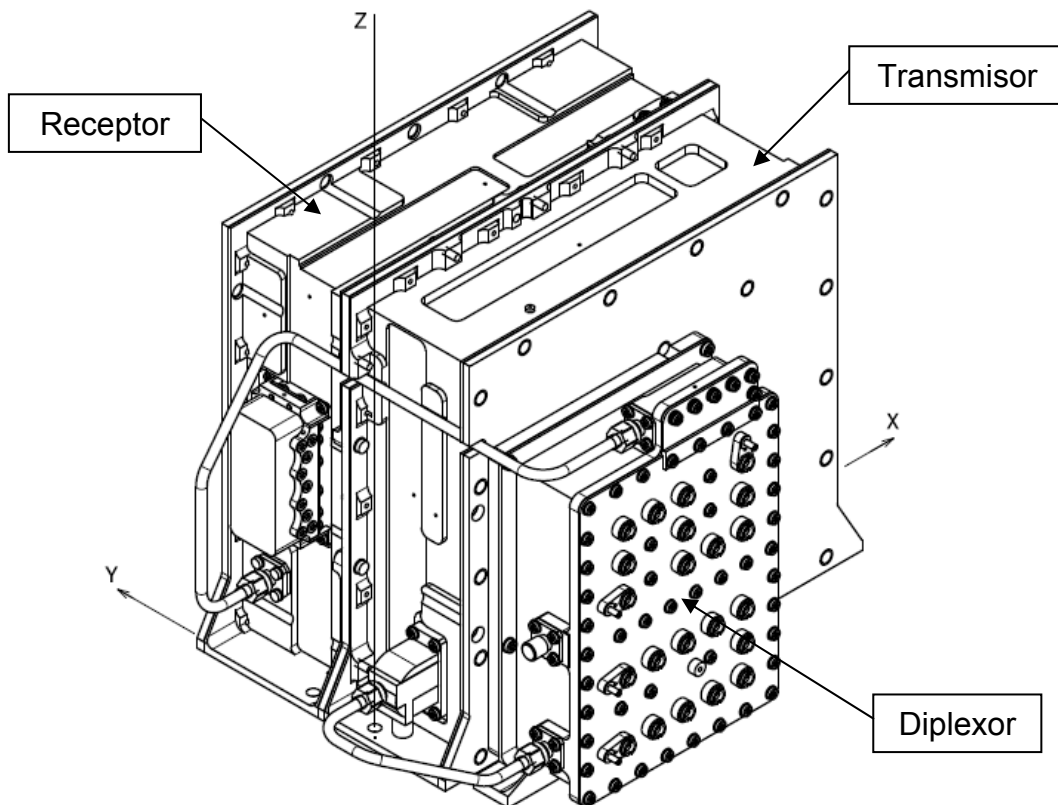


Figura 4. Módulos del transpondedor.

Cada módulo consiste en una estructura de aluminio en la que los componentes electrónicos están atornillados directamente a la estructura o en circuitos impresos montados en su interior. Este transpondedor también se conoce como ISBT, Integrated S-Band Transponder.

Concretamente los módulos transmisor (TX) y receptor (RX) del transpondedor contienen componentes electrónicos y tarjetas o placas de circuitería impresa (PBAs, printed boards assembly). El módulo diplexor (DX) es un equipo de radiofrecuencia pasiva con cavidades en su interior y que no contiene ninguna tarjeta. Tanto las tarjetas como el diplexor tendrán una disipación a tener en cuenta.

Las tarjetas PBA son las tarjetas electrónicas del interior de cada uno de los módulos del equipo. Se les llama "assembly" por distinguir entre la propia tarjeta rutada (PCB, printed circuit board o PB, printed board) y la misma tarjeta con los componentes montados.

A continuación se detallan las tarjetas que componen los módulos TX y RX cuya disipación es necesario conocer para llevar a cabo el análisis.

Modulo	PBA's
TX	SSPA DC/DC TX-INT TX GEN
RX	DC/DC RX PBA DEMULATOR PBA RF-OL-RX PBA

Tabla 10: tarjetas de modulos TX y RX

5.2 MATERIALES

Las características térmicas de los materiales usados en el modelo de elementos finitos son:

- Aluminio: Al 2618A T851, usado en las partes mecánicas:
 - Densidad = 2750 Kg/m³
 - Capacidad térmica específica = 920 J/Kg °K
 - Conductividad térmica = 142 W/m °K
- Poliimida multicapa, usado en las PCBs, no es poliimida pura. Se tienen en cuenta tanto las capas de poliimida como las de cobre:
 - Densidad = 3700 Kg/ m³
 - Capacidad térmica específica = 940 J/Kg °K
 - Conductividad térmica = 28 W/m °K
- Cobre, usado en las PCBs:
 - Densidad = 8940 Kg/ m³
 - Conductividad térmica = 391 W/m K
- Duroid, usado en las PCBs:
 - Densidad = 2100 Kg/m³
 - Conductividad térmica = 0,6 W/m K
- Albefilm (pegamento), usado en MMICs:
 - Conductividad térmica = 3,5 Kg/ m³
 - Espesor = 0,15 W/m K
- Trabond (pegamento), usado en los componentes:
 - Conductividad térmica = 1,5 W/m K
- Thermal filler:
 - Mínima conductancia térmica = 500 W/ m² K

5.3 CONDICIONES DE CONTORNO

Según el [REQ-35] los límites de temperatura son:

	Aceptación		Calificación	
	Min.	Max.		Min.
Operación	- 20°C	55°C	- 25°C	60°C
Arranque	- 25°C		- 25°C	

El análisis térmico ha sido realizado sobre el caso de calificación, el equipo encendido a la máxima temperatura operativa de funcionamiento, es decir, 60 °C (en el punto de referencia de temperatura TRP). Si la potencia disipada no cambia, los resultados del análisis térmico responden a una ecuación lineal por lo que cualquier cambio en la temperatura del TRP implica el mismo cambio en los resultados.

Para mejorar la disipación térmica y como especifican los requisitos aplicables se tendrá en cuenta un montaje que asegure 500 W/ m² K (thermal filler Sigraflex o similar) en el contacto del equipo con la plataforma.

En el análisis de la estructura se considerará una conductancia térmica de 1180 W/m² K en las uniones atornilladas entre las diferentes piezas de la misma.

No se han tenido en cuenta los efectos de la radiación, es decir, el único modo en que el equipo disipa la potencia es por conducción ya que tampoco existe convección. Esto supondrá analizar a unas condiciones peores a las reales.

5.4 POTENCIA DISIPADA.

El análisis térmico también considera las peores condiciones de funcionamiento, lo que significa que todos los componentes disipativos están operando simultáneamente a su potencia más alta.

La potencia máxima disipada del equipo es 30,5 W. La distribución de potencias en el equipo es la indicada en la tabla siguiente.

Tarjeta PBA	Dissipation (mW)
RF_OL	1647
DC/DC RX	2216
DEMULATOR	2358
TX_GEN	4500
DC/DC TX	6931
SSPA	11605
Otros	
ISOLATOR TX (componente)	290
DIPLEXOR	917
TOTAL	30464

Tabla 12: Potencia máxima disipada.

5.5 ANÁLISIS TÉRMICO A NIVEL EQUIPO

El principal propósito de este análisis es evaluar la capacidad de la estructura propuesta de evacuar el calor generado en los circuitos impresos hacia fuera de la unidad sin crear excesivos gradientes de temperatura.

Los resultados obtenidos sobre la distribución de temperaturas a lo largo de la estructura serán usados como condición de contorno para el análisis térmico detallado de cada tarjeta.

Para el análisis se usará MSC NASTRAN. Solo se tendrá en cuenta la transmisión de calor por conducción por lo que al no tenerse en cuenta el efecto de la radiación, los resultados del análisis se considerarán un peor caso.

5.5.1 Descripción del modelo de elementos finitos FEM

Utilizando el pre-procesador Patran se ha construido un modelo de elementos finitos del equipo: geometría de las tres estructuras (RX, TX y DX) y las PBAs del interior.

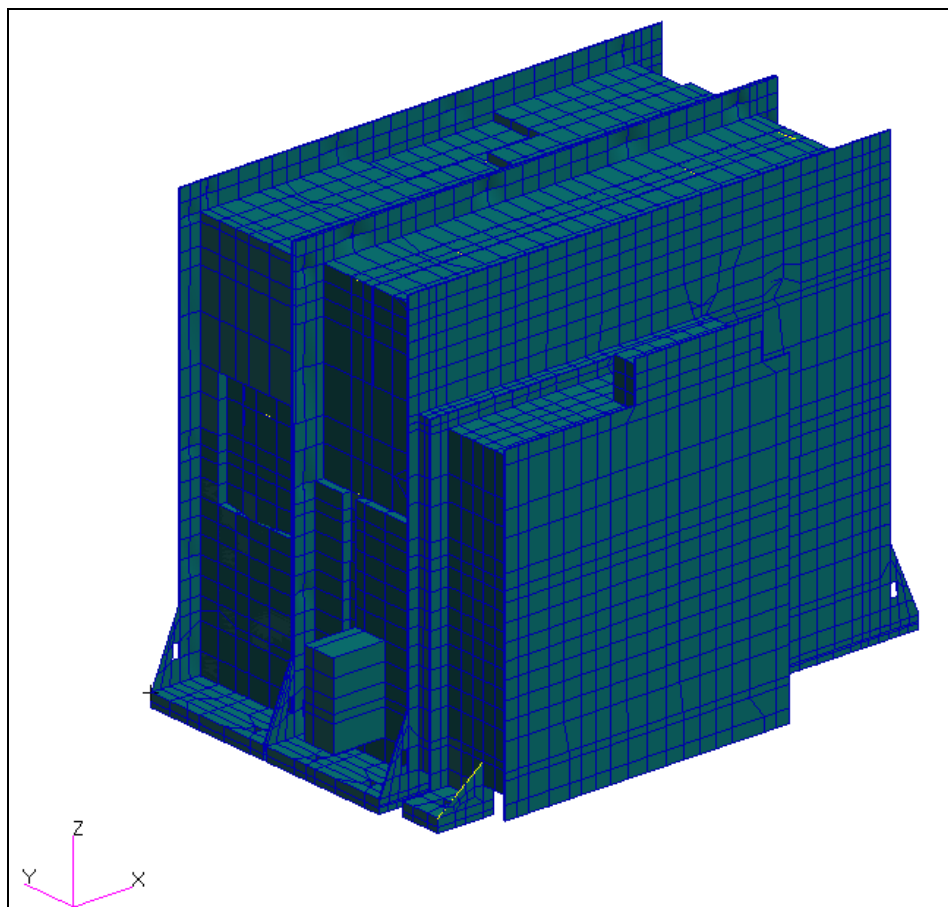


Figura 5. Modelo de elementos finitos del equipo completo.

Cada parte del equipo ha sido modelada independientemente. Para simular la unión mecánica entre las diferentes partes se han aplicado gran cantidad de elementos entre elementos barra (BAR2) para las uniones atornilladas y elementos solidos (HEXA8) para las uniones pegadas.

El modelo esta formado por 14200 elementos y 13500 nodos. Los elementos Patran-Nastran usados en la estructura son: BAR2 (unidimensionales), QUAD4 y TRIA3 (bidimensionales) y HEXA8 (tridimensionales). Las PBAs han sido modeladas con elementos SHELL y la masa total del modelo es 2830 gramos.

La Figura 3 muestra sólo la parte del modelo correspondiente a las PBAs indicando su posición relativa.

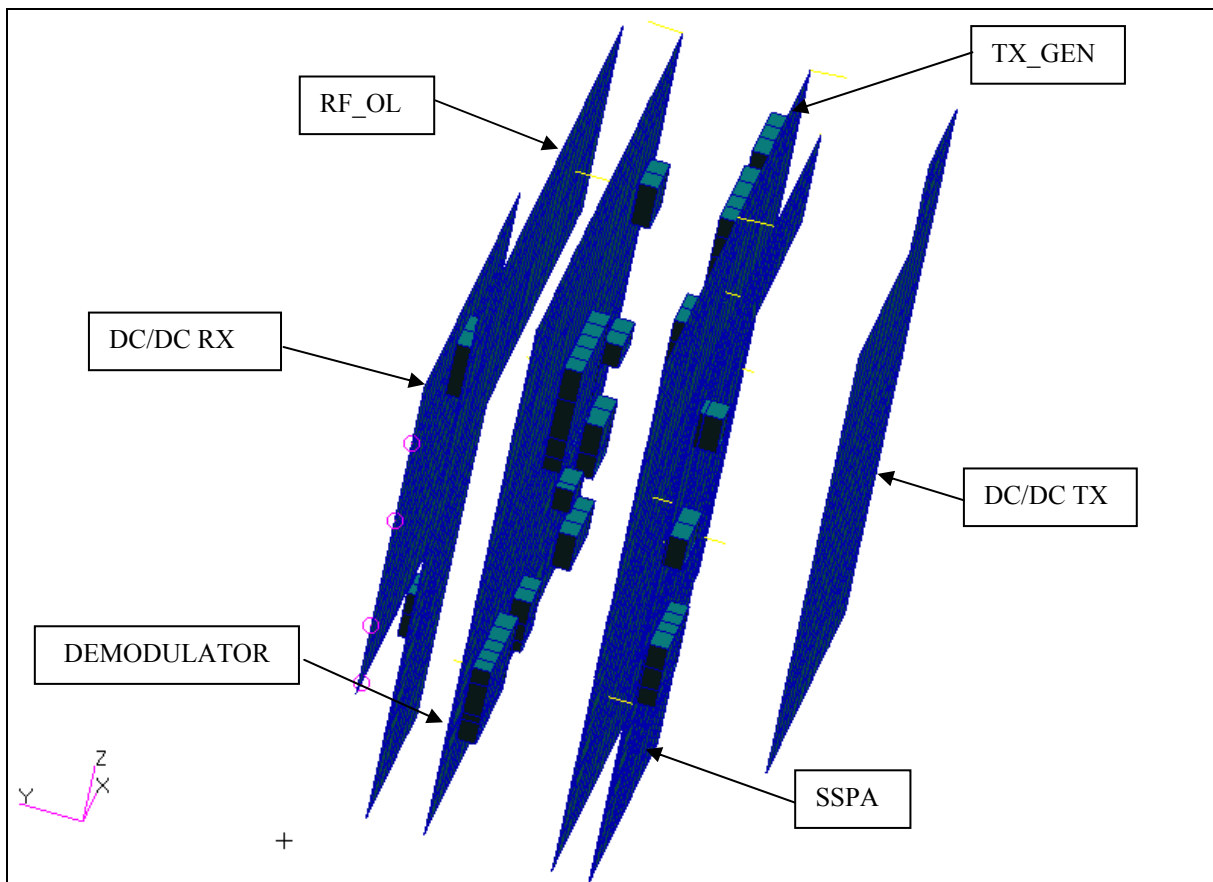


Figura 6. Modelos FEM de las PBAs del equipo.

Las tarjetas TX_GEN, DC/DC TX y SSPA van montadas en el módulo TX y las RF_OL, DC/DC RX y DEMODULATOR en el módulo RX.

5.5.2 Temperaturas de las estructuras

La temperatura de la estructura varía de 57,8°C a 77,9°C como indica la figura 6:

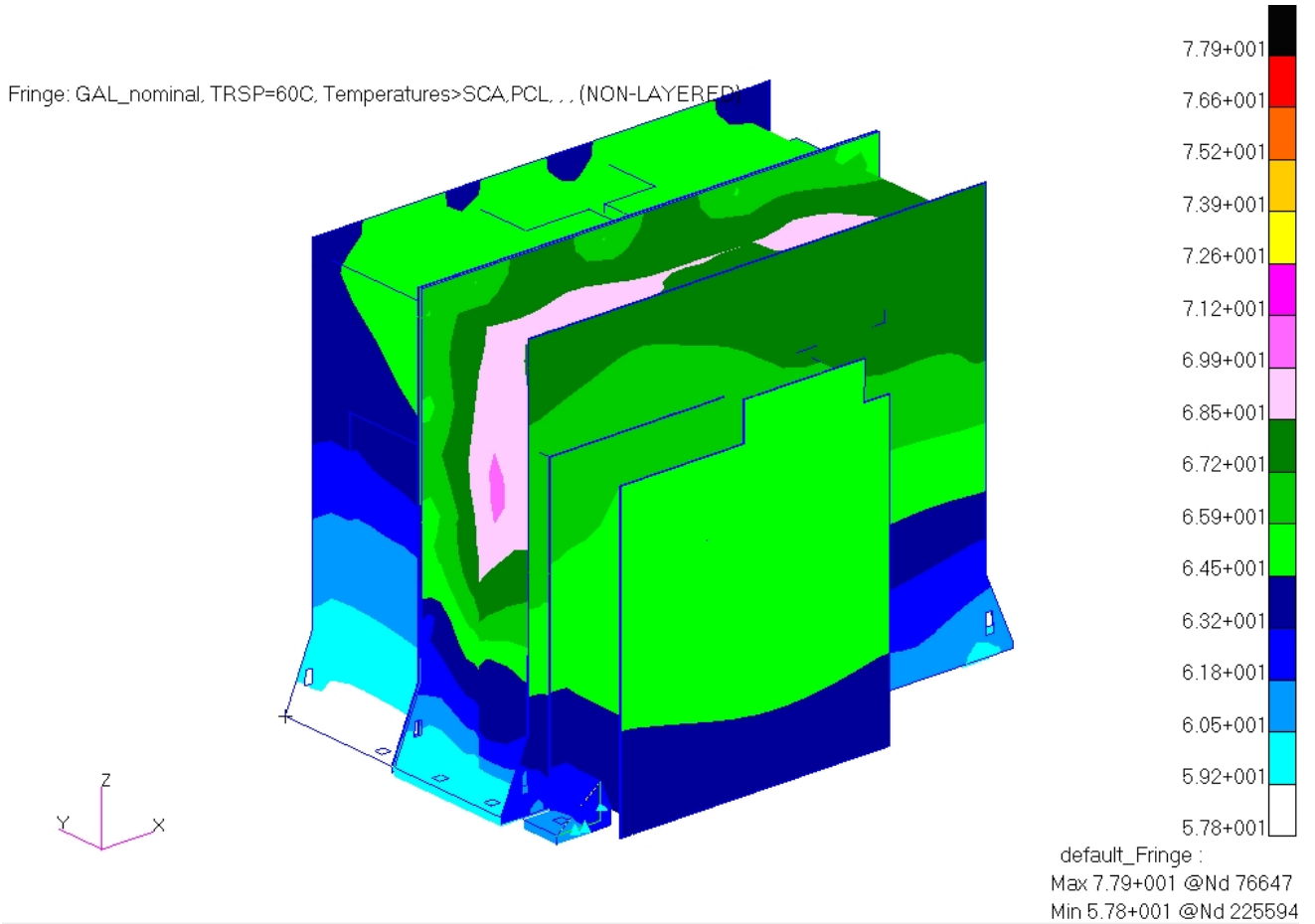


Figura 7. Distribución de temperaturas sobre la estructura del equipo.

En la siguiente vista se ha ocultado el diplexor y la tapa del módulo DC/DC para poder ver donde se alcanza la máxima temperatura en la estructura.

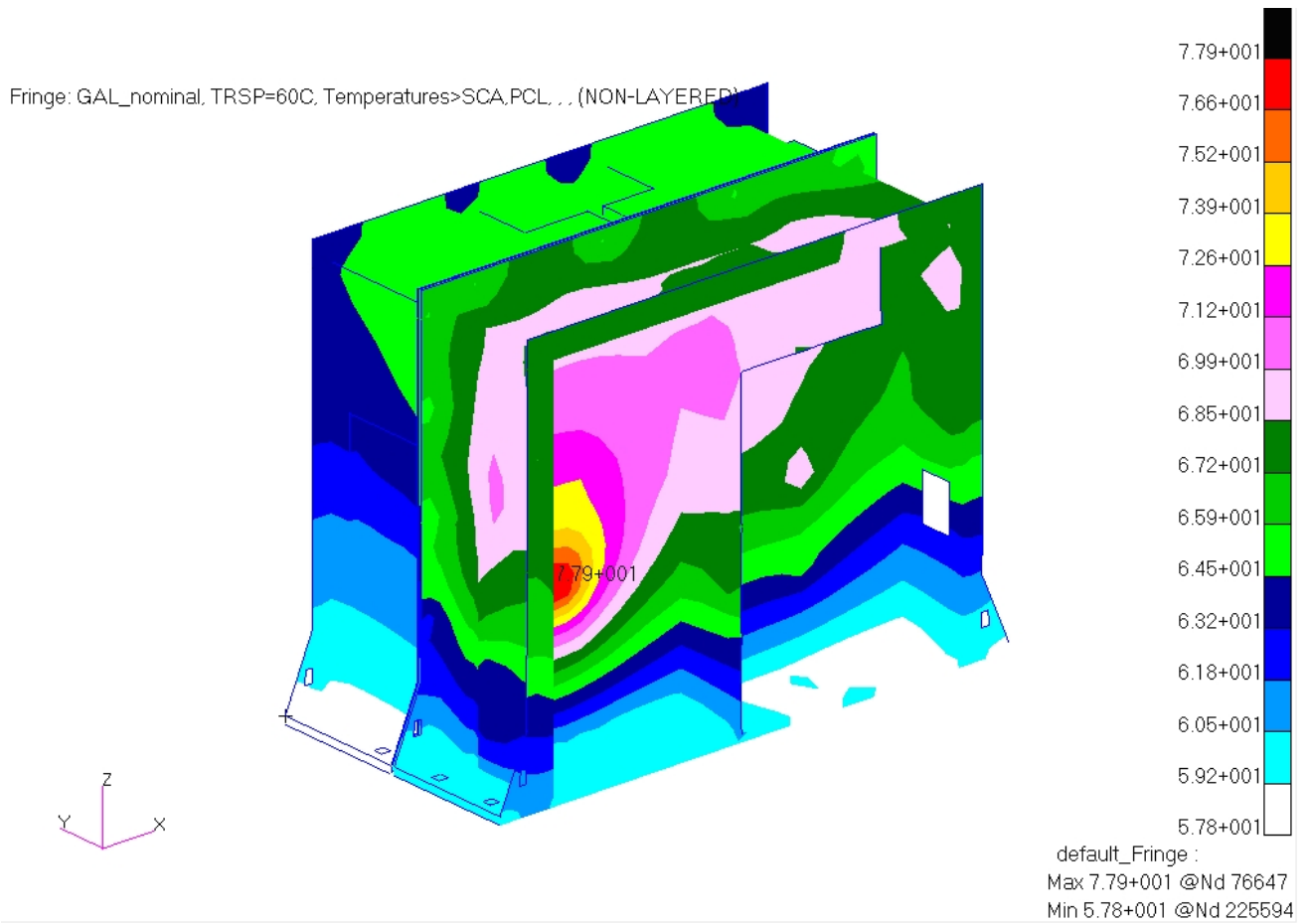


Figura 8. Localización de la zona de temperatura máxima de la estructura.

5.5.3 Flujo de calor

Un dato importante del análisis es el flujo de calor a través de la superficie de contacto del equipo con la plataforma del satélite. El valor máximo de flujo es 2390 W/m^2 y el flujo medio es de $1369,2 \text{ W/m}^2$.

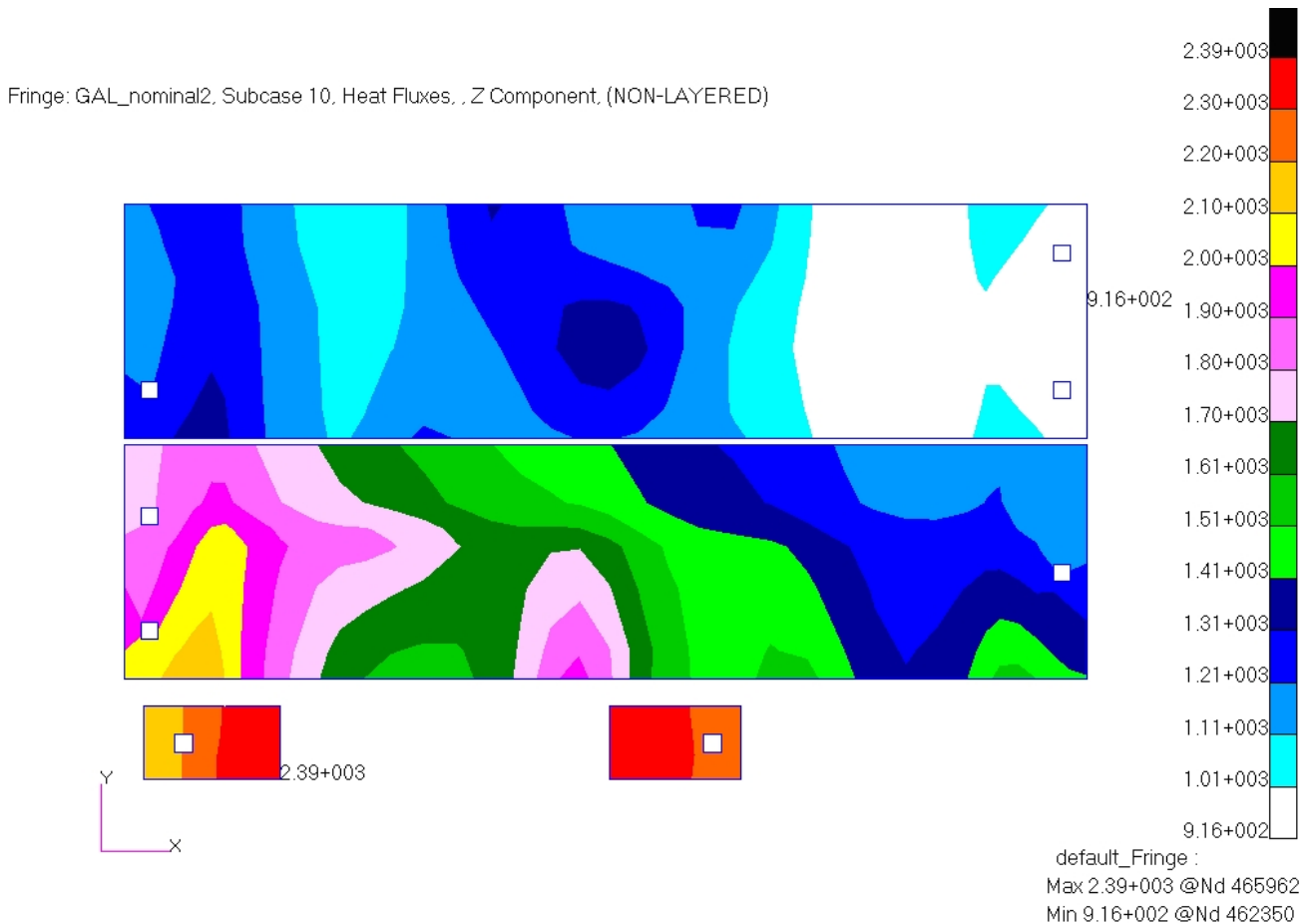


Figura 9. Distribución del flujo de calor vertical a lo largo del área de contacto (W/m^2)

El valor promedio es la relación entre el area de la superficie de contacto y la potencia total del equipo (la superficie de contacto podemos encontrarla en el ICD).

Cuando la diferencia entre el valor promedio y el máximo es muy alta y para evitar concentraciones de flujo se suele usar una manta térmica, que no es más que un elemento plano que se monta entre el equipo y la plataforma repartiendo el flujo más uniformemente. Las más usuales y calificadas para vuelo son:

	Conductividad transversal W/K·m	Conductividad longitudinal W/K·m
Sigraflex	4-6	10
eGRAF	10	
Choterm	2,6	

Tabla 13: Thermal filler usados en espacio

Cualquiera de estas sería válida para homogeneizar el flujo y mejorar la transferencia de calor. Además, asegura el contacto entre la plataforma y la base del equipo rellenando las discontinuidades y mejorando el contacto entre ellos.

5.5.4 Gradiente térmico en la baseplate

La figura siguiente muestra el gradiente térmico en la base del equipo. La diferencia máxima de temperatura en dicho área es de 2,9 °C.

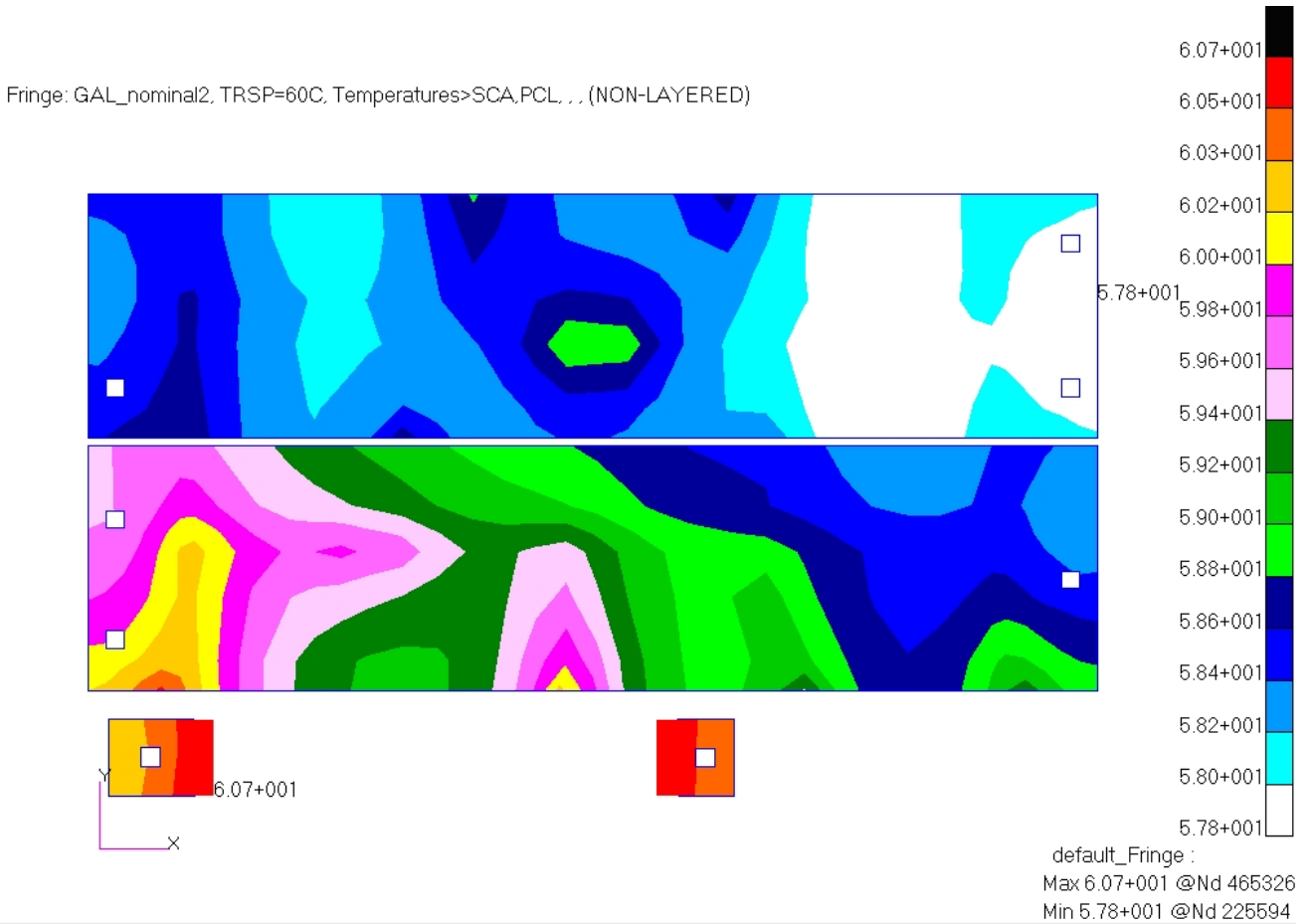


Figura 10. Distribución de temperaturas en baseplate

5.5.5 Distribución de temperaturas en las tarjetas de poliimida

Las temperaturas máximas de las tarjetas varían de 58.4°C a 83.9°C como se ve en la siguiente figura.

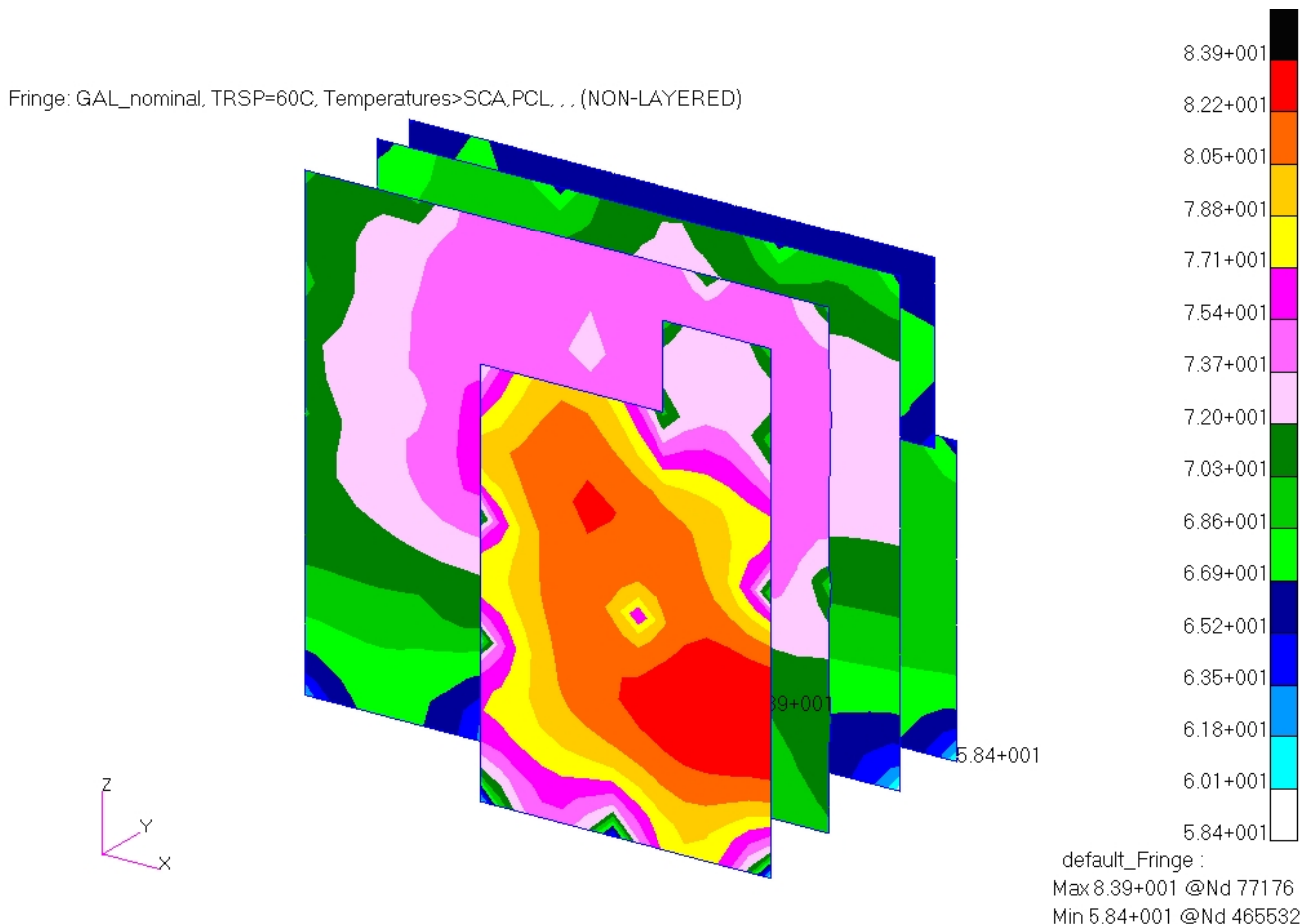


Figura 11. Distribución de temperaturas en las tarjetas de poliimida.

El punto más caliente del equipo será en el módulo TX, la tarjeta DC/DC (alimentación).

Las tarjetas DC/DC, son las que suelen presentar temperaturas más elevadas ya que son las que montan los componentes con más disipación.

Las tarjetas disipan hacia la estructura a través de los tornillos de amarre de éstas que a su vez corresponden con las zonas de apoyo y se pueden identificar por ser los nodos en los que se produce un descenso rápido de la temperatura. Estas temperaturas nodales obtenidas en los elementos que simulan los puntos de fijación en cada tarjeta son las restricciones que se emplearán en el análisis térmico a nivel tarjeta.

5.5.6 Distribución de temperaturas en la tarjeta de duroid

La temperatura de la tarjeta varía de 60°C a 78.4°C como se ve en la siguiente figura.

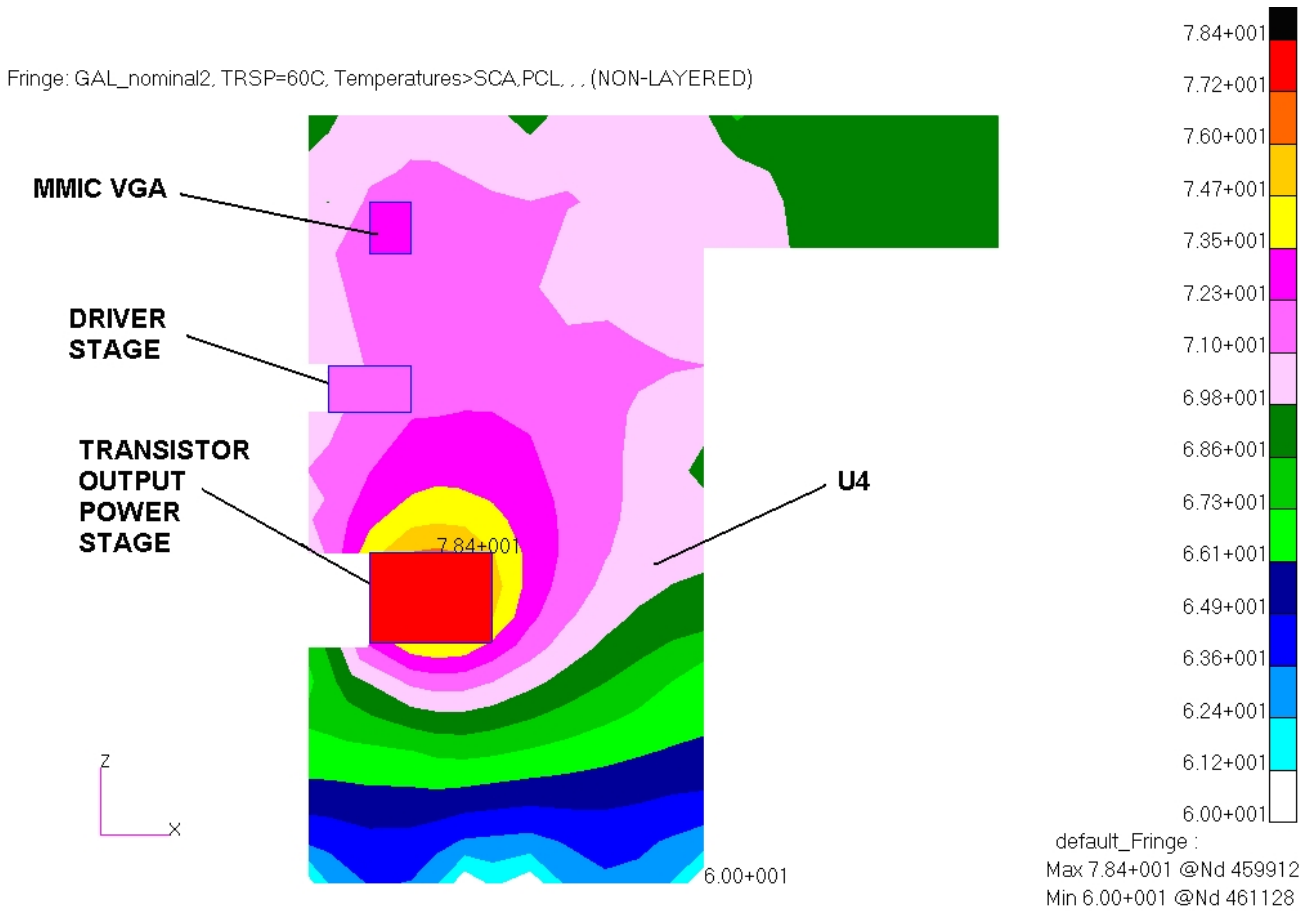


Figura 12. Distribución de temperaturas en la tarjeta SSPA.

Estos componentes se analizan a nivel equipo ya que, aunque están conectados a esta PCB son montados sobre la propia estructura.

5.5.7 Componentes en la tarjeta de duroid (SSPA)

Montados sobre la estructura.

El análisis térmico a nivel de un componente requiere conocer la temperatura del área donde esta montado, "Tref". Para componentes que se encuentran montados directamente sobre la estructura, esta temperatura la obtenemos de las temperaturas nodales sacadas en el apartado 5.5.2.

La tabla 2 muestra las temperaturas de junction para los componentes disipativos montados directamente sobre la estructura. Dichas temperaturas están calculadas del mismo modo aplicado anteriormente, según la ecuación especificada en el apartado 5.6.1.

Component	Tref (°C)	Therm_r (°C/W)	Power (mW)	Tj (°C)	Derated Value (°C)	Margin
Transistor Output Power Stage	78.4	2.63	9441	103	110 (junction)	7
Driver Stage	72.1	21.35	794	89.1	110 (junction)	20,9

Tabla 14: Componentes sobre la estructura.

Componentes sobre el soporte de la SSPA.

El análisis térmico a nivel de un componente requiere conocer la temperatura del área donde esta montado, "Tref". Para componentes que se encuentran montados directamente sobre el soporte, esta temperatura la obtenemos de las temperaturas nodales sacadas en el apartado 5.5.2.

La tabla 3 muestra las temperaturas de junction para los componentes disipativos montados sobre el soporte de la tarjeta SSPA. Dichas temperaturas están calculadas del mismo modo aplicado anteriormente, según la ecuación especificada en el apartado 5.6.1.

Component	Tref (°C)	Therm_r (°C/W)	Power (mW)	Tj (°C)	Derated Value (°C)	Margin
U4 (fp14)	70.2	164	14	72.5	110 (junction)	37,5
MMIC VGA	72.4	10.6	770	80.6	110 (junction)	29,4

Tabla 15: Componentes sobre el soporte de la SSPA.

5.6 ANALISIS TERMICO A NIVEL COMPONENTE.

Para analizar los componentes montados sobre las tarjetas, el análisis térmico se realiza con AUTOTHERM de Mentor Graphics mediante el cual se genera el mallado incorporando contornos de tarjetas, geometrías de componentes con sus propiedades de potencia disipada y resistencia térmica. Sobre este modelo se aplican las condiciones de contorno que en este caso son las temperaturas de los puntos de fijación y apoyo de la tarjeta, obtenidas del análisis previo.

Los resultados obtenidos de este análisis serán las temperaturas de junction (interior componente), la temperatura de encapsulado y los gradientes y distribución de temperaturas. Se calcularán los márgenes de seguridad con respecto a los límites de derating según [REQ-36].

Al contrario que el análisis térmico a nivel equipo donde la potencia se distribuía uniformemente entre los elementos finitos que representaban la tarjeta, en este nivel de análisis, se asocian su potencia correspondiente a cada componente y por tanto los resultados son más parecidos a la realidad.

5.6.1 Descripción

AUTOTHERM genera automáticamente la malla de elementos finitos usada en el análisis basándose en la forma de la tarjeta y las geometrías de los componentes.

Cualquier montaje particular será analizado individualmente. En cualquier caso, los componentes más disipativos son montados por sistema lo más próximo posible a los puntos de fijación de la tarjeta por donde se conducirá el calor a la estructura minimizando así el gradiente térmico entre estos y la base del equipo.

En los casos de componentes con problemas, se usarán pegamentos térmicos para reducir la resistencia térmica entre el encapsulado y la superficie de la tarjeta.

La temperatura máxima de un componente se calcula como sigue:

$$T_{\text{junct}} = T_{\text{ref}} + \Delta + \text{Therm}_r * \text{pow_typ}$$

$$T_{\text{case}} = T_{\text{ref}} + \Delta + (\text{Therm}_r - \text{Therm}_{\text{jc}}) * \text{pow_typ}$$

Tref: Temperatura de referencia extraída del análisis de disipación lineal.

Delta: Gradiente térmico entre punto de referencia y el componente.

Therm_r: Resistencia térmica entre la tarjeta y el interior del componente (junction).

Therm_jc: Resistencia térmica entre junction and encapsulado.

Pow_typ: Potencia disipada del componente.

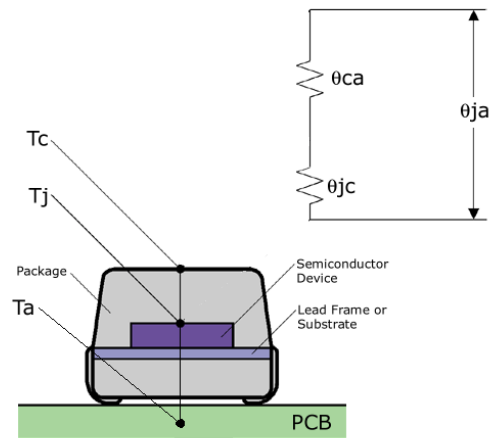


Figura 13. Esquema de las partes térmicamente relevantes de un componente.

La carga térmica introducida en el modelo de la PBA es el calor disipado por cada componente. Este calor "pow_typ" ha sido obtenido asumiendo que cada componente está operando a su máxima potencia.

La temperatura de los puntos de fijación de la PBA han sido obtenidos del análisis e nivel equipo y se usarán como condiciones de contorno para el modelo termico de la PBA.

Respecto a las tablas de resultados, el tipo de componente se identifica por la letra que precede al número en el topo de dicho componente. Asi tendremos que las letras:

- C: condensadores
- D: diodos
- L: bobinas
- R: resistencias
- Q: transistores
- U: circuitos integrados
- K: relés

5.6.2 RF OL RX PBA

La conductividad térmica de esta tarjeta es 50,02 W/m·°C. La temperatura lo largo del sustrato de la tarjeta varía desde 58,8°C a 73,2° C, como muestra la siguiente imagen.

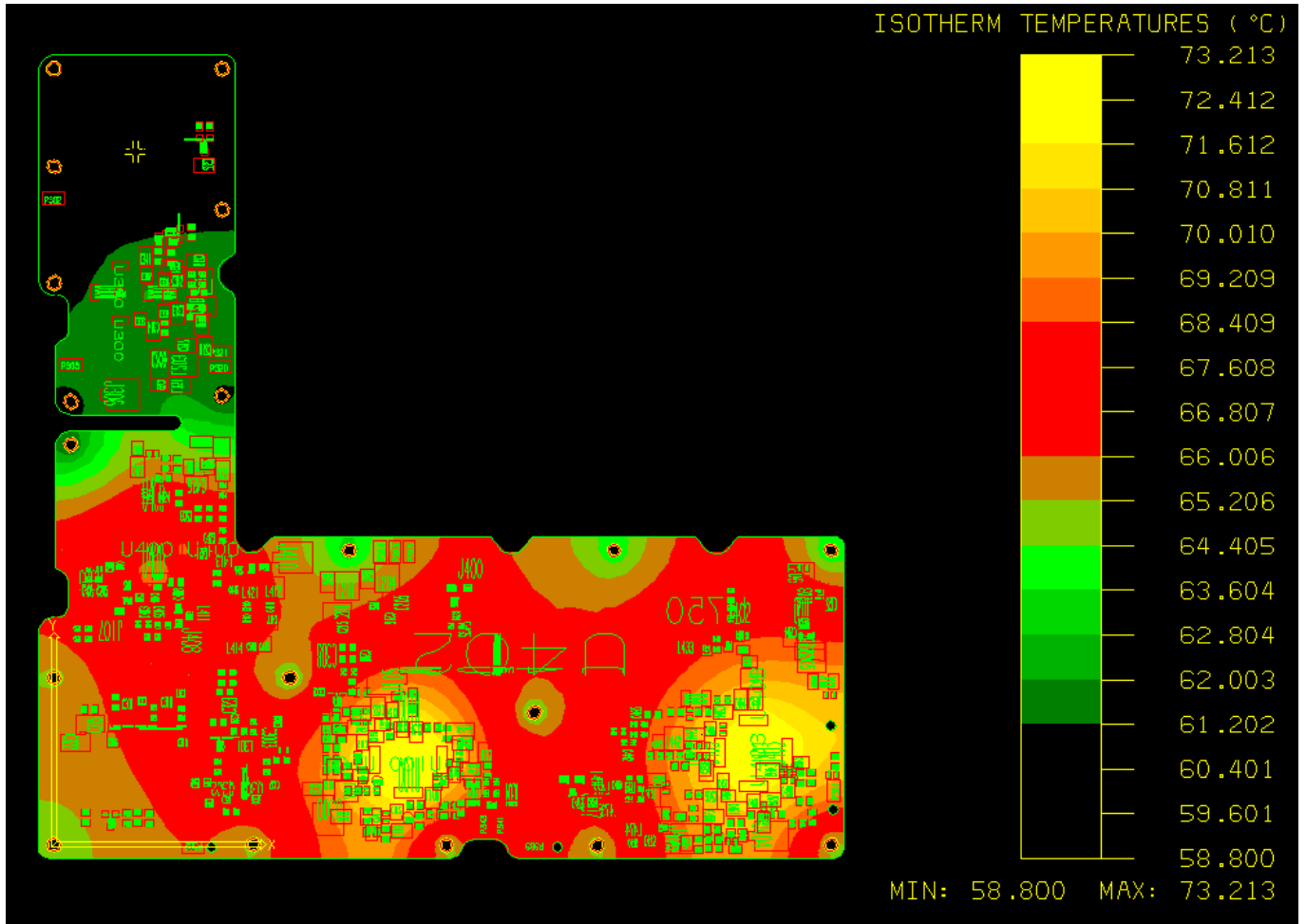


Figura 14. Resultados del análisis térmico. Distribución de temperaturas (°C) sobre la tarjeta RF OL RX.

La temperatura media de la tarjeta es 68,07°C.

A continuación se incluye una tabla con toda la información térmica relevante de los componentes de esta tarjeta. Después se incluirá una tabla resumen de la misma en la que se indicarán únicamente los componentes más solicitados de cada tipo, es decir el componente que suponga el peor caso de temperatura de entre los de su mismo tipo. En las próximas tarjetas sólo se incluirá este resumen ya que será la información en la que nos fijaremos.

ref_des	geometry	therm_r	therm_jc	pow_typ	tavg	tcase	tjun
C101	cdr12bg_v2			0	69.971		
C102	c0805_v1			0	69.389		
C103	cdr12bg_v2			0	70.574		
C104	cdr12bg_v2			0	71.155		
C110	c0805_v1			0	69.598		

ref_des	geometry	therm_r	therm_jc	pow_typ	tavg	tcase	tjun
C110	c0805_v1			0	69.598		
C112	cdr12bg_v2			0	70.515		
C113	c0805_v1			0	69.163		
C115	cdr12bg_v2			0	71.169		
C116	c0805_v1			0	70.263		
C118	cdr12bg_v2			0	71.607		
C119	c0805_v1			0	70.077		
C121	cdr12bg_v2			0	71.650		
C122	c0805_v1			0	70.231		
C124	cdr12bg_v2			0	70.951		
C125	c0805_v1			0	70.168		
C126	c0805_v1			0	69.859		
C130	cwr11b			0	70.188		
C131	c0805_v1			0	68.873		
C132	cdr12bg_v2			0	70.360		
C134	c0805_v1			0	72.557		
C136	cdr12bg_v2			0	72.613		
C138	c0805_v1			0	69.117		
C139	cdr12bg_v2			0	69.567		
C140	c0805_v1			0	69.838		
C142	cdr12bg_v2			0	71.225		
C200	c0805_v1			0	67.737		
C201	cwr11b			0	65.998		
C202	c0805_v1			0	65.251		
C203	cwr11b			0	66.639		
C204	c0805_v1			0	68.351		
C205	cwr11b			0	66.038		
C206	c0805_v1			0	65.355		
C207	cwr11b			0	68.617		
C208	c0805_v1			0	68.059		
C209	cwr11b			0	61.819		
C210	c0805_v1			0	61.705		
C215	c0805_v1			0	66.224		
C216	c0805_v1			0	66.637		
C217	c0805_v1			0	61.768		
C218	cwr11b			0	61.788		
C219	c0805_v1			0	61.577		
C222	c0805_v1			0	61.791		
C300	cdr12bg_v2			0	67.173		
C3001	cdr12bg_v2			0	67.223		
C3002	cdr12bg_v2			0	66.952		
C3003	cwr11b			0	67.410		
C301	c0805_v1			0	66.317		
C302	cdr12bg_v2			0	61.878		
C303	cdr12bg_v2			0	61.908		
C304	cdr12bg_v2			0	61.751		
C305	cdr12bg_v2			0	69.479		
C306	c0603_v1			0	67.930		
C307	cdr12bg_v2			0	61.702		

ref_des	geometry	therm_r	therm_jc	pow_typ	tavg	tcase	tjun
C308	cwr11d			0	66.873		
C309	cdr12bg_v2			0	66.363		
C310	cdr12bg_v2			0	66.632		
C311	c0805_v1			0	61.494		
C312	c0805_v1			0	61.709		
C313	c0805_v1			0	61.855		
C314	c0805_v1			0	61.892		
C315	cwr11b			0	65.788		
C316	cdr12bg_v2			0	65.981		
C317	cdr12bg_v2			0	66.640		
C318	c0805_v1			0	66.612		
C319	cdr12bg_v2			0	66.495		
C320	cdr12bg_v2			0	66.922		
C321	cdr12bg_v2			0	66.738		
C322	cwr11b			0	65.716		
C323	cwr11b			0	66.749		
C325	cdr12bg_v2			0	66.721		
C326	cdr12bg_v2			0	66.555		
C330	cdr12bg_v2			0	61.855		
C331	c0805_v1			0	61.653		
C332	c0805_v1			0	60.395		
C400	c0603_v1			0	70.266		
C401	cdr12bg_v2			0	67.964		
C402	cdr12bg_v2			0	71.620		
C403	c0805_v1			0	67.519		
C404	cdr12bg_v2			0	67.889		
C405	c0805_v1			0	67.535		
C406	cdr12bg_v2			0	70.729		
C407	c0805_v1			0	67.225		
C408	c0805_v1			0	67.925		
C411	cdr12bg_v2			0	66.393		
C413	cdr12bg_v2			0	66.433		
C415	cdr12bg_v2			0	66.003		
C416	cdr12bg_v2			0	66.762		
C417	cdr12bg_v2			0	66.086		
C418	cdr12bg_v2			0	66.178		
C421	c0805_v1			0	67.847		
C423	c0805_v1			0	67.305		
C424	c0805_v1			0	66.511		
C425	c0805_v1			0	65.007		
C426	1210_v1			0	66.219		
C427	c0805_v1			0	65.252		
C428	cdr12bg_v2			0	64.921		
C431	cdr12bg_v2			0	66.833		
C432	cdr12bg_v2			0	68.180		
C441	c0805_v1			0	71.020		
C442	c0805_v1			0	67.992		
C443	c0603_v1			0	71.471		
C444	c0805_v1			0	69.808		

ref_des	geometry	therm_r	therm_jc	pow_typ	tavg	tcase	tjun
C445	cdr12bg_v2			0	68.963		
C446	c0603_v1			0	70.958		
C450	cdr12bg_v2			0	69.266		
C453	cdr12bg_v2			0	70.976		
C454	c0805_v1			0	68.750		
C457	cdr12bg_v2			0	71.100		
C458	c0805_v1			0	70.135		
C459	cdr12bg_v2			0	71.115		
C460	cdr12bg_v2			0	71.326		
C461	c0805_v1			0	70.835		
C462	c0603_v1			0	68.987		
C463	cdr12bg_v2			0	67.443		
C464	c0805_v1			0	70.895		
C465	c0805_v1			0	67.788		
C466	c0603_v1			0	70.935		
C471	c0805_v1			0	67.782		
C472	cdr12bg_v2			0	67.422		
C473	c0805_v1			0	66.695		
C474	cdr12bg_v2			0	66.813		
C475	c0805_v1			0	68.057		
C476	cdr12bg_v2			0	67.129		
C477	cdr12bg_v2			0	69.047		
C478	c0603_v1			0	69.939		
C483	c0805_v1			0	70.291		
C484	c0603_v1			0	71.833		
C487	c0805_v1			0	71.065		
C488	c0805_v1			0	71.229		
C489	0805_v1			0	71.984		
C500	cdr12bg_v2			0	67.911		
C501	cdr12bg_v2			0	67.875		
C502	c0805_v1			0	67.310		
C503	c0805_v1			0	67.561		
C504	c0805_v1			0	70.954		
C505	c0805_v1			0	71.004		
C506	c0805_v1			0	70.515		
C508	cdr12bg_v2			0	66.187		
C759	c0603_v1			0	70.503		
C900	c0603_v1			0	65.092		
C901	c0603_v1			0	69.611		
C902	c0603_v1			0	70.117		
D301	m208a_v1			0	66.565		
D302	m208a_v1			0	66.152		
D303	d5d	278	150	0	68.918		
D304	d5d	278	150	0	67.558		
D900	d5d	278	150	0	65.119		
D901	d5d	278	150	0	69.599		
D902	d5d	278	150	0	69.727		
J105	r222408_cm			0	69.083		
J107	r222408_cm			0	66.797		

ref_des	geometry	therm_r	therm_jc	pow_typ	tavg	tcase	tjun
J300	r222408_cm			0	69.183		
J305	r222408_cm			0	67.333		
J306	r222408_cm			0	61.567		
J400	r222408_cm			0	66.224		
J402	r222408_cm			0	67.389		
J404	r222408_cm			0	69.686		
J406	r222408_cm			0	69.109		
J407	r222408_cm			0	66.879		
J408	r222408_cm			0	66.910		
J410	r222408_cm			0	65.702		
L100	l26_v3			0	70.585		
L105	l26_v3			0	70.210		
L107	l26_v2			0	70.050		
L201	mpci2			0	65.243		
L202	mpci2			0	61.699		
L203	mpci2			0	61.781		
L204	mpci2			0	65.972		
L205	mpci2			0	68.755		
L206	mpci2			0	66.489		
L301	l26_v2			0	67.352		
L411	l26_v2			0	66.986		
L412	l26_v2			0	66.094		
L413	l26_v2			0	67.167		
L414	l26_v2			0	66.361		
L421	l26_v2			0	66.455		
L422	l26_v2			0	66.799		
L441	l26_v2			0	69.904		
L442	l26_v2			0	69.721		
L451	l26_v2			0	67.295		
L471	l26_v2			0	68.435		
L472	l26_v2			0	67.159		
L473	l26_v2			0	66.899		
L474	l26_v2			0	67.282		
L475	l26_v2			0	68.564		
Q300	lcc3	323	180	0	61.203		
Q301	lcc3	323	180	0	60.087		
Q302	nec08_v2	210	110	25	67.277	69.777	72.527
Q303	lcc3	323	180	25	67.130	70.705	75.205
Q304	lcc3	323	180	0	65.571		
Q305	lcc3	323	180	10	68.265	69.695	71.495
R101	r0705-0805			0	68.889		
R102	r0705-0805			0	69.749		
R104	r0705-0805			0	68.614		
R106	r0705-0805			0	71.232		
R107	r0705-0805			0	70.090		
R109	r0705-0805			0	70.926		
R110	r0705-0805			0	68.849		
R115	r0705-0805			0	68.763		
R119	r0705-0805			0	71.511		

ref_des	geometry	therm_r	therm_jc	pow_typ	tavg	tcase	tjun
R120	r0705-0805			0	70.646		
R1803	r0705-0805			0	68.545		
R1804	r0705-0805			0	68.201		
R1805	r0705-0805			0	67.253		
R200	r0705-0805			0	61.518		
R201	r0705-0805			10	61.558	61.558	
R202	r0705-0805			10	61.845	61.845	
R203	r0705-0805			1	61.795	61.795	
R205	r0705-0805			0	68.556		
R206	r0705-0805			11	68.581	68.581	
R207	r0705-0805			1	68.882	68.882	
R208	r0705-0805			10	69.811	69.811	
R209	r0705-0805			4	69.489	69.489	
R210	r0705-0805			5	68.939	68.939	
R211	r0705-0805			4	70.404	70.404	
R212	r0705-0805			10	69.820	69.820	
R213	r0705-0805			2	69.857	69.857	
R214	r0705-0805			0	71.362		
R215	r0705-0805			1	66.425	66.425	
R216	r0705-0805			2	67.076	67.076	
R217	r0705-0805			2	67.253	67.253	
R218	r0705-0805			0	68.759		
R219	r0705-0805			0	69.942		
R220	r0705-0805			5	69.699	69.699	
R221	r0705-0805			1	69.740	69.740	
R222	r0705-0805			4	67.359	67.359	
R223	r0705-0805			9	67.539	67.539	
R224	r0705-0805			3	66.540	66.540	
R225	r0705-0805			9	70.621	70.621	
R226	r0705-0805			3	69.779	69.779	
R227	r0705-0805			10	72.394	72.394	
R228	r0705-0805			2	71.541	71.541	
R305	r0705-0805			3	61.657	61.657	
R306	r0705-0805			0	61.855		
R308	r0705-0805			0	66.648		
R309	r0705-0805			0	66.443		
R311	r0705-0805			0	68.683		
R312	r0705-0805			17	67.775	67.775	
R313	r0705-0805			0	65.832		
R314	r0705-0805			0	65.732		
R315	r0705-0805			13	66.989	66.989	
R316	r0705-0805			0	67.147		
R317	r0705-0805			0	66.478		
R318	r0705-0805			0	66.973		
R320	r0705-0805			0	66.148		
R321	r0705-0805			10	61.703	61.703	
R322	r0705-0805			13	67.179	67.179	
R323	r0705-0805			0	68.187		
R324	r0705-0805			0	68.377		

ref_des	geometry	therm_r	therm_jc	pow_typ	tavg	tcase	tjun
R327	r0705-0805			0	65.917		
R340	r0705-0805			0	66.913		
R343	r0705-0805			0	68.497		
R401	r0705-0805			0	69.611		
R402	r0705-0805			0	70.138		
R403	r0705-0805			0	67.239		
R422	r0705-0805			0	67.052		
R423	r0705-0805			0	66.755		
R424	r0705-0805			0	65.949		
R425	r0705-0805			0	66.675		
R426	r0705-0805			0	67.145		
R427	r0705-0805			0	65.957		
R431	r0705-0805			0	66.997		
R432	r0705-0805			0	68.359		
R441	r0705-0805			0	67.858		
R442	r0705-0805			0	68.228		
R443	r0705-0805			0	67.944		
R446	r0705-0805			0	68.882		
R448	r0705-0805			0	69.489		
R449	r0705-0805			0	70.296		
R450	r0705-0805			0	68.358		
R451	r0705-0805			0	68.030		
R452	r0705-0805			0	67.977		
R453	r0705-0805			0	67.646		
R454	r0705-0805			0	69.978		
R481	r0705-0805			0	70.624		
R482	r0705-0805			0	68.877		
R483	r0705-0805			0	71.919		
R485	r0705-0805			0	70.633		
R487	r0705-0805			0	70.596		
R489	r0705-0805			0	69.519		
R490	r0705-0805			0	69.823		
R491	r0705-0805			0	69.693		
R508	r0705-0805			0	65.843		
R600	r0705-0805			2	69.739	69.739	
R601	r0705-0805			2	69.871	69.871	
R603	r0705-0805			10	70.697	70.697	
R604	r0705-0805			1	70.359	70.359	
R706	r0705-0805			0	70.389		
R707	r0705-0805			0	68.458		
R800	r0705-0805			0	61.780		
R801	r0705-0805			0	59.834		
R802	r0705-0805			0	61.203		
R803	r0705-0805			0	66.470		
R804	r0705-0805			0	66.653		
R805	r0705-0805			0	66.576		
R806	r0705-0805			0	65.306		
R807	r0705-0805			13	68.071	68.071	
R900	r0705-0805			0	65.315		

ref_des	geometry	therm_r	therm_jc	pow_typ	tavg	tcase	tjun
R901	r0705-0805			0	65.296		
R902	r0705-0805			0	69.107		
R903	r0705-0805			0	70.085		
R904	r0705-0805			0	69.789		
R905	r0705-0805			0	71.123		
R906	r0705-0805			0	69.451		
U100	msqfp28k_0	5,4	4,1	600	72.333	73,113	75,573
U300	msqfp16k_0	8,34	4,1	84	61.745	62,101	62,446
U400	msqfp28k_0	5,4	4,1	280	68.420	68,784	69,932
U402	filt_sawte			0	66.939		
U403	msqfp28k_0	5,4	4,1	400	72.161	72,681	74,321

Tabla 16: Resultados de los componentes en la tarjeta RF OL RX PBA

La siguiente tabla muestra los resultados máximos para cada tipo de componente y su margen respecto a la temperatura máxima de derating:

Ref_des	therm_r (°C/w)	therm_jc (°C/w)	pow_typ (mw)	Tavg (°C)	Tcase (°C)	Tjun (°C)	Derated Value (°C)	Margin
C136			0	72,613			85 (case)	12,4
D902	278	150	0	69,727			110 (junction)	40,3
Q303	323	180	25	67,130	70,705	75,205	110 (junction)	34,8
R227			10	72,394	72,394		90 (case)	17,6
U100	5,4	4,1	600	72,333	73,113	75,573	110 (junction)	34,4

Tabla 17: Resumen de resultados de los componentes en la tarjeta RF OL RX PBA

5.6.3 DEMODULATOR PBA

La conductividad térmica de esta tarjeta es 30,25 W/m·°C. La temperatura lo largo del sustrato de la tarjeta varía desde 57,8°C a 74,2° C, como muestra la siguiente imagen.

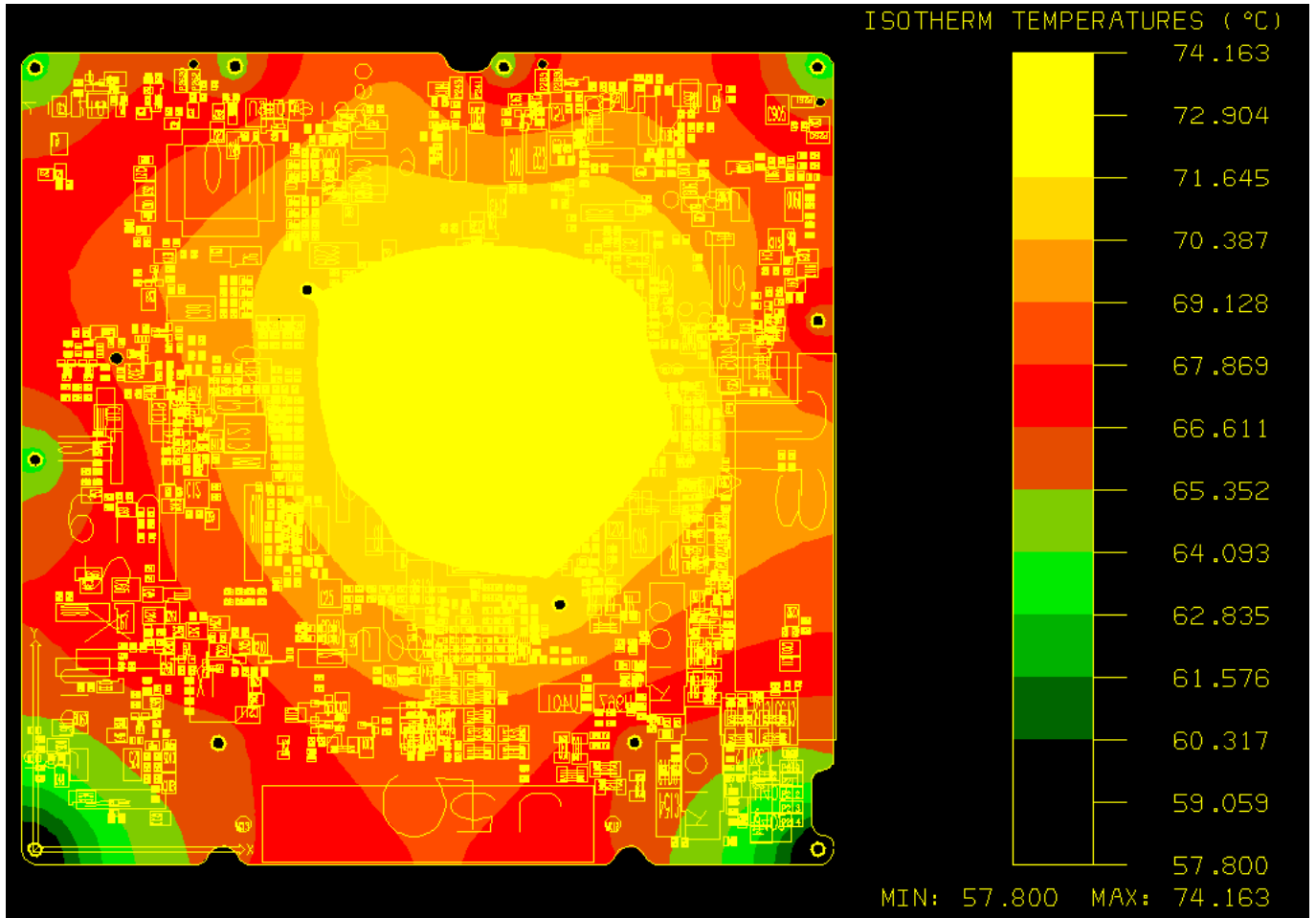


Figura 15. Resultados del análisis térmico. Distribución de temperaturas (°C) sobre la tarjeta DEMODULATOR.

La temperatura media de la tarjeta es 68,8°C.

La siguiente tabla muestra los resultados para cada tipo de componente y su margen respecto a la temperatura máxima de derating:

Ref_des	therm_r (°C/w)	therm_jc (°C/w)	pow_typ (mw)	Tavg (°C)	Tcase (°C)	Tjun (°C)	Derated Value (°C)	Margin
C38			0	73,645			85 (case)	11,3
D20	278	150	0	72,056			110 (junction)	37,9
Q1	289	146	23	68,684	71,973	75,331	110 (junction)	34,6
R99			0	73,544			90 (case)	16,4
U960	209	22	140	70,419	96,599	99,679	110 (junction)	10,3

Tabla 18: Resumen de resultados de los componentes en la tarjeta DEMODULATOR PBA

5.6.4 OL TX MOD PBA

La conductividad térmica de esta tarjeta es 34,43 W/m·°C. La temperatura lo largo del sustrato de la tarjeta varía desde 62,2°C a 88,8° C, como muestra la siguiente imagen.

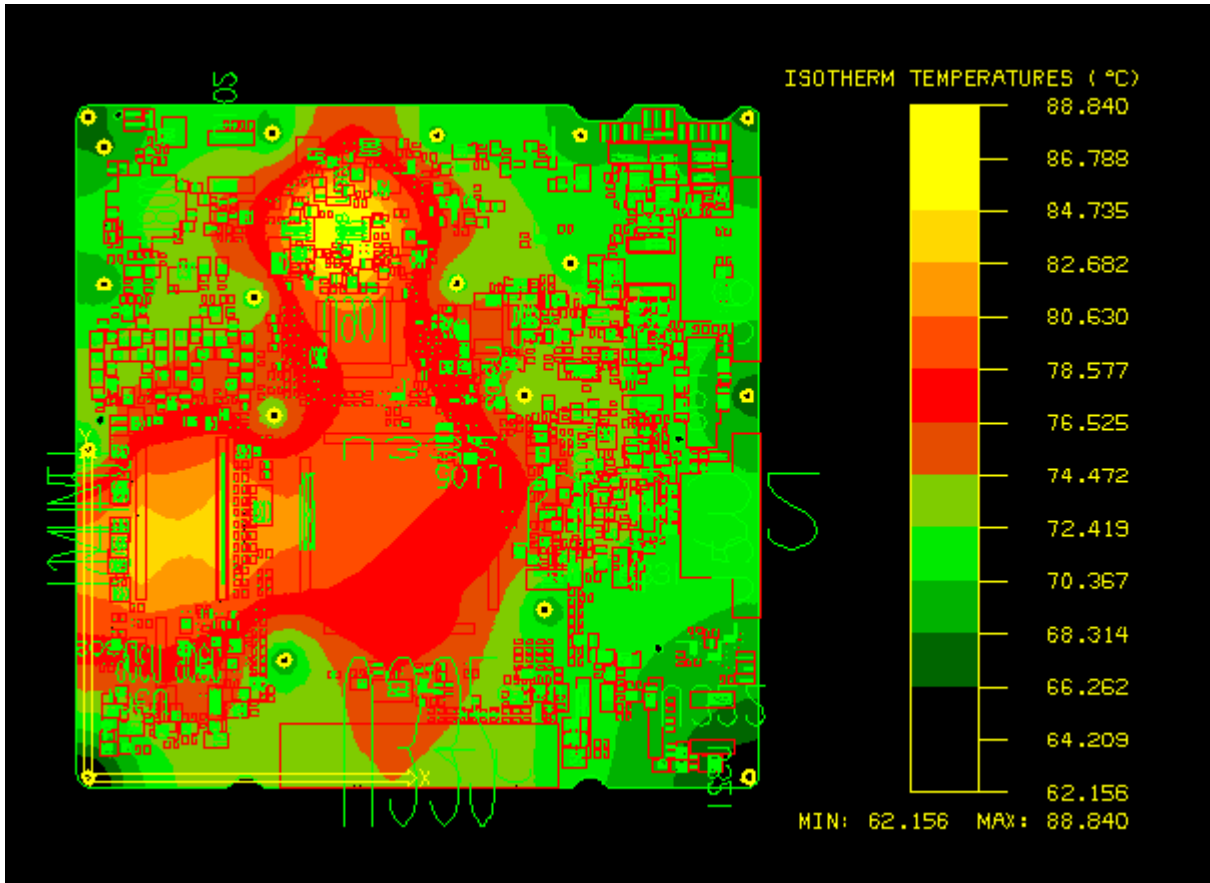


Figura 16. Resultados del análisis térmico. Distribución de temperaturas (°C) sobre la tarjeta OL TX MOD.

La temperatura media de la tarjeta es 74,4°C.

La siguiente tabla muestra los resultados para cada tipo de componente y su margen respecto a la temperatura máxima de derating:

Ref_des	therm_r (°C/w)	therm_jc (°C/w)	pow_typ (mw)	Tavg (°C)	Tcase (°C)	Tjun (°C)	Derated Value (°C)	Margin
C632			0	87,976			85 (case)	-2,9*
D300	278	150	0	78,410			110 (junction)	31,6
Q300	289	146	21	79,659	82,662	85,728	110 (junction)	24,3
R601			0	87,086			90 (case)	2,9
U800	91,6	91	320	72,430	72,622	101,742	110 (junction)	8,2

Tabla 19: Resumen de resultados de los componentes en la tarjeta OL TX MOD PBA

*Este componente se encuentra fuera del criterio de derating. Lo veremos en el siguiente apartado.

Criterio de derating

En el caso de esta tarjeta hay un componente, concretamente el condensador C632, que incumple el criterio de derating establecido. Este criterio proviene de la norma de la ECSS (The European Cooperation for Space Standardization) ECSS-Q-30-11A y establece entre otras cosas una temperatura y un porcentaje máximos de operación para cada tipo de componente.

La norma mencionada indica que cada componente no puede trabajar a más de un cierto porcentaje de su capacidad lo que no significa que el componente tenga que estar trabajando justo en ese valor. En nuestro caso sabemos que el componente C632 en cuestión no va a estar trabajando a más del 10% de su capacidad, en base a esto podemos comparar con lo que dice la norma y comprobar si el componente se encuentra fuera del criterio.

ECSS-Q-30-11A
24 April 2006



6.4 Capacitors: non-solid tantalum — family-group code: 01-04

6.4.1 General

- a. Reverse voltage shall not exceed 75 % of the manufacturer’s specified maximum value for the reverse voltage.
- b. Manufacturer’s ratings for ripple power or current shall never be exceeded.
- c. Internal heating due to ESR can increase ageing and should be taken into account by applying a margin in temperature. Where ESR is not known at the frequency of a ripple current, an extrapolation of the ESR value and resonance (from manufacturer’s or test data) should be made where possible.

6.4.2 Derating

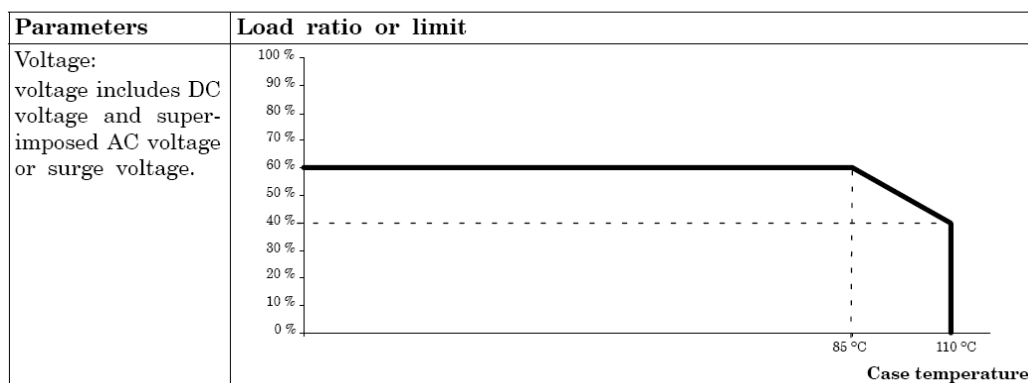


Figura 17. Extracto de la norma de derating (ECSS)

Comprobamos como para estos componentes operando al 10% de su capacidad la temperatura límite de derating pasaría a ser de 110 °C por lo que aún tendríamos un margen de 22 °C.

Normalmente y a la vista de los resultados de temperaturas en componentes se compara directamente con el valor de derating correspondiente al máximo uso del mismo. En caso de superar esta temperatura es cuando comprobamos cual es realmente el voltaje de operación del componente.

5.6.5 SSPA PBA

La conductividad térmica de esta tarjeta es 34,86 W/m·°C. La temperatura lo largo del sustrato de la tarjeta varía desde 60°C a 90,3° C, como muestra la siguiente imagen.

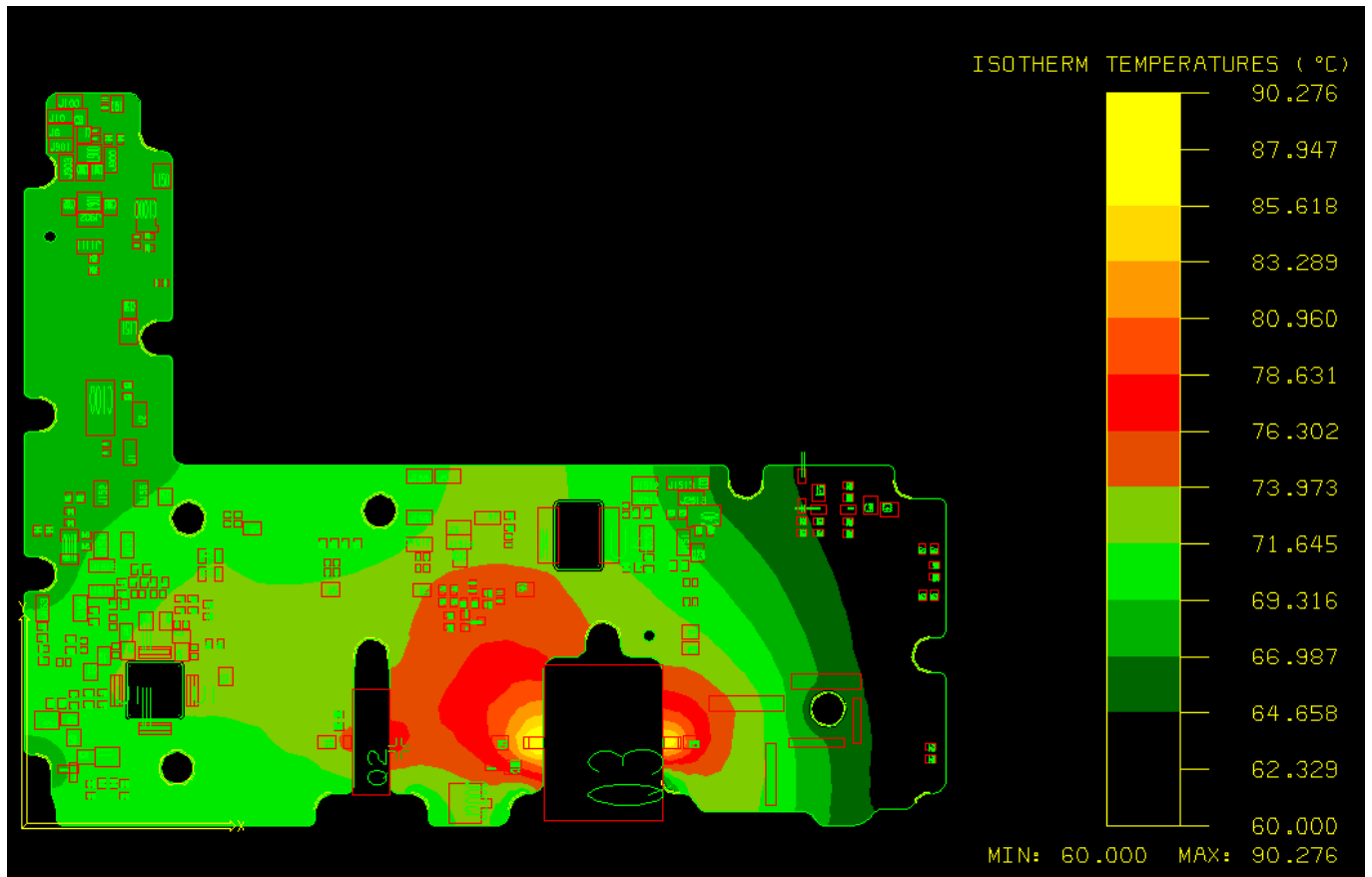


Figura 18. Resultados del análisis térmico. Distribución de temperaturas (°C) sobre la tarjeta SSPA.

La temperatura media de la tarjeta es 72,3°C.

La siguiente tabla muestra los resultados para cada tipo de componente y su margen respecto a la temperatura máxima de derating:

Ref_des	therm_r (°C/w)	therm_jc (°C/w)	pow_typ (mw)	Tavg (°C)	Tcase (°C)	Tjun (°C)	Derated Value (°C)	Margin
C36			0	80,039			85 (case)	4,9
D100			0	68,990			110 (junction)	41,0
Q7	323	180	23	75,834	79,123	83,263	110 (junction)	26,7
R18			6,4	75,469			90 (case)	14,5

Tabla 20: Resumen de resultados de los componentes en la tarjeta SSPA PBA

5.6.6 Tarjetas DC/DC de los módulos TX y RX.

Los análisis de las tarjetas DC/DC se omitirán al tratarse de una parte subcontratada.

Las condiciones de contorno de temperaturas para estos análisis, como para el resto de tarjetas, se sacarán del análisis térmico a nivel equipo. Para la tarjeta DC/DC del módulo RX se considerará una temperatura constante de 70°C en todos los puntos de amarre de la tarjeta. Para el DC/DC del módulo TX se indican en la imagen 19.

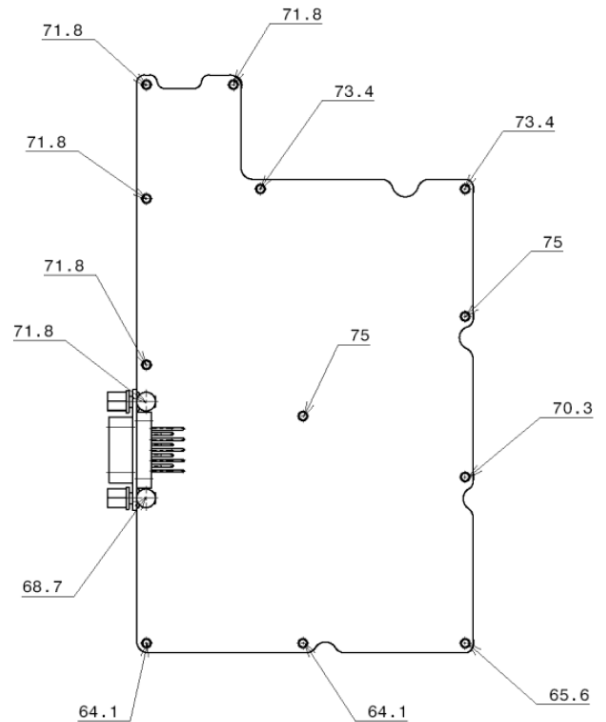


Figura 19. Condiciones de contorno para la tarjeta DC/DC módulo TX. Temperaturas (°C).

5.7 CONCLUSIONES

Bajo las hipótesis descritas anteriormente, temperatura de operación de 60°C sobre el taladro de referencia, montaje con Sigraflex 500W/m²·K y disipación total de 30,464W, no se prevén problemas indicando el análisis térmico lo siguiente:

- La máxima temperatura estructural alcanzada (77,9°C) está muy lejos de la temperatura de polimerización de los pegamentos (120°C) y lejos de degradar las juntas usadas en el montaje del equipo.
- El flujo máximo de calor obtenido es de 0,239 W/cm² por lo que el requisito de flujo máximo de 2 W/cm² [REQ-32] quedaría satisfecho.
- El valor máximo del flujo es inferior a 1,8 veces el valor promedio de 0,13692 W/cm² por lo que el [REQ-32] quedaría satisfecho.
- En el análisis a nivel de componentes electrónicos vemos que ninguno excede los límites máximos de temperatura permitidos de acuerdo al criterio de temperatura límite de derating.
- Para el cumplimiento de las especificaciones de derating y flujo de calor a plataforma se requiere el uso de thermal filler o manta térmica (Sigraflex) en el montaje entre el equipo y la plataforma.
- La máxima temperatura de operación obtenida para los DC/DCs es menor que el límite establecido por el fabricante.

6 ANÁLISIS MECÁNICO

Este análisis estructural se lleva a cabo para verificar que el equipo cumple los requisitos de las especificaciones de diseño y construcción y determinar posibles soluciones en caso de que alguno fuera incumplido. Será realizado usando el software MSC/NASTRAN. Este análisis incluye los siguientes ensayos.

- Análisis estáticos: se aplica una aceleración lineal en cada eje para conocer la distribución de esfuerzos en el modelo así como su valor máximo. Y adicionalmente, las fuerzas en los tornillos de amarre del equipo.
- Análisis modal o dinámico: proporciona las frecuencias modales, masas efectivas y áreas más estresadas en vibración.
- Análisis random: proporciona un promedio de las aceleraciones RMS (Root Mean Square) y los esfuerzos en vibración.

El diseño del equipo debe ser tal que satisfaga los requisitos establecidos por el lanzador y los diferentes subsistemas del satélite. Para ello, en caso de equipos o requisitos novedosos, inicialmente se realizan estudios comparativos con equipos en vuelo y con características similares.

Los requisitos mecánicos para este equipo son los expuestos en el capítulo 2.5. Previamente a la fabricación del equipo y al finalizar el diseño es cuando se realiza este análisis a los niveles especificados a los que luego se vibrará el equipo completo. Para la elaboración de este análisis se construye un un modelo de elementos finitos suficientemente detallado tal que los resultados de la simulación puedan preveer correctamente el comportamiento de la estructura así como su resistencia y rigidez.

Al finalizar el análisis se aplicarán los márgenes de seguridad especificados. El equipo quedará validado para fabricación si los resultados son satisfactorios y cumplen los requisitos de resistencia y rigidez mecánica. Se dará paso entonces a la fase fabricación, montaje y pruebas del equipo.

Los requisitos mecánicos establecidos para los equipos son elaborados en función de los esfuerzos y ambientes a los que estarán sometidos hasta que comienza su vida útil, es decir hasta que se encuentren en órbita. Para ello se tienen en cuenta todas las fases de la misión tanto en desarrollo como en transporte y se definen unos niveles que el equipo deberá soportar con éxito en función de:

- Manejo y transporte:
 - o Reacciones debidas a la manipulación de los equipos.
 - o Vibraciones y aceleraciones debidas al transporte de los equipos. No obstante para reducir estos efectos se usan contenedores especiales para la absorción de posibles impactos y equipados con testigos de choque.
- Lanzamiento:
 - o Es el principal condicionante mecánico para los equipos ya que se trata de la fase en la que recibirán las vibraciones más elevadas.

- Desacoplamiento de los módulos del lanzador y del satélite que transmitirán a los equipos varios choques.

Los niveles serán los indicados en la especificación del equipo y en este caso son los correspondientes al requisito [REQ-49].

No se incluye en este análisis un análisis de colisión o “clash” para las tarjetas por que la distancia entre los tornillos que las sujetan es suficientemente pequeña como para asegurar una unión rígida con la estructura. Del mismo modo, la altura de las cavidades es suficiente como para que ningún componente entre en contacto con cualquier parte de la estructura debido a las vibraciones de forma que las tarjetas romperían antes de producirse cualquier colisión, cosa que no ocurrirá de presentar márgenes de seguridad positivos.

6.1 DESCRIPCION DEL MODELO

Cada parte del equipo ha sido modelada por separado y unida a través de restricciones del tipo “multipunto” (elementos PATRAN RBE2) para simular las uniones atornilladas del equipo.

Las partes estructurales han sido modeladas a través de elementos barra (BEAM), elementos “shell” (QUAD4 y TRIA3) y elementos sólidos (HEX8). Las tarjetas de circuitos impresos han sido modeladas con elementos “shell” y los tornillos que las sujetan a la estructura con elementos muelle (CELAS2). Los componentes de los circuitos impresos se han modelado como una masa uniformemente repartida sobre cada tarjeta o PBA. Los tornillos de amarre del equipo a la plataforma del satélite han sido modelados como elementos BUSH.

El modelo consiste en un total de 14000 nodos y 12872 elementos. La masa total del modelo es 3050 gr.

La siguiente figura muestra una vista global del modelo de elementos finitos.

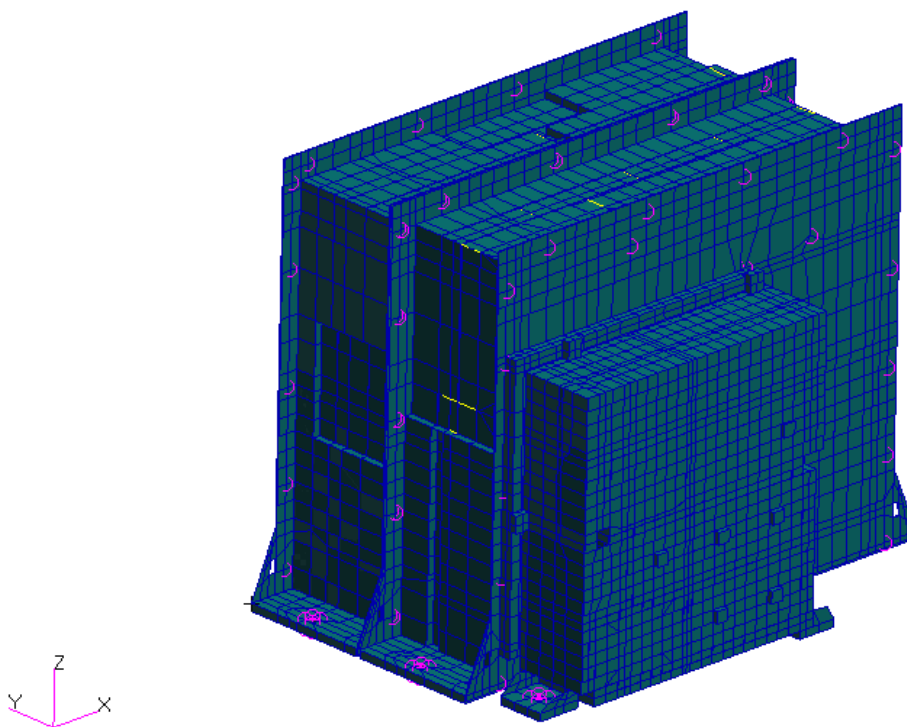


Figura 20. Vista frontal del modelo de elementos finitos.

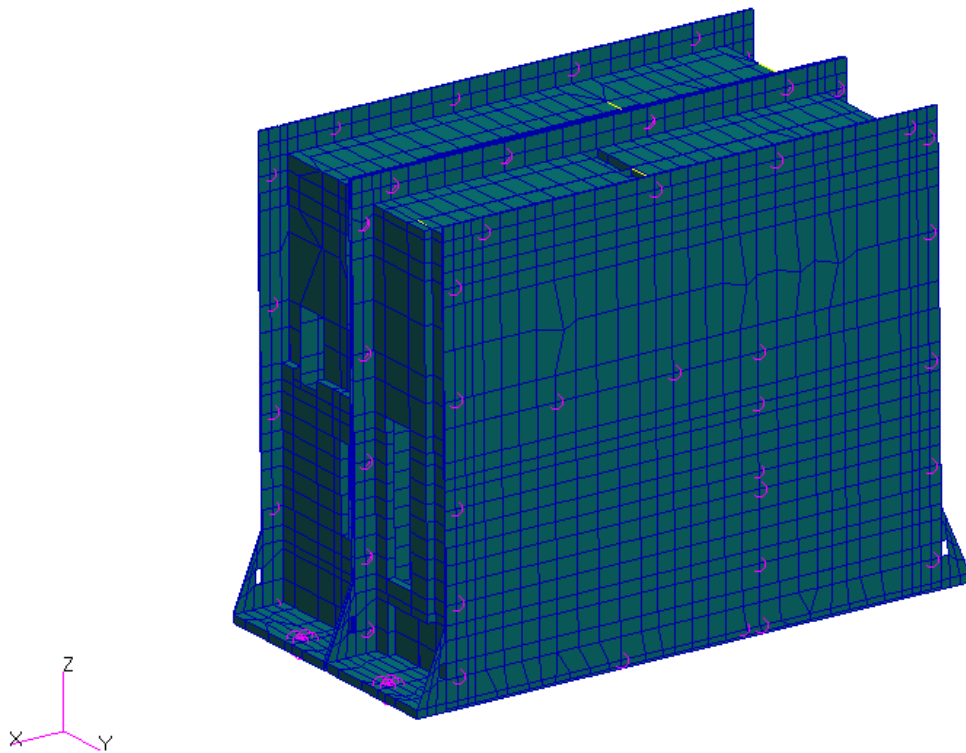


Figura 21. Vista trasera del FEM

Los materiales usados son:

Aluminio: AL 2618 A T851, usado en las partes estructurales.

- Densidad =	2750 Kg/m ³
- Ultimate Tensile Strength (σ_{max}) =	410 MPa
- Proof Stress ($\sigma_{2\%}$) =	310 MPa
- Módulo de Young =	74000 Mpa
- Poisson ratio =	0,33

Poliimida de 8 capas: usado en la mayoría de las tarjetas.

- Densidad (incl. componentes SMT) =	10000 Kg/m ³
- Módulo de Young =	33000 MPa
- Poisson ratio =	0,29
- Ultimate Tensile Strength (σ_{max}) =	110 Mpa

Duroid 8 capas RT6002: usado en la tarjeta SSPA.

- Density =	2100 Kg/m ³
- Young's Module =	828 MPa
- Poisson's Ratio =	0,29
- Ultimate Tensile Strength: (σ_{max}) =	6,9 Mpa

6.2 ANÁLISIS ESTÁTICO

En el análisis estático se somete al modelo FEM del equipo a la aceleración especificada para la vibración seno y se comprobará cuáles son los esfuerzos resultantes. Con éste análisis lo que se pretende es comprobar que los márgenes de seguridad sean positivos en todos los casos.

El análisis se ha realizado con la solución SOL 101 de Nastran (estático lineal).

Se denomina estático por que las cargas son constantes en el tiempo.

6.2.1 Definición del caso de carga y restricciones.

Los niveles de aceleración seno según [REQ-49] son, para los tres ejes:

FREQUENCY RANGE (Hz)	ACCELERATION (g 0-peak)
5 - 20	10 mm 0-peak (or max. shaker limit)
20 – 100	20 g

Tabla 21: Niveles de vibración seno alto.

La tabla anterior indica los niveles de vibración seno requeridos para el ensayo. Se trata de una vibración senoidal en la que se someterá al equipo a una aceleración constante de 20g excepto en la zona inicial. Es decir, manteniendo una aceleración constante sobre el equipo se vibrará desde 20 hasta 100Hz siendo cada vez más pequeña la amplitud de dicha vibración. El tramo inicial de 5 a 20 Hz no más que el paso previo que debe efectuar la máquina hasta poder alcanzar la aceleración requerida. Ya que a frecuencias bajas alcanzar 20g sería imposible por la limitación en amplitud de los equipos de vibración, se especifica que hasta 20Hz se vibre a una amplitud de 10mm o al máximo permitido en cada caso, si es menor.

Como se demostrará en los próximos apartados, el modelo no tiene frecuencias de resonancia entre 0 y 200 Hz para todos los ejes. Dada su rigidez, según la especificación del equipo y en ocasiones, para no estresarlo innecesariamente, la vibración seno puede simplificarse a una carga estática para cada eje aplicando el máximo nivel de aceleración. Esto significa aplicar 20 g en cada uno de los 3 ejes que es el análisis que se muestra a continuación.

Las condiciones de contorno en este análisis son restringir totalmente los desplazamiento y rotaciones de los nodos que simulan los tornillos de fijación del equipo en la superficie de montaje del mismo.

6.2.2 Resultados del análisis estático

Las siguientes figuras muestran la distribución de esfuerzos de Von Mises (MPa) a lo largo del modelo. Se muestran por separado los resultados en partes estructurales y tarjetas de poliimida (PBAs) para cada eje.

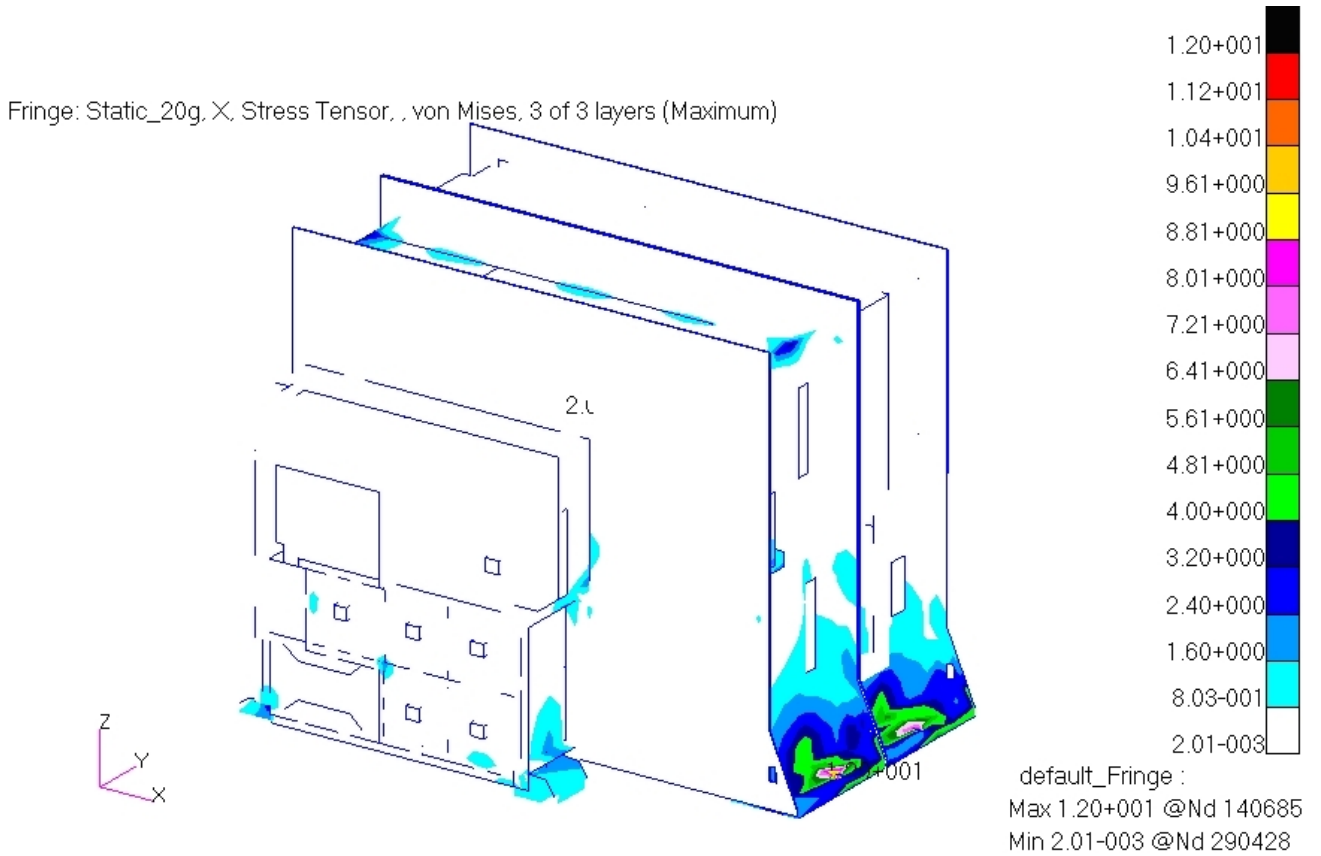


Figura 22. Análisis estático eje X. Esfuerzos de Von Mises (MPa) en estructuras.

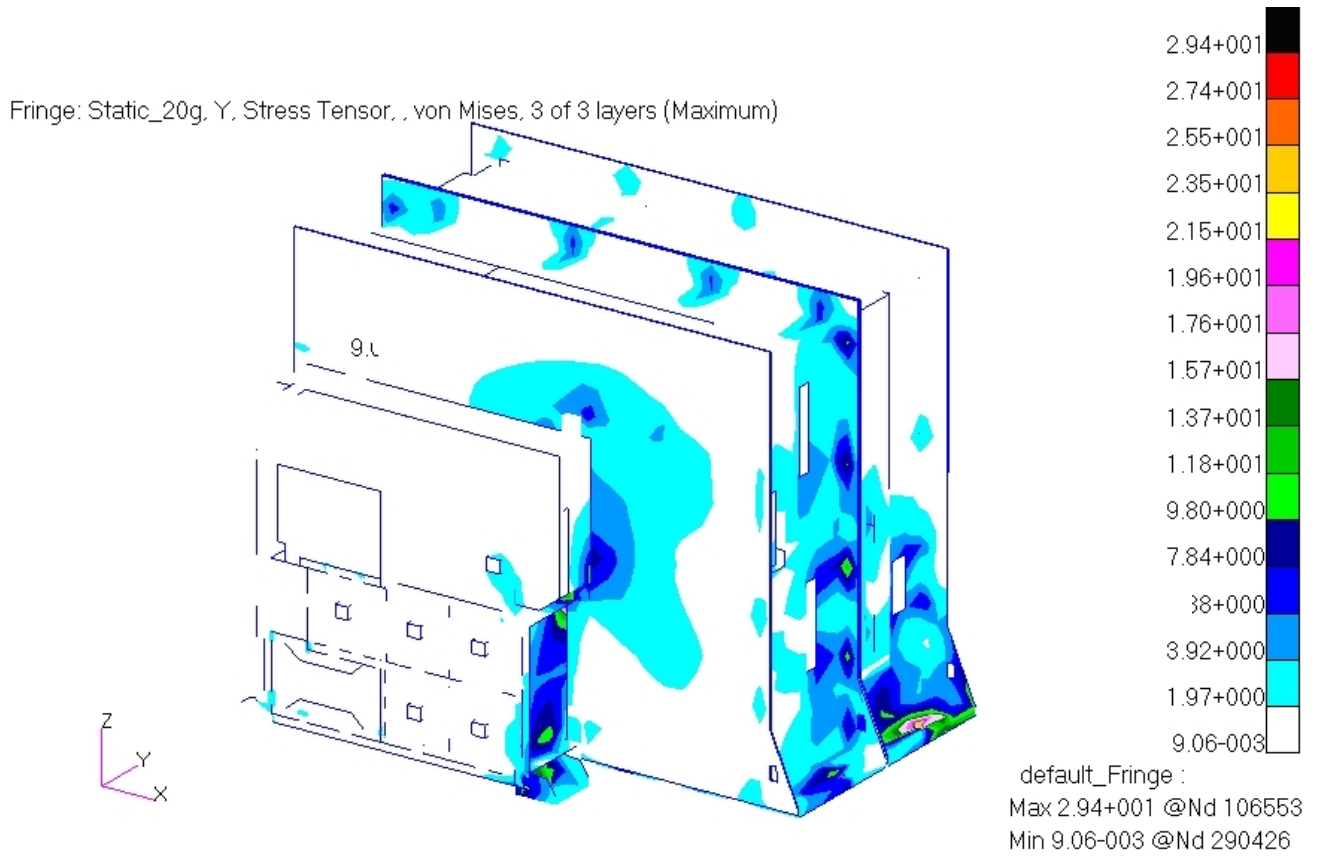


Figura 23. Análisis estático eje Y. Esfuerzos de Von Mises (MPa) en estructuras.

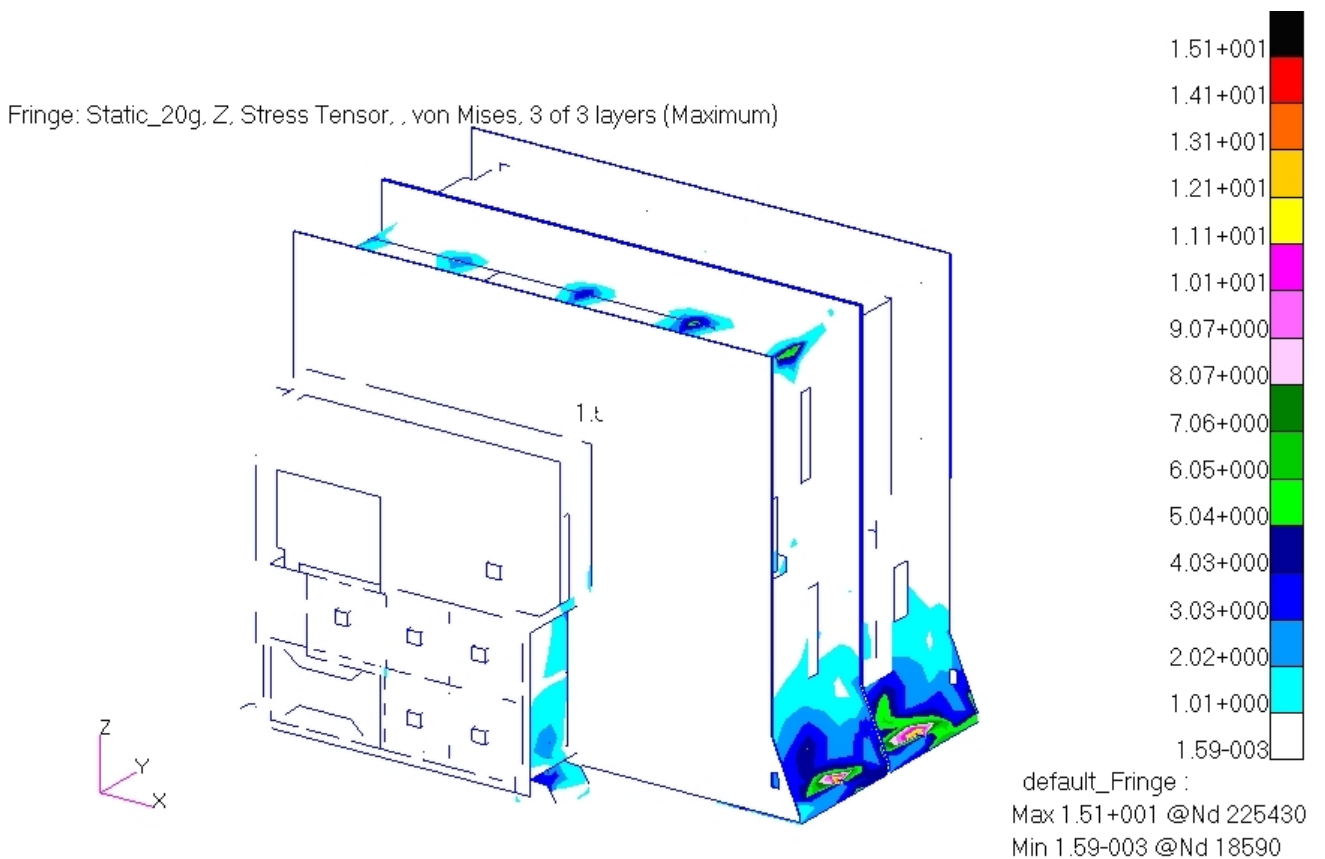


Figura 24. Análisis estático eje Z. Esfuerzos de Von Mises (MPa) en estructuras.

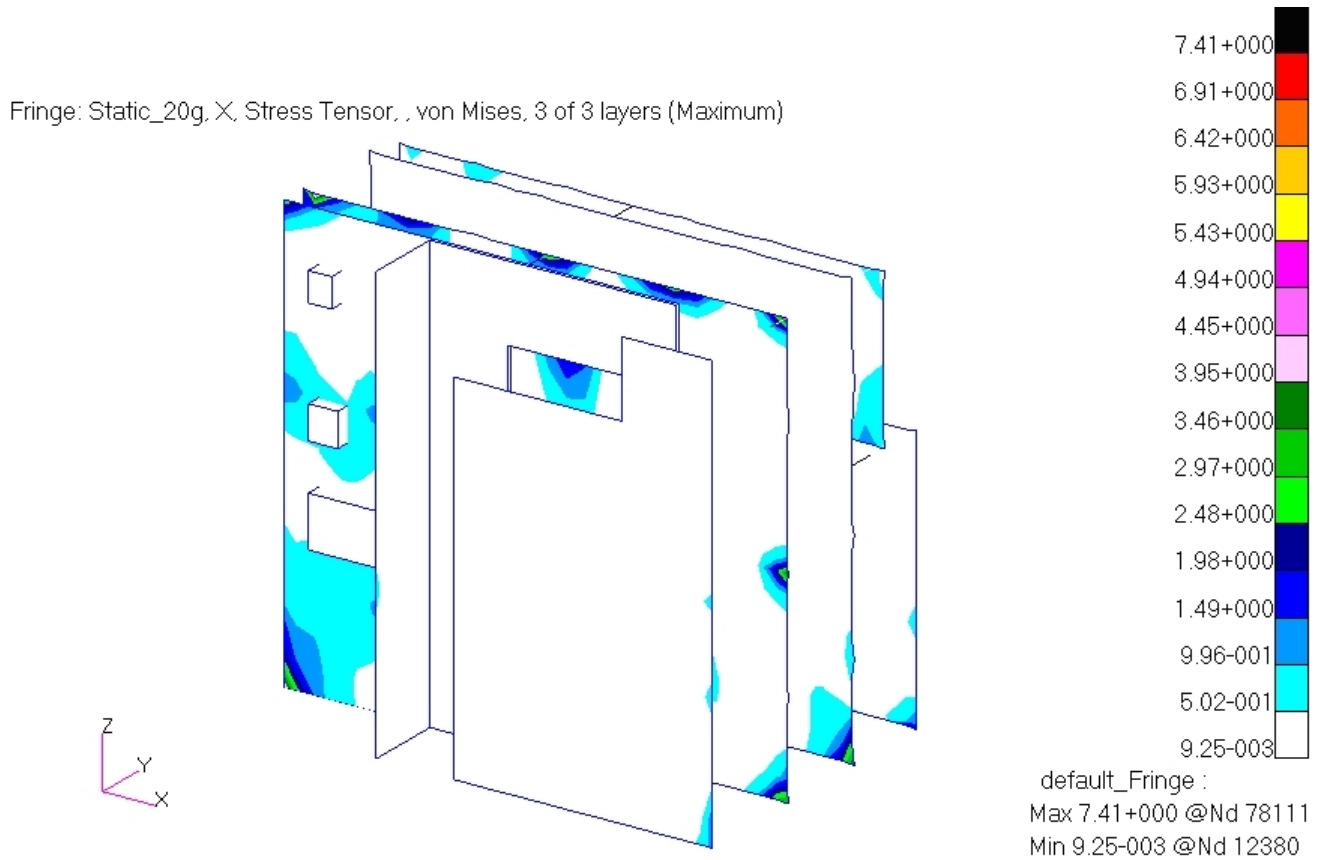


Figura 25. Análisis estático eje X. Esfuerzos de Von Mises (MPa) en tarjetas.

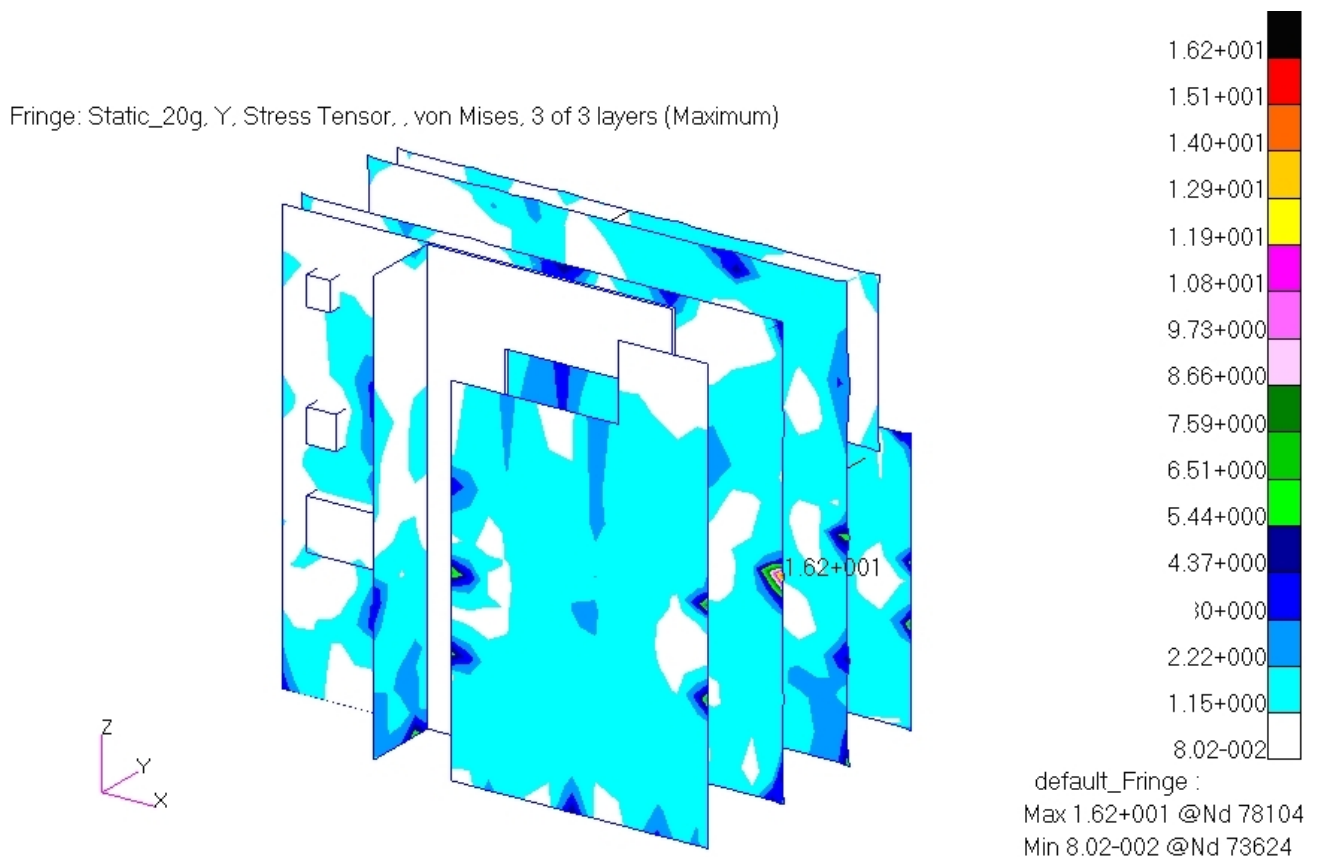


Figura 26. Análisis estático eje Y. Esfuerzos de Von Mises (MPa) en tarjetas.

Fringe: Static_20g, Z, Stress Tensor, , von Mises, 3 of 3 layers (Maximum)

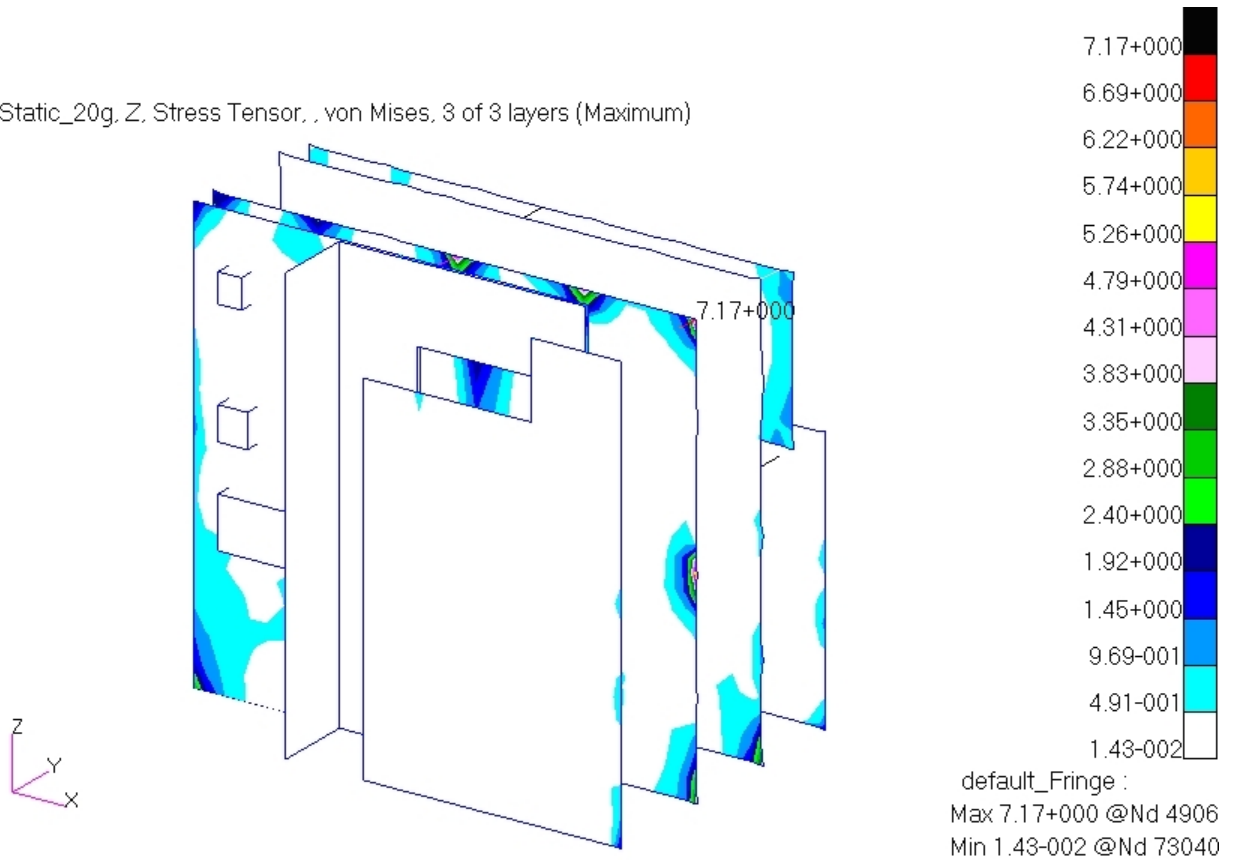


Figura 27. Análisis estático eje Z. Esfuerzos de Von Mises (MPa) en tarjetas.

La tabla 22 muestra los esfuerzos máximos (Von Misses) obtenidos en las partes estructurales de aluminio. También se indican los márgenes de seguridad calculados para condiciones de carga última y yield de acuerdo con la siguiente formula conforme a los [REQ-45] y [REQ-46].

$$MS = \frac{Sa}{K \cdot Se} - 1$$

MS: margin of safety	-MS/U: condiciones de carga última -MS/Y: condiciones de carga yield
----------------------	-------------------------------------------------------------------------

- Sa: esfuerzo admisible (σ_{max} o σ_{yield})
- Se: esfuerzos inducidos por las condiciones de carga de calificación, multiplicados por los factores de seguridad especificados (K):
 - 1,5 en condiciones de carga última
 - 1,25 en condiciones de carga yield

LOAD CASE	MAX. STRESS (MPa)	MS1/U	MS1/Y
X	12,0	21,7	19,6
Y	29,4	8,3	7,4
Z	15,1	17,1	13,5

Tabla 22. MS del análisis estático en partes estructurales.

La tabla 23 muestra los máximos esfuerzos (Von Misses) obtenidos en las tarjetas de poliimida y sus correspondientes márgenes de seguridad.

LOAD CASE	MAX. STRESS (Mpa)	MS1/U
X	7,41	8,9
Y	16,2	3,5
Z	7,17	9,2

Tabla 23. MS del análisis estático en tarjetas de poliimida

La tabla 24 muestra los máximos esfuerzos (Von Misses) obtenidos en la tarjeta de Duroid y sus correspondientes márgenes de seguridad.

LOAD CASE	MAX. STRESS (Mpa)	MS1/U
X	2,7	1,7
Y	2,2	1,1
Z	2,3	1,0

Tabla 24. MS del análisis estático en tarjetas de Duroid

6.3 RIGIDEZ DINÁMICA

El requisito de rigidez dinámica define un umbral de frecuencia por encima del cual se debe dimensionar el equipo para evitar que se acople dinámicamente con el satélite. Es muy importante que los primeros modos propios del equipo estén separados de los correspondientes de la estructura del satélite. Así se evitan los acoplamientos de las respuestas frente a las cargas dinámicas, lo cual podría ocasionar grandes sobrecargas asociadas a los picos de respuesta que se producen en cada frecuencia natural del conjunto satélite-equipo.

6.3.1 Análisis modal. Rigidez.

El análisis se ha realizado con la solución SOL 103 de Nastran.

Se han obtenido 88 modos de frecuencia entre 0 y 2000 Hz. Los modos han sido calculados aplicando el método de LANCZOS.

MODO	FRECUENCIA (Hz)	Masa modal efectiva (gramos)		
		Eje X	Eje Y	Eje Z
1	258,04		1836,68	
11	557,74	117,46	236,20	349,17
12	602,20			43,00
13	635,96	38,01		
14	645,40	45,18		
16	668,20	97,80	36,12	
17	671,95	613,37	81,72	78,01
18	677,60	295,15		
20	714,57	185,08		94,92
21	750,82	231,05		913,48
23	782,08			44,84
26	831,85			88,75
32	925,60			62,00
34	941,84			86,24
35	951,03		36,54	97,89
36	963,58			133,01
38	982,70			172,45
39	991,87			37,49
41	1007,38			44,15
44	1052,96			414,01
71	1436,79	37,21		
Sum (0-2000Hz)		1991	2682	2958
Sum/total (%)		65,3%	87,9%	96,9%

Tabla 25. Frecuencias modales y masas efectivas.

En este caso se indican en la tabla los modos cuya masa efectiva es mayor del 1% de la masa total del modelo. Los modos con mayor masa efectiva en cada eje están marcados en amarillo.

Una estructura tiene infinitos modos de frecuencia pero solo son importantes los que hacen moverse a una parte significativa de la masa del equipo. La mayoría de los modos de una estructura son modos locales con una masa efectiva muy pequeña que es la masa que está vibrando en cada modo de frecuencia.

Las siguientes figuras muestran las deformaciones asociadas a los principales modos propios de vibración. El 1º y el 17º corresponden a la estructura y el 21º a uno de los conectores de las tarjetas.

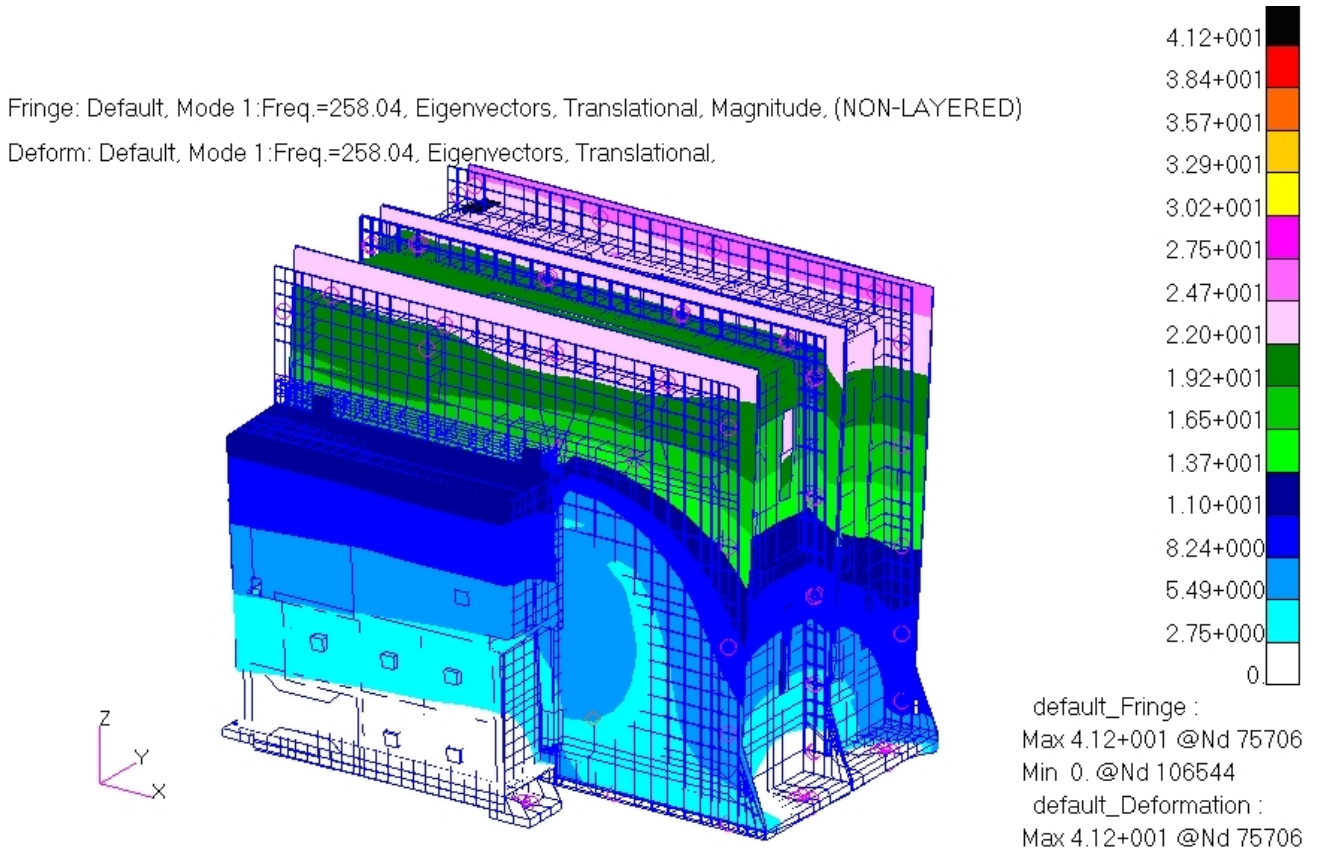


Figura 28. 1º modo de vibración. Frecuencia natural 258,04 Hz.

Fringe: Default, Mode 1:Freq.=258.04, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
 Deform: Default, Mode 1:Freq.=258.04, Eigenvectors, Translational.

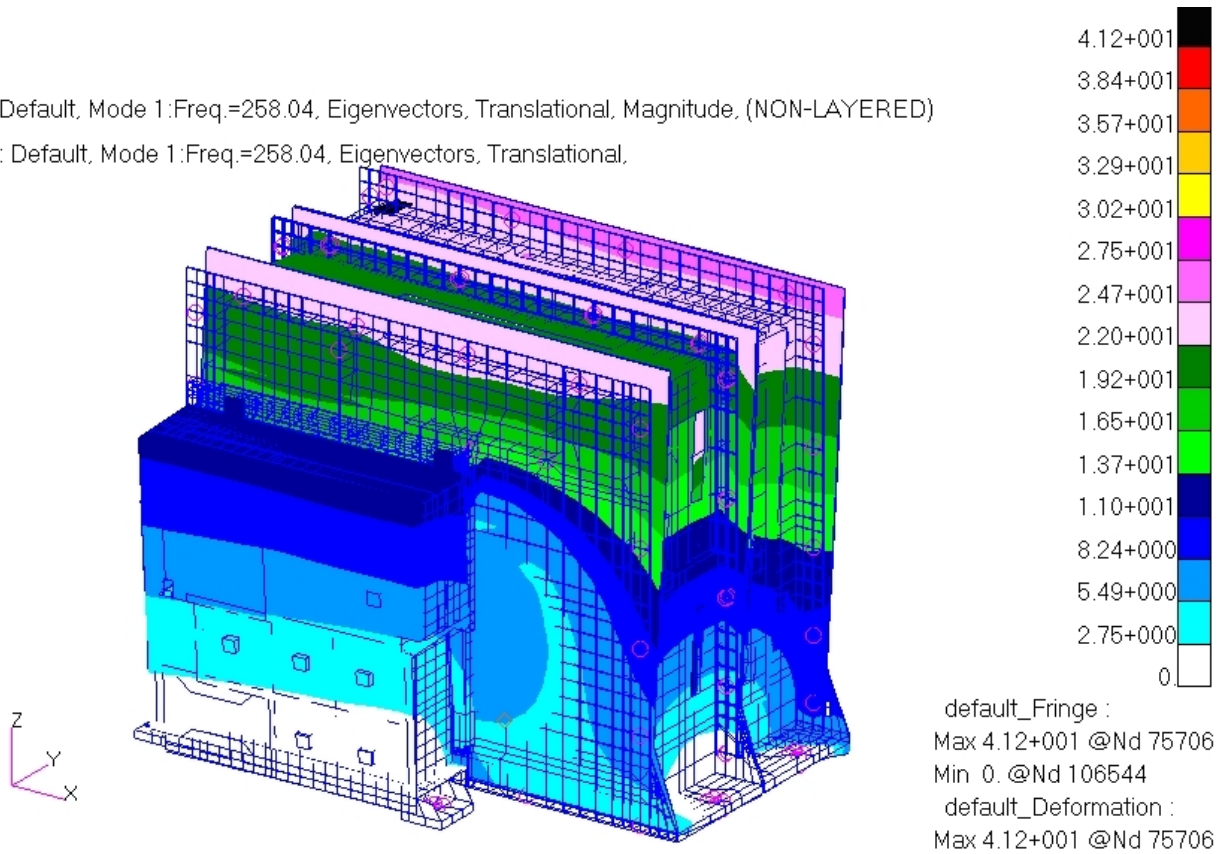


Figura 29. 17º modo de vibración. Frecuencia natural 671,95 Hz.

Fringe: Default, Mode 21:Freq.=750.82, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

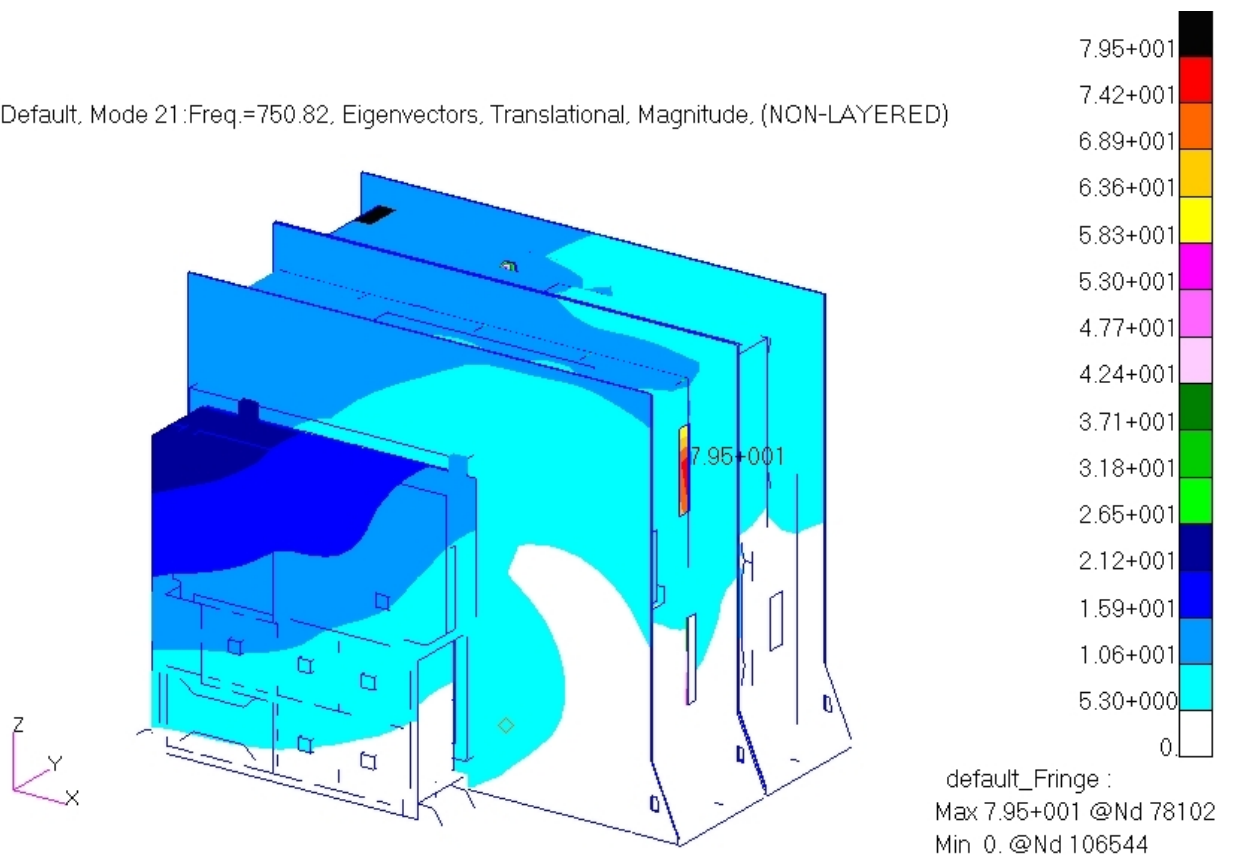


Figura 30. 21º modo de vibración. Frecuencia natural 750,82 Hz

6.4 ANALISIS RANDOM

El análisis random se realiza mediante la solución SOL 111 de MSC Nastran del que se obtienen como resultado los esfuerzos y las aceleraciones.

6.4.1 Parametros del análisis

De acuerdo con el [REQ-49] los niveles más altos correspondientes al nivel de calificación a los que el equipo será analizado son los siguientes:

Parallel to mating plane		Perpendicular to mating plane	
Range (Hz)	PSD	Range (Hz)	PSD
20 - 100	+ 3 dB/oct	20-100	+3 dB/oct
100 - 600	0.16 g ² /Hz	100-300	0.4 g ² /Hz
600 - 2000	- 6 dB/oct	300-2000	-6 dB/oct
Overall level: 12.46 g _{rms}		Overall level: 14.20 g _{rms}	

Tabla 26: Niveles de vibracion random

Se han llevado a cabo 3 análisis random diferentes correspondientes a los 3 ejes. Se ha tenido en cuenta un factor de amortiguamiento del 2% para este equipo. Este dato es empírico y se obtiene a través de las gráficas de ensayo de búsqueda de resonancias (seno bajo generalmente) de equipos parecidos.

6.4.2 Resultado de aceleraciones

Las siguientes figuras muestran la distribución de aceleraciones random g_{rms} a lo largo del modelo y para cada caso de vibración.

Fringe: Accelerations,grms, X, Accelerations, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: Accelerations,grms, X, Accelerations, Translational,

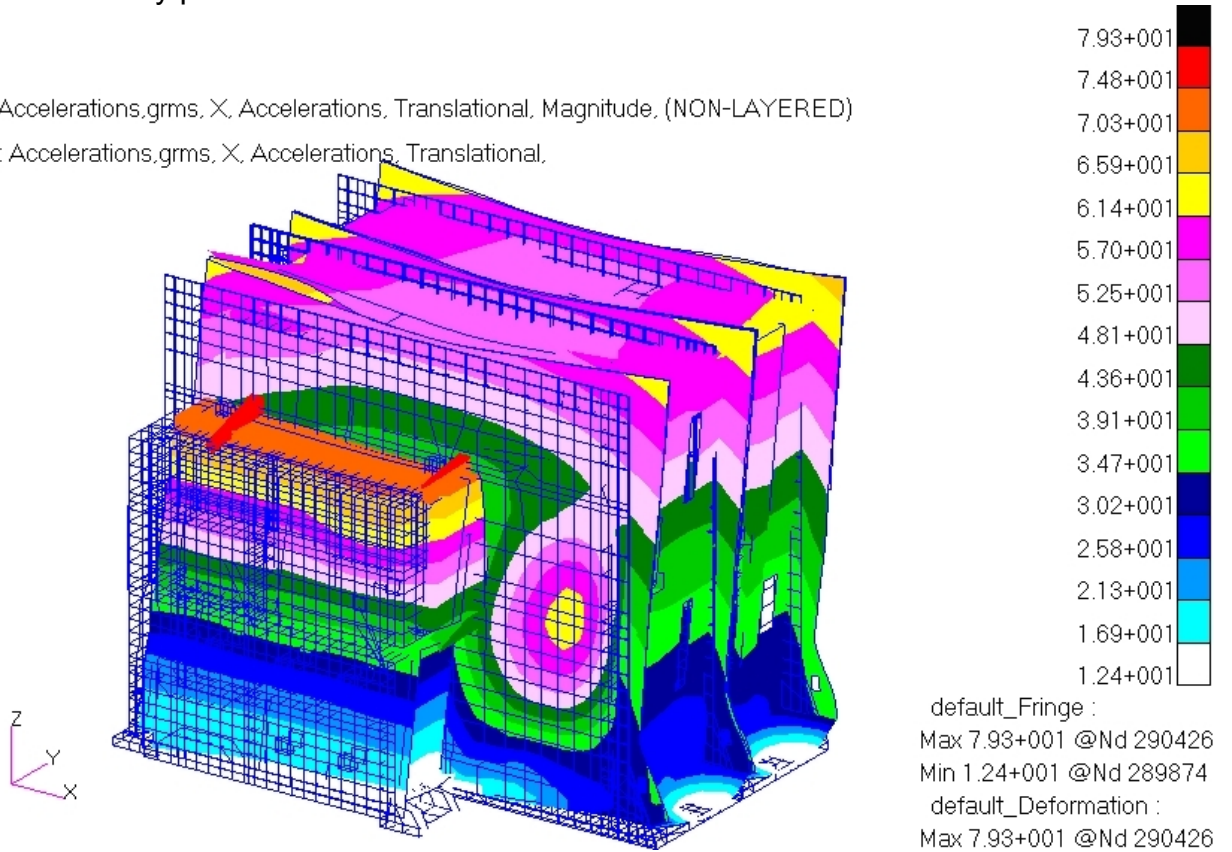
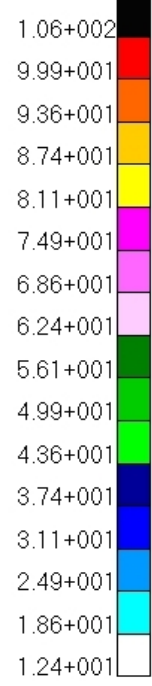
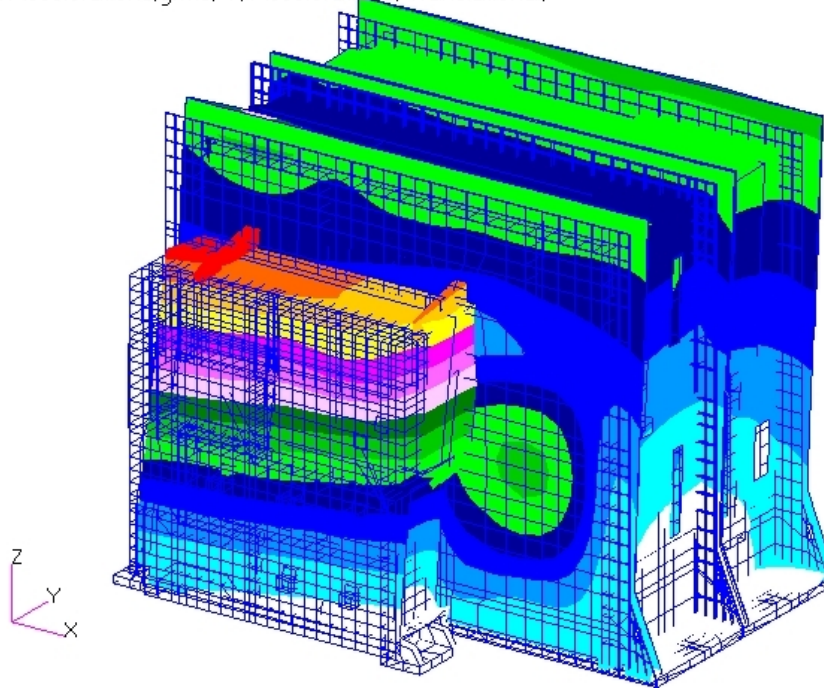


Figura 31. Análisis random eje X. Aceleraciones (g RMS) en las partes estructurales.

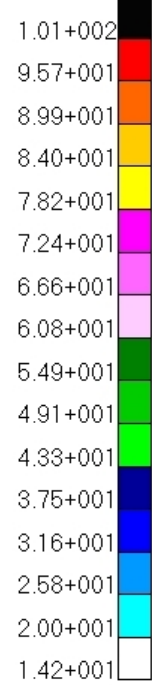
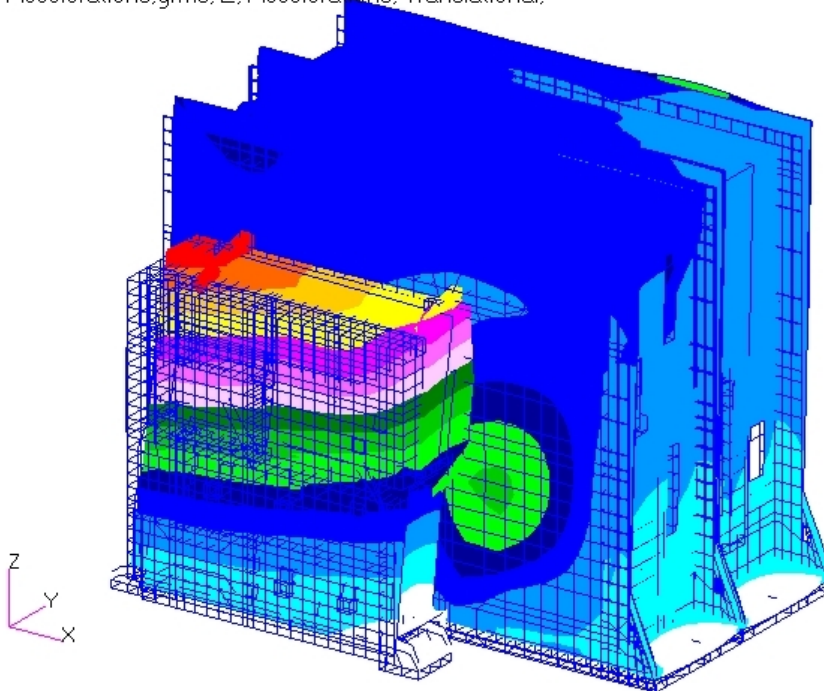
Fringe: Accelerations,grms, Y, Accelerations, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
 Deform: Accelerations,grms, Y, Accelerations, Translational,



default_Fringe :
 Max 1.06+002 @Nd 290426
 Min 1.24+001 @Nd 2817
 default_Deformation :
 Max 1.06+002 @Nd 290426

Figura 32. Análisis random eje Y. Aceleraciones (g RMS) en las partes estructurales.

Fringe: Accelerations,grms, Z, Accelerations, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
 Deform: Accelerations,grms, Z, Accelerations, Translational,



default_Fringe :
 Max 1.01+002 @Nd 290426
 Min 1.42+001 @Nd 2818
 default_Deformation :
 Max 1.01+002 @Nd 290426

Figura 33. Análisis random eje Z. Aceleraciones (g RMS) en las partes estructurales.

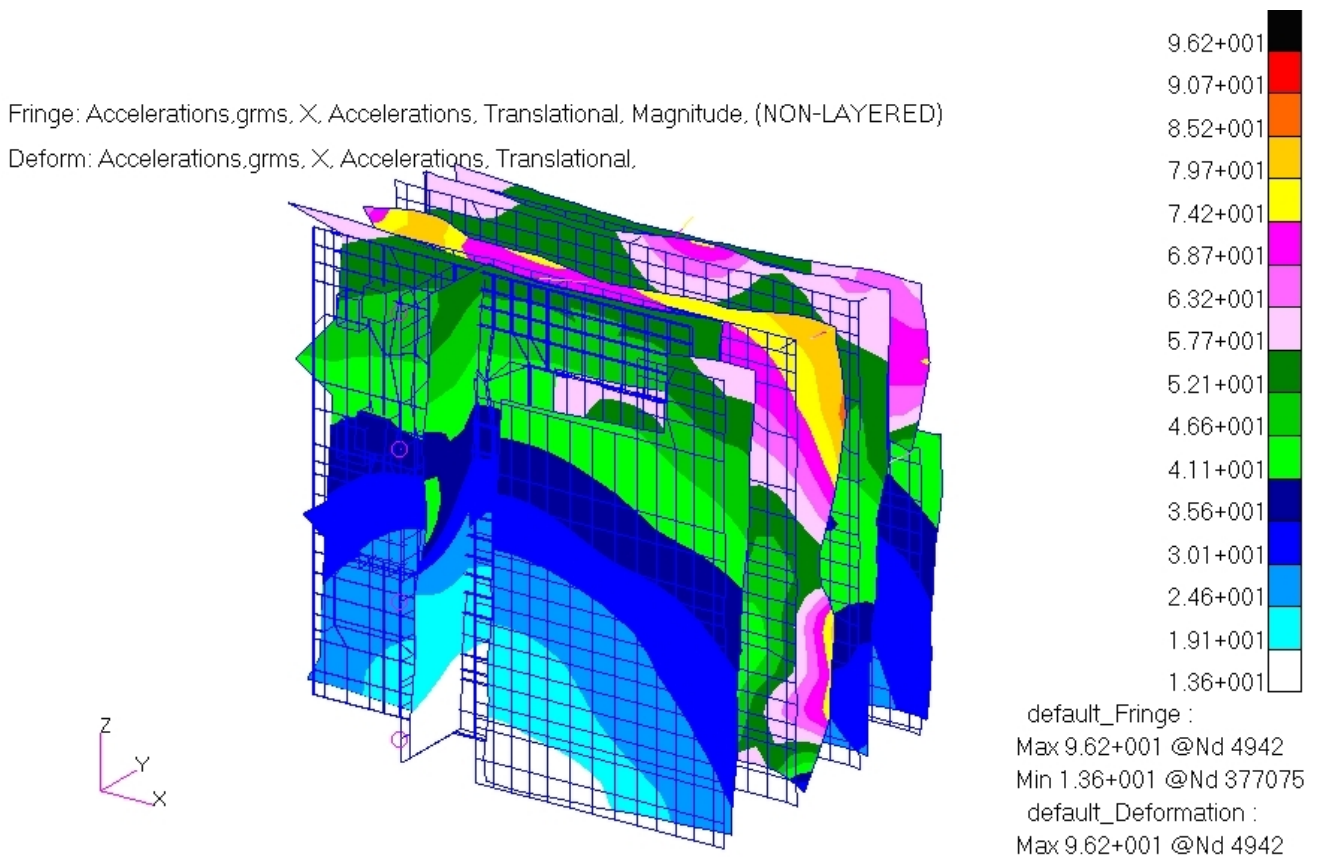


Figura 34. Análisis random eje X. Aceleraciones (g RMS) en las tarjetas.

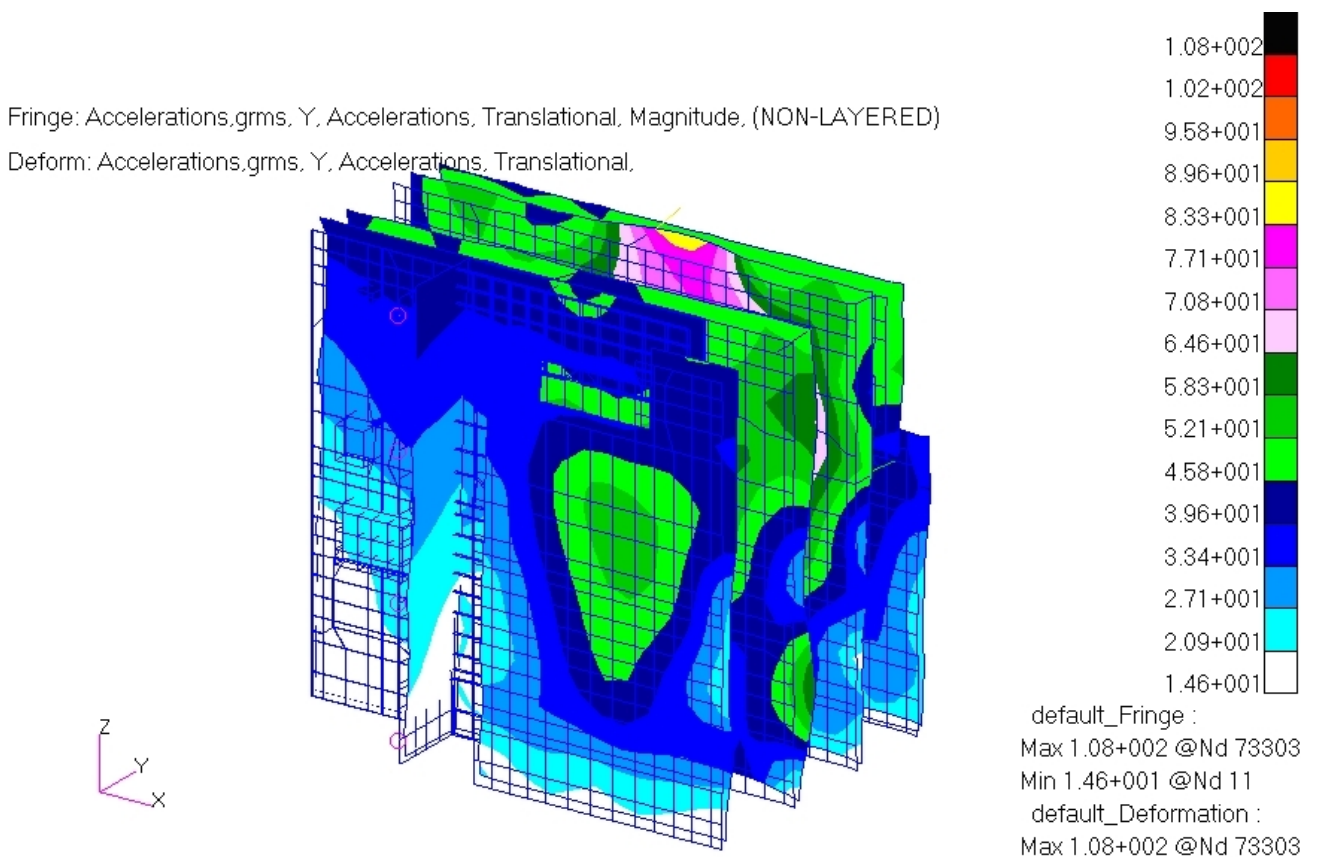


Figura 35. Análisis random eje Y. Aceleraciones (g RMS) en las tarjetas.

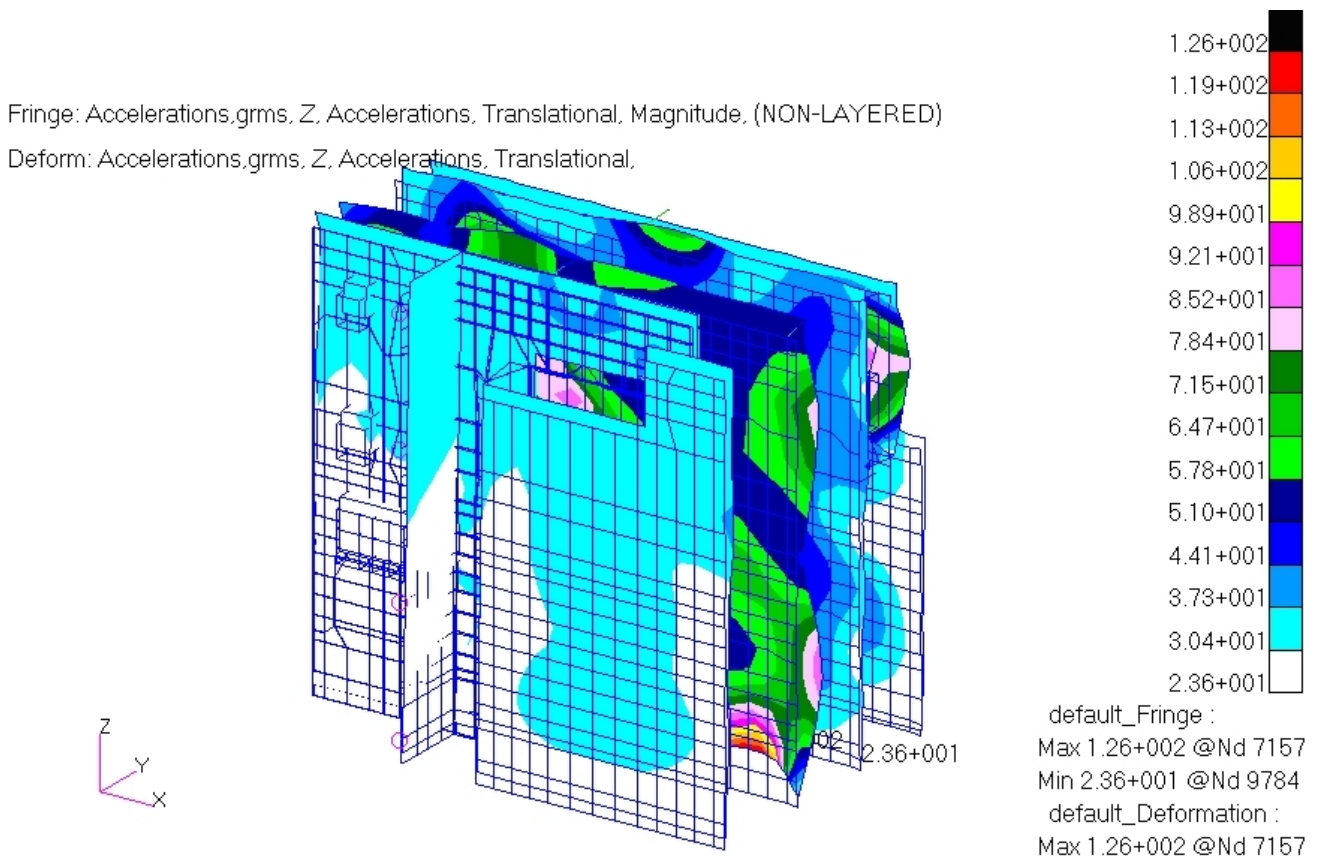


Figura 36. Análisis random eje Z. Aceleraciones (g RMS) en las tarjetas.

La tabla siguiente resume las máximas aceleraciones (en terminos de g RMS) que se han obtenido en el modelo.

LOAD CASE	MAXIMUM ACCELERATION (G RMS)		
	STRUCTURE (module)	PBAs (fixation points)	PBAs (surface)
Axis X	79,3	82	96,2
Axis Y	106	92,3	108
Axis Z	101	88,7	126

Tabla 27. Máximas aceleraciones vistas en cada parte del equipo (g RMS)

6.4.3 Analisis de esfuerzos

Las siguientes figuras muestran las distribuciones de esfuerzos de Von Mises (MPa RMS) a lo largo del modelo obtenidas del análisis random para cada caso de carga.

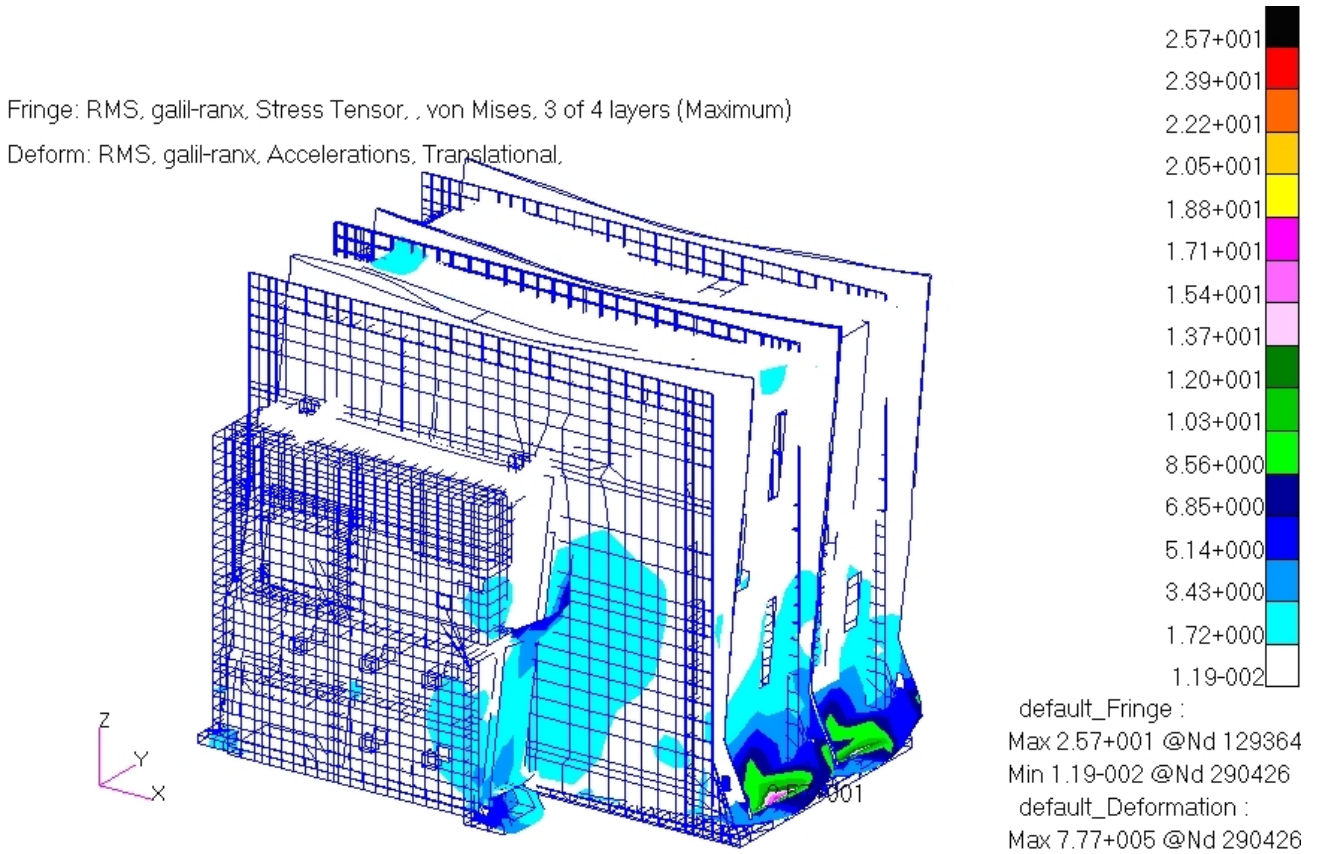
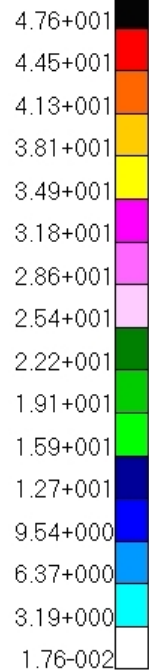
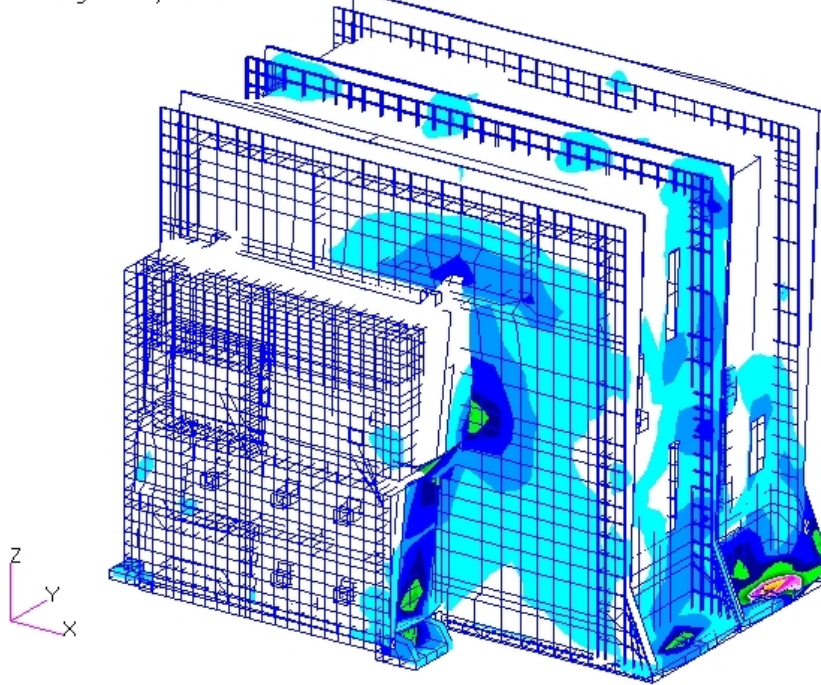


Figura 37. Análisis random eje X. Esfuerzos de Von Mises (MPa_{rms}) en estructuras.

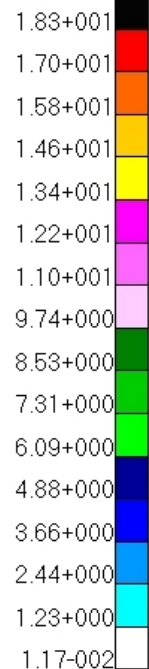
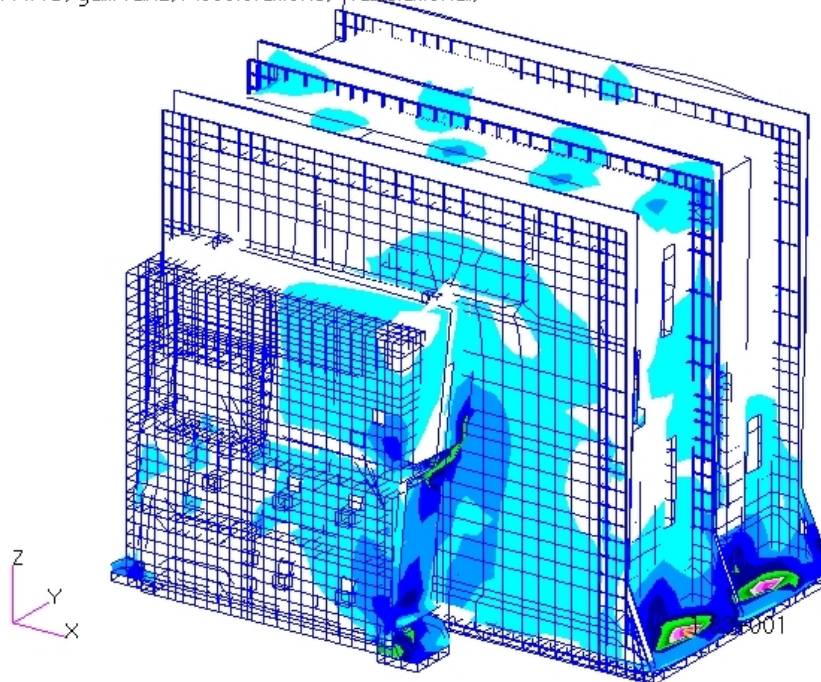
Fringe: RMS, gali-rany, Stress Tensor, , von Mises, 3 of 4 layers (Maximum)
 Deform: RMS, gali-rany, Accelerations, Translational.



default_Fringe :
 Max 4.76+001 @Nd 105700
 Min 1.76-002 @Nd 290476
 default_Deformation :
 Max 1.04+006 @Nd 290426

Figura 38. Análisis random eje Y. Esfuerzos de Von Misses (MPa_{rms}) en estructuras.

Fringe: RMS, gali-ranz, Stress Tensor, , von Mises, 3 of 4 layers (Maximum)
 Deform: RMS, gali-ranz, Accelerations, Translational.



default_Fringe :
 Max 1.83+001 @Nd 129364
 Min 1.17-002 @Nd 290476
 default_Deformation :
 Max 9.95+005 @Nd 290426

Figura 39. Análisis random eje Z. Esfuerzos de Von Misses (MPa_{rms}) en estructuras.

Fringe: RMS, galil-ranx, Stress Tensor, , von Mises, 3 of 4 layers (Maximum)
 Deform: RMS, galil-ranx, Accelerations, Translational.

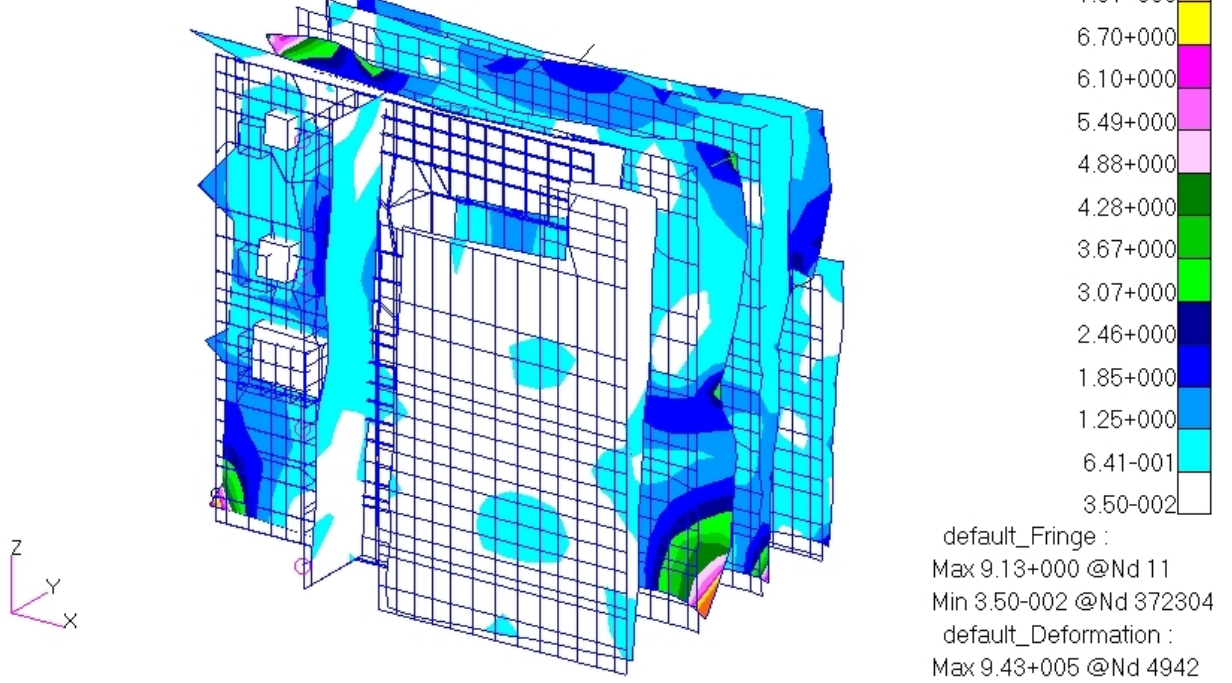


Figura 40. Análisis random eje X. Esfuerzos de Von Mises (MPa_{rms}) en tarjetas.

Fringe: RMS, galil-rany, Stress Tensor, , von Mises, 3 of 4 layers (Maximum)
 Deform: RMS, galil-rany, Accelerations, Translational.

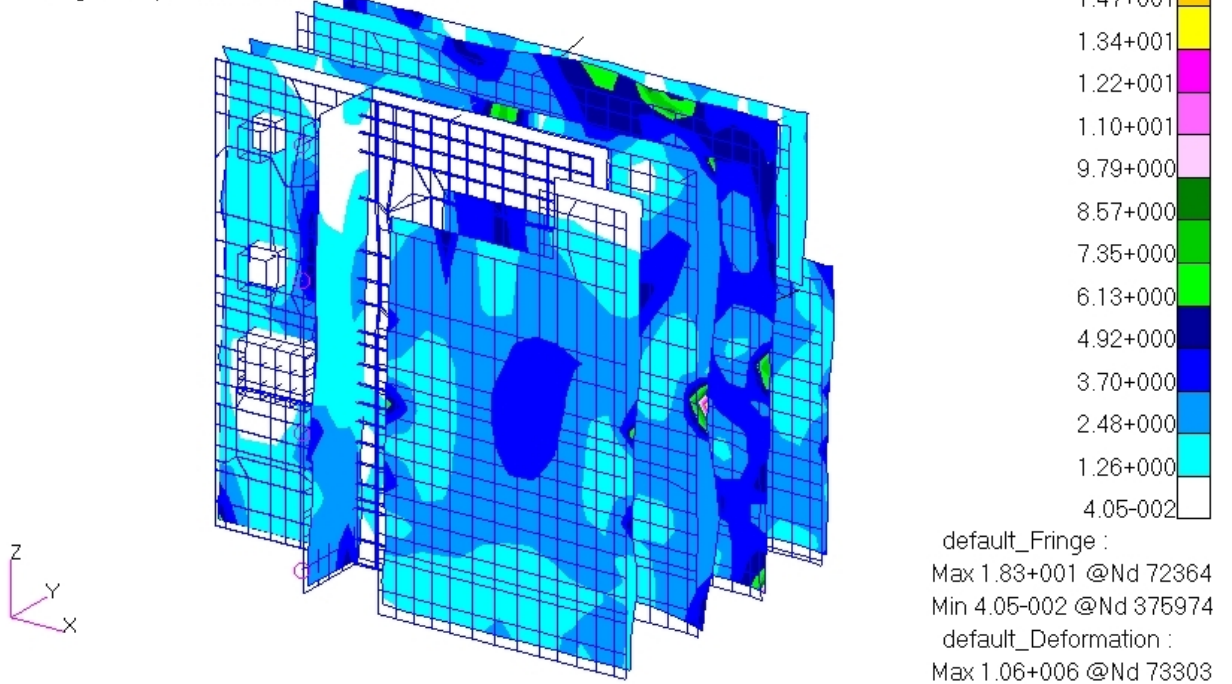


Figura 41. Análisis random eje Y. Esfuerzos de Von Mises (MPa_{rms}) en tarjetas.

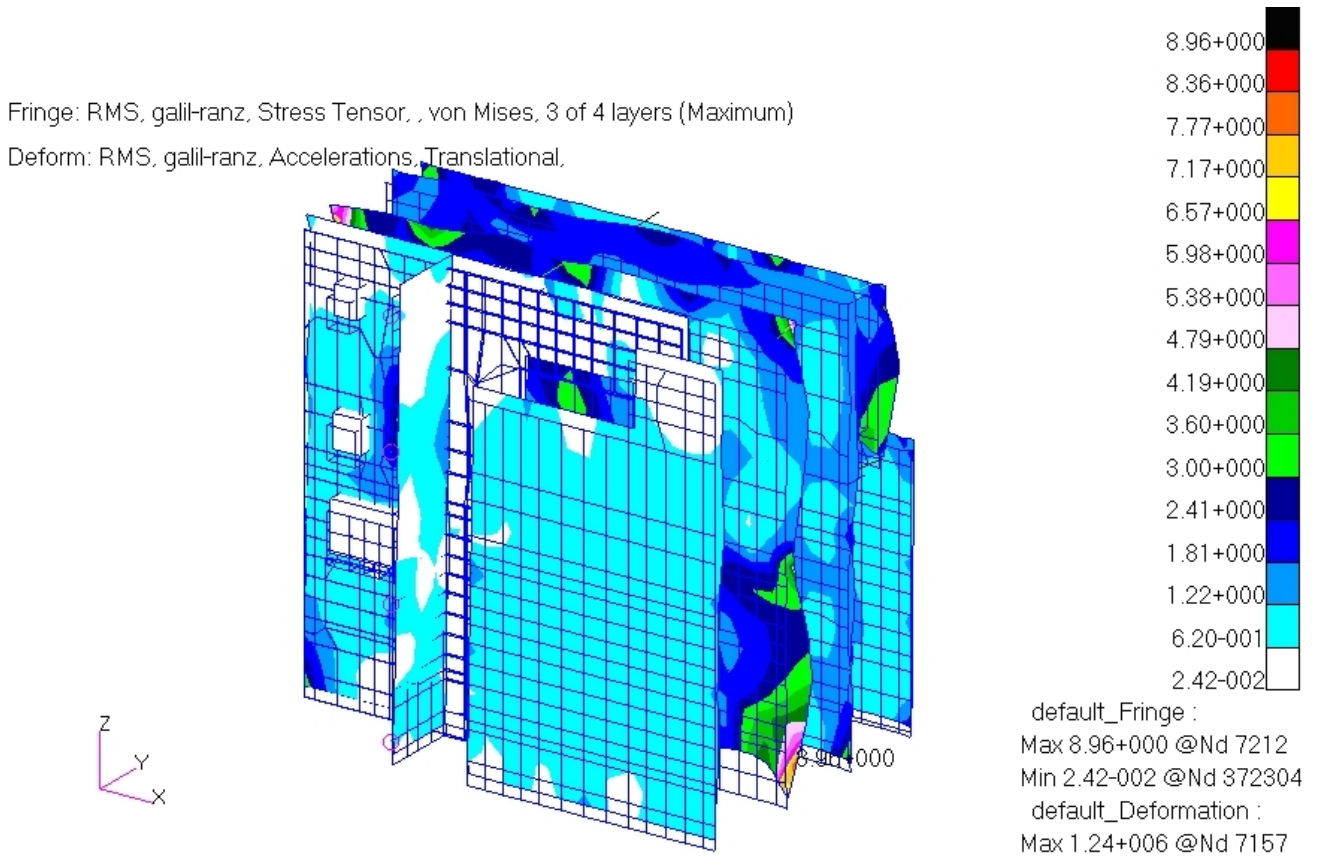


Figura 42. Análisis random eje Z. Esfuerzos de Von Misses (MPa_{rms}) en tarjetas.

A continuación se resumen los resultados de esfuerzos del análisis random (Von Misses) en MPa RMS y los correspondientes valores 3σ . Los márgenes de seguridad para las partes de aluminio han sido calculadas mediante el criterio de 3σ . La tabla 10 muestra los resultados para las estructuras y la 11 para el material de las tarjetas.

AXIS	MAXIMUM STRESS (MPa RMS)	MAXIMUM STRESS (3σ) MPa-Peak	MS1/U	MS1/Y
X	25,7	77,1	2,5	2,2
Y	47,6	142,8	0,9	0,7
Z	18,3	54,9	3,9	3,5

Tabla 28. Resultados de esfuerzos en random para estructuras.

AXIS	MAXIMUM STRESS (RMS)	MAXIMUM STRESS (3σ)	MS1/U
X	9,13	27,4	1,7
Y	18,3	54,9	0,3
Z	8,96	26,8	1,7

Tabla 29. Resultados de esfuerzos en random para el material de las tarjetas.

6.5 DESPLAZAMIENTOS

Las siguientes figuras muestran el desplazamiento o deformación de las tarjetas en la dirección Y, normal al plano de las tarjetas, bajo la carga random.

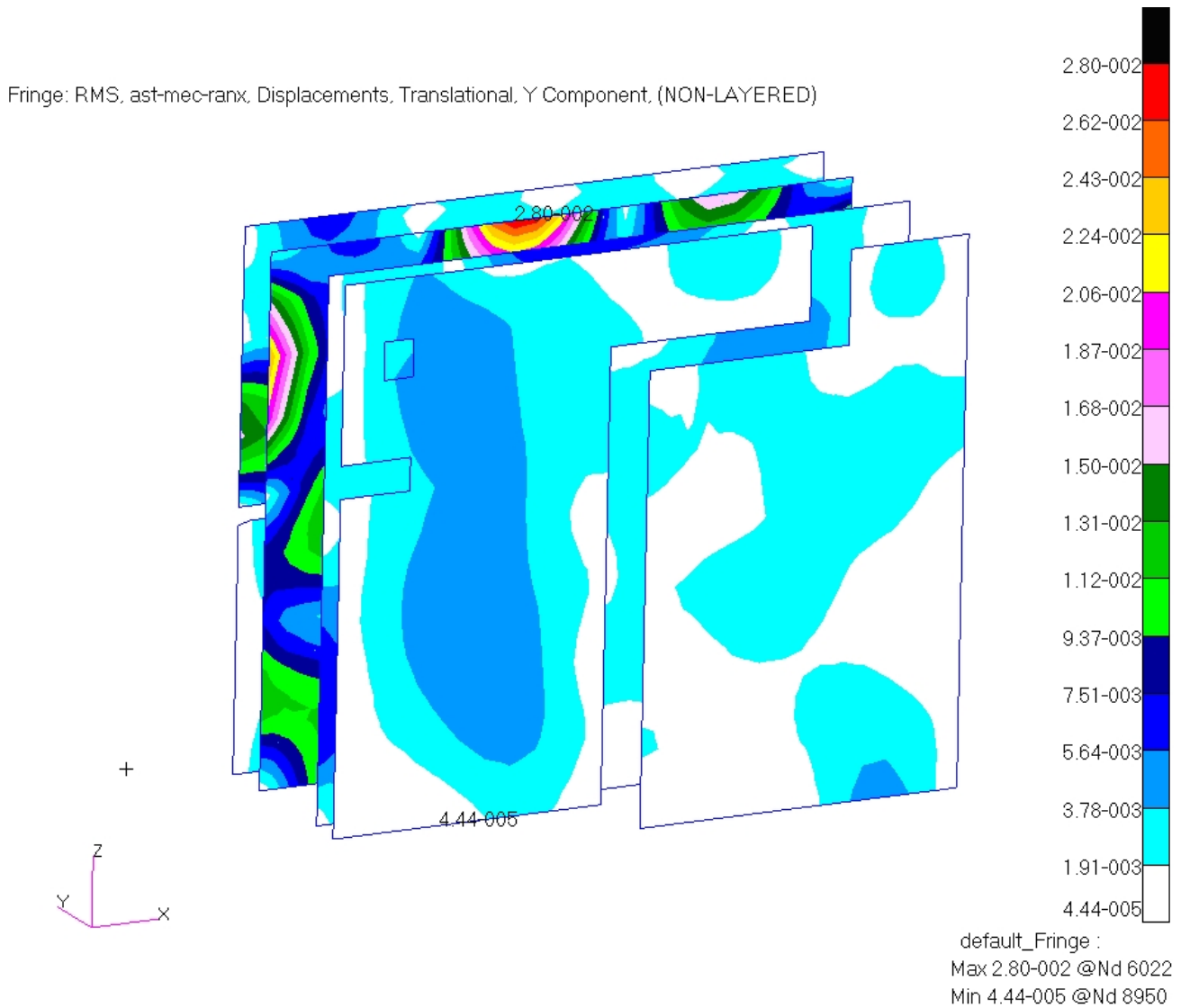


Figura 43. Análisis random eje X. Desplazamientos componente Y (mm).

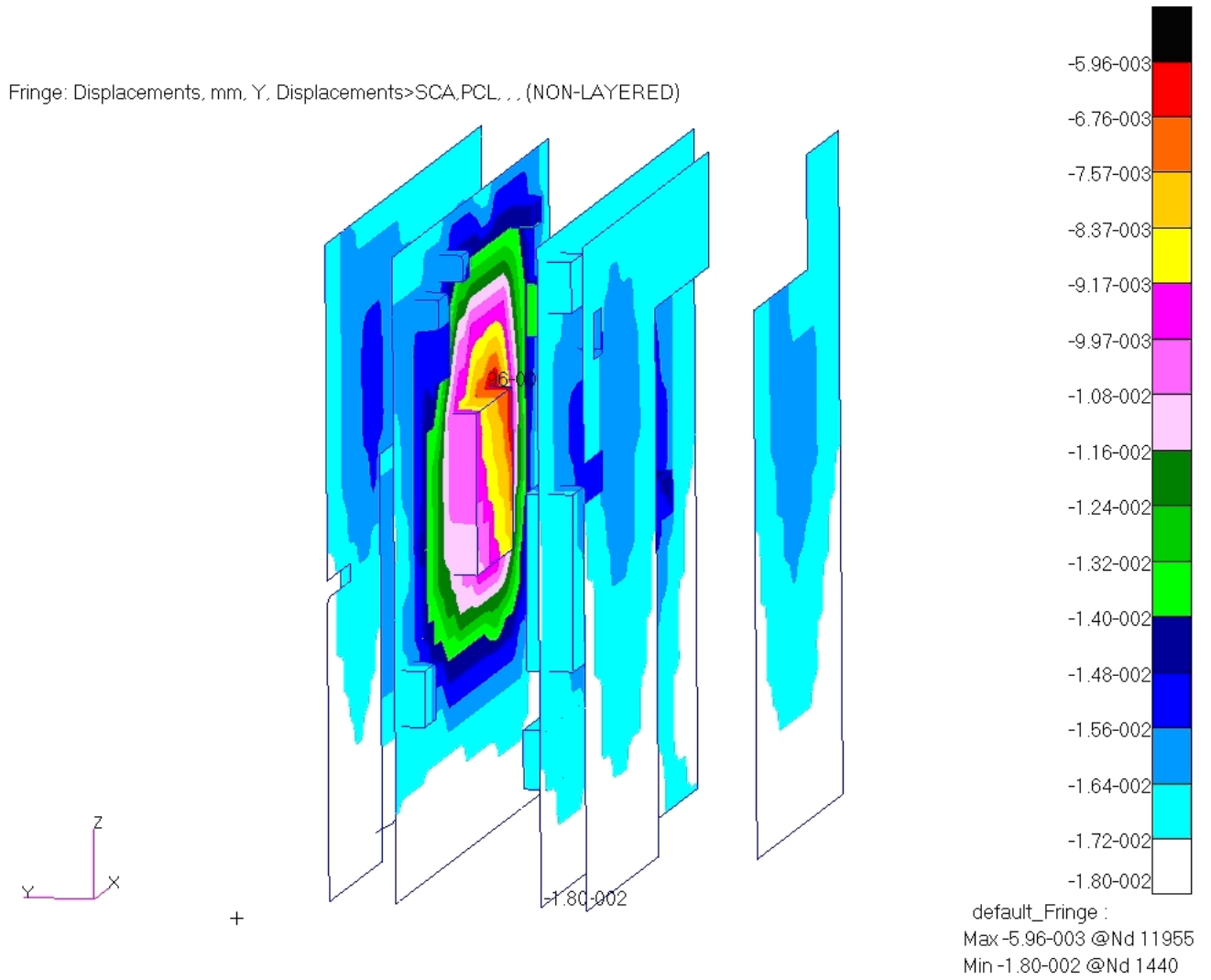


Figura 44. Análisis random eje Y. Desplazamientos componente Y (mm).

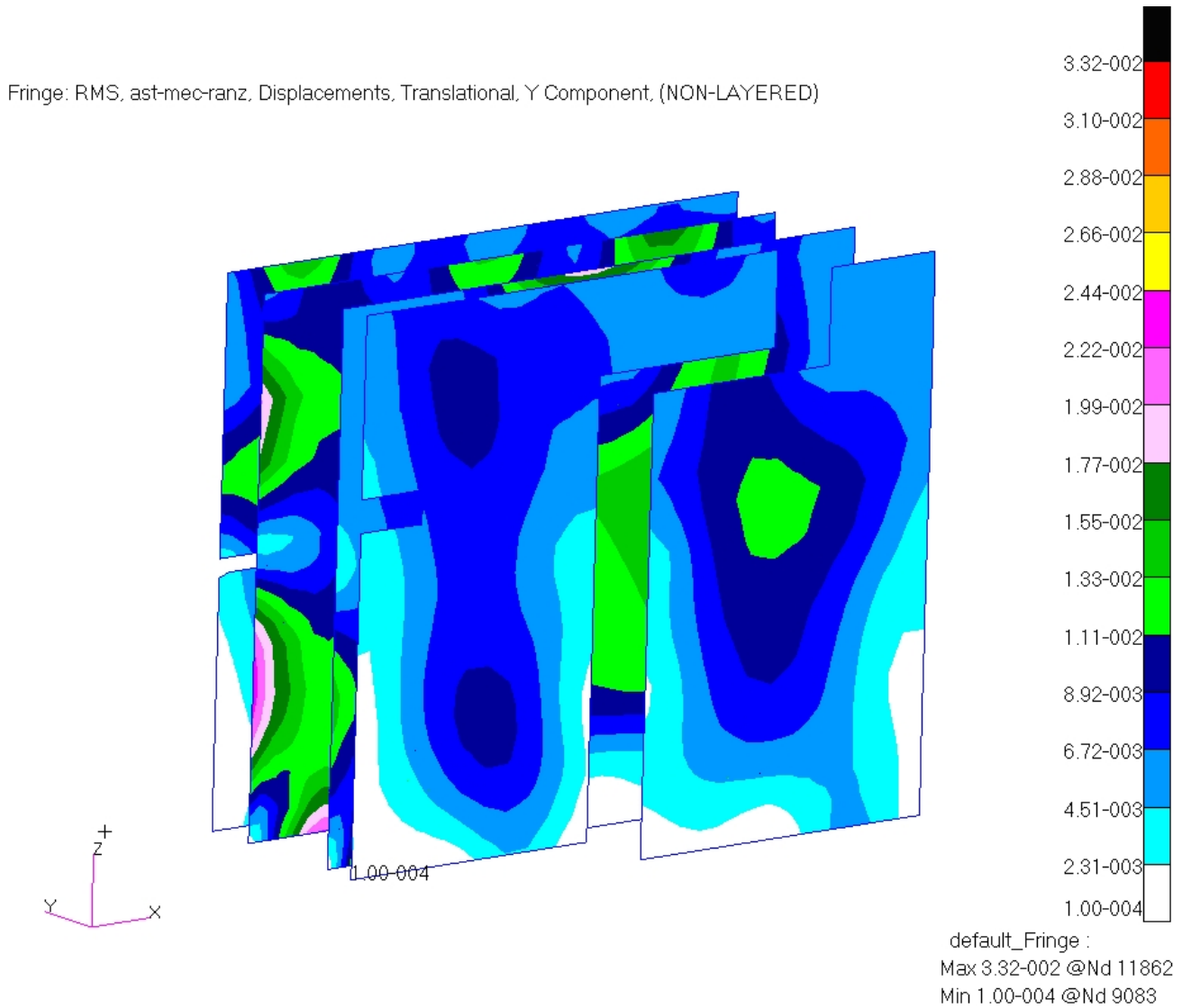


Figura 45. Análisis random eje Z. Desplazamientos componente Y (mm).

Los resultados muestran que los desplazamientos en las tarjetas son menores que la distancia entre ellas y cualquier parte estructural del equipo.

El máximo desplazamiento en dirección Y es de 0,032 mm.

6.5.1 Fatiga de components montados sobre PCB

Los equipos electronicos deben ser diseñados con conocimiento de su entorno de operación, la capacidad de los componentes y las características de la estructura portante, en orden a alcanzar un alto grado de fiabilidad para sistemas expuestos a vibraciones de tipo random.

La vida a fatiga de muchos de los componentes electrónicos está relacionada con los desplazamientos dinámicos que puedan experimentar las tarjetas sobre las que van montados. Cuando las tarjetas vibran en sus frecuencias de resonancia en dirección normal a su plano de montaje, la estructura plana de las mismas sufre esfuerzos debidos a la flexión provocada en ambos sentidos. Cuando la amplitud del desplazamiento es alta el movimiento relativo entre componente y tarjeta puede ser importante.

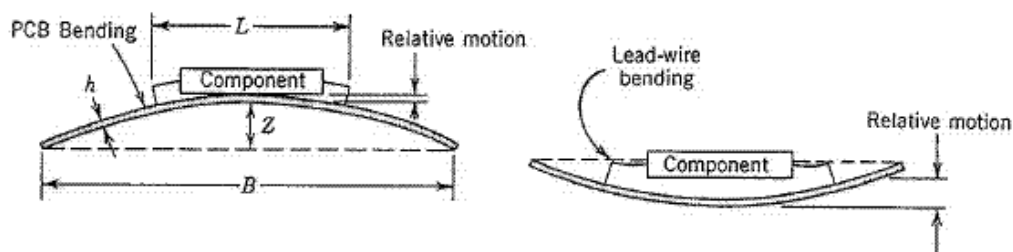


Figura 46. Flexión de una PBA debido a cargas vibratorias.

De acuerdo a la ecuación, se puede esperar que un componente montado en el centro de una tarjeta fijada en su perímetro soporte una fatiga de 20 millones de ciclos de flexión en una vibración random cuando el desplazamiento, basado en el criterio de 3σ , en la dirección de la vibración no supere el valor calculado (pulgadas).

$$Z_d = \frac{0.00022 \cdot B}{C \cdot h \cdot r \cdot \sqrt{L}}$$

Fuente: Dave S. Steinberg. *Vibration Analysis for Electronic Equipment*. [BG8]

Donde:

- B = longitud del borde de la tarjeta paralelo al componente (pulgadas) = 5.86 in / 149 mm
- L = longitud del componente electrónico (pulgadas) = 1,69 in / 43 mm
- H = altura o espesor de la tarjeta (pulgadas) = 0,067 in / 1,7 mm
- C = constante en función del tipo de componente electrónico (1 para el componente en cuestión analizado en este apartado: PGA with wires around the perimeter extending from the bottom surface of the PGA)
- r = factor de posición relativa para el componente en la tarjeta (1 cuando el componente está en el centro)

En nuestro caso el mayor desplazamiento en Y de las tarjetas se registra en la vibración random en el eje Z. El peor caso en términos de desplazamiento es la tarjeta DEMODULATOR ya que contiene el componente que experimenta más desplazamiento en una posición más centrada.

Según la ecuación, el máximo desplazamiento permitido es:

$$Z_d = 0,0148 \text{ in} = 0,376 \text{ mm}$$

El análisis llevado a cabo en NASTRAN muestra un desplazamiento del componente estudiado de 0,032 mm que aplicando el criterio de 3σ continúa dentro del límite admisible.

$$Z_d = 0,096 \text{ mm} < 0,376 \text{ mm}$$

Por lo tanto, podemos esperar que los componentes tengan una vida a fatiga de 20 millones de ciclos de deformación.

6.6 CARGAS DE INTERFAZ

El equipo transpondedor se fijará a la plataforma del satélite mediante 6 tornillos de titanio de M4. En la figura siguiente indica la localización y numeración de cada uno de los taladros de amarre.

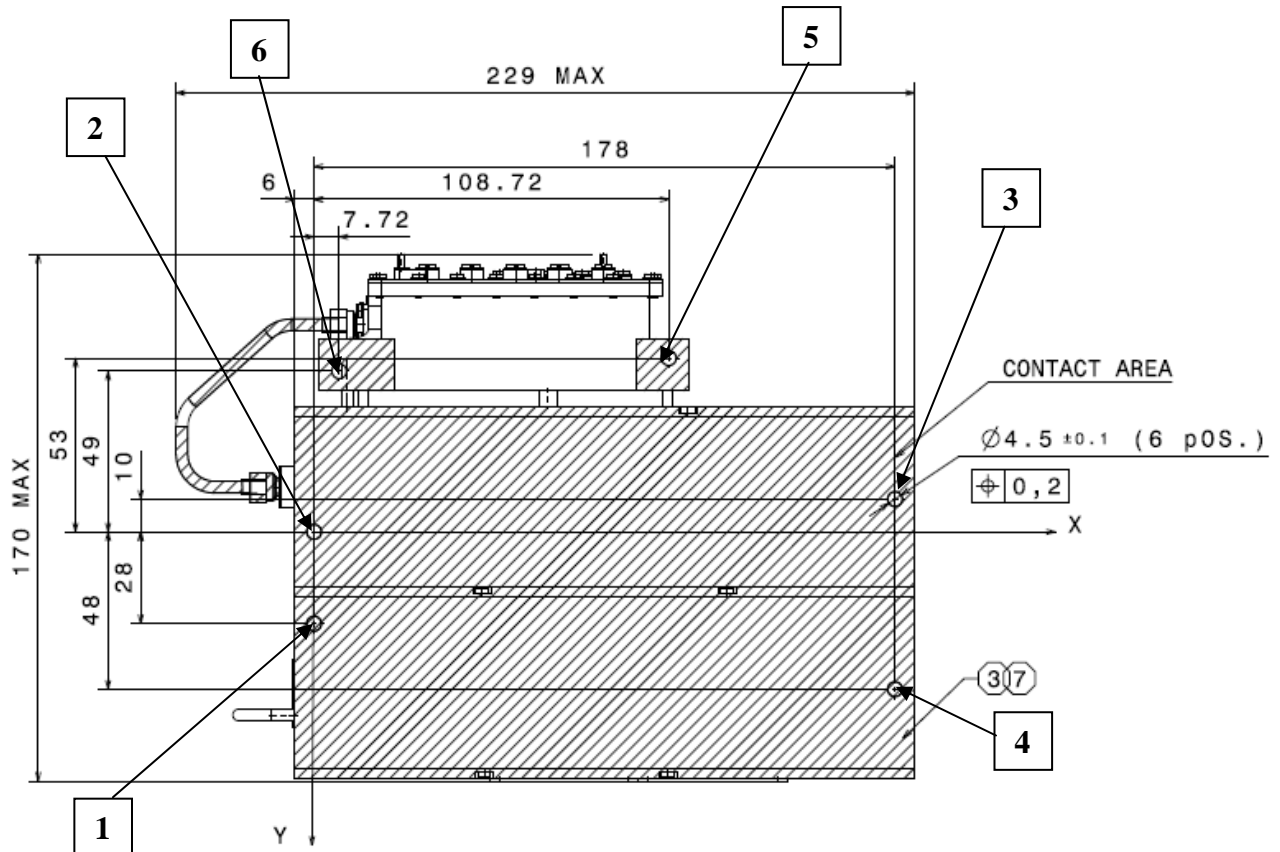


Figura 47. Taladros para el amarre del equipo.

Los elementos utilizados para la simulación de los tornillos de fijación son del tipo BUSH. Esto permite obtener fuerzas en los puntos de fijación para cada caso de carga a analizar.

6.6.1 Carga estática

Las cargas aplicadas sobre el centro de gravedad del equipo para obtener las fuerzas sobre los tornillos son:

EJE	CARGA
X	1 g
Y	1 g
Z	1 g

La tabla siguiente muestra las fuerzas soportadas por cada tornillo descompuesta en los 3 ejes y para cada caso de carga.

Screw location	Load case: Axis X			Load case: Axis Y			Load Case: Axis Z		
	Fx	Fy	Fz	Fx	Fy	Fz	Fx	Fy	Fz
1	-10,07	0,608	-7,572	6,9983	-9,717	14,478	-3,488	0,2983	-9,947
2	-4,807	-0,757	-3,637	-5,461	-4,715	-9,316	-1,239	-0,184	-3,522
3	-5,071	-0,057	2,9255	2,501	-5,163	-4,165	1,0784	-0,207	-3,316
4	-8,765	0,0115	7,8014	-5,3	-8,386	9,7632	3,35	0,1606	-10,64
5	-0,482	-0,057	1,1128	2,6387	-1,262	-9,121	0,6425	-0,069	-2,008
6	-0,723	0,2639	-0,631	-1,388	-0,665	-1,641	-0,333	0,0229	-0,493
suma	-29,92	0,0115	0	-0,011	-29,91	3E-15	0,0115	0,0229	-29,92

Tabla 30. Análisis estático. Fuerzas (N) en los tornillos.

Los valores en negrita corresponden con los tornillos mas estresados para cada caso de carga.

El requisito para este tipo de análisis es que las fuerzas sobre los tornillos de fijación M4 no deberán ser mayores de 20N en dirección axial con una carga de 1g aplicada en cada eje.

Mediante este análisis podemos comprobar si existen fallos en nuestro FEM. El sumatorio de fuerzas en los ejes correspondientes a cada caso de carga debe ser igual a la masa del equipo multiplicado por la aceleración a la que ha sido sometido. En el resto de ejes debe salir cero.

6.7 ANÁLISIS DE DISEÑO AL FALLO

De acuerdo al requisito [REQ-40], la estructura principal del equipo debe estar diseñada bajo un criterio de supervivencia ante el fallo lo que implica en algunos casos la redundancia de elementos estructurales críticos. En este caso los elementos más críticos son los tornillos de fijación del equipo.

El propósito de este apartado es demostrar que quitando uno de los tornillos el comportamiento de la unidad continúe siendo aceptable. Como hemos visto en el apartado anterior, el tornillo más estresado es el número 4. Para llevar a cabo el análisis se suprimirá ese tornillo del modelo, permitiendo en ese punto cualquier desplazamiento y/o rotación.

6.7.1 Carga estática

Aplicamos el mismo caso de carga que el apartado anterior (1g en cada eje) y ejecutamos la solución de carga estática de Nastran (SOL101). Los resultados de fuerzas sobre los tornillos de fijación son los siguientes:

Screw location	Load case: Axis X			Load case: Axis Y			Load Case: Axis Z		
	Fx	Fy	Fz	Fx	Fy	Fz	Fx	Fy	Fz
1	-13,14	0,6121	-4,843	5,1432	-12,65	17,896	-2,313	0,3585	-13,67
2	-6,564	-0,755	-2,079	-6,521	-6,393	-7,363	-0,567	-0,147	-5,651
3	-8,581	-0,053	6,0441	0,3809	-8,517	-0,259	2,4204	-0,138	-7,572
5	-0,661	-0,057	1,2669	2,5327	-1,43	-8,925	0,7115	-0,062	-2,222
6	-0,99	0,2642	-0,399	-1,547	-0,917	-1,348	-0,23	0,0318	-0,814
suma	-29,94	0,0115	-0,01	-0,011	-29,91	3E-15	0,0215	0,0429	-29,93

Tabla 31. Análisis estático con 5 tornillos. Fuerzas (N) en los tornillos.

Las fuerzas en los restantes 5 tornillos, como era de suponer son mayores que en el caso anterior pero permaneciendo dentro del valor máximo permitido de 20 N.

6.7.2 Análisis Modal. Rigidez

Volvemos a ejecutar este análisis sobre el modelo con 5 tornillos de fijación. La tabla muestra los modos más importantes:

MODE	FREQUENCY (cycles per sec)	MODAL EFFECTIVE MASS (grams)		
		Axis X	Axis Y	Axis Z
1	203,16	37,53	1674,84	150,76
6	396,10		90,10	62,14
7	484,29		52,36	
10	522,17	499,06		693,87
12	557,13	69,97	194,42	54,43
13	587,40	467,12	117,45	
14	609,31	179,00		
19	701,85	35,61		
20	747,12		38,48	134,51
21	768,01	155,31	46,00	672,45
22	780,00	46,66	52,17	242,50
24	818,69			118,41
25	840,52			376,19
27	856,84			163,85
29	892,45		34,92	37,52
33	949,84		46,01	
105	1845,84	72,00		
108	1883,56	40,86		
112	1942,33	32,91		

Tabla 32. Análisis modal con 5 tornillos de fijación.

Como podemos observar en los resultados de rigidez, el equipo experimenta una reducción del 27% en su primera frecuencia propia pero continúa por encima del mínimo permitido, 140 Hz. Las formas de los modos de vibración 1 y 10, los de mayor masa modal efectiva, se muestran a continuación.

Fringe: Default, Mode 1:Freq.=203.16, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
 Deform: Default, Mode 1:Freq.=203.16, Eigenvectors, Translational.

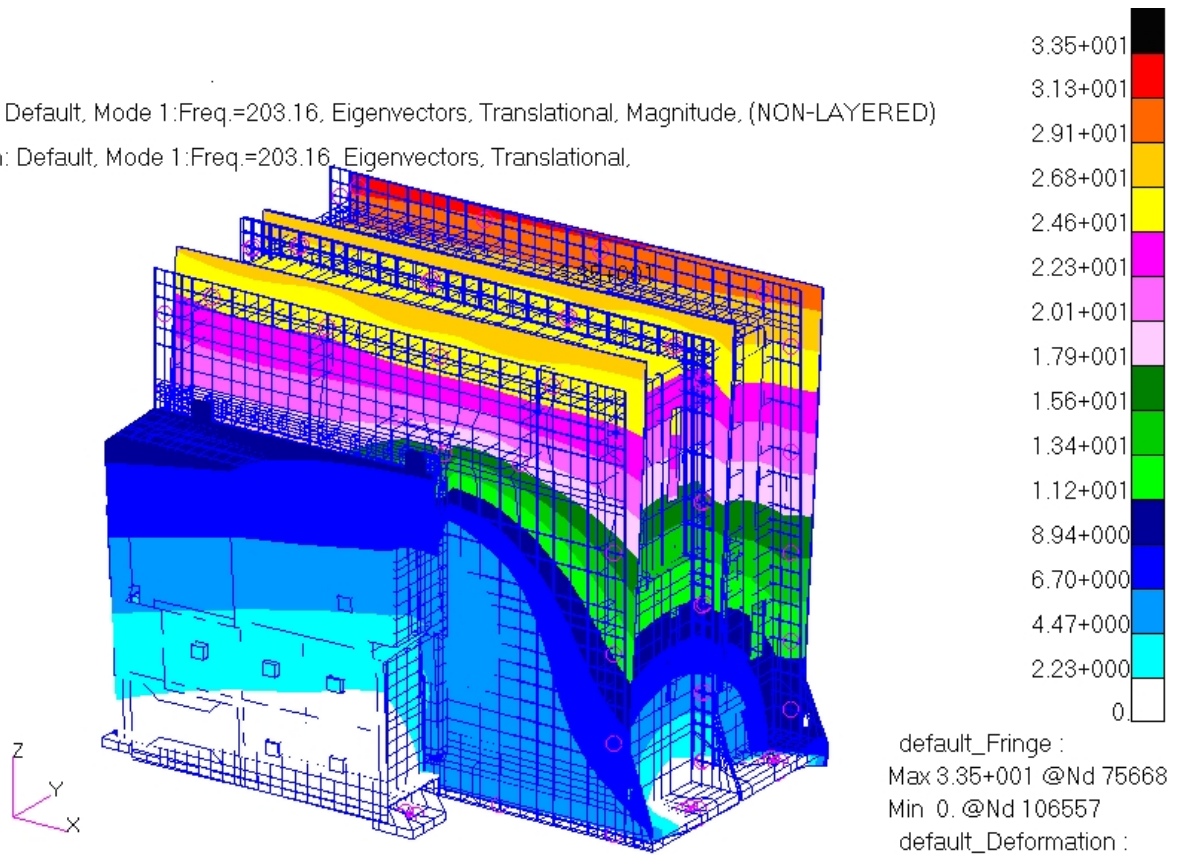


Figura 48. Primer modo de vibración con 5 tornillos de fijación. F=203,16 Hz

Fringe: Default, Mode 10:Freq.=522.17, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)
 Deform: Default, Mode 10:Freq.=522.17, Eigenvectors, Translational.

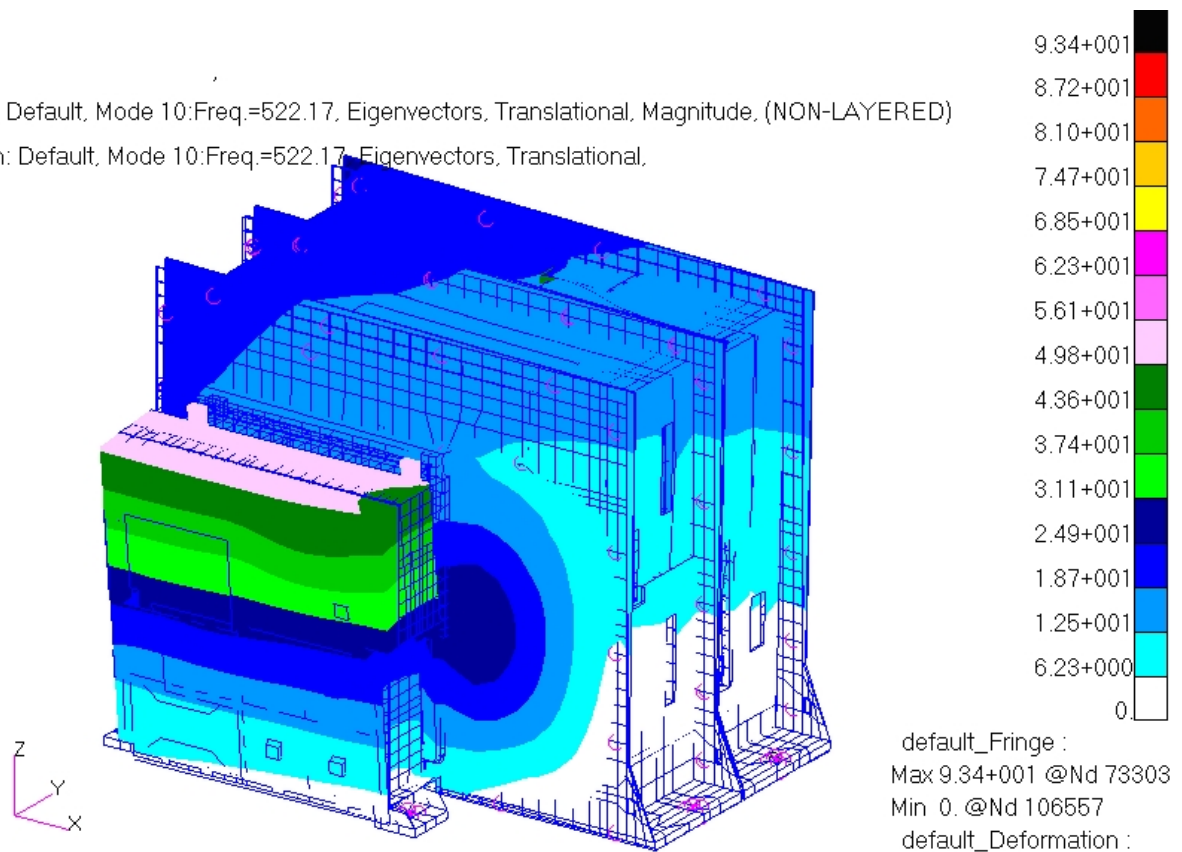


Figura 49. Décimo modo de vibración con 5 tornillos de fijación. F=522,17 Hz

6.8 CONCLUSIONES.

A la vista de los resultados del análisis mecánico concluimos lo siguiente:

- Los márgenes de seguridad son positivos frente a cargas estáticas cuando la unidad es sometida a la aceleración especificada en la vibración seno [REQ-49].
- La primera frecuencia de resonancia es 258 Hz, mayor del mínimo permitido que es 150 Hz cumpliendo así también con el requisito correspondiente [REQ-39].
- Los márgenes de seguridad son positivos frente a cargas dinámicas, calculados con el criterio de 3-sigma [REQ.47] tanto para las partes estructurales como para el material de las tarjetas, habiendo sometido al equipo a los niveles de vibración random especificados en los requisitos mecánicos [REQ-49].
- La máxima aceleración esperada en la superficie de las tarjetas o PBAs es de 108 g_{rms} en una zona de componentes y 126 g_{rms} en una zona localizada y sin componentes montados. Los resultados de aceleración más importantes son siempre los correspondientes a los componentes tanto los externos como los soldados o montados sobre las tarjetas ya que serán las partes más sensibles del equipo. El valor de 108 g_{rms} es admisible para los componentes de las tarjetas ya que el valor máximo permitido por norma es de 110 g_{rms} .
- Los desplazamientos de las tarjetas son menores a la mínima distancia entre componentes o tarjetas y cualquier parte estructural del equipo [REQ-48].
- Los márgenes de seguridad frente a cargas estáticas continúan siendo positivos suprimiendo incluso el tornillo de fijación más estresado. Por lo tanto y según el requisito la estructura es segura frente al fallo [REQ-40 y 41].

7 ENSAYOS

Una vez realizado el diseño del equipo, análisis térmico análisis y mecánico el siguiente paso es la fabricación y montaje las difeentes partes. Una vez fabricado entrará en fase de pruebas y mediante un programa de ensayos se llevará a cabo su calificación para vuelo. Además de las pruebas funcionales en distintas condiciones se llevarán a cabo las pruebas mecánicas que indique la especificación aplicable. Generalmente estas pruebas consisten en ensayos estáticos, de vibración, acústicos y de choque.

En nuestro caso, los ensayos estáticos y acústicos no son requisito. Estos ensayos se necesitan para la plataforma del satélite y para las antenas.

7.1 PROCEDIMIENTO DE ENSAYO

El procedimiento de ensayo es el documento necesario para la correcta ejecución del ensayo de vibración y de choque donde se definen las características tanto del ensayo como las relevantes del equipo así como los criterios de éxito.

7.1.1 DIRECTRICES GENERALES

7.1.1.1 Responsabilidades

Es necesario asegurar el correcto transporte del equipo al lugar donde se realizará el ensayo. Se verifica después de cada transporte del equipo que no ha habido cambios en los testigos de choque. Para los ensayos es necesario material tanto eléctrico como mecánico que debe haberse previsto con antelación. Se realizarán test funcionales antes, durante y después de la vibración. El responsable de la supervisión de estas tareas es el jefe de proyecto.

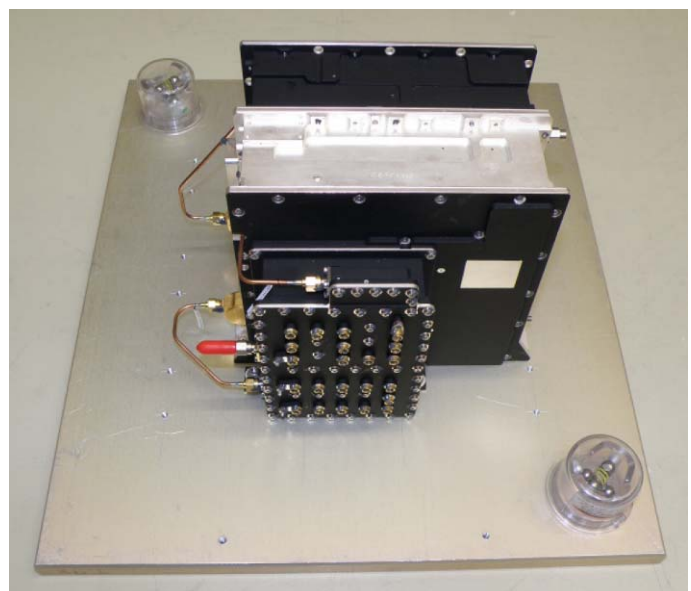


Imagen 11. Equipo en su base de transporte y testigos de choque.

El responsable mecánico además de ser encargado del diseño físico y del árbol del producto es el coordinador de los test mecánicos y asegura la correcta aplicación del procedimiento de test. También es el responsable de la verificación del cumplimiento de los criterios de éxito del ensayo.

El responsable de test es quien debe llevar a cabo la correcta implementación del procedimiento de test.

7.1.1.2 Inspecciones mecánicas

Se realizará una inspección visual y se medirán todas las propiedades de masa y dimensiones indicadas en el plano 041 o ICD. Todas estas medidas se recogerán en un informe de medidas físicas junto con los errores o tolerancias declarados en el mismo plano.

7.1.1.3 Precauciones en el ensayo

El uso de guantes es obligatorio para manipular el equipo.

En el caso de realizarse pruebas eléctricas, será obligatorio el uso de “savers” en todos los conectores excepto en el ensayo de choque. En el caso de no utilizar algún conector deberán usarse tapones de protección.

7.1.1.4 Informe de vibración

El responsable de llevar a cabo los test mecánicos será el encargado de editar un Informe de test mecánicos. Este informe será revisado por el responsable mecánico del equipo, el jefe de proyecto y el responsable de calidad, después será enviado al cliente.

El informe de vibración debe contener la siguiente información:

- Descripción del test
- Identificación del equipo y posición de los acelerómetros.
- Procedimientos realizados y niveles reales aplicados (acelerómetros de control)
- Equipo de test y estado de la calibración
- Fecha
- Incidentes
- Satisfacción del criterio de éxito incluyendo tabla de resultados y conclusión

7.1.2 ESTADO DEL EQUIPO DURANTE EL TEST

• Estado del equipo durante la vibración

- RX encendido
- TX apagado
- El consumo de potencia deberá ser monitorizado

Se realizarán los test electricos definidos en el documento “Electrical test procedure” después del test de vibración.

• Estado del equipo durante el choque

- RX encendido
- TX apagado
- No hay monitorizaciones requeridas durante este test.

Se realizarán los test electricos definidos en el documento “Electrical test procedure” después del test de choque.

7.1.3 INSTALACIONES

THALES ALENIA SPACE ESPAÑA
Localización: Madrid.

Sistema electrodinámico:

Ling Dynamic System V810 HBT + Mesa de vibración 750-440T
-Fuerza máxima seno: 17792 N (4000 lbf)
-Máximo desplazamiento: +/-25.4 mm
-Fuerza (RMS) Random: 17792N (4000 lbf)

Amplificación:

-Ling Dynamic System DPA 20K

Seguridad & Sistema de Control:

-Hardware: Gen-Rad 2550A + SUN Sparc Station 2.

-Software:

Sinus: Spectral Dynamics SD255X V4.8.0.

Random: Spectral Dynamics SD255X V3.7.1.

Classical Shock: Spectral Dynamics SD255X V3.6.0.

System Parameters: Spectral Dynamics SD255X V3.2.1.

Diagnostics: Spectral Dynamics SD255X V3.2.2.

VCS Utilities: Spectral Dynamics SD255X V3.3.0.

El laboratorio de vibración está fuera de la sala limpia y no mantiene un control de limpieza, pero se aplican algunas precauciones como el uso de bata para evitar la contaminación de los equipos y acceso restringido dentro del área. Después del ensayo, el equipo es limpiado por aire a presión antes de entrar de nuevo en la sala limpia.

7.1.3.1 Otras Instalaciones.

INTA.

Torrejón de Ardoz, Madrid.

ETCA.

Charleroi (BELGICA).

TAS Toulouse.

(FRANCIA).

ASTRIUM Friedrichshafen

(ALEMANIA)

7.1.4 PLATO DE VIBRACION

7.1.4.1 Descripción

El plato de vibración es el interfaz mecánico entre el vibrador o mesa de vibración y la unidad en pruebas. El equipo irá fijado a este plato y a su vez el plato al vibrador.

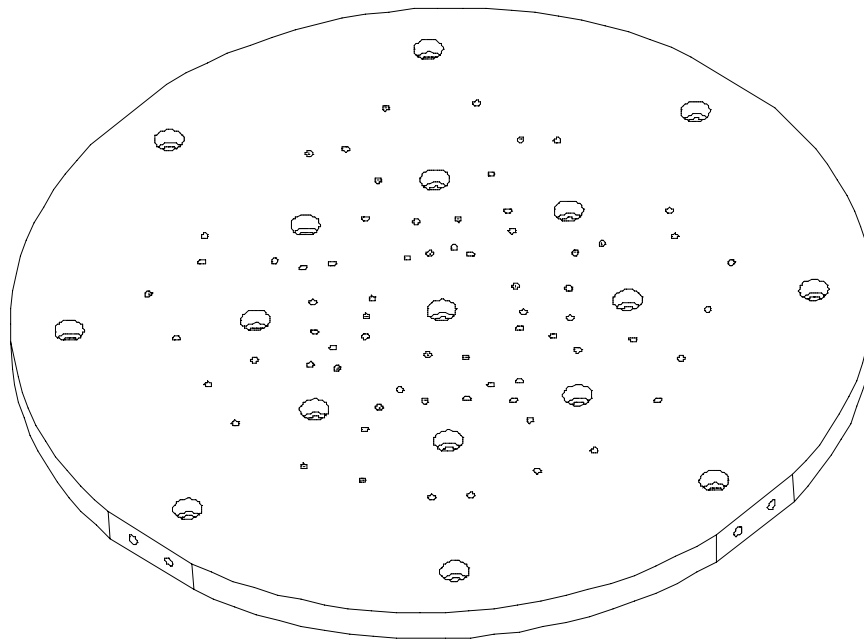


Figura 50. Plato de vibración.

- Dimensiones:
 - Espesor: 20 mm
 - Diámetro: 508 mm
- Material: Aluminio
- Fijación en el vibrador:
 - 17 Tornillos de acero M8
 - Mínimo par de apriete: 24.5 N m

7.1.4.2 Validación del plato o util de vibración

Cada vez que se monte el plato en el vibrador y antes del montaje del equipo deberá ser sometido al siguiente test:

- Vibración seno bajo según apartado para caracterizar el útil y sus resonancias mecánicas de haberlas. Los máximos valores aceptables de frecuencias de resonancia son:

Plato circular de vibración	
Rango	Factor de amplificación Q
0 - 1400 Hz	< 1.4
1400 - 2000 Hz	< 1.7

- Vibración seno alto según apartado .
- Vibración random según apartado .

7.1.4.3 Fijación del equipo

La unidad será montada en el plato de vibración mediante los taladros a tal efecto indicados en el ICD (plano 041):

- Número de tornillos: 7
- Tornillos M4 de titanio
- Par de apriete: 2.2 N·m
- Localización de los puntos de fijación: ver figura

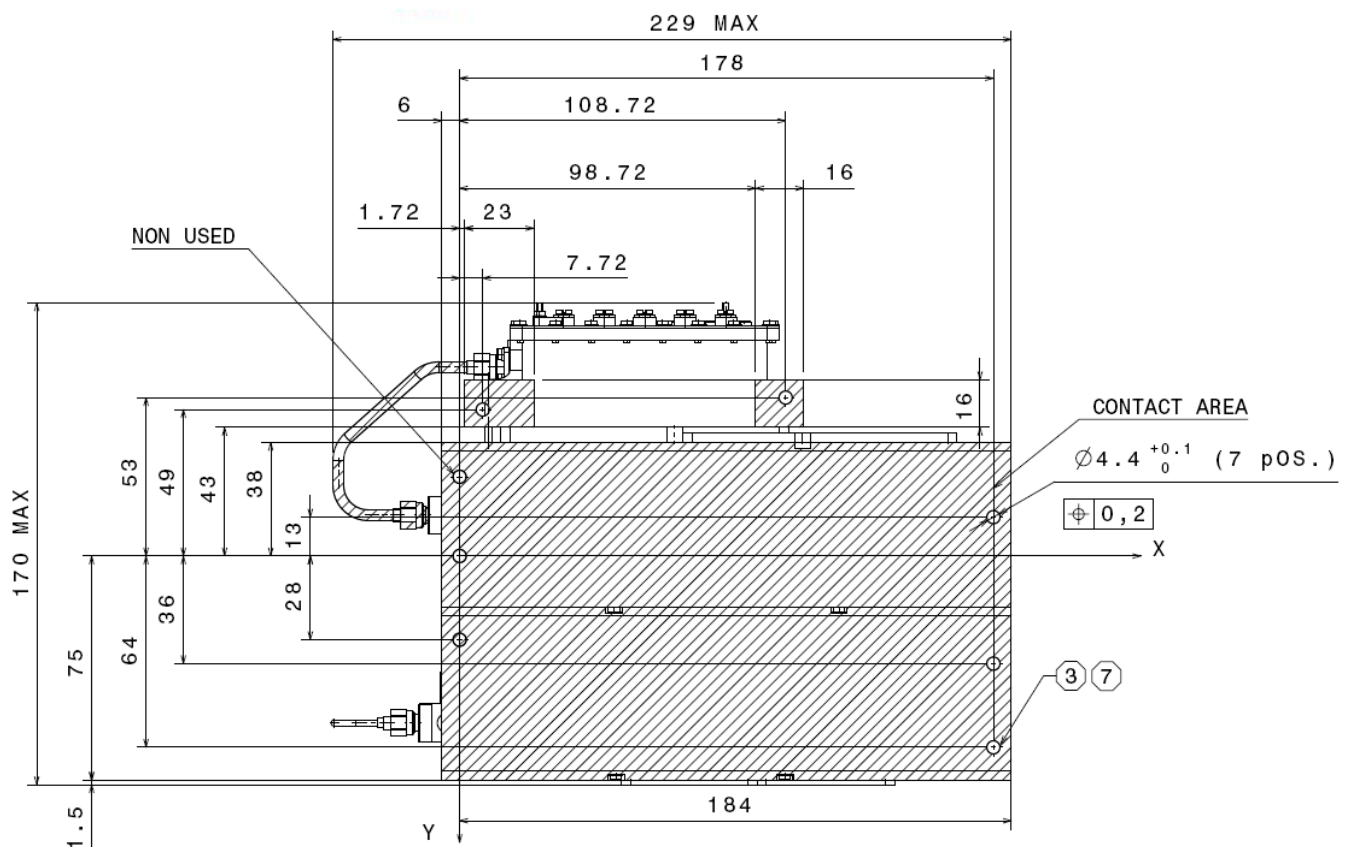


Figura 51. Localización de los puntos de fijación del equipo.

7.1.5 SENSORES

7.1.5.1 Puntos de control

Para controlar los niveles de entrada de la vibración se instalarán acelerómetros monoaxiales sobre el plato de vibración en la orientación requerida según la dirección del test que se realice. Dos para el eje Z, uno para el X y otro para el Y, según describe la figura. Los datos recogidos por estos acelerómetros serán considerados los niveles de control o de entrada, en el caso del eje Z será la media de los dos acelerómetros.

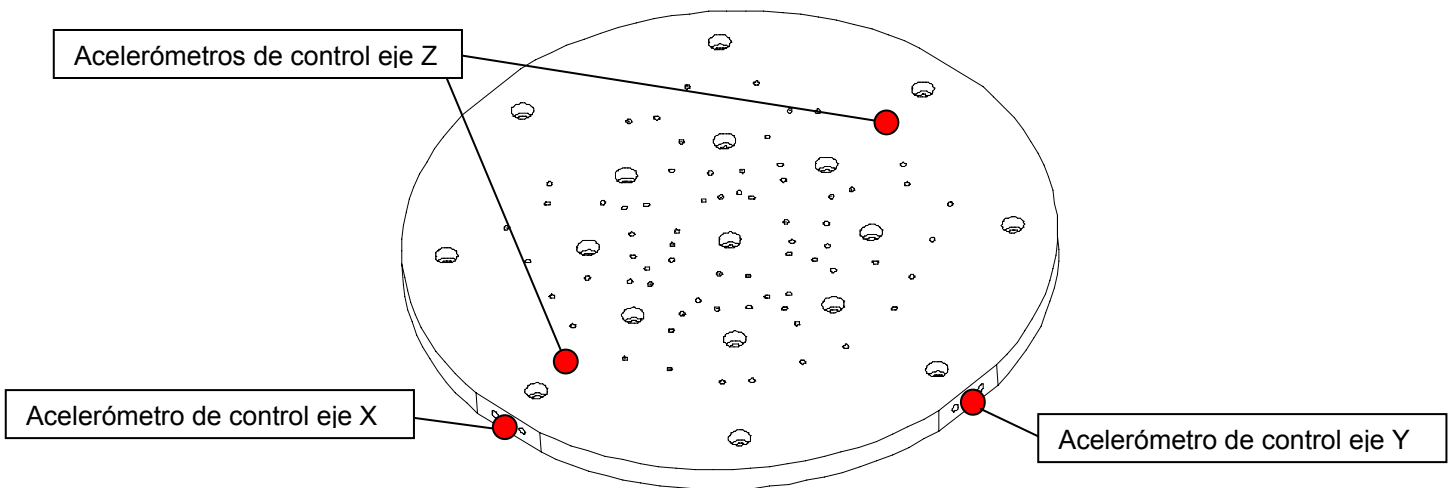


Figura 52. Posición de los acelerómetros de control.

7.1.5.2 Acelerómetros sobre el equipo

La respuesta del equipo a la vibración será recogida por un acelerómetro triaxial S1 localizado según muestra la figura.

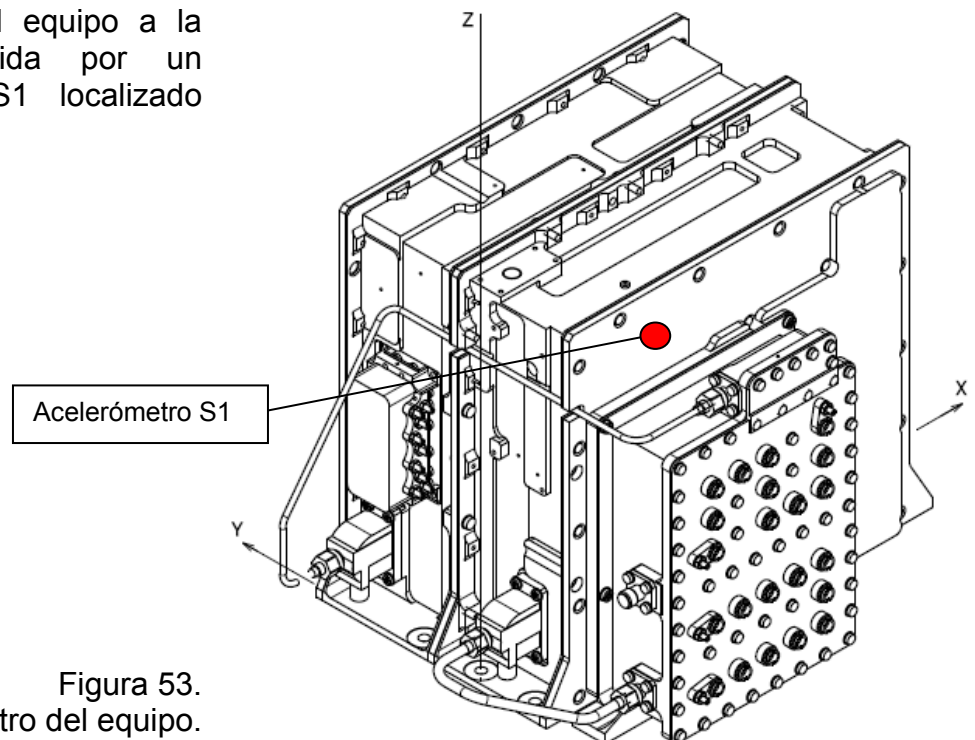


Figura 53. Posición del acelerómetro del equipo.

7.1.6 CRITERIO DE ÉXITO

Vibración:

Para cada vibración (tanto seno alto como random) y en cada eje debe realizarse antes y después un ensayo de búsqueda de resonancias (seno bajo) cuyos resultados deberán ser comparados para verificar que la distribución de frecuencias naturales del equipo no ha sufrido variaciones significativas. Después de esta verificación, la secuencia de test continuará con el siguiente eje.

El test se considerará satisfactorio si:

- La desviación de frecuencias naturales del equipo antes y después de cada test es menor del 10%.
- Durante la vibración, la variación de la potencia consumida por el RX es menor del 5%.
- Si la desviación de los resultados en la secuencia de test eléctricos de post-vibración es menor que la precisión del test.

Choque:

Después de realizar una búsqueda de resonancias sobre cada eje y una vez completado el ensayo de choque (los 3 ejes) se verificará mediante una nueva búsqueda de resonancias que la distribución de frecuencias naturales del equipo no ha sufrido variaciones significativas.

El test se considerará satisfactorio si:

- La desviación de frecuencias naturales del equipo antes y después del choque es menor del 10%.
- Si la desviación de los resultados en la secuencia de test eléctricos de post-choque es menor que la precisión del test.

7.1.7 NIVELES DE CALIFICACIÓN PARA VIBRACIÓN Y CHOQUE

7.1.7.1 Seno Bajo. Búsqueda de resonancias

En los tres ejes, el seno bajo para búsqueda de frecuencias de resonancia será:

Amplitud:	0.5 g pico-pico
Rango de frecuencia:	10 to 2000 Hz
Barrido:	2 octavas/minuto

7.1.7.2 Carga cuasi estática

Este test será aplicado sucesivamente en los 3 ejes:

Amplitud:	20
Frecuencia:	35 Hz
Duración del test	60 seg.

7.1.7.3 Seno Alto

Todos los ejes	
Range (Hz)	Level
5 – 20	10mm 0-p (o el limite del vibrador)
20 – 100	20 g

Razon de barrido: 2 octaves/minute

7.1.7.4 Niveles de vibracion random

Axis Z. Perpendicular al plano de montaje		Axes X&Y. Paralelo al plano de montaje	
Range (Hz)	Level	Range (Hz)	Level
20 – 100	+ 3 dB/oct	20 – 100	+ 3 dB/oct
100 – 300	0.4 g ² /Hz	100 – 600	0.16 g ² /Hz
300 – 2000	-6 dB/oct	600 – 2000	-6 dB/oct
Global: 14,2 g _{rms}		Global: 12,46 g _{rms}	

Duración del Test: 180 segundos/eje

7.1.7.5 Niveles de choque

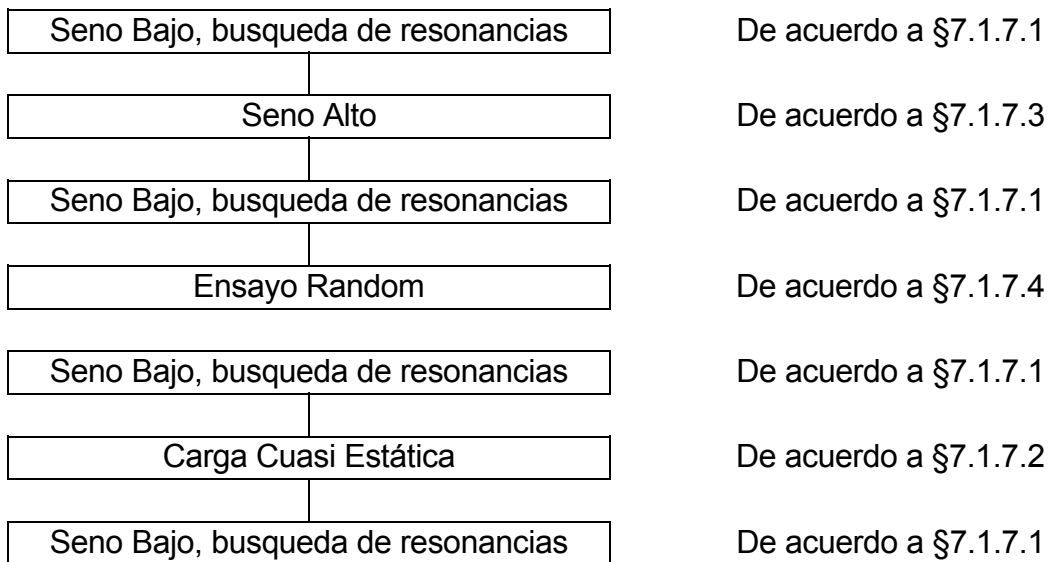
El siguiente espectro de respuesta de choque (SRS) debe ser aplicado al equipo sobre cada uno de los ejes. Los niveles especificados en el [REQ-49] son los siguientes:

Frequency (Hz)	Acceleration (g)
100	10
3000	2000
10000	2000

7.1.8 PROGRESO DEL ENSAYO

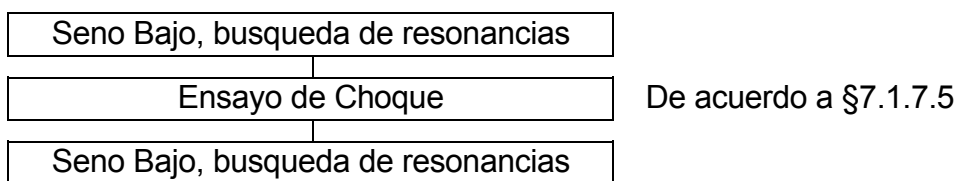
7.1.8.1 Secuencia de Vibración

La siguiente secuencia de test será aplicada en el EQM (calificación) para cada eje. El orden de los ejes es indiferente:



7.1.8.2 Shock test sequence

El ensayo de choque se realizará solo en modelos de calificación EQM y será llevado a cabo después del ensayo de vibración. La secuencia del ensayo de test sera la siguiente para cada eje y el orden de los ejes es indiferente:



7.2 ENSAYO DE VIBRACIÓN

El ensayo de vibración se ha llevado a cabo en las instalaciones del laboratorio de vibración de THALES ALENIA SPACE ESPAÑA en Tres Cantos.

A continuación se muestran imágenes del equipo montado sobre la mesa de vibración

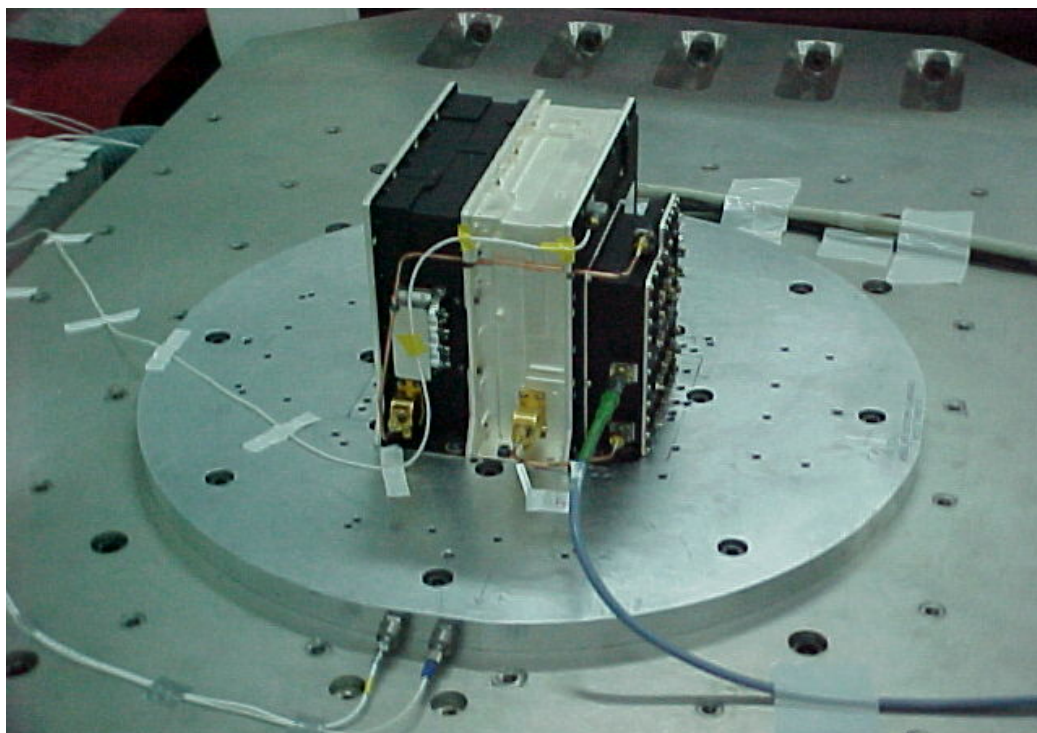


Imagen 12. Equipo en vibración, acelerómetros eje X.

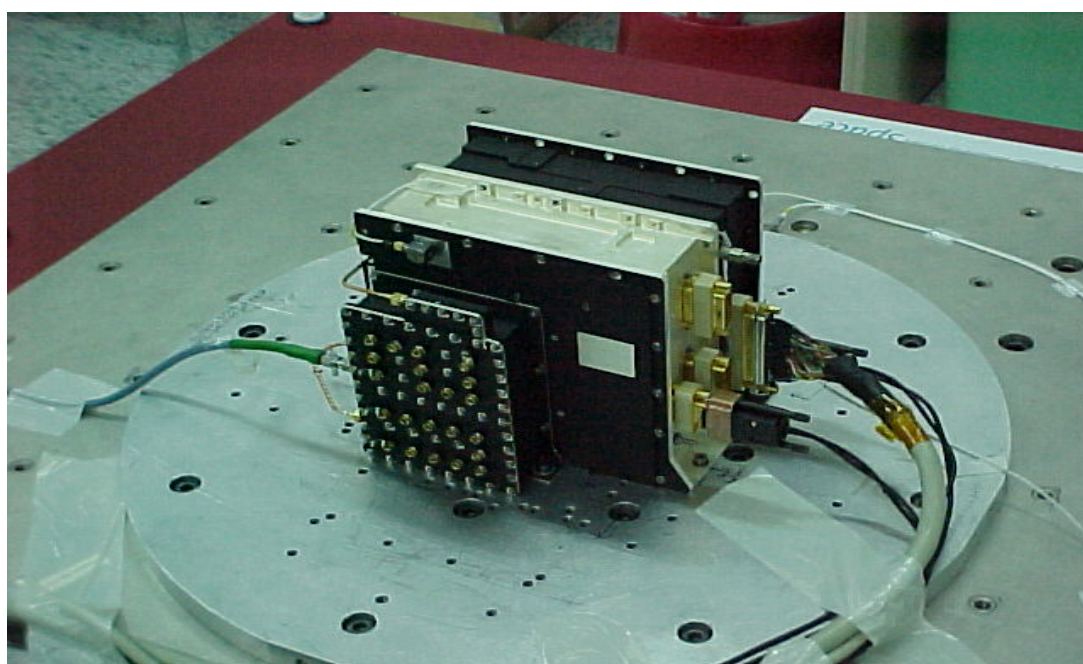


Imagen 13. Equipo en vibración, acelerómetros eje Y.

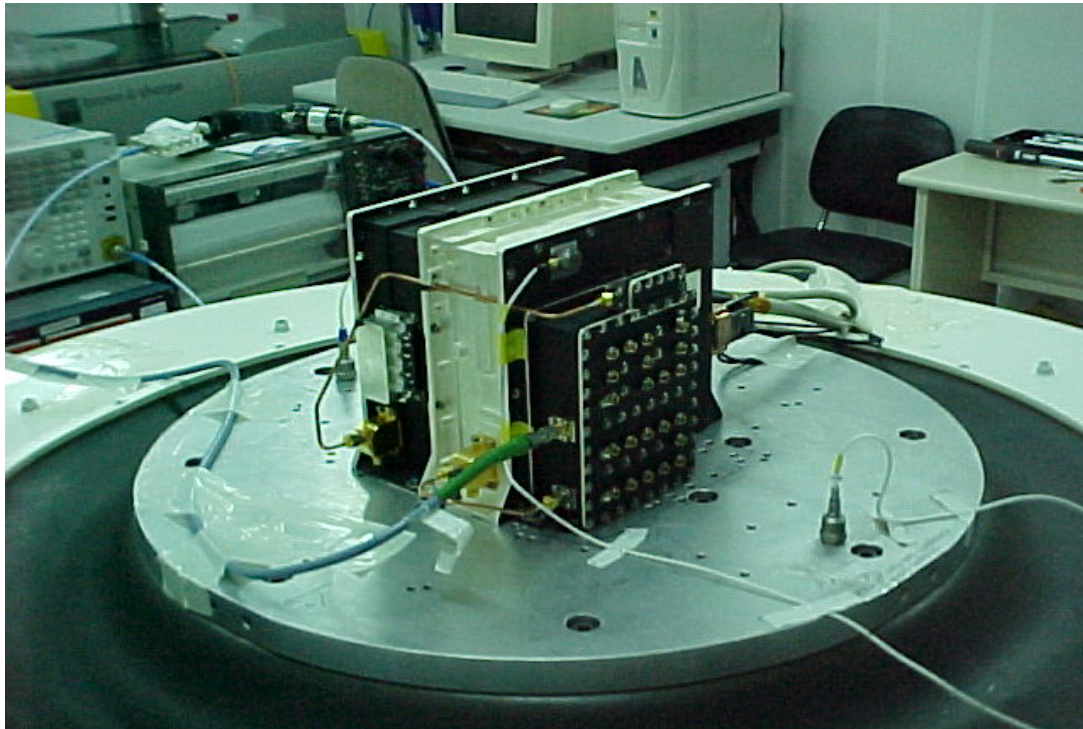


Imagen 14. Equipo en vibración, acelerómetros eje Z.

7.2.1 Ejecución del ensayo. Resumen

TEST N°	TIPO DE TEST	EJE VIBRADO	PAGINA
1	Low Level Sinus	Control Tool, axis X, Y	143
2	High Level Sinus	Control Tool, axis X, Y	144
3	Random	Control Tool, axis X, Y	145
4	Low Level Sinus	Res. Searching, axis X	147
5	High Level	axis X	151
6	Low Level Sinus	Res. Searching, axis X	155
7	Random	axis X	159
8	Low Level Sinus	Res. Searching, axis X	163
9	(Quasi) Static Load	axis X	167
10	Low Level Sinus	Refer. & Control, axis X	169
11	Low Level Sinus	Res. Searching, axis Y	174
12	High Level	axis Y	178
13	Low Level Sinus	Res. Searching, axis Y	182
14	Random	axis Y	186
15	Low Level Sinus	Res. Searching, axis Y	190
16	(Quasi) Static Load	axis Y	193
17	Low Level Sinus	Refer. & Control, axis Y	196
18	Low Level Sinus	Control Tool, axis Z	199
19	High Level Sinus	Control Tool, axis Z	200
20	Random	Control Tool, axis Z	201
21	Low Level Sinus	Res. Searching, axis Z	205
22	High Level	axis Z	209
23	Low Level Sinus	Res. Searching, axis Z	213
24	Random	axis Z	217
25	Low Level Sinus	Res. Searching, axis Z	221
26	(Quasi) Static Load	axis Z	223
27	Low Level Sinus	Refer. & Control, axis Z	227

7.2.2 Graficas de resultados

A continuación se muestran las graficas correspondientes a la lectura de los acelerómetros en el ensayo de vibración del eje Y que según los análisis y la construcción del equipo será la dirección más débil de las 3. Los resultados en los ejes X y Z se encuentran en el ANEXO 1.

Previo a la vibración tanto en el plano paralelo al montaje (XY) como en el plano perpendicular a éste (Z) se realiza una vibración de calibración y control únicamente de la mesa de vibración (sin el equipo montado) para verificar que los niveles de entrada son los correctos y que el propio plato no tiene ninguna resonancia en el rango de frecuencias en que se efectuará la vibración (paginas 60 a 63).

En esta vibración de calibración se realizan 3 controles, uno con la señal de salida del hardware de vibración y otros 2 con los acelerómetros unidireccionales en la mesa. Para el eje Y, como estas dos lecturas son idénticas se muestra solo una de ellas.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL
GRAPHICS AXIS X,Y

**REFERENCE & CONTROL
OF TOOL AND MOUNTING
TOOL:**

- LOW LEVEL SINUS
- HIGH LEVEL SINUS
- RANDOM

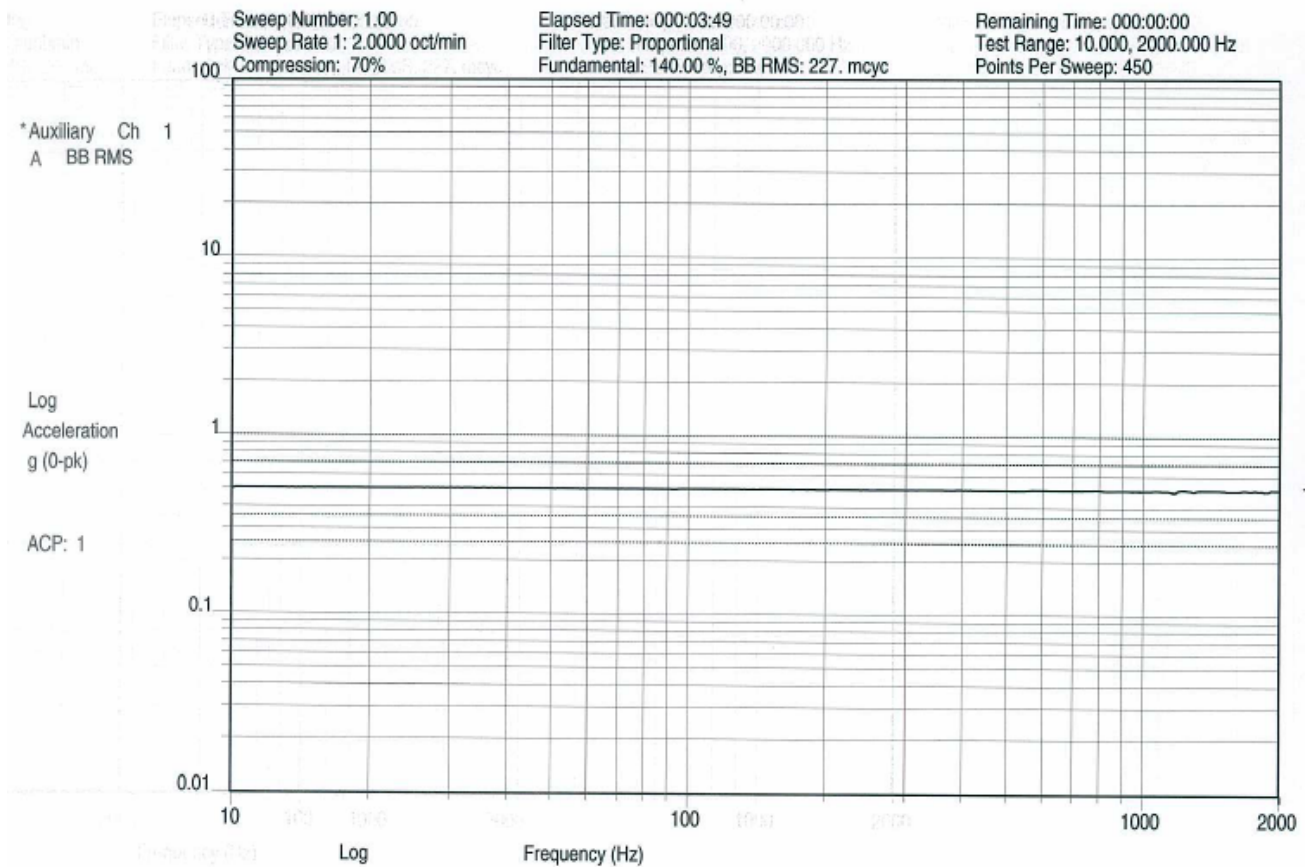


Figura 54. Acelerómetro de control 1, seno bajo X,Y.

En esta grafica se aprecia la lectura de 0,5 g (eje y) en escala logaritmica en todo el rango de frecuencias (eje X) del ensayo, en este caso de 10 a 2000 Hz ya que se trata del seno bajo que es usado para la busqueda de resonancias.

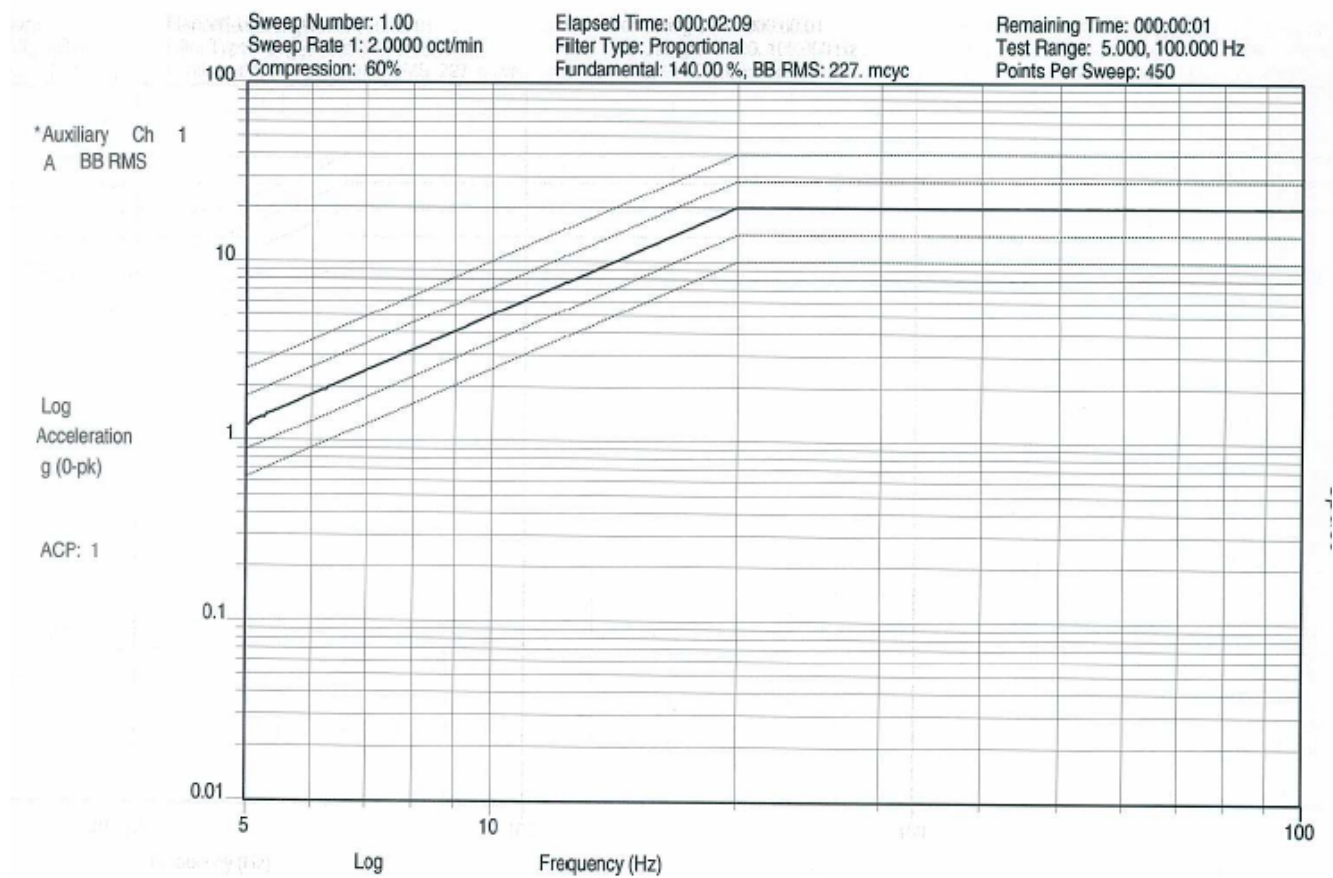


Figura 55. Acelerómetro de control 1, seno alto X,Y.

Esta grafica es la lectura correspondiente a la vibración seno alto de control, como decíamos, sin el equipo montado. Se puede apreciar, en escala logaritmica siempre, el perfil de la curva según los niveles especificados en los requisitos y en el apartado 7.1.7.3 entre otros.

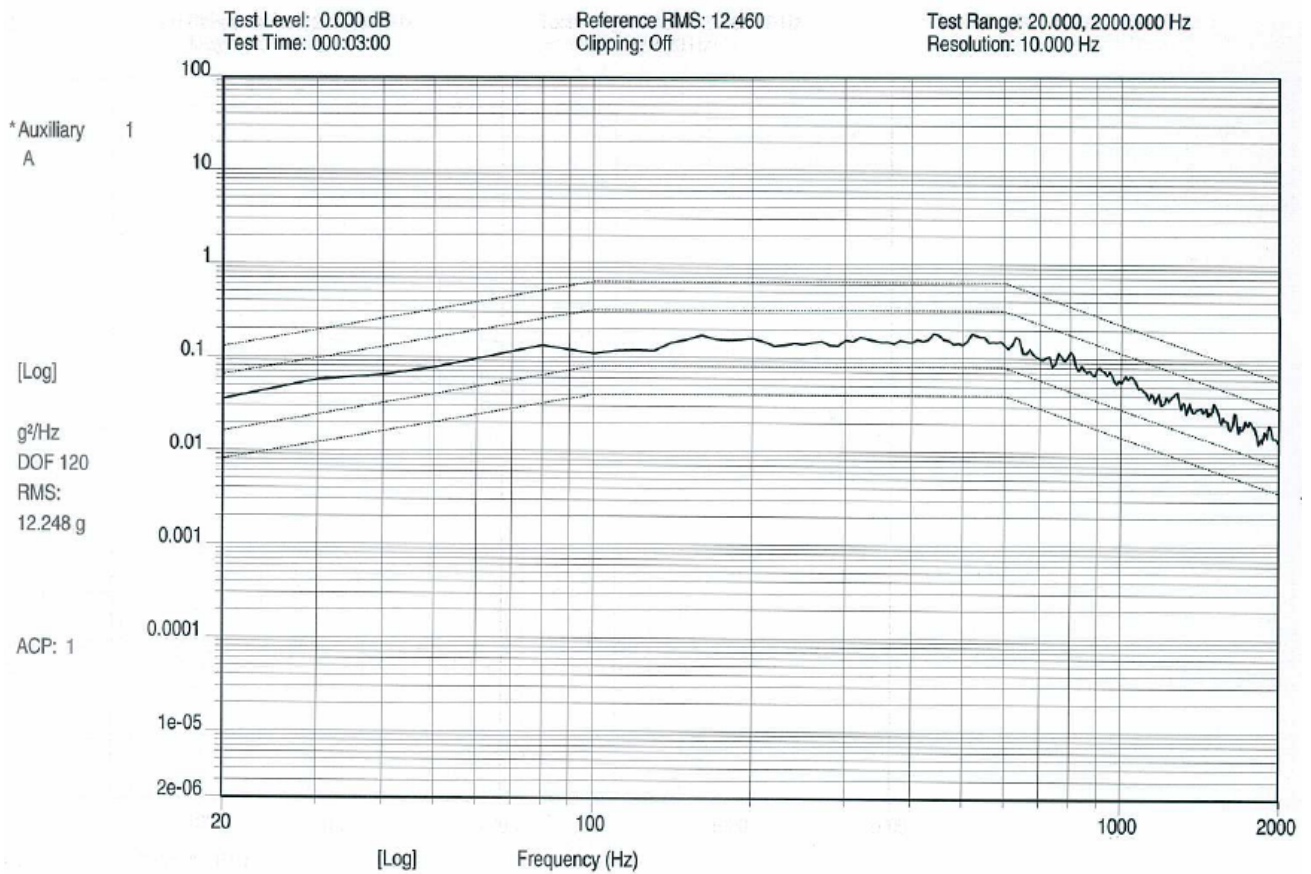


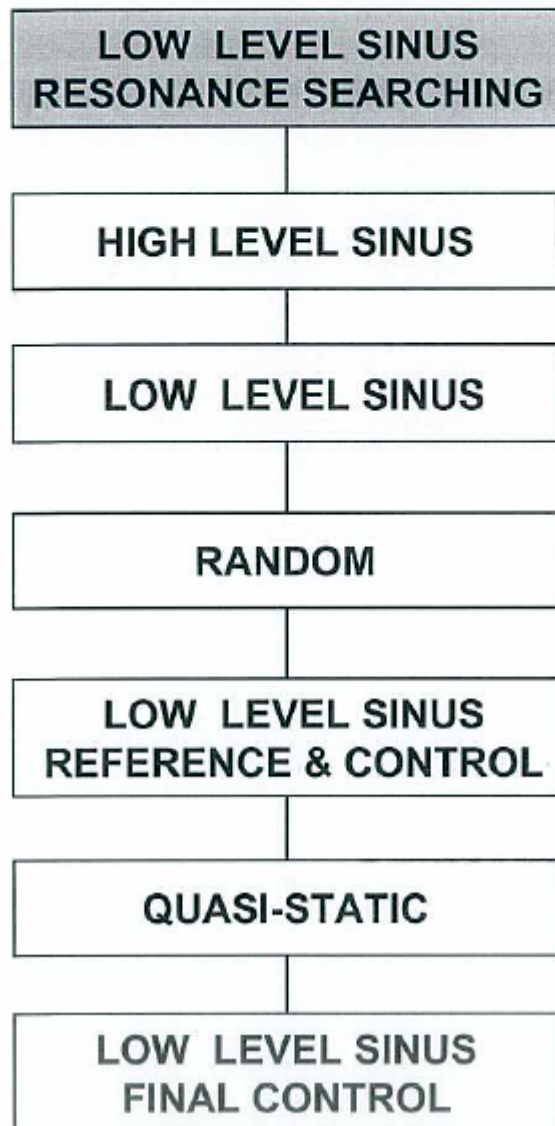
Figura 56. Acelerómetro de control 1, random X,Y.

Esta es la vibración random de control. Como no está el equipo montado y el plato de vibración no tiene frecuencias de resonancia, no hay amplificación alguna de los niveles de entrada, del mismo modo que ocurre en los dos controles anteriores. Por ello se puede apreciar que la señal sigue el perfil de entrada especificado.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER

ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Y



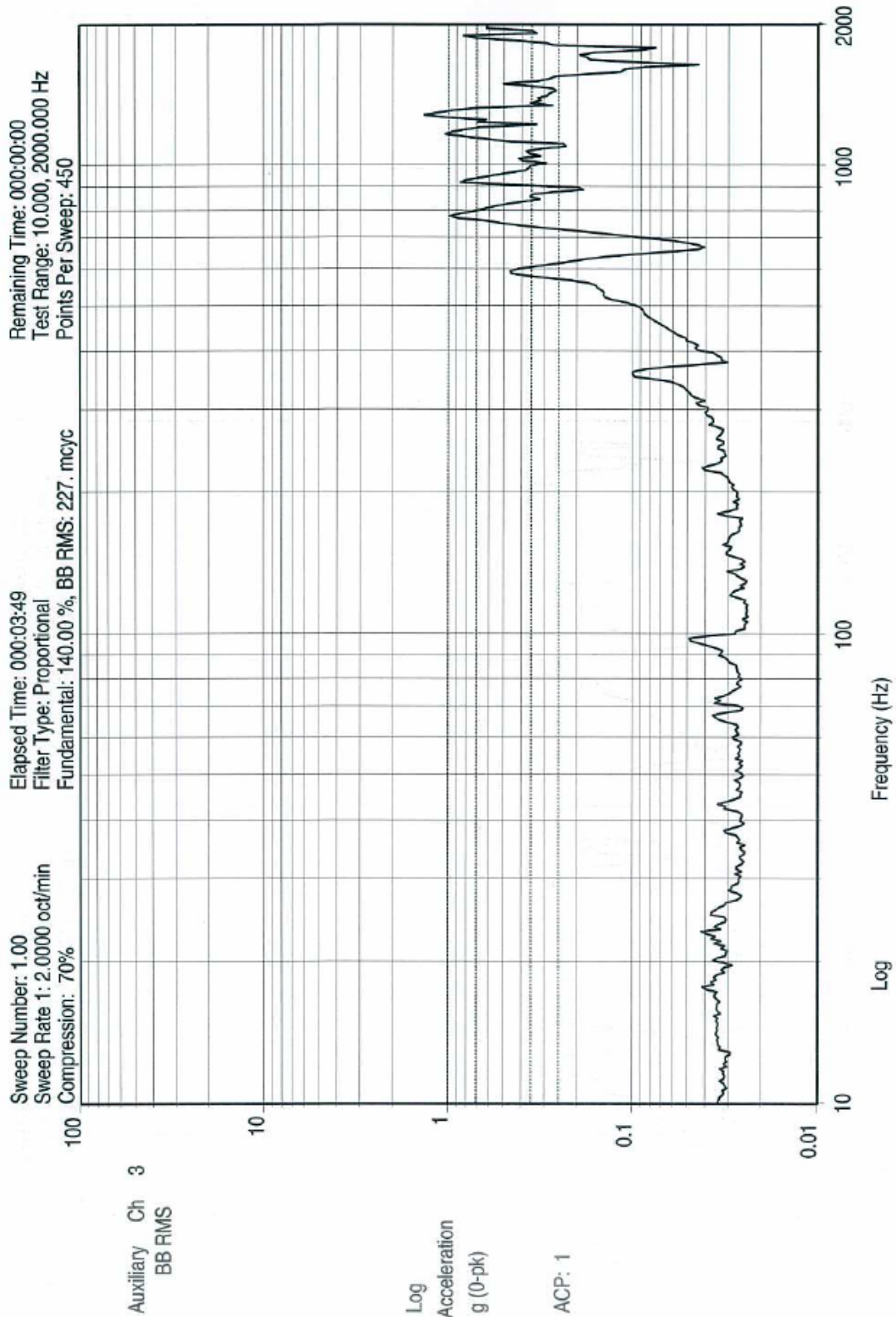


Figura 57. S1X, seno bajo Y.

Para encontrar las frecuencias de resonancias del equipo deberemos fijarnos en la lectura del acelerómetro en el eje en el que estemos vibrando (el acelerómetro es triaxial, da una lectura por cada eje). A las lecturas en los otros dos ejes se les denomina lecturas cruzadas, en este caso se trata de la lectura cruzada en X.

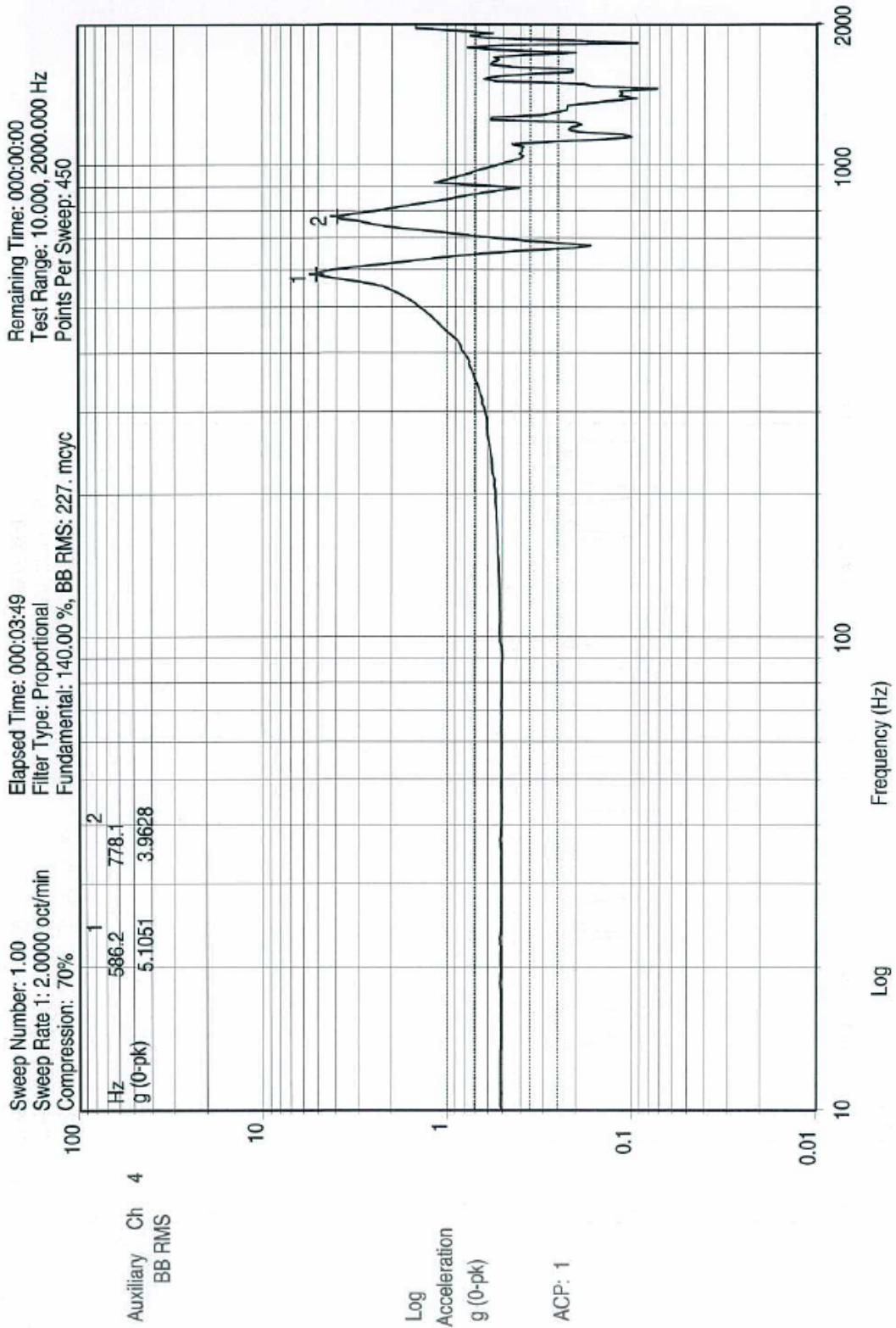


Figura 58. S1Y, seno bajo Y (busqueda de resonancias).

Comienza la busqueda de resonancias en Y. Lectura en el eje Y del acelerómetro triaxial (denominado en el ensayo S1Y). Se pueden apreciar dos frecuencias de resonancia, a 586,2Hz (amplificando a 5,1051g) y a 778,1Hz (que amplifica hasta 3,9628g).

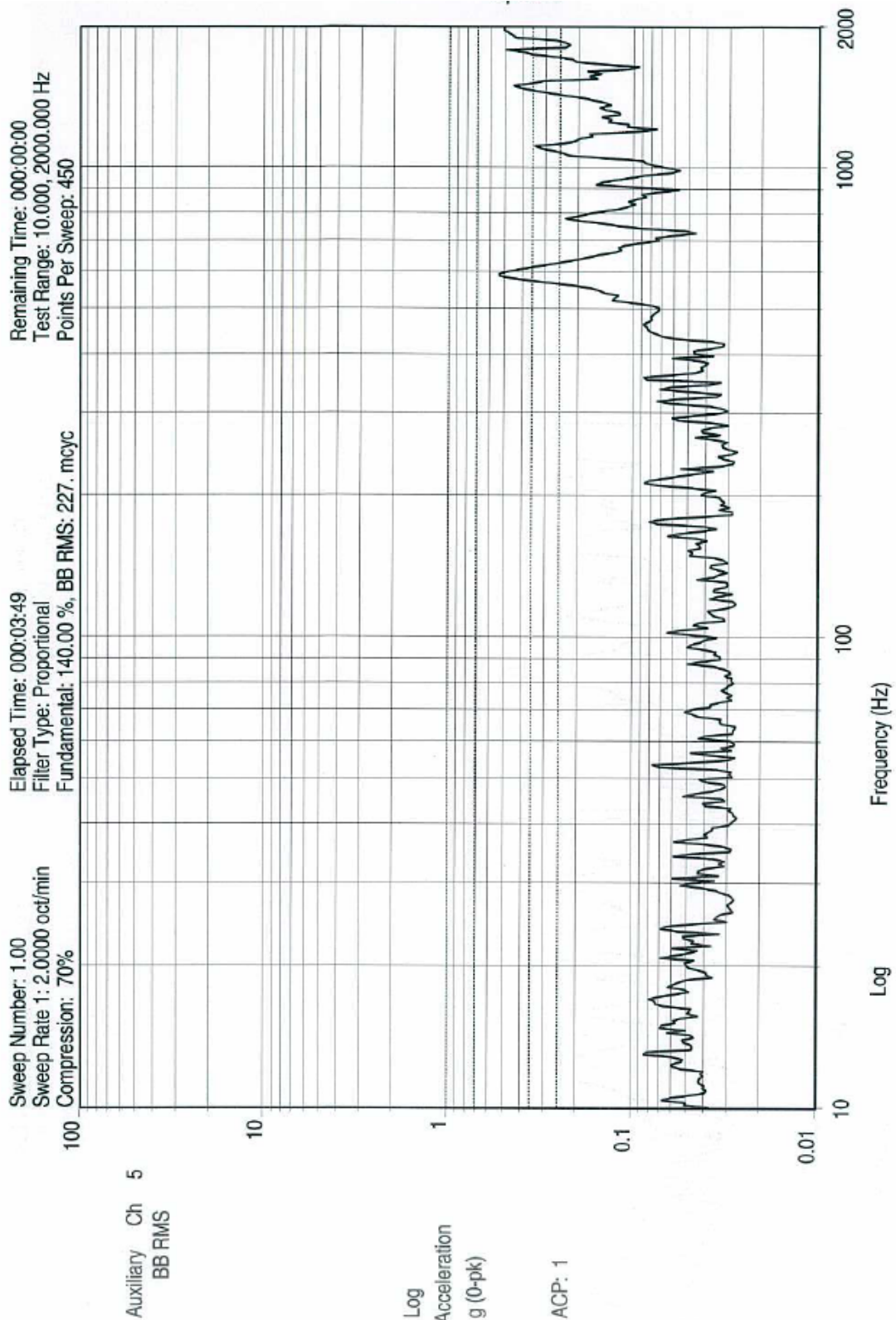
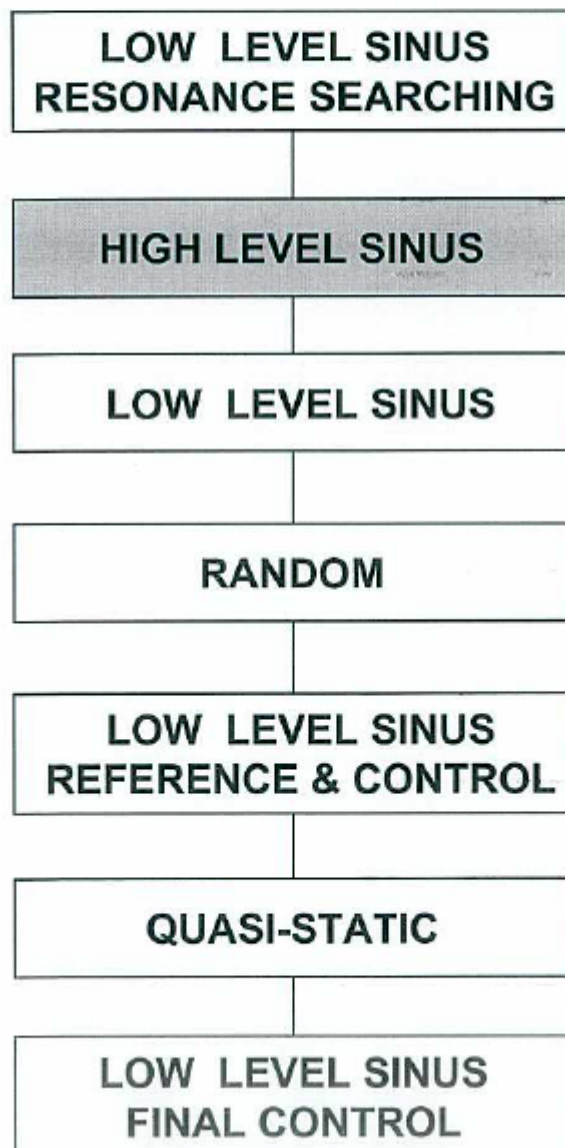


Figura 59. S1Z, seno bajo Y.

Respuesta cruzada en Z. En ambas respuestas pueden apreciarse tanto las amplificaciones correspondientes al eje directo (normalmente con menos amplitud) como las correspondientes a las frecuencias de resonancia propias de estos ejes. Por ejemplo, en la lectura de S1X pueden apreciarse las amplificaciones de los dos picos de S1Y y a la vez la amplificación correspondiente a la resonancia en X a 1190Hz (ver ANEXO 1).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Y



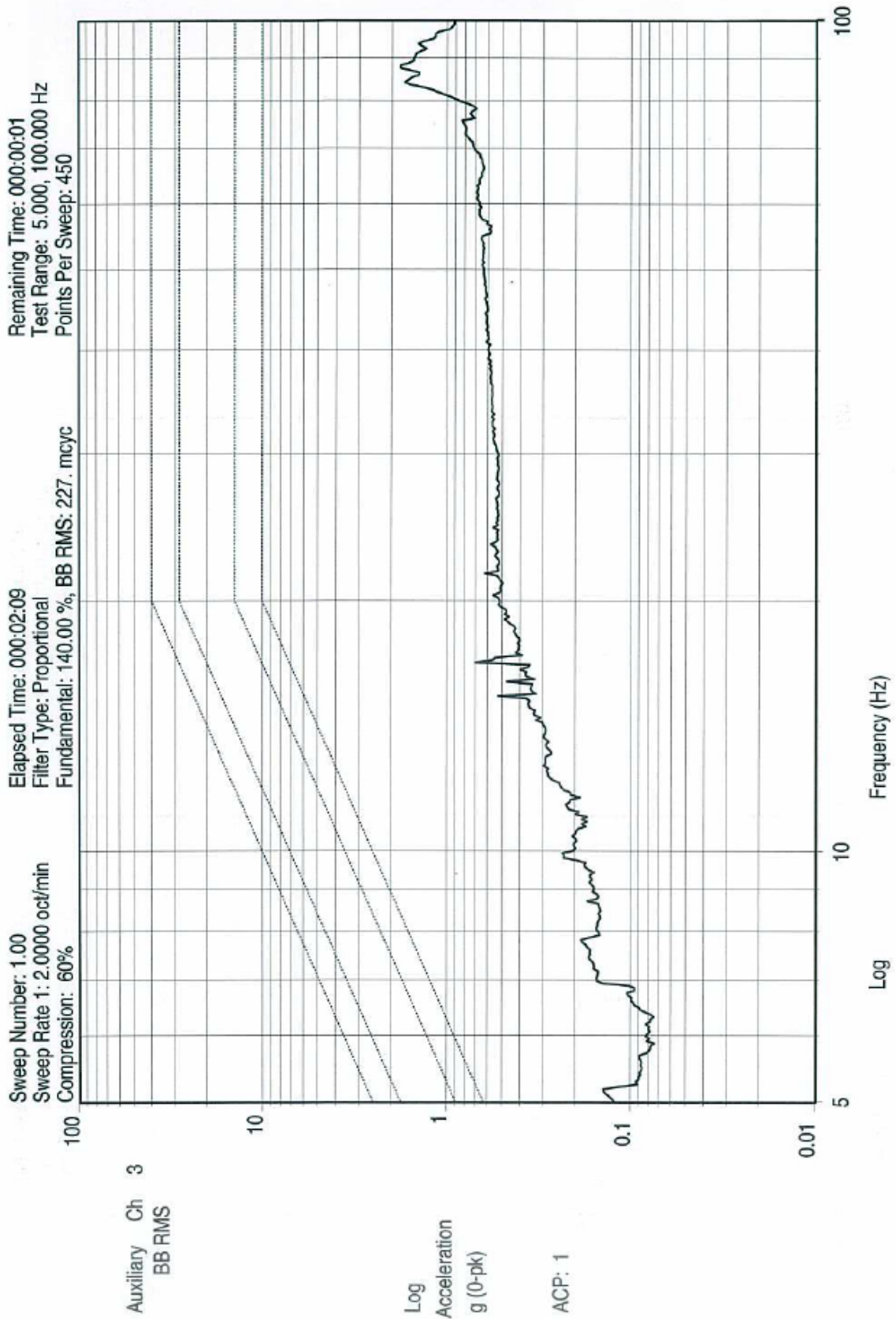


Figura 60. S1X, seno alto Y.

El seno alto es la primera prueba del test de vibración. La grafica muestra la respuesta cruzada en X. El comportamiento normal es que las respuestas cruzadas esten por debajo de las directas.

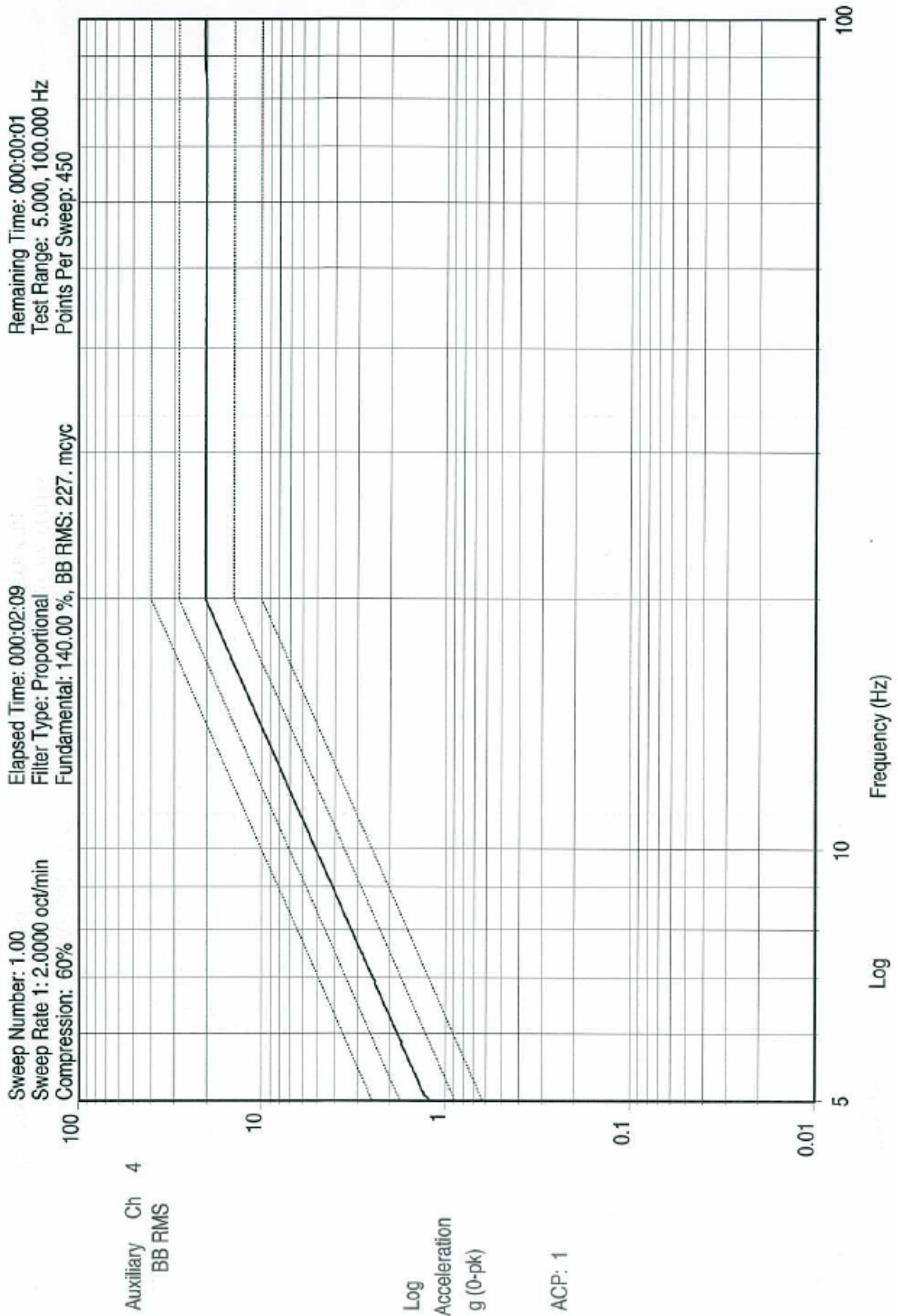


Figura 61. S1Y, seno alto Y.

Ahora vemos la respuesta directa. Si nos fijamos este test solo llega hasta 100Hz por lo que, al no haber frecuencias de resonancia en este rango no veremos una amplificación en la señal de respuesta.

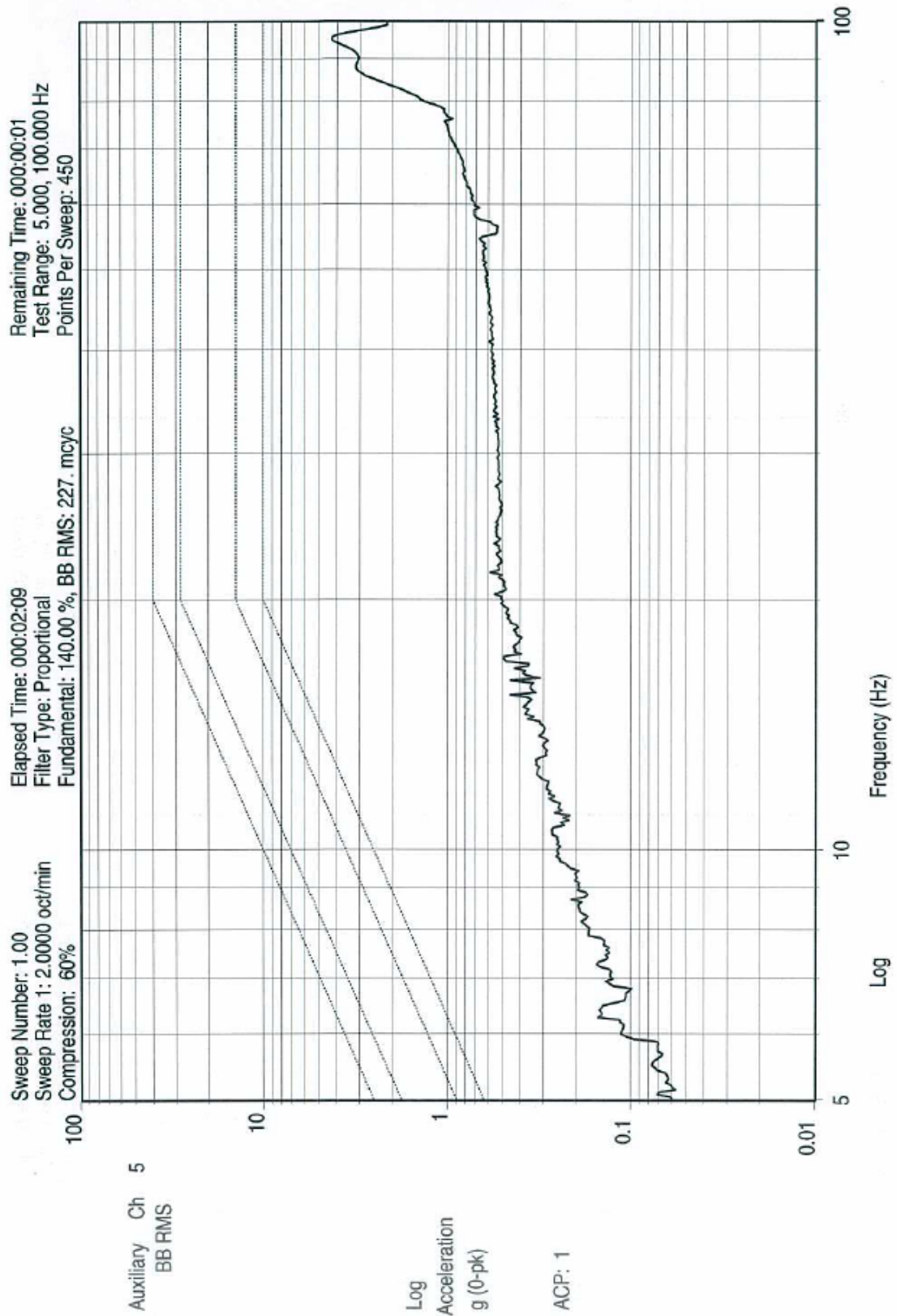


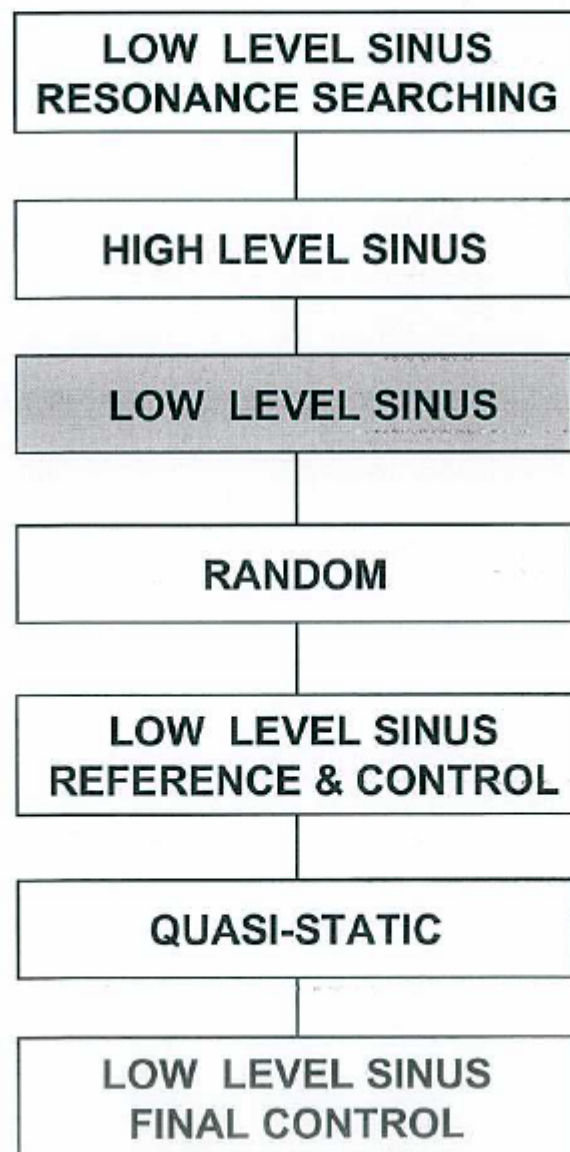
Figura 62. S1Z, seno alto Y.

Respuesta cruzada en Z.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER

ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Y



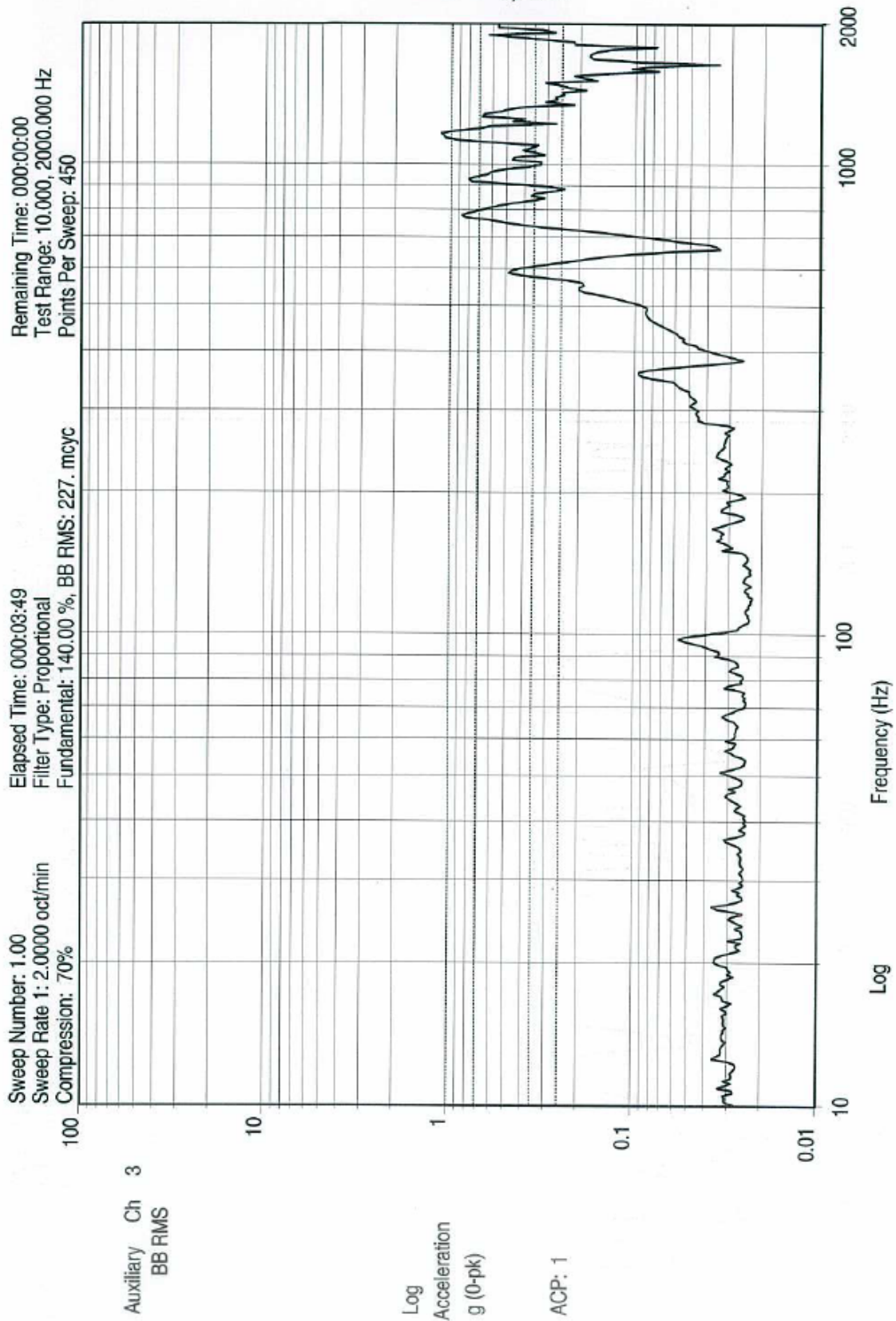


Figura 63. S1X, seno bajo Y (2).

Segundo seno bajo en Y para verificar que no ha habido cambios en las frecuencias de resonancia del equipo. Tanto las lecturas cruzadas como la directa serán iguales si es que no son idénticas, en cualquier caso las especificaciones permiten cierta desviación.

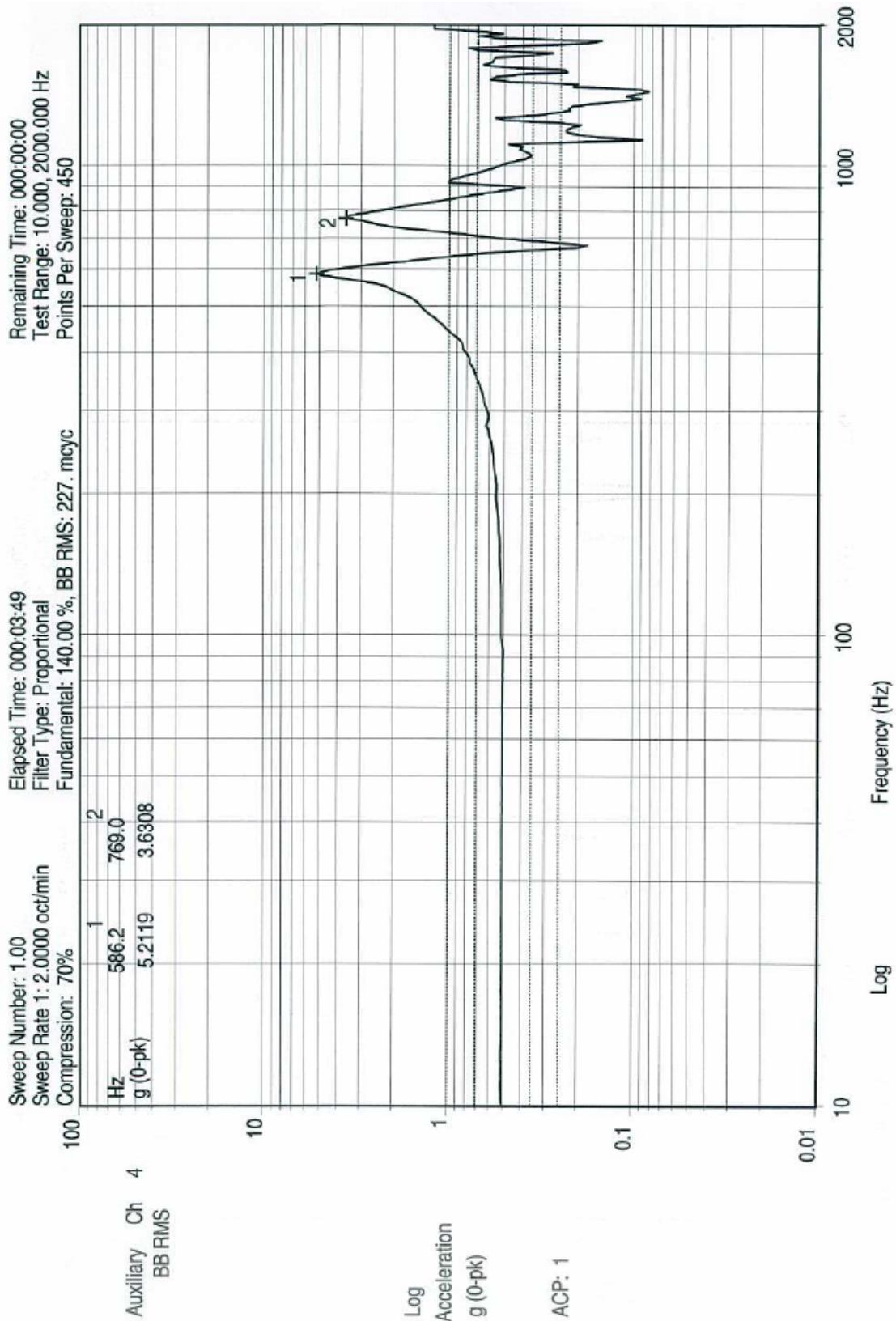


Figura 64. S1Y, seno bajo Y (busqueda de resonancias 2).

Como se ve en la tabla 33 de la pagina 190, la variación entre antes y después del seno alto son minimas y la señal del acelerómetro es prácticamente idéntica. Esta prueba de busqueda de resonancias se repite siempre después de cada test para verificar que el equipo no ha cambiado.

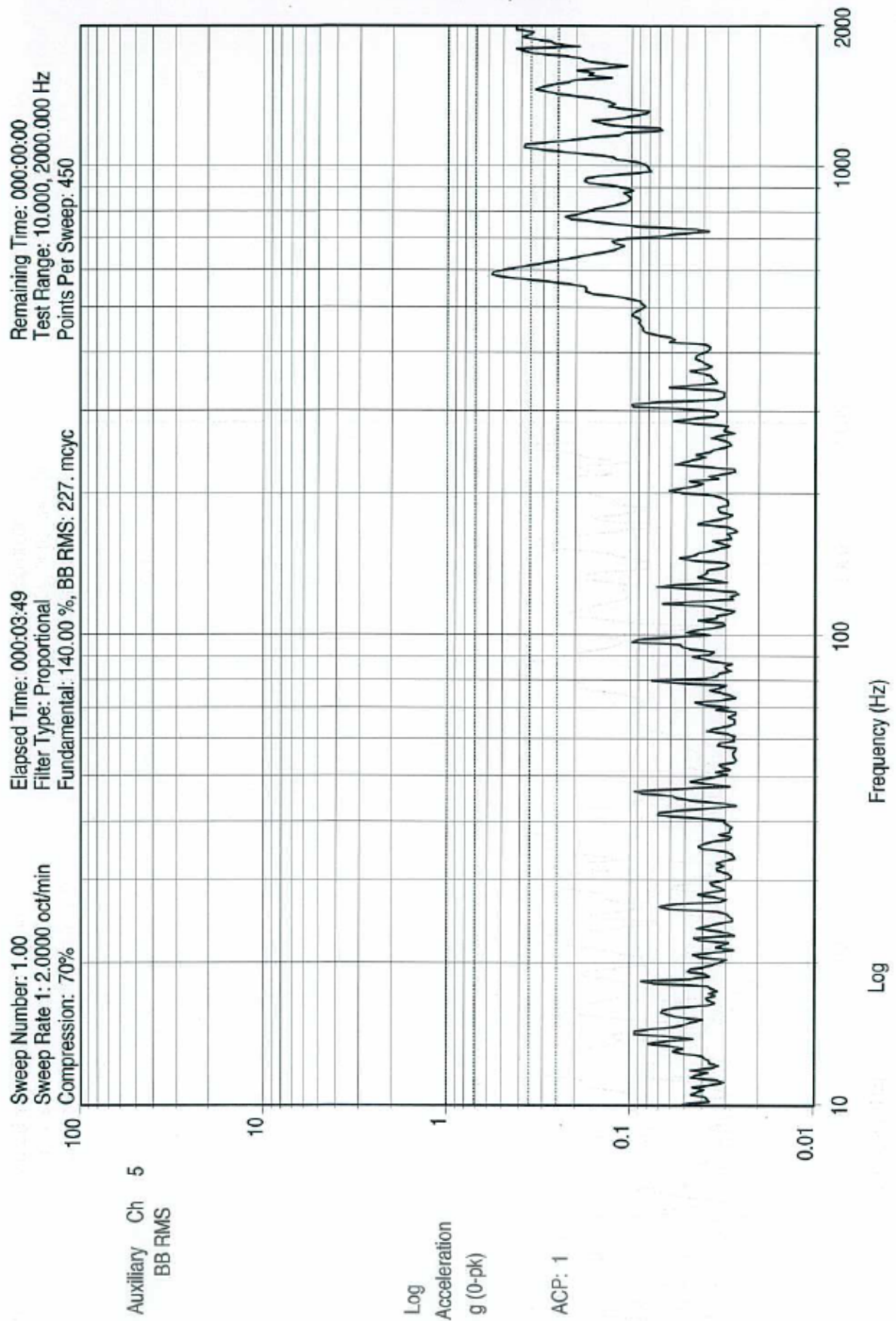
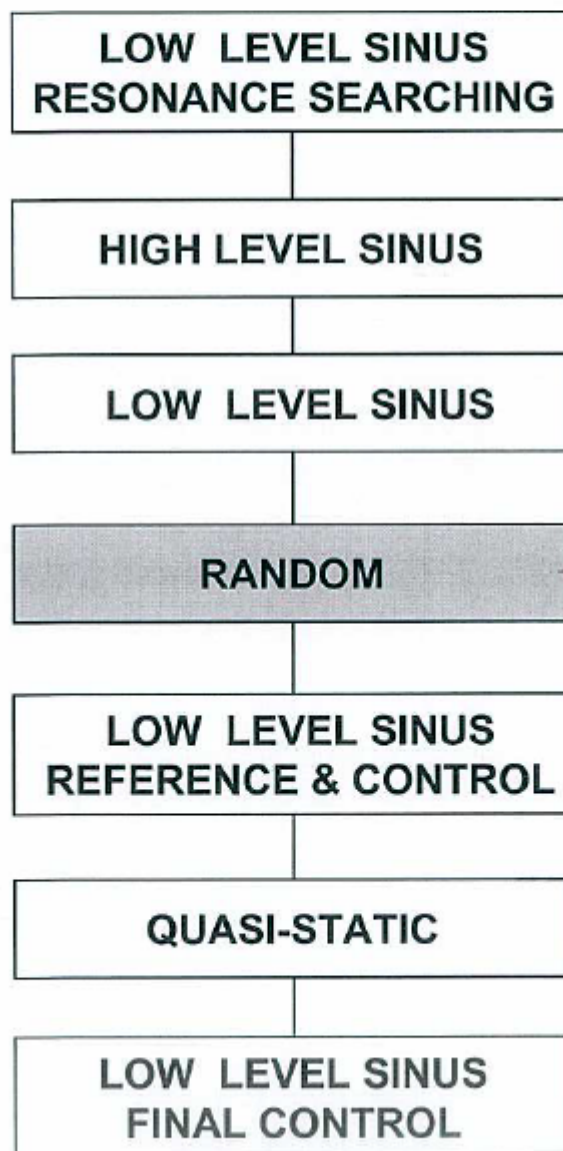


Figura 65. Respuesta cruzada en Z, señal del acelerómetro S1Z, seno bajo Y (2).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Y



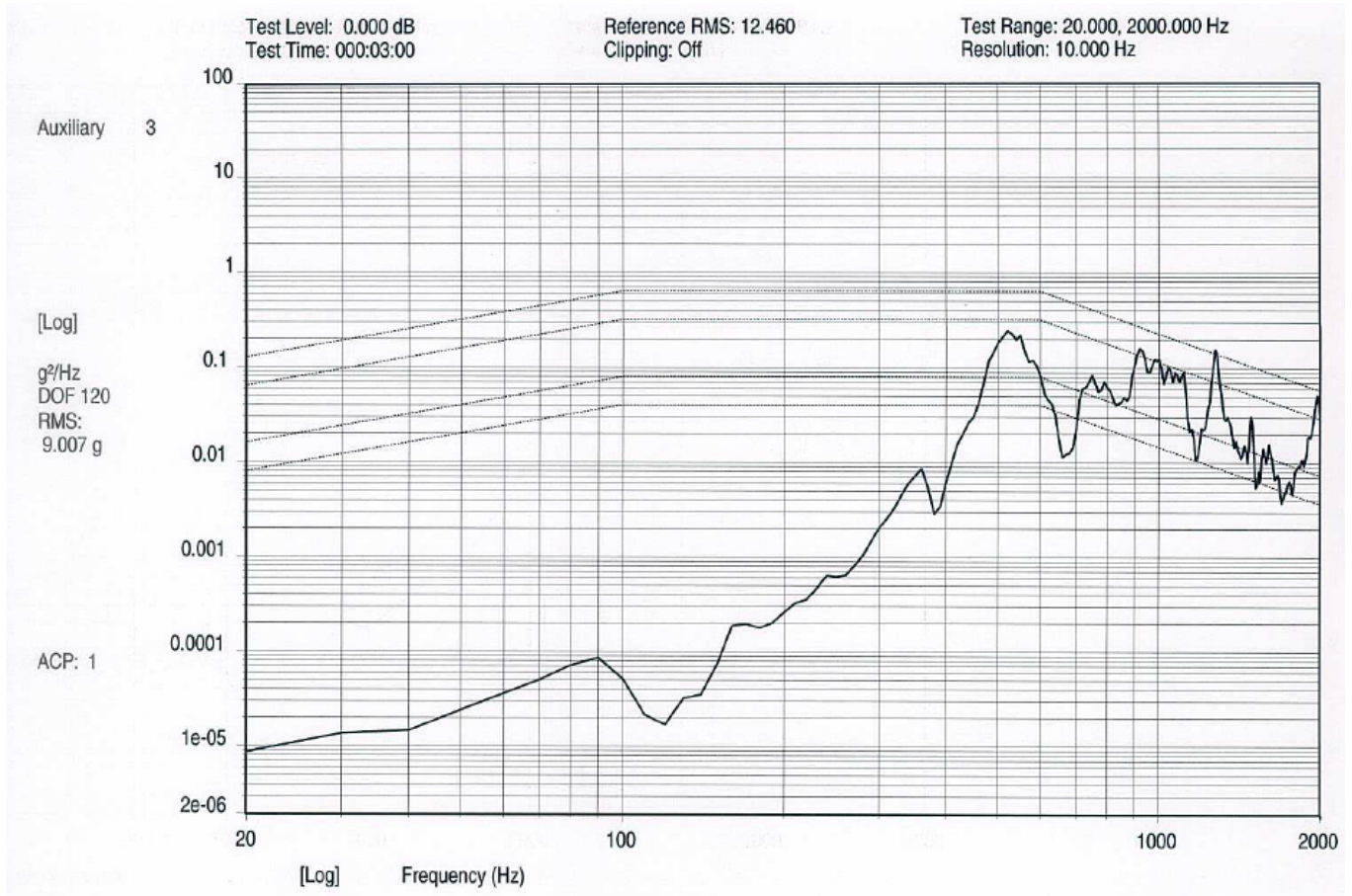


Figura 66. S1X, random Y.

El ensayo random se realiza hasta 2000Hz por lo que se puede apreciar la amplificación en las zonas donde el equipo tiene resonancias.

Se trata de un ensayo de vibración aleatorio tanto en amplitud como en frecuencia, es decir, la vibración no recorre ordenadamente el rango de frecuencias de 20 a 2000Hz si no que desde el inicio ya está vibrando en todas las frecuencias especificadas y a todas las amplitudes definidas en un perfil o input dado.

El perfil del ensayo representa la densidad espectral de la aceleración, ASD, en g^2/Hz . En resumen, el cuadrado de la magnitud de la transformada de Fourier de la señal del acelerómetro.

Se usa esta magnitud por que la señal es una vibración al azar. La densidad espectral de la onda indica la energía transportada por la onda, por unidad de frecuencia, conocida como la densidad espectral de potencia (PSD) de la señal.

De esta forma, la raíz cuadrada del área contenida bajo la curva definida nos dará los g_{RMS} que será una aproximación válida a los g de aceleración que habrá soportado nuestro equipo.

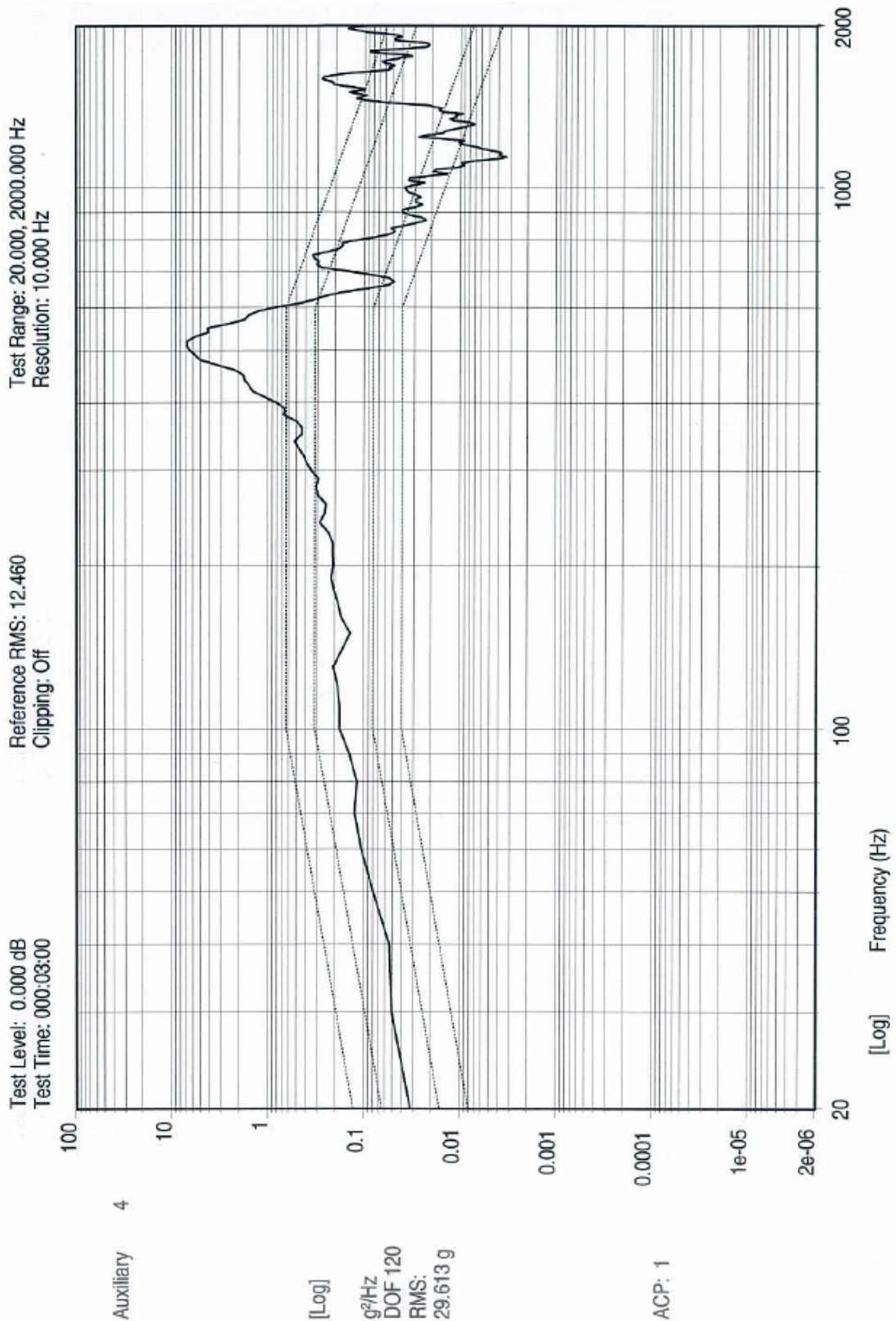


Figura 67. S1Y, random Y.

Lectura del acelerómetro en el eje directo del ensayo random en Y. Al ser el eje directo se aprecian las mayores lecturas, también se aprecia como amplifica la señal en las frecuencias de resonancia. Las líneas rectas delimitan la señal de entrada, es decir la vibración real que se le está induciendo al equipo.

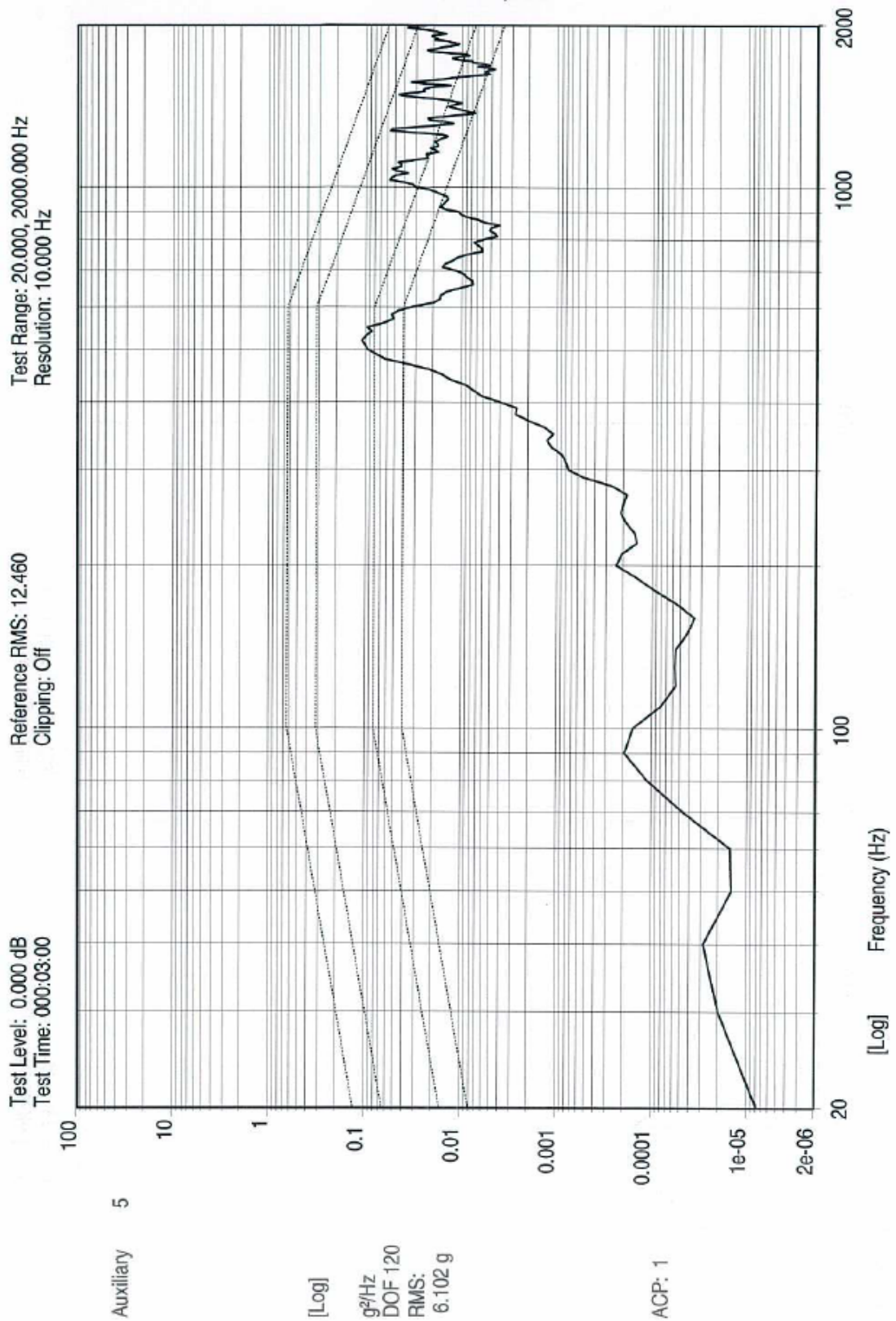
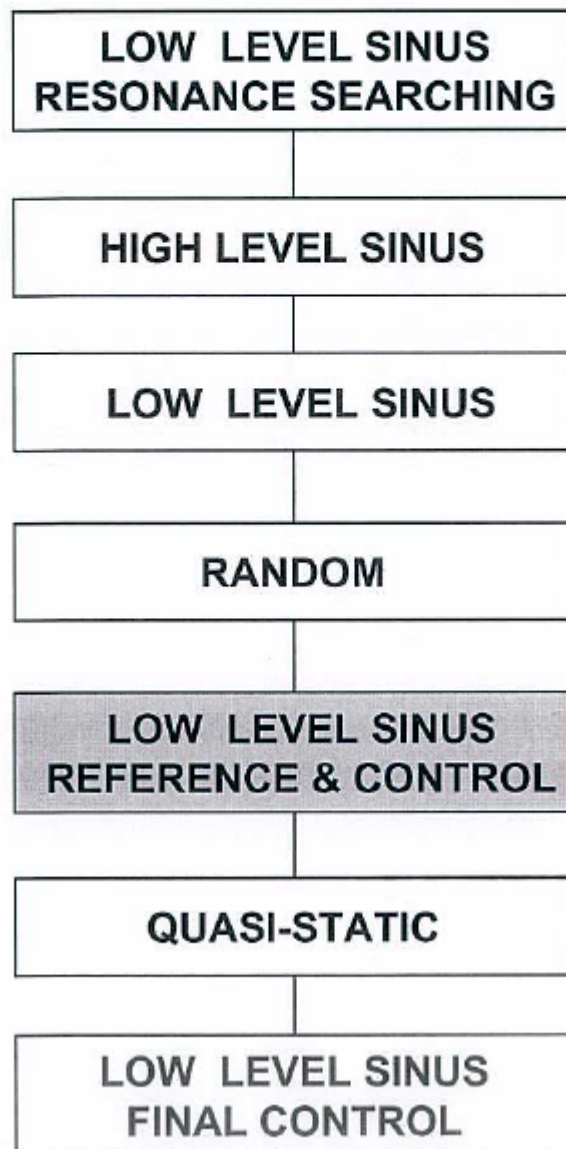


Figura 68. S1Z, random Y.

Respuesta en el eje cruzado Z.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Y



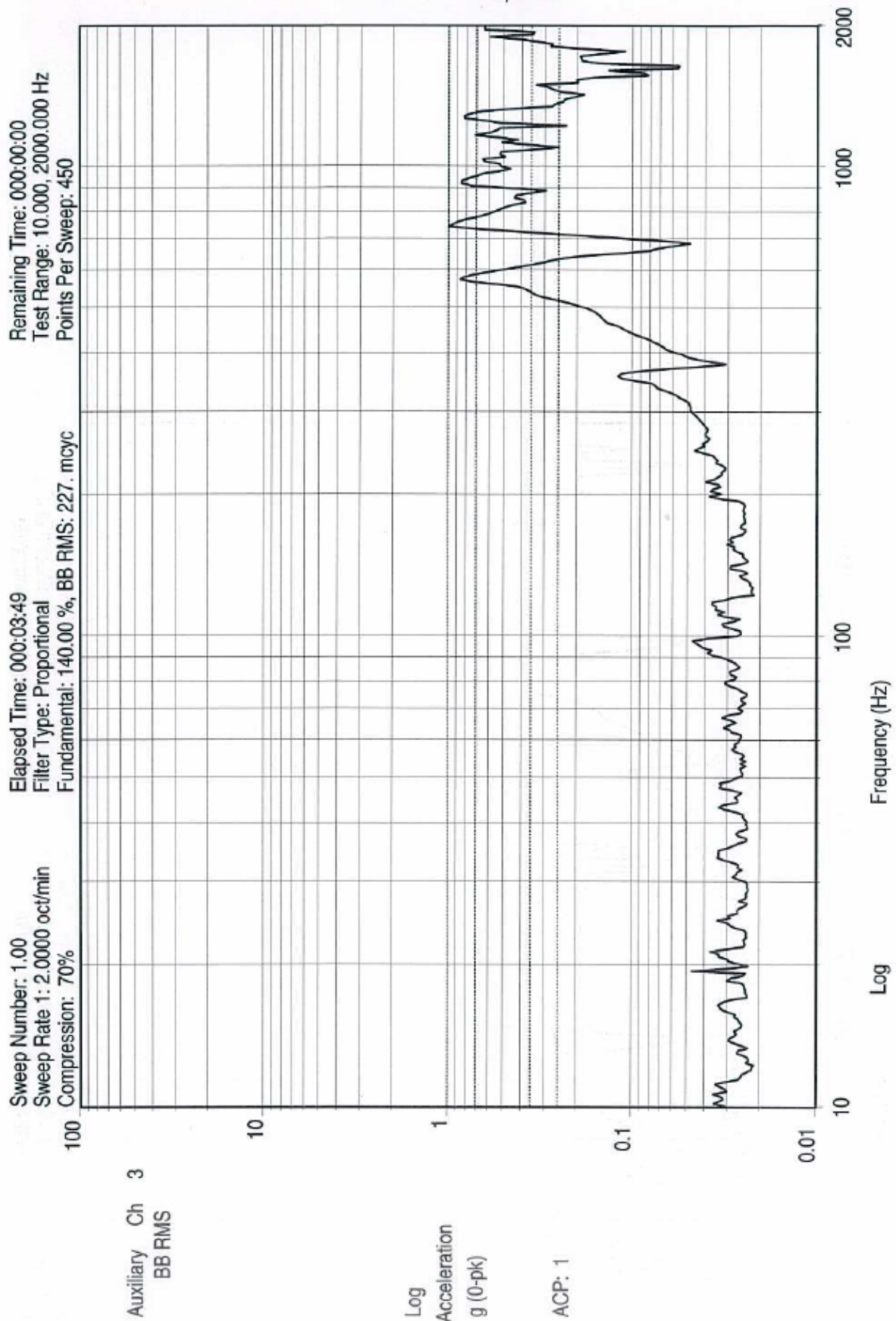


Figura 69. S1X, seno bajo Y (3).

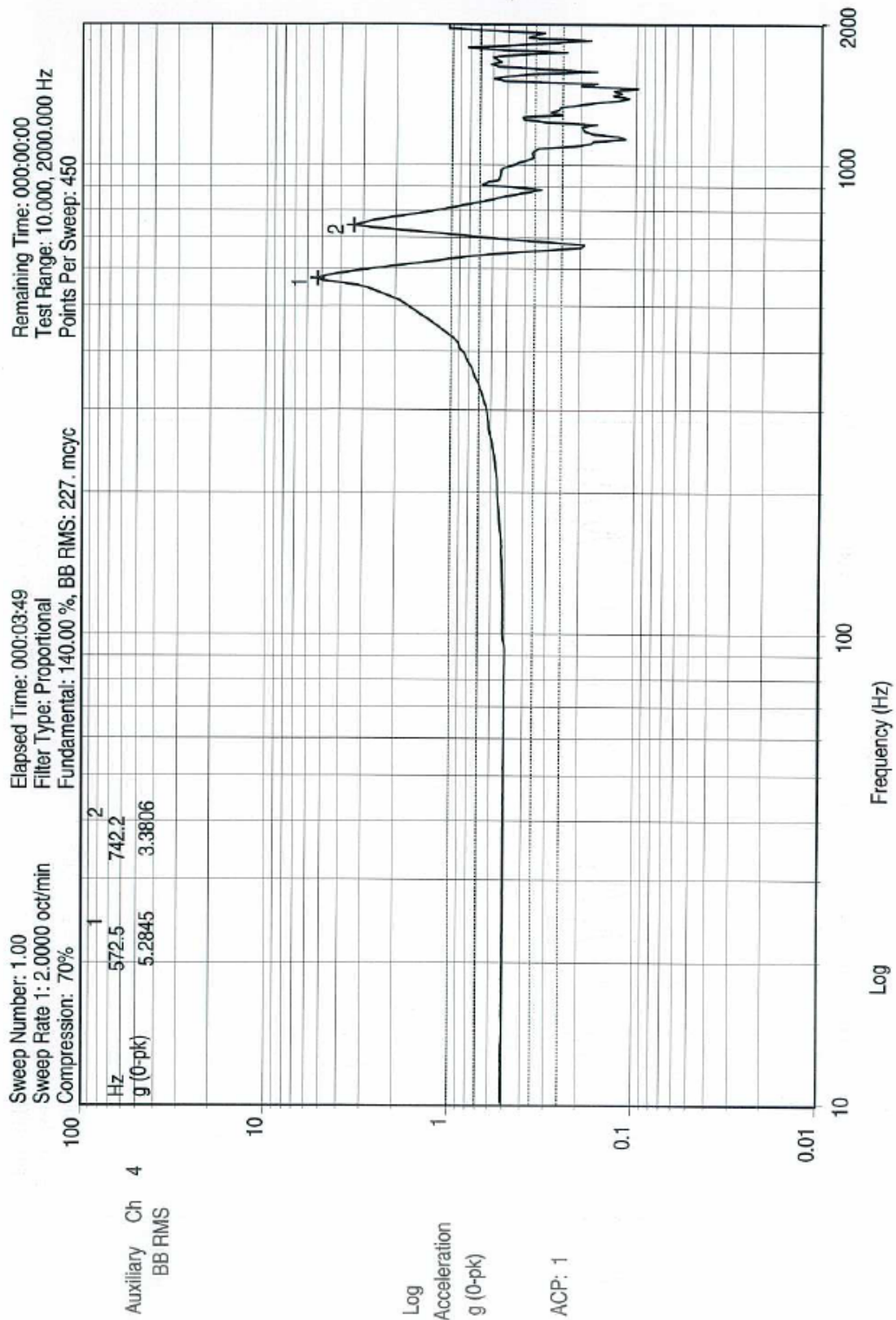


Figura 70. S1Y, seno bajo Y (búsqueda de resonancias 3).

Como se aprecia en la tabla resumen de las conclusiones (pag. 190) las frecuencias de resonancia bajan ligeramente después de la vibración random. No obstante tanto esta respuesta como las cruzadas siguen siendo prácticamente idénticas a las pre-random por lo que no se prevee ningún daño sobre el equipo.

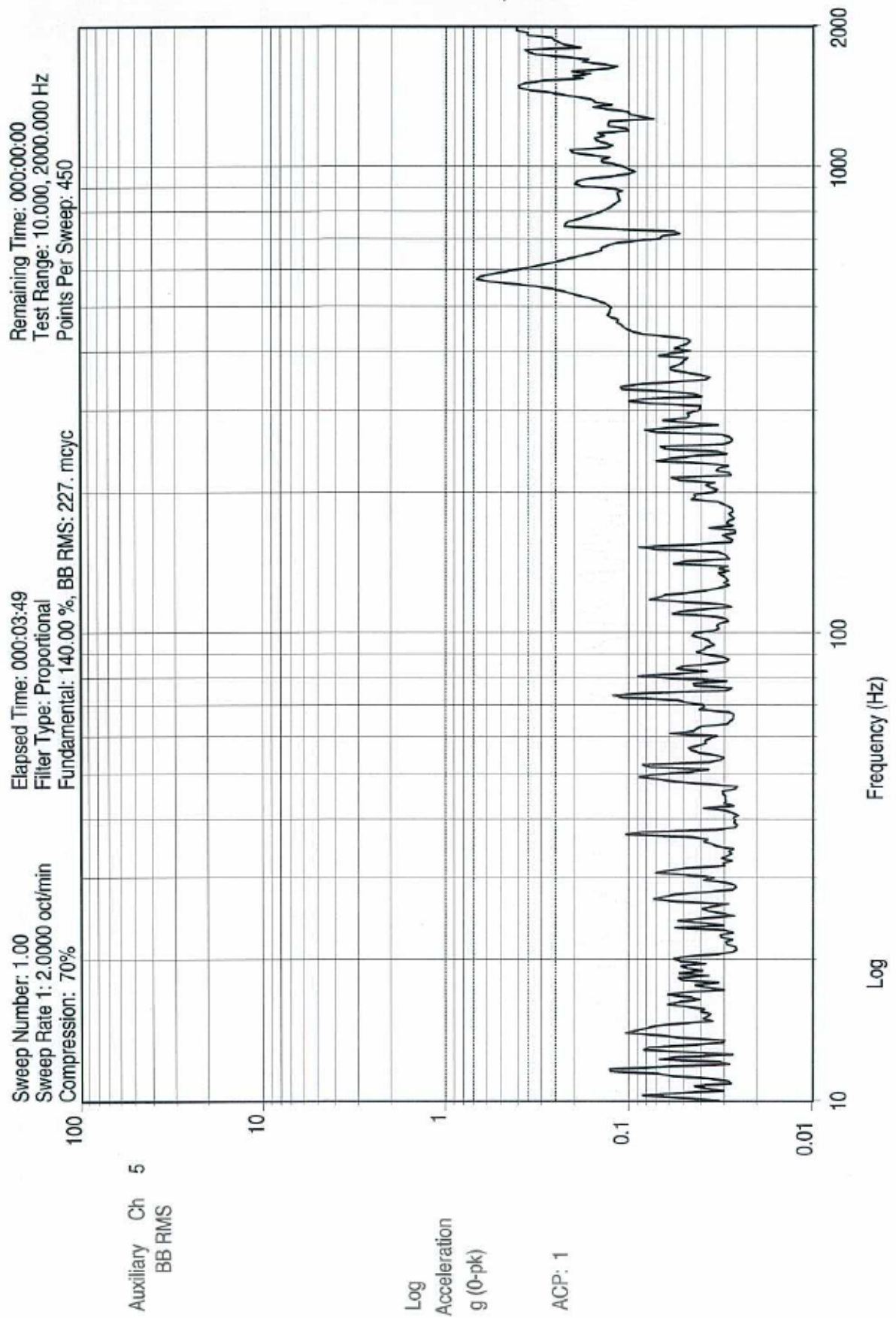
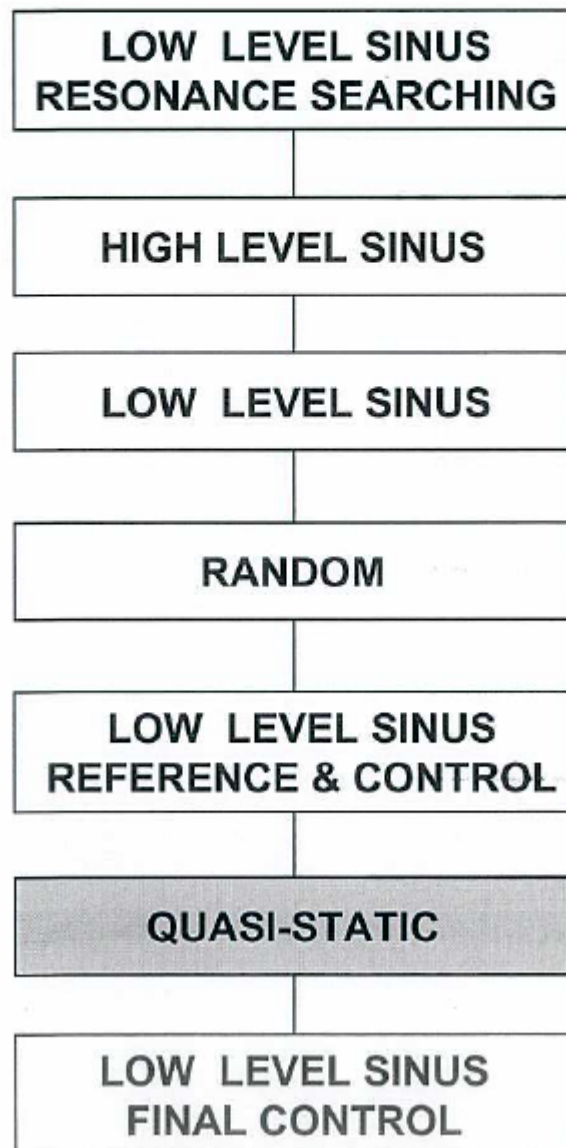


Figura 71. S1Z, seno bajo Y (3).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Y



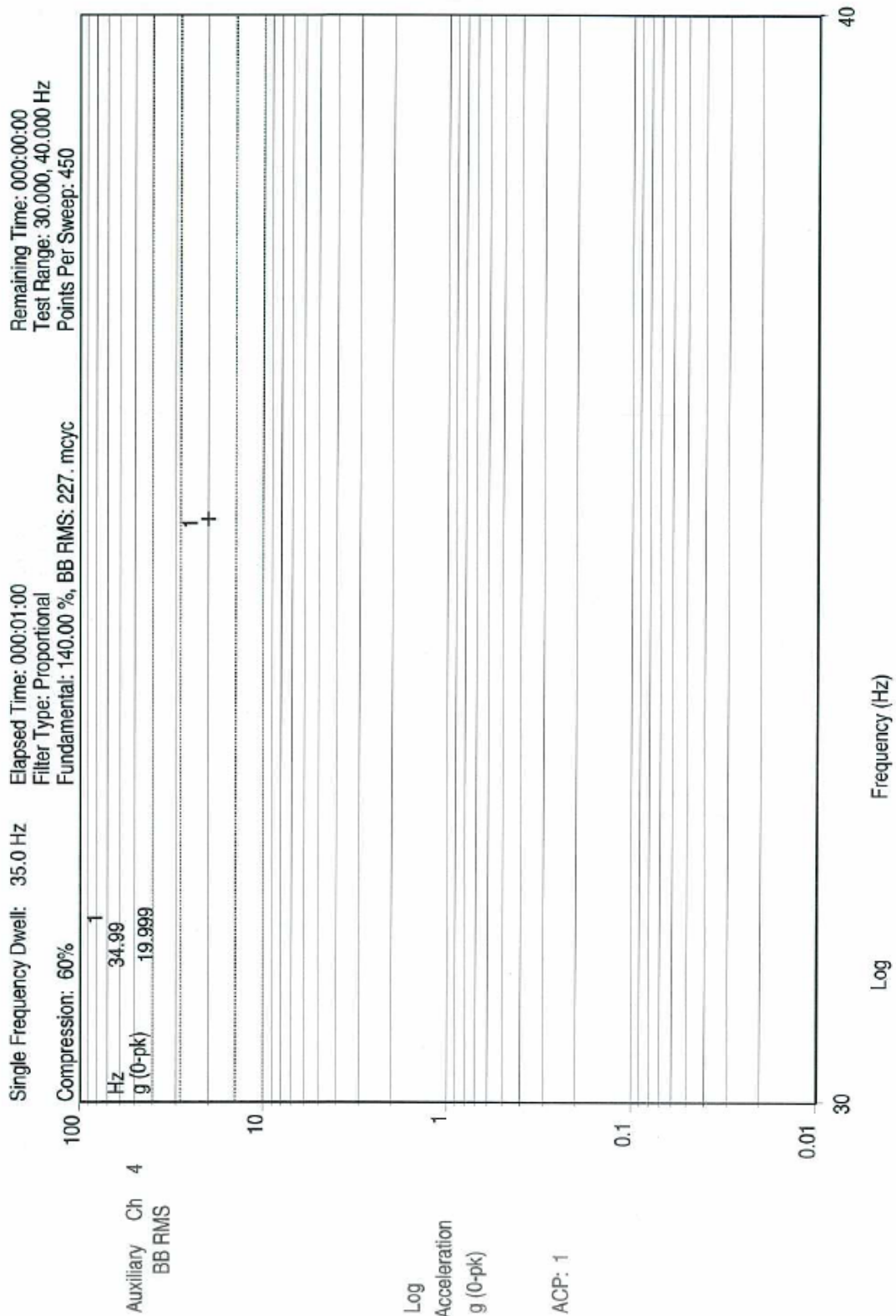


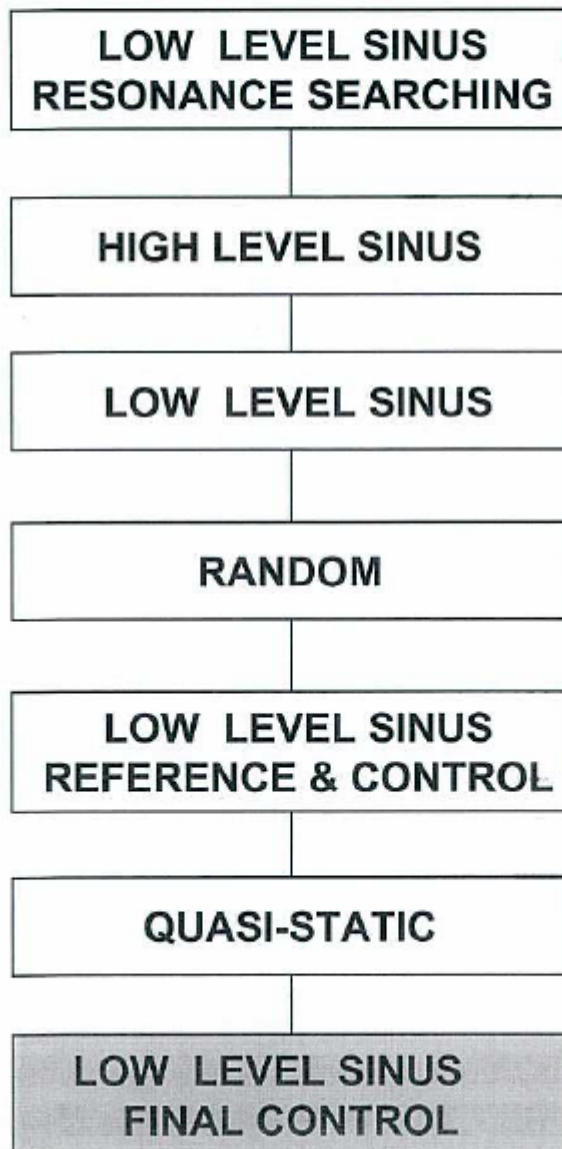
Figura 72. S1Y, cuasi-estático Y.

El ensayo cuasiestático no es más que una vibración a una frecuencia y amplitud determinadas. Al ser a baja frecuencia la señal no es amplificada por el equipo.

Posteriormente a este ensayo se realizará el último seno bajo de control y se procederá con el siguiente eje (ANEXO 1: VIBRACION EN EJES X, Z)

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Y



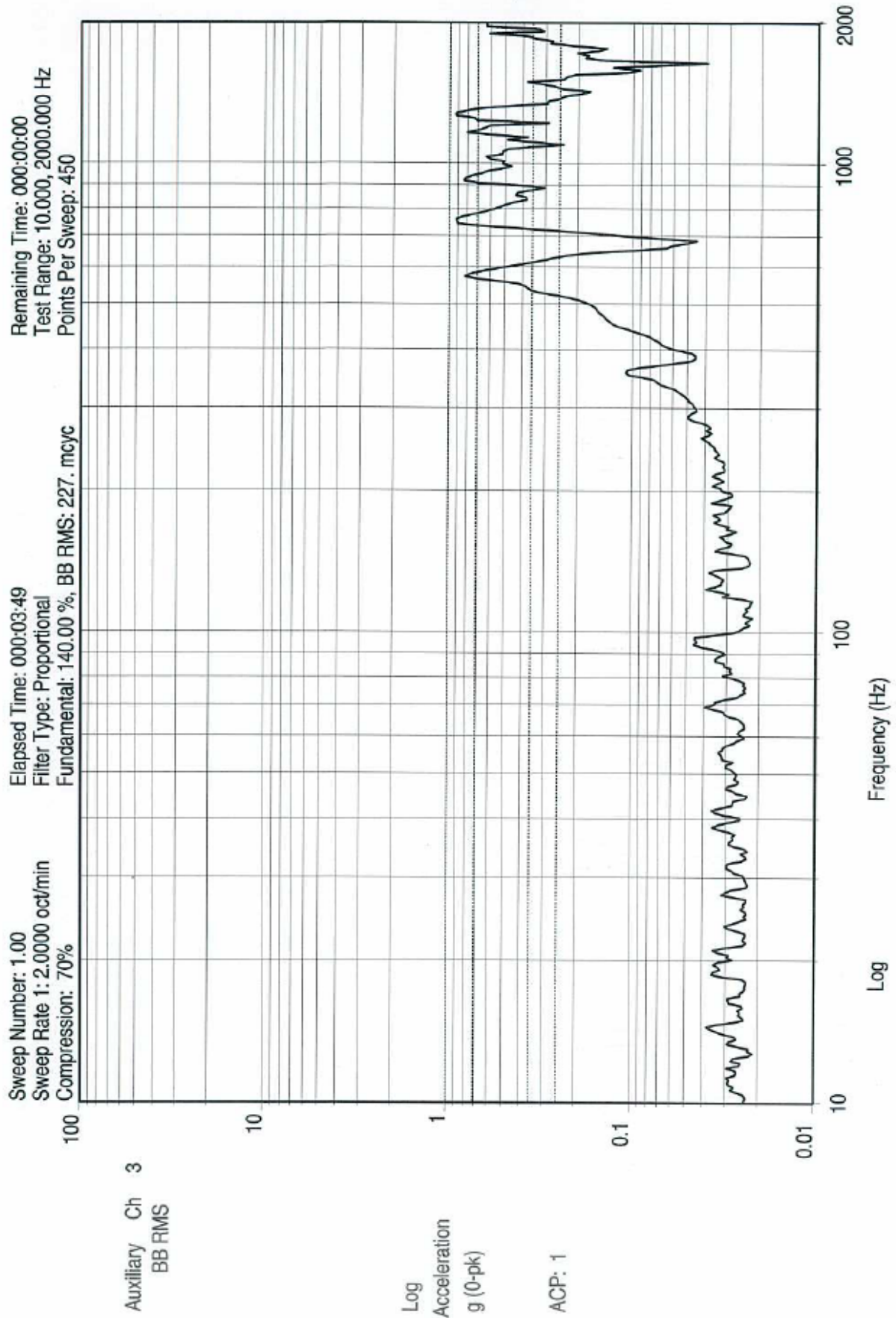


Figura 73. S1X, seno bajo Y (final).

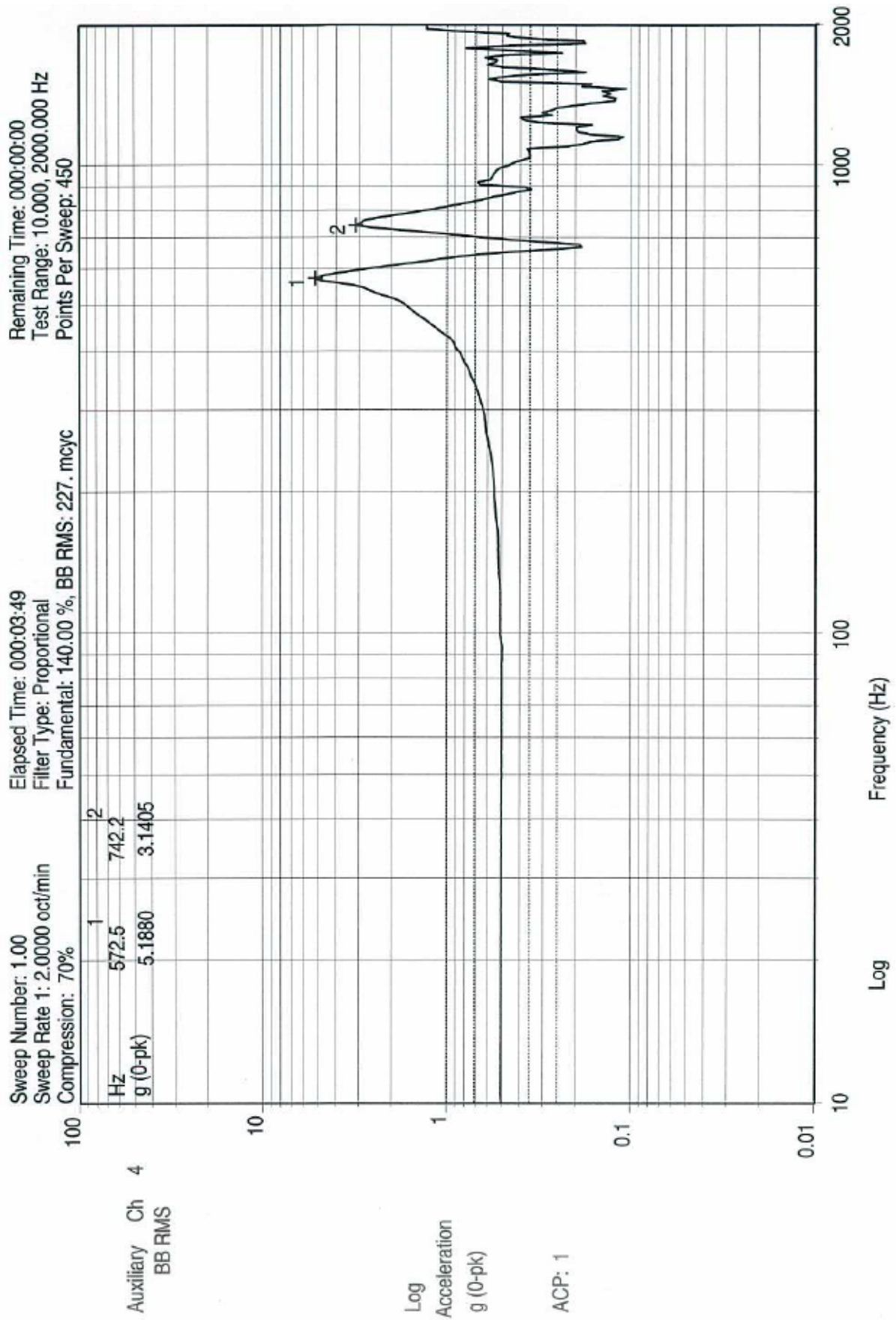


Figura 74. S1Y, seno bajo Y (busqueda de resonancias final).

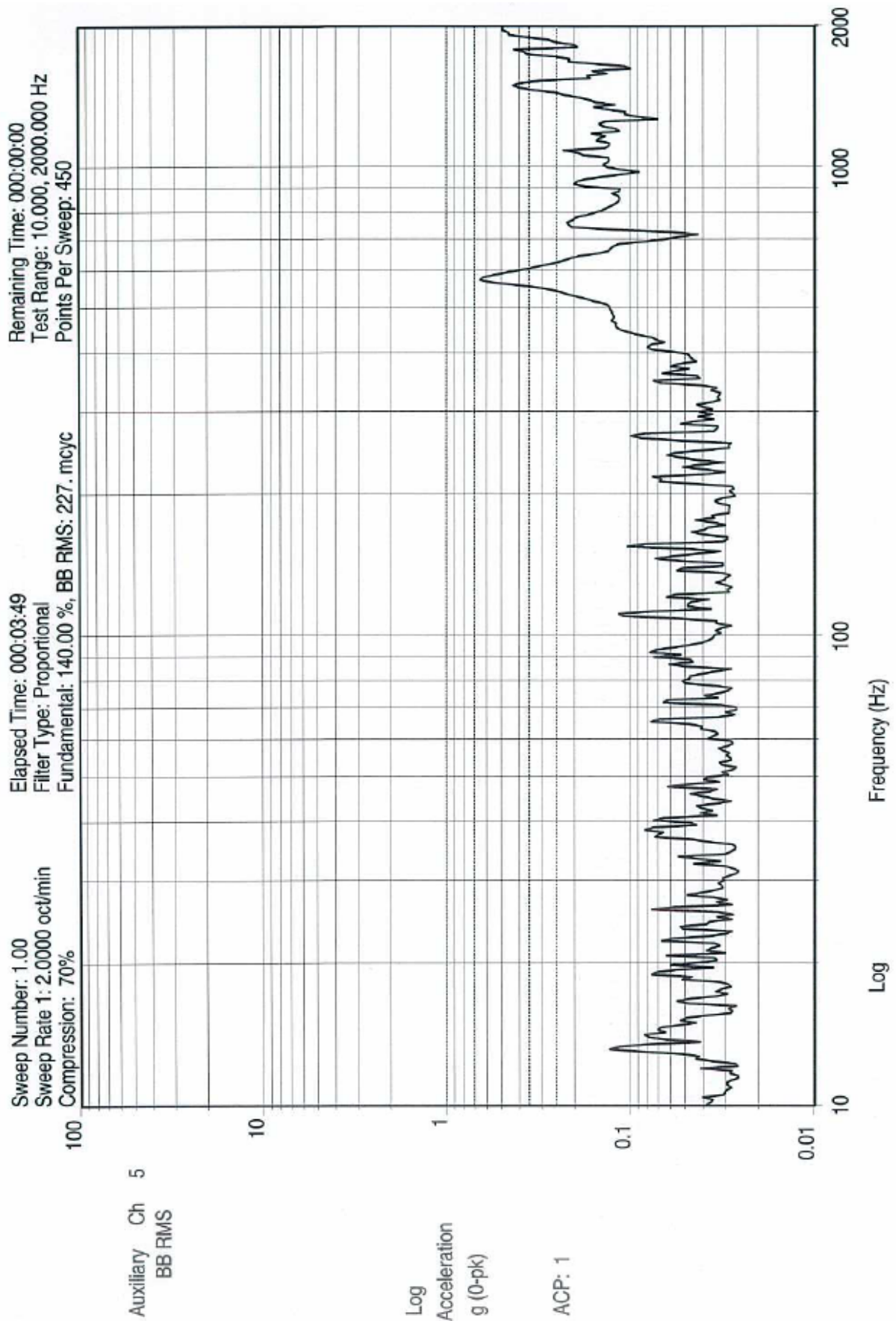


Figura 75. S1Z, seno bajo Y (final).

7.2.3 CONCLUSIONES

- El equipo se ha sometido a los niveles de vibración especificados [REQ-49].
- A continuación se resumen en una tabla los resultados de los test de vibración con las frecuencias de resonancia del equipo y sus amplitudes que se han sido marcadas en las graficas. Se incluye tambien el cálculo del porcentaje de variación tanto en frecuencia como en aceleración.

ENSAYO DE VIBRACION			ACELERÓMETRO S1	
			1 ^{er} Pico	2 ^o Pico
X	RESONANCIAS INICIALES	(Hz)	1190	-
		(g)	4,6881	-
	RESONANCIAS POST SENO ALTO	(Hz)	1190	-
		(g)	4,6881	-
	Desviación de frecuencia	%	0,00	-
	Desviación de amplitud	%	0,00	-
	RESONANCIAS POST ENSAYO	(Hz)	1176	-
	RANDOM	(g)	4,0087	-
	Desviación de frecuencia	%	-1,18	-
	Desviación de amplitud	%	-14,49	-
	RESONANCIAS POST CUASI-ESTÁTICO	(Hz)	1176	-
		(g)	3,8815	-
Desviación de frecuencia	%	0,00	-	
Desviación de amplitud	%	-3,17	-	
Y	RESONANCIAS INICIALES	(Hz)	586,2	778,1
		(g)	5,1051	3,9628
	RESONANCIAS POST SENO ALTO	(Hz)	586,2	769
		(g)	5,2119	3,6308
	Desviación de frecuencia	%	0,00	-1,17
	Desviación de amplitud	%	2,09	-8,38
	RESONANCIAS POST ENSAYO	(Hz)	572,5	742,2
	RANDOM	(g)	5,2845	3,3806
	Desviación de frecuencia	%	-2,34	-3,49
	Desviación de amplitud	%	1,39	-6,89
	RESONANCIAS POST CUASI-ESTÁTICO	(Hz)	572,5	742,2
		(g)	5,188	3,1405
Desviación de frecuencia	%	0,00	0,00	
Desviación de amplitud	%	-1,83	-7,10	
Z	RESONANCIAS INICIALES	(Hz)	1543	-
		(g)	3,1623	-
	RESONANCIAS POST SENO ALTO	(Hz)	1543	-
		(g)	3,4514	-
	Desviación de frecuencia	%	0,00	-
	Desviación de amplitud	%	9,14	-
	RESONANCIAS POST ENSAYO	(Hz)	1543	-
	RANDOM	(g)	3,9628	-
	Desviación de frecuencia	%	0,00	-
	Desviación de amplitud	%	14,82	-
	RESONANCIAS POST CUASI-ESTÁTICO	(Hz)	1543	-
		(g)	3,8994	-
Desviación de frecuencia	%	0,00	-	
Desviación de amplitud	%	-1,60	-	

Tabla 33: Resumen de los test de vibración.

- La variación en las frecuencias de resonancia y en la amplitud de éstas (aceleración) obtenidas en los senos bajos antes y después de cada ensayo de vibración no han sido superiores a los valores especificados (10 y 70% respectivamente) lo que demuestra que el equipo no ha sufrido cambios en su comportamiento mecánico y que ha superado con éxito estos dos requisitos [REQ-50].
- No se han detectado daños ni fallos estructurales después del test de vibración realizado.

Por todo ello se concluye que el equipo ha superado los ensayos.

- A modo informativo se resumen a continuación las lecturas del acelerómetro en el ensayo random donde podemos comprobar las amplificaciones correspondientes a cada eje.

		TOTAL		PICO	
		g_{rms} in	g_{rms} out	g^2/Hz in	g^2/Hz out
Random X	S1X	12,46	28,636	0,04	3,5
	S1Y	0	6,074	-	-
	S1Z	0	6,416	-	-
Random Y	S1X	0	9,007	-	-
	S1Y	12,46	29,613	0,16	7
	S1Z	0	6,102	-	-
Random Z	S1X	0	4,591	-	-
	S1Y	0	7,611	-	-
	S1Z	14,2	19,8	0,02	1

Tabla 34: Resumen de los niveles alcanzados en random.

7.3 ENSAYO DE CHOQUE

Este ensayo consiste en la caída libre de un cuerpo sobre una mesa de choque. El choque se transmite a través de la mesa y en función de la masa del cuerpo, la distancia a nuestro equipo y la rigidez del mismo, éste recibe el impacto desde la mesa.

El ensayo se ha llevado a cabo en el Laboratorio de Test Ambientales de EADS ASTRIUM en Friedrichshafen, Alemania y de acuerdo a los niveles especificados en el punto 7.1.7.1 para la búsqueda de resonancias y en el 7.1.7.5 para el choque.

General parameters :

Starting freq.: 10 Hz
 Damping: 4
 Manual Mode: Yes
 No. Of Sweeps: 1
 Control Strategie: Average
 Selfchecklevel: -20 dB

Max. Acceleration: 0,5 g
 Max. Velocity: 0,0781 m/s
 Max. Displacement: 1,24 mm
 Test Duration: 0:03:49
 Sweep rate : 2 Oct/min
 Startup time : 1 s
 Shutdown time : 1 s

Table Spectrum	Axes	Frequency [Hz]	Load [g]
Q = 10	X,Y,Z	100	100
		3.000	2.000
		10.000	2.000

Stimulation :

Freq. [Hz]	Accel. [g]	Veloc. [m/s]	Displ. [mm]	Slope type	Alarm [dB]	Abort [dB]	Abort [dB]	Abort [dB]
10	0,5	7,81e-02	1,24e+00	Auto Acc.	0 dB/Oct	-3	3	-6
2000	0,5	3,90e-04	3,11e-05	Auto Acc.	1,8 dB/Oct	-3	3	-6

General parameters :

Sample Freq.: 32768 Hz
 Total window length: 0,125 s
 Number of samples: 4096

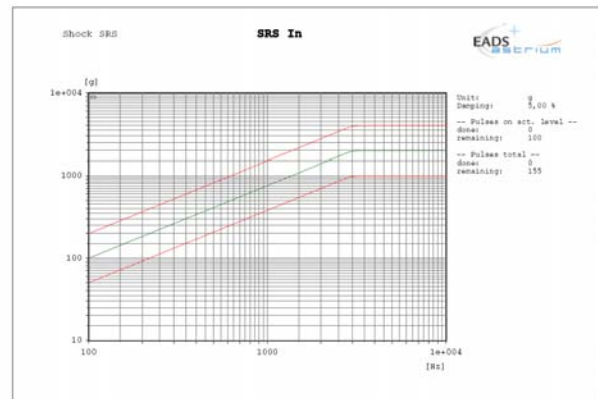
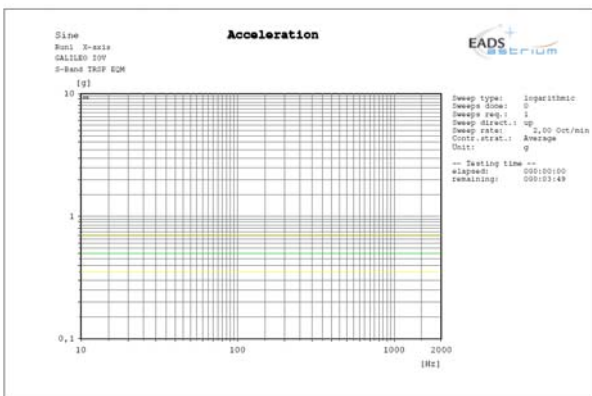


Figura 76. Parametros del seno bajo y del choque

Dado que el test de choque y el de vibración no se han realizado consecutivamente, el seno bajo final de la vibración random no sirve como punto de partida para el choque y debe empezarse con una nueva vibración de seno bajo para verificar que la respuesta del equipo no cambiará tras el choque.

La diferencia entre la primera frecuencia propia del equipo en el último seno bajo de la vibración y el anterior al choque se debe principalmente a diferencias en el util o mesa de vibración, que no es el mismo, a cualquier variación en el par de apriete por pequeña que sea y a las vibraciones que el equipo haya podido recibir durante su transporte, por todo esto es muy poco probable que la primera frecuencia propia se situe exactamente en el mismo sitio, por tanto, podemos decir que las diferencias son aceptables.

7.3.1 Configuración del choque

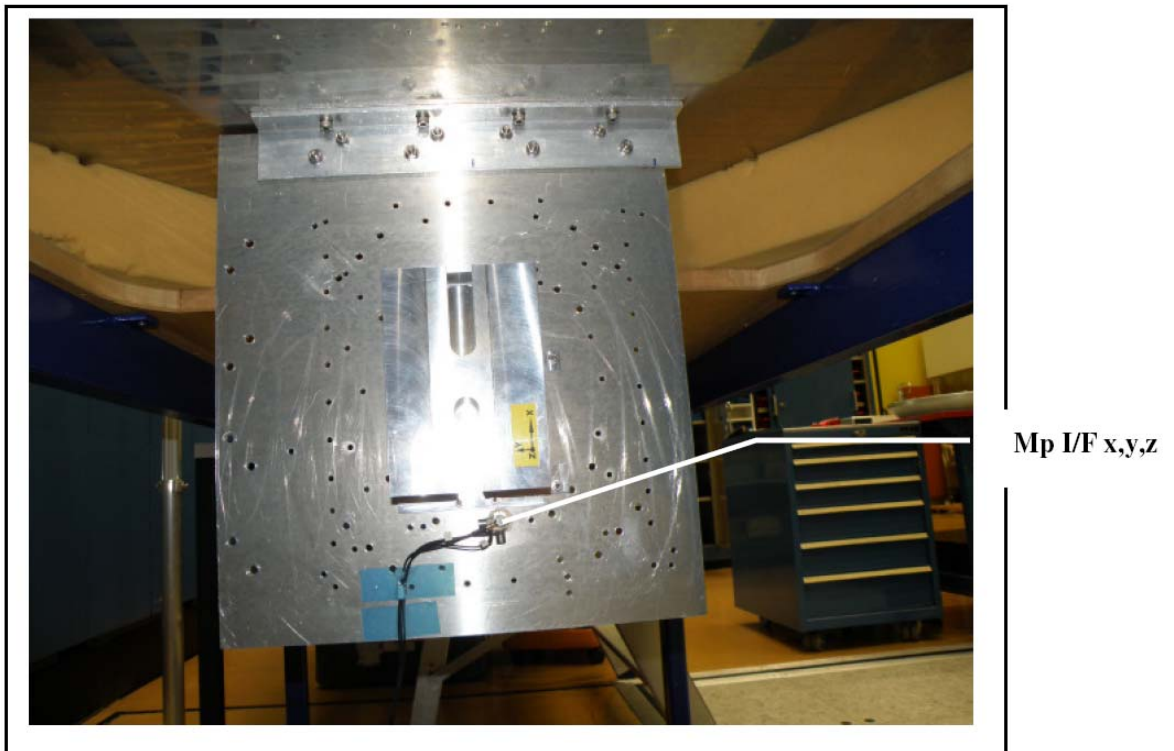


Figura 77. Puntos de medida en eje X. Dummy.

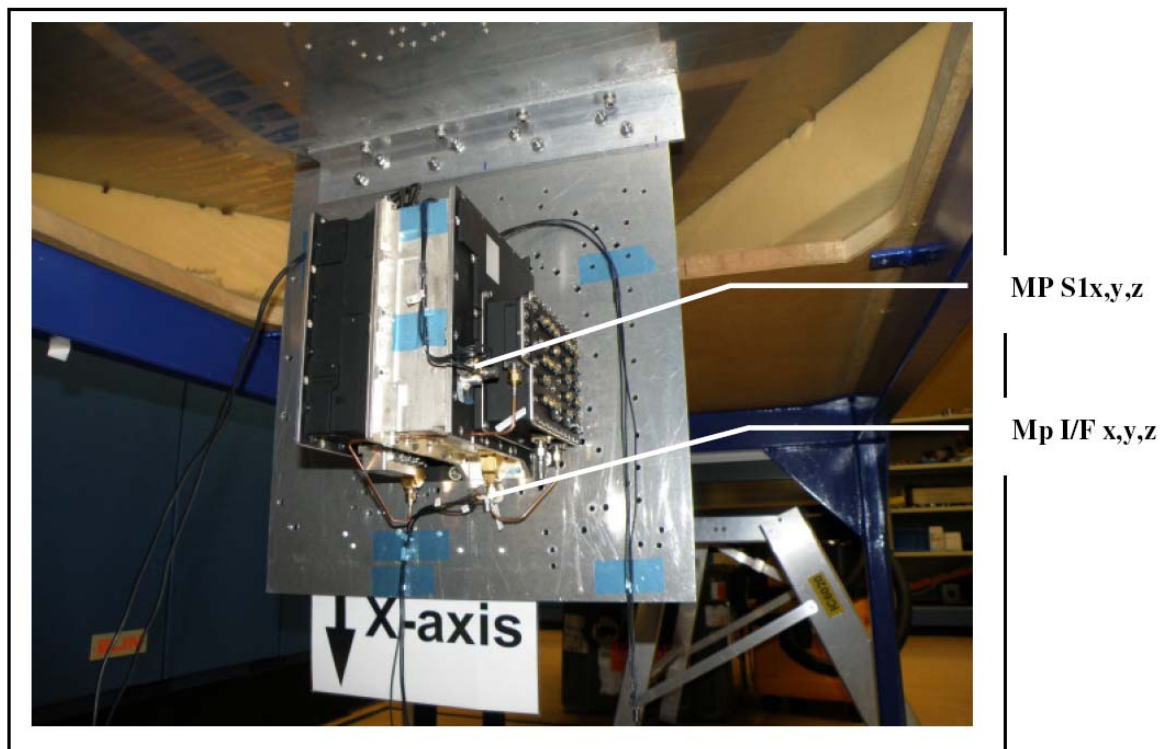


Figura 78. Puntos de medida en eje X. EQM.

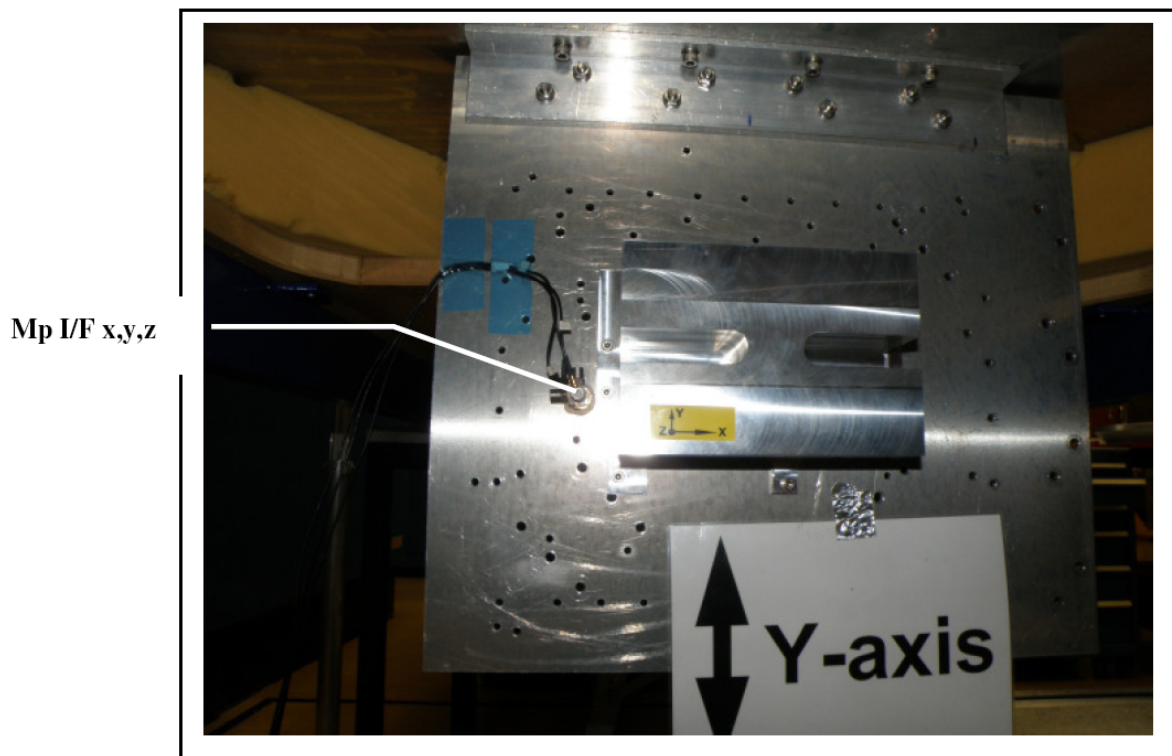


Figura 79. Puntos de medida en eje Y. Dummy.

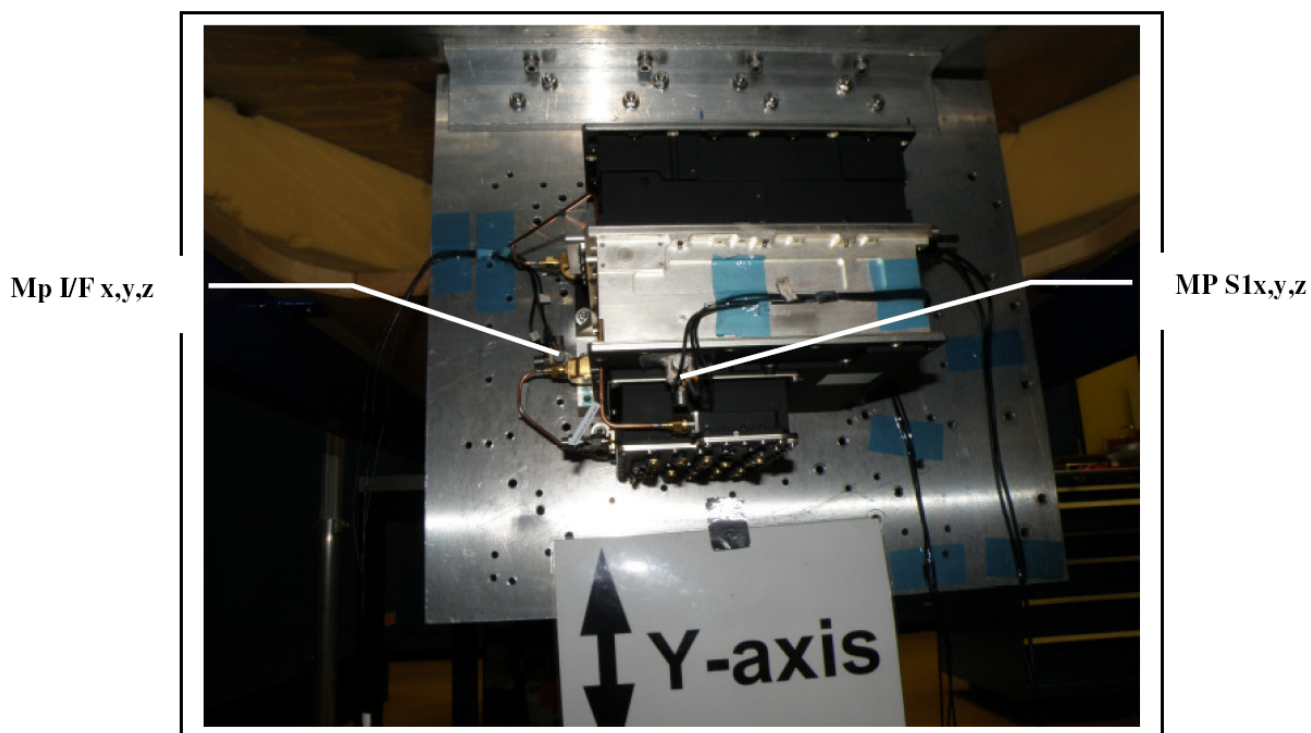


Figura 80. Puntos de medida en eje Y. EQM.

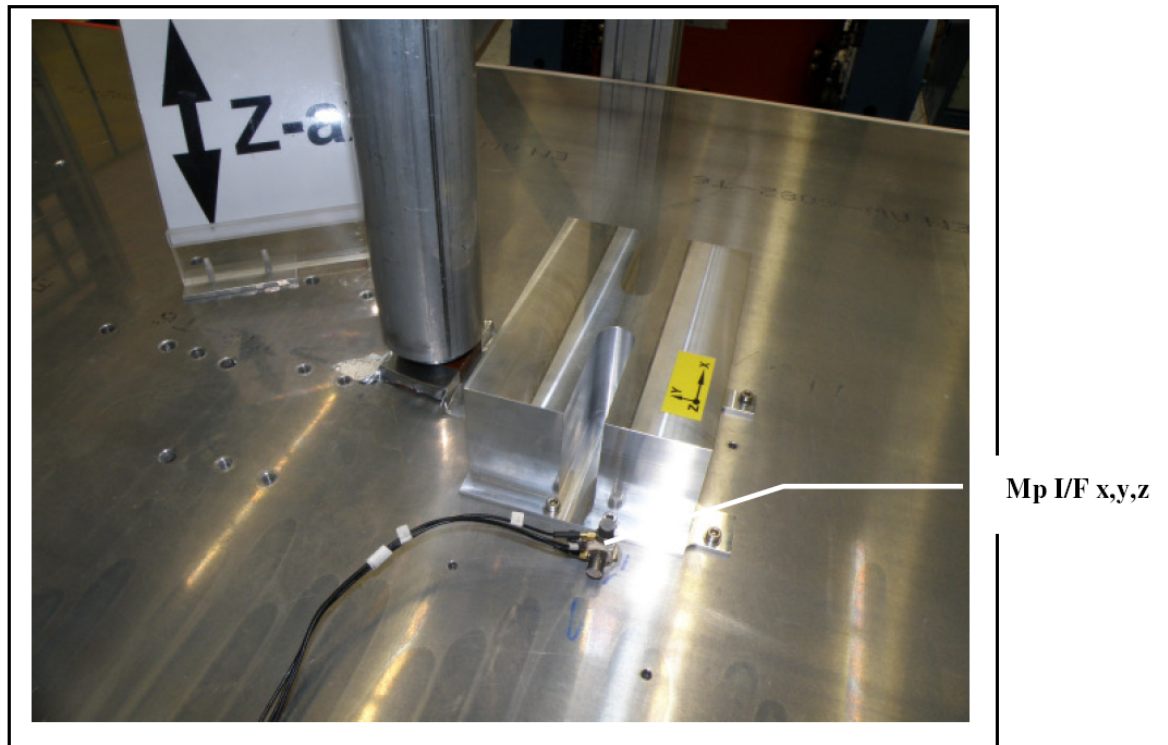


Figura 81. Puntos de medida en eje Z. Dummy.

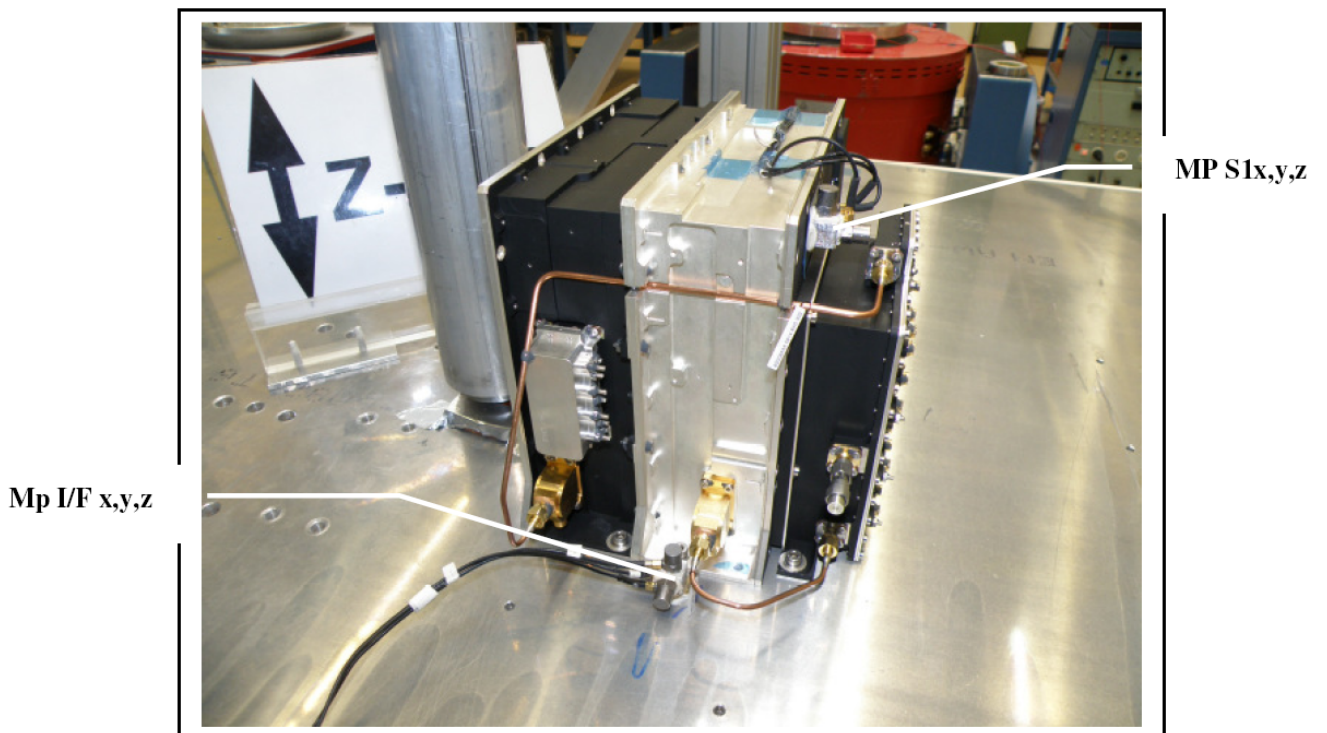
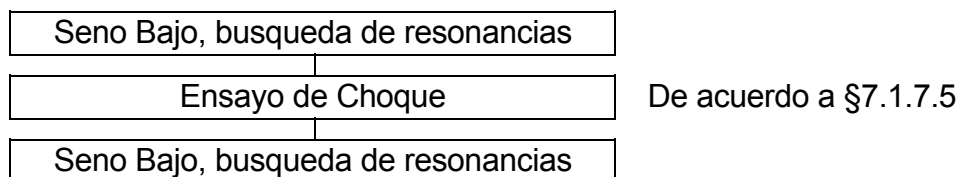


Figura 82. Puntos de medida en eje Z. EQM.

7.3.2 Desarrollo del ensayo

El ensayo de choque se realizará solo en modelos de calificación EQM y será llevado a cabo después del ensayo de vibración. La secuencia del ensayo de test sera la siguiente para cada eje siendo el orden de los ejes indiferente:



En la vibración seno bajo para la búsqueda de resonancias inicial y final en cada eje hay instalados, al igual que en el ensayo de vibración, dos sensores de control del nivel de entrada sobre la mesa y uno sobre el equipo en el lugar especificado (el mismo sitio que en los ensayos de vibración).

En el choque hay dos acelerómetros, uno en el equipo en el lugar especificado (S1) y un segundo en la mesa de choque, cerca de la base del equipo. Es este último es que se usa como referencia para asegurar que el choque generado por la masa al caer sobre la mesa cumple el espectro especificado en el [REQ-49]. La elección de la altura a la que realizar el choque se basa principalmente en la experiencia. El espectro generado se registra en graficas g-Hz en las que se compara con el requisito a alcanzar.

Como no se sabe de qué forma cada equipo absorbe los choques y hay que asegurar como mínimo los niveles de entrada requeridos, a la hora de determinar la altura desde la que soltar la masa que golpeará la mesa se usa un dummy en el lugar del equipo y se comprueba la señal del sensor de la mesa en funcion de las diferentes alturas de choque. Según los resultados obtenidos con el dummy se decide entonces a qué altura realizar el choque con el equipo.

Un dummy es por lo general, un bloque con la misma masa, centro de gravedad, puntos de fijación y huella que el equipo a ensayar aunque dependiendo de la experiencia que pueda haber en choques con equipos similares se usarán unos dummies más o menos fieles al equipo en cuestión llegando incluso en ocasiones a ser estructuras construidas con las mismas piezas del equipo a ensayar.

7.3.3 Graficas de resultados

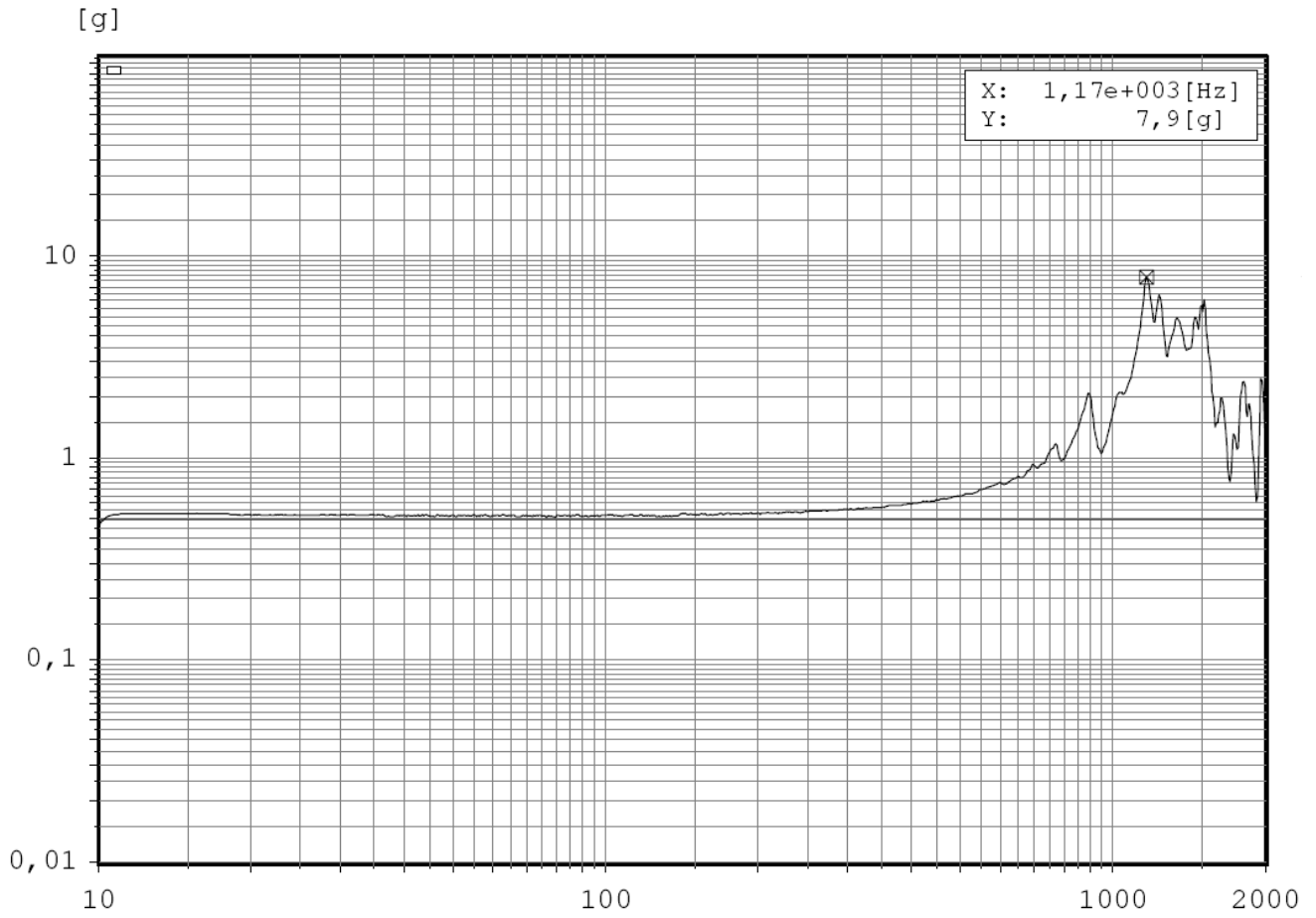
Respecto a la vibración seno bajo se mostrarán las graficas de resultados (lectura del acelerómetro del equipo) omitiendo las de control de niveles de entrada (sensores de la mesa). Respecto al choque, para cada eje se mostrarán las graficas tanto para el dummy (que siempre se hacen antes para determinar la altura del choque) como para el equipo a las diferentes alturas. La respuesta del acelerómetro situado en el equipo solo se mostrará para el eje X ya que lo que nos interesa son los niveles de entrada del choque y no la señal amortiguada.

A continuación se encuentran las gráficas de resultados de los test de choque correspondientes al eje X, los resultados de los ejes Y y Z se encuentran en el ANEXO 2.

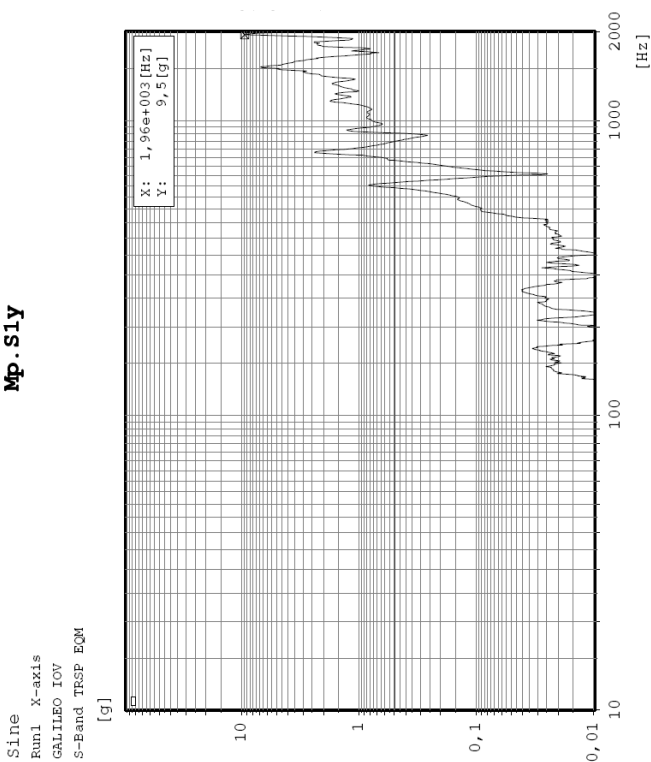
Figura 83. Seno bajo pre-choque eje X.

Sine
Run1 X-axis
GALILEO IOV
S-Band TRSP EQM

Mp.S1x



Mp.S1y



Mp.S1z

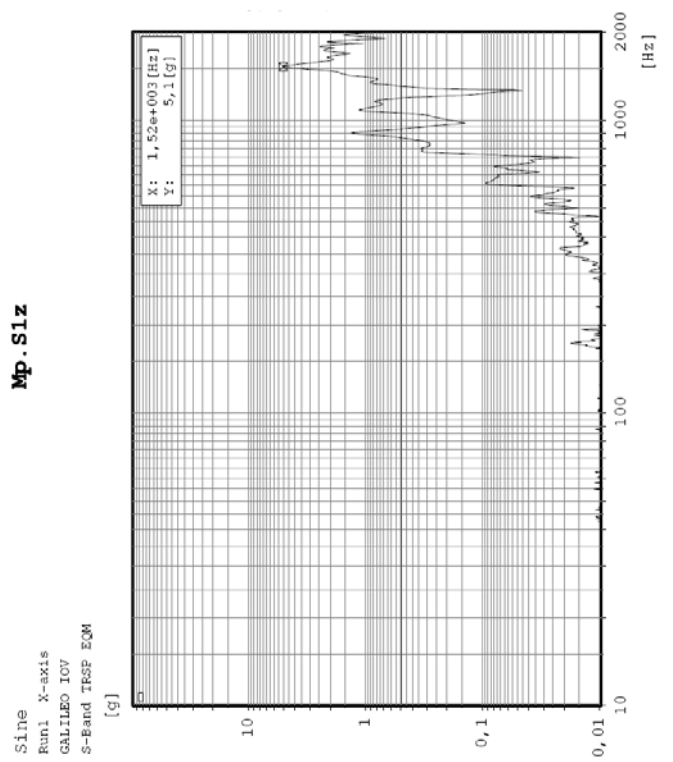


Figura 84. Choque X dummy. Desde 150mm. Respuesta en la mesa.

Transient Capture **Mp. I/Fx (SRS: d=5,00%)**
 Run2 X-axis dummy
 GALILEO IOV S-Band TRSP
 Drop high: 150mm

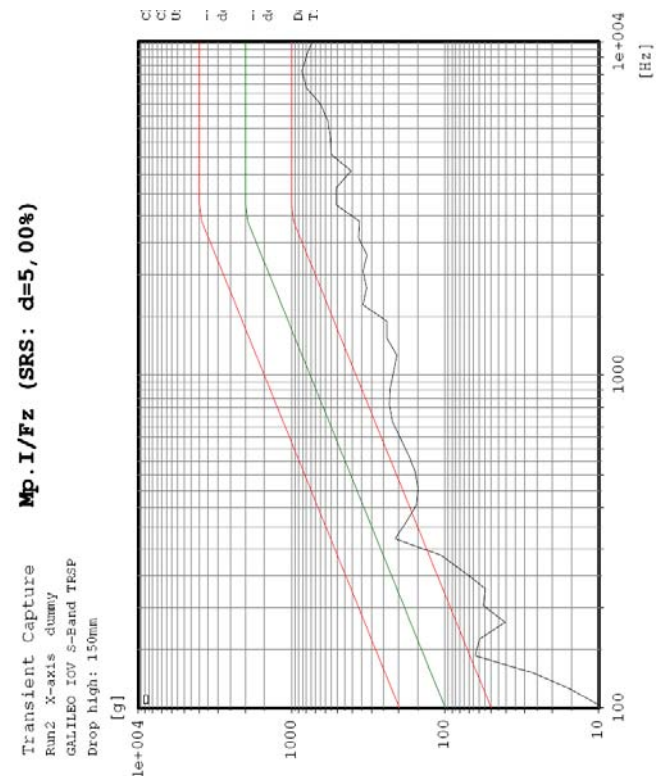
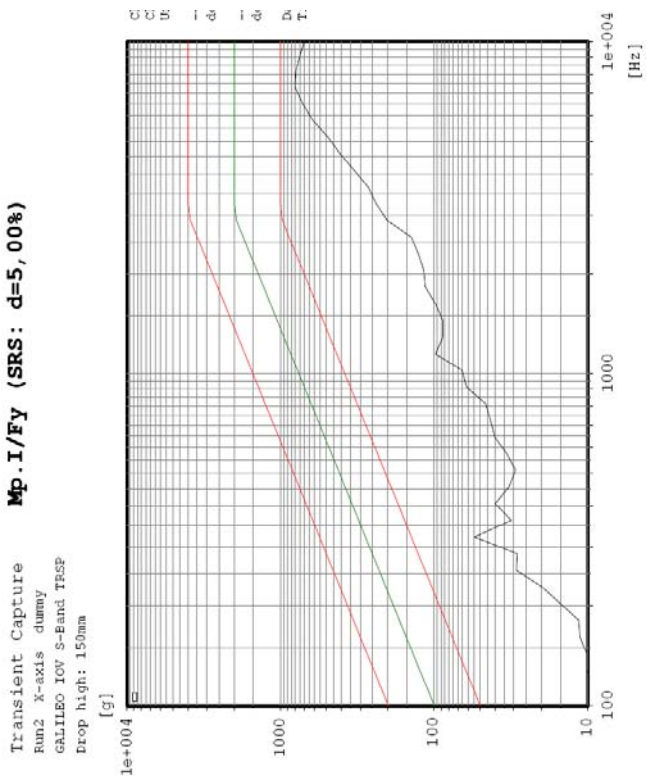
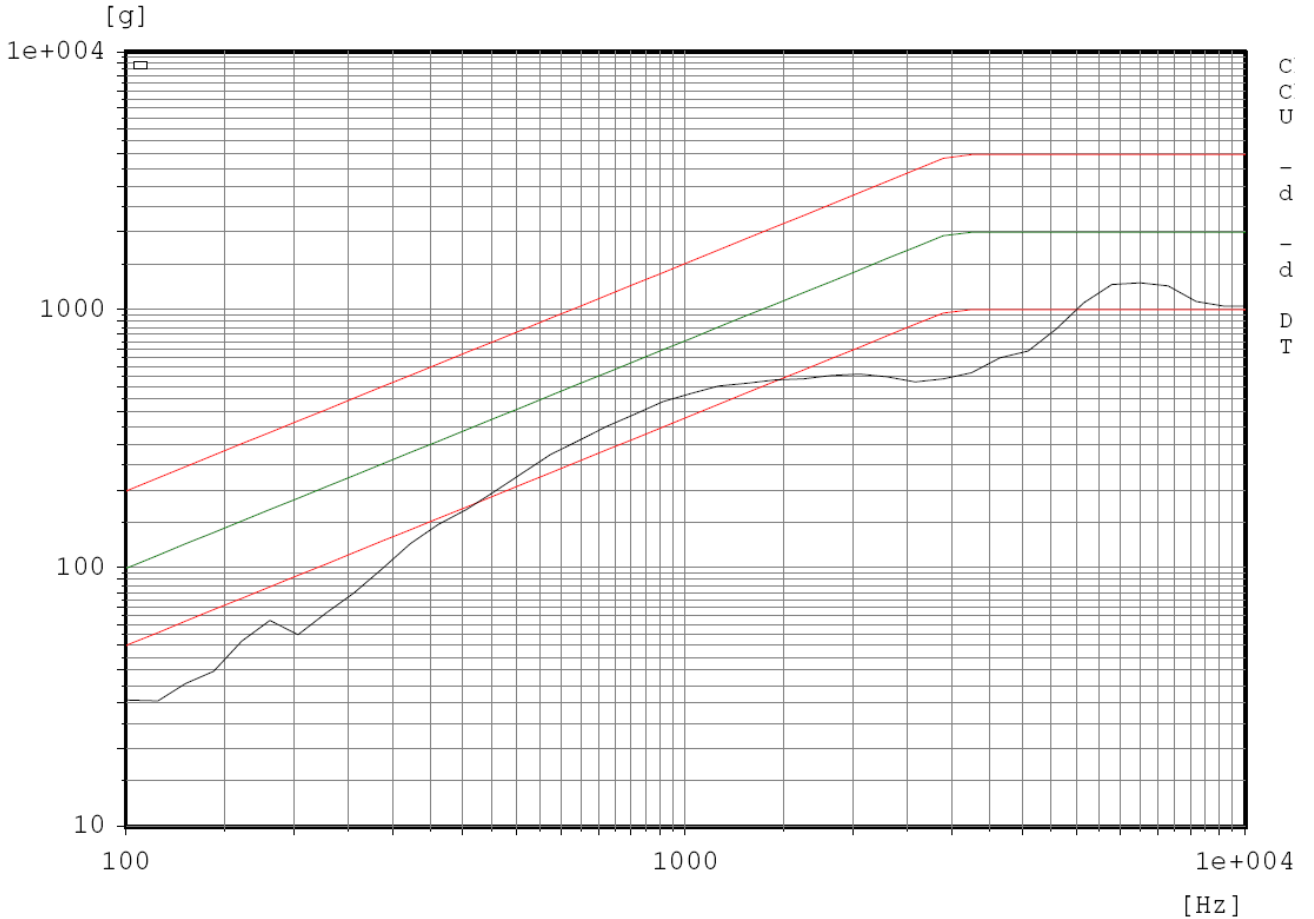


Figura 85. Choque X dummy. Desde 900mm. Respuesta en la mesa.

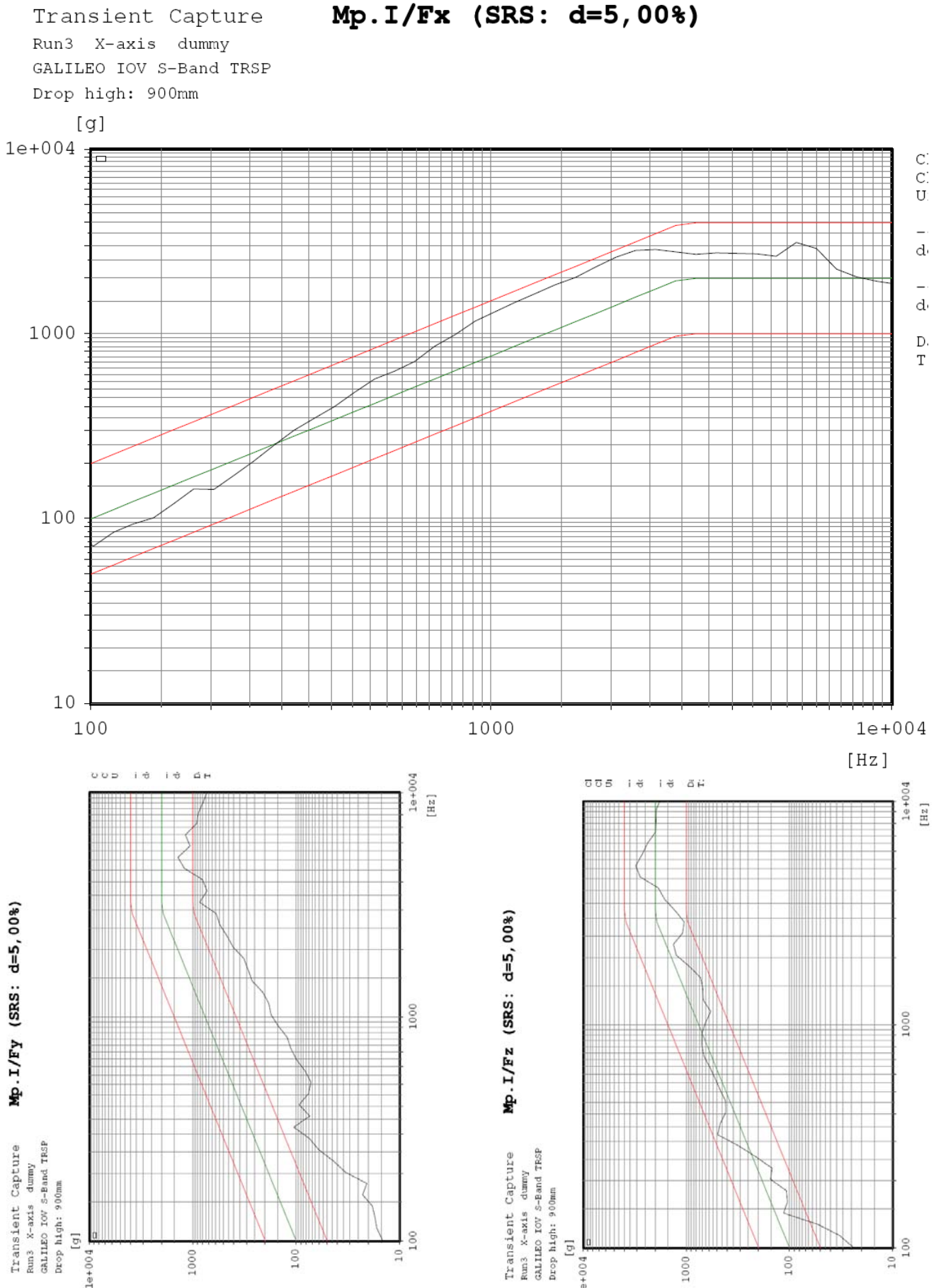
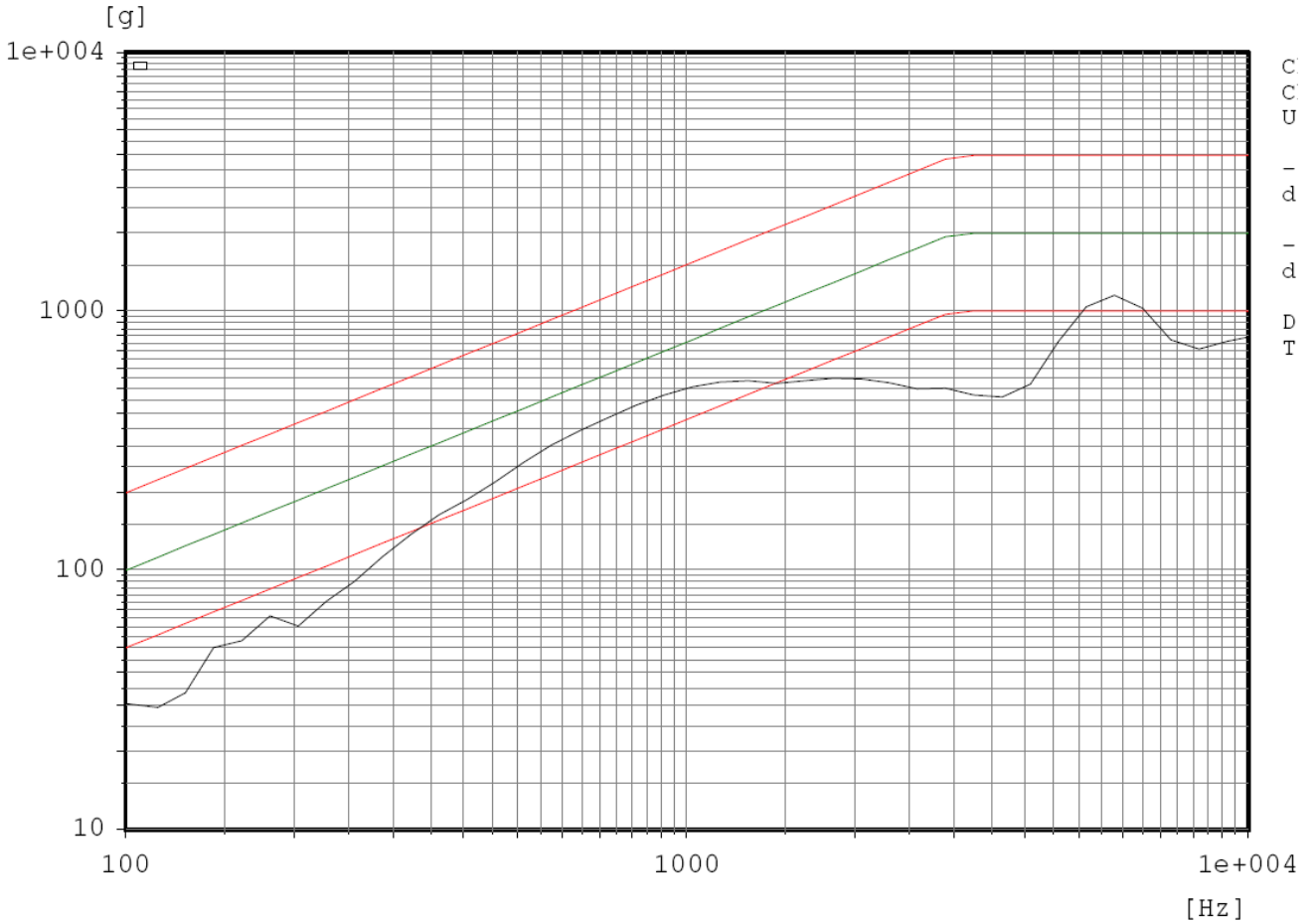


Figura 86. Choque X. Desde 150mm. Respuesta en la mesa.

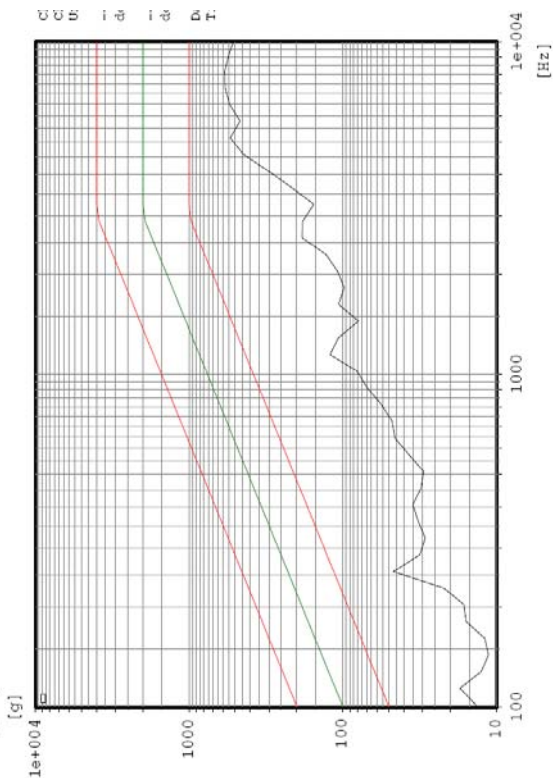
Transient Capture
 Run4 X-axis
 GALILEO IOV S-Band TRSP
 Drop high: 150mm

Mp. I/Fx (SRS: d=5,00%)



Mp. I/Fy (SRS: d=5,00%)

Transient Capture
 Run4 X-axis
 GALILEO IOV S-Band TRSP
 Drop high: 150mm



Mp. I/Fz (SRS: d=5,00%)

Transient Capture
 Run4 X-axis
 GALILEO IOV S-Band TRSP
 Drop high: 150mm

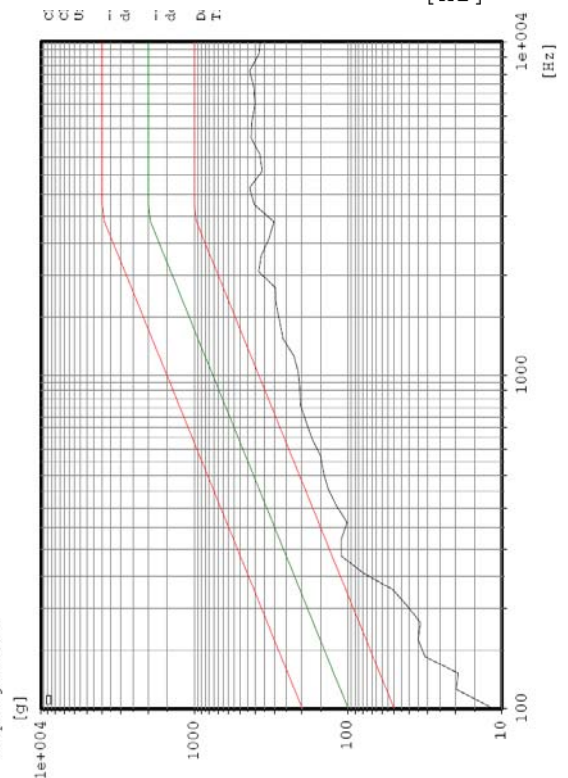


Figura 87. Choque X. Desde 900mm. Respuesta en la mesa.

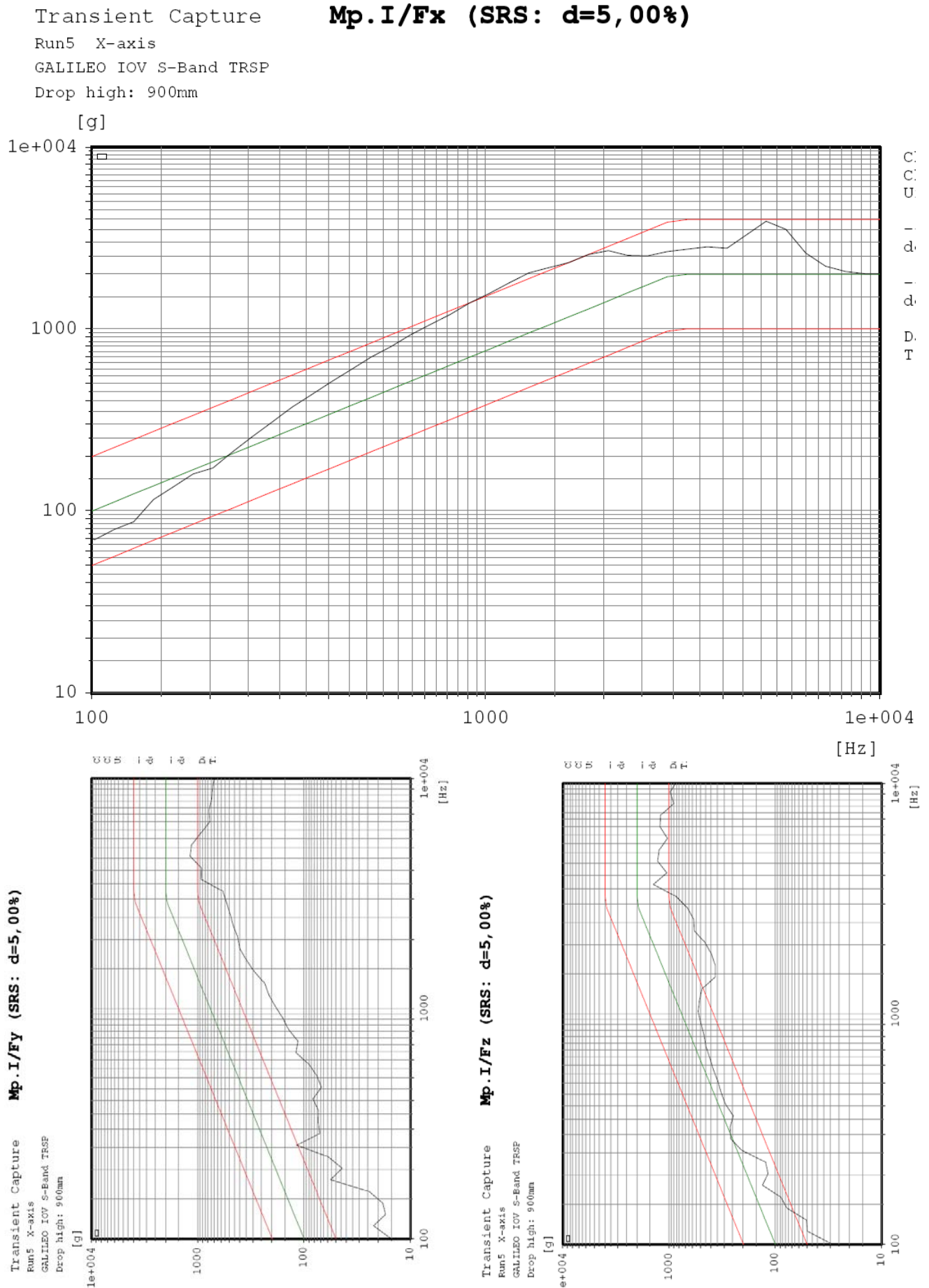
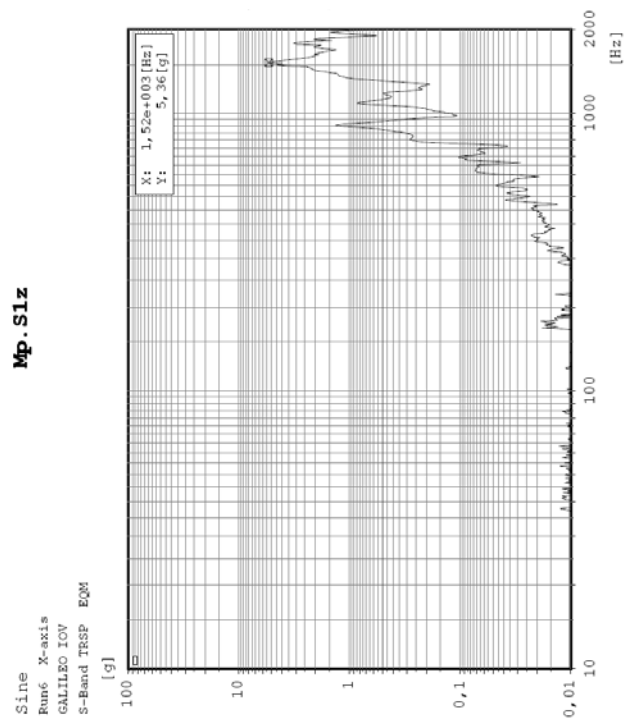
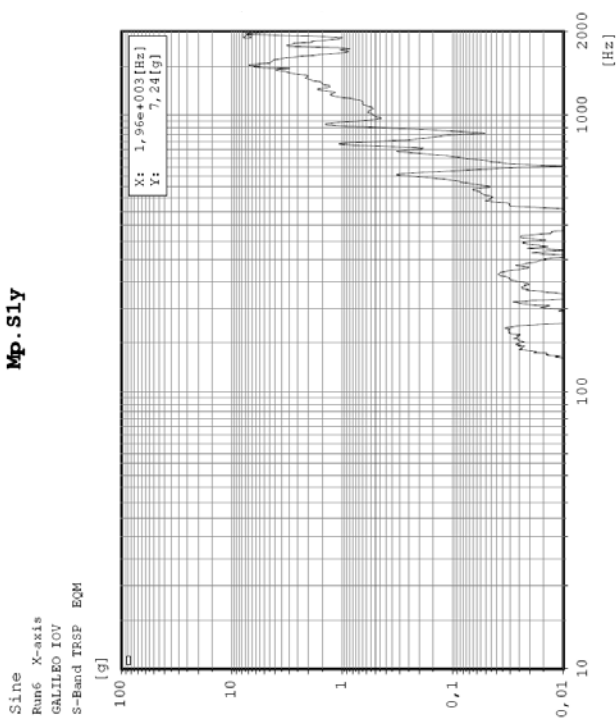
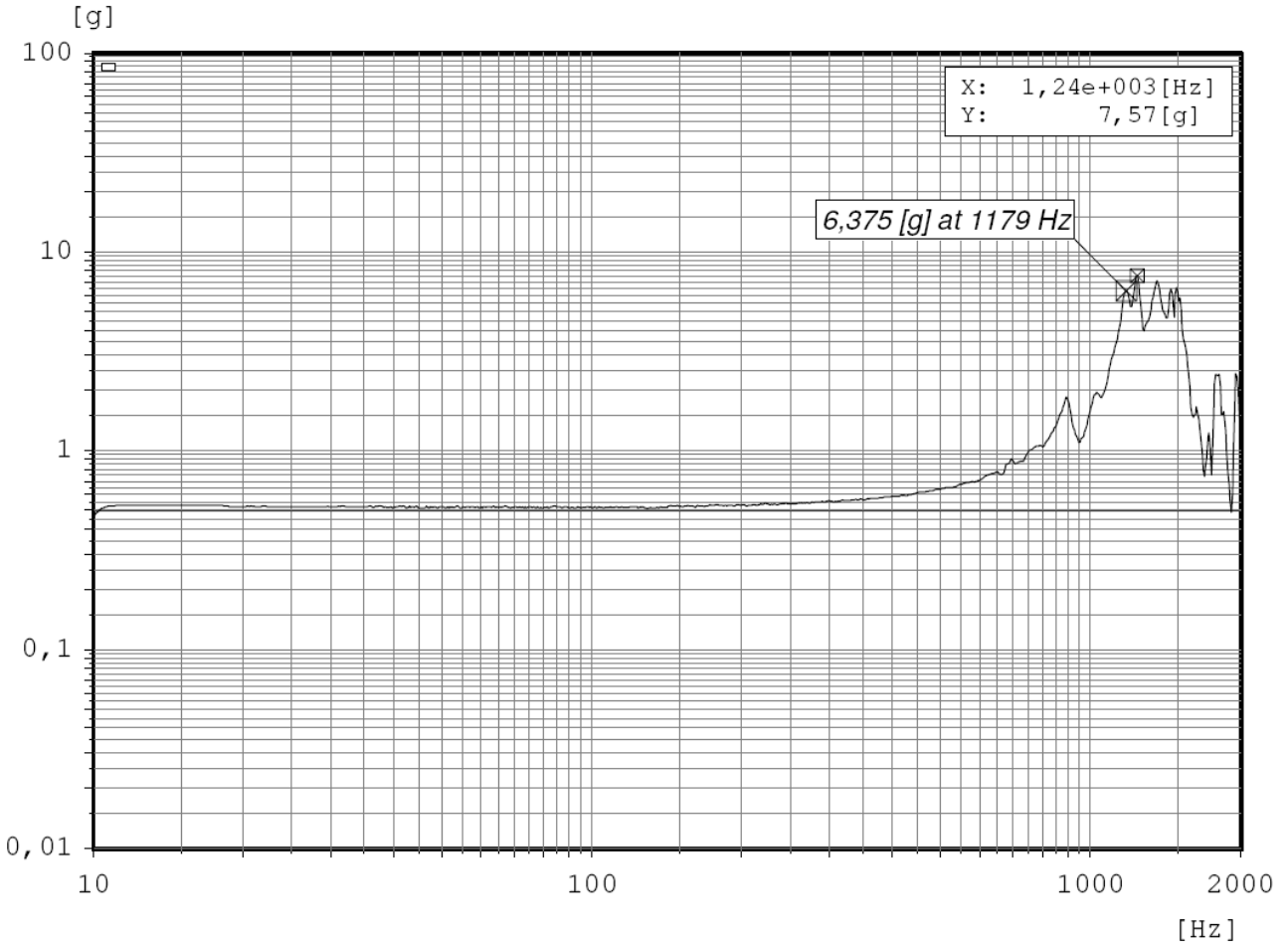


Figura 88. Seno bajo post-choque eje X.

Sine
Run6 X-axis
GALILEO IOV
S-Band TRSP EQM

Mp. S1x



7.3.4 Conclusiones

Sometido el equipo a los niveles especificados de choque se concluye:

- La variación en las frecuencias de resonancia y en la amplitud de éstas (aceleración) obtenidas en los senos bajos antes y después de cada ensayo de choque no han sido superiores al 10 y al 70% respectivamente lo que demuestra que el equipo no ha sufrido cambios en su comportamiento mecánico y que ha superado con éxito estos dos requisitos [REQ-50].
- No se han detectado daños ni fallos estructurales después del test de choque realizado.
- El equipo, que estaba encendido durante el ensayo, no ha sufrido cambios en su consumo [REQ-52].

Por todo ello se concluye que el equipo ha superado los ensayos.

- A continuación se resumen en una tabla los resultados de los test de vibración seno pre y post test. Se han marcado los picos más significativos respecto del comportamiento del equipo y en los ejes directos.

ENSAYO DE CHOQUE			RESPUESTA X	
			1 ^{er} Pico	2 ^o Pico
X	RESONANCIAS INICIALES	(Hz)	1170	-
		(g)	7,9	-
	RESONANCIAS POST CHOQUE	(Hz)	1179	-
		(g)	6,375	-
	Desviación de frecuencia	%	0,77	-
	Desviación de amplitud	%	-19,30	-
Y	RESONANCIAS INICIALES	(Hz)	556	756,7
		(g)	6,95	4,588
	RESONANCIAS POST CHOQUE	(Hz)	578	772,8
		(g)	6,375	7,713
	Desviación de frecuencia	%	3,96	2,13
	Desviación de amplitud	%	-8,27	68,11
Z	RESONANCIAS INICIALES	(Hz)	1464	1790
		(g)	2,777	4,51
	RESONANCIAS POST CHOQUE	(Hz)	1464	1760
		(g)	3,135	6,51
	Desviación de frecuencia	%	0,00	-1,68
	Desviación de amplitud	%	12,89	44,35

Tabla 35: Resumen de las frecuencias de resonancia pre y post choque.

8 CONCLUSIONES FINALES

Una vez realizado tanto los análisis como los ensayos hay que sacar dos tipos de conclusiones, estado del equipo y grado de confiabilidad de los análisis.

8.1 ESTADO ACTUAL DEL EQUIPO

Todos los requisitos han sido cumplidos tanto en los análisis (térmico y mecánico) como en los test (solo incluido el mecánico).

- Los ensayos mecánicos han terminado satisfactoriamente y por tanto se puede declarar que el equipo está calificado para los niveles ambientales mecánicos especificados.
- A partir de ahora, este equipo es un EQM, Engineering Qualification Model, que servirá para que equipos recurrentes o semejantes a este se consideren calificados para esos niveles. Al resto de los equipos ya no se les someterá a niveles tan altos como los de calificación, sino a los de aceptación.

8.2 COMPARACIÓN ANÁLISIS VS ENSAYO

Solo es posible comparar el análisis modal y el seno bajo.

- Para comprobar la veracidad del análisis mecánico comparamos en la siguiente tabla las diferencias entre las primeras frecuencias modales resultantes del análisis y las registradas en el ensayo. Se han usado las frecuencias finales del último ensayo realizado sobre el equipo.

Ensayo (Hz)	Eje	Análisis (Hz)	diferencia
578	Y	258,4	55,29%
1179	X	671,95	43,01%
1464	Z	750,82	48,71%
1760	Z	1052,96	40,17%

Tabla 36: Comparación entre análisis y test.

- Aunque son los ensayos lo que realmente terminan calificando un equipo para unas determinadas condiciones ambientales, disponer de un modelo suficientemente representativo del equipo es muy importante para tener confianza en los resultados del análisis ya que en base a ellos se toman decisiones sobre su diseño.
- En este caso la diferencia entre análisis y ensayo es suficiente como para, sin descartar el modelo actual y sus resultados, realizar una iteración basada en los ensayos reales para modificar el modelo hasta llegar a obtener resultados parejos en ambos. Por el momento, el análisis se puede considerar un peor caso al tener menor rigidez el modelo simulado que el real.

- Las correlaciones entre ambos se hacen para detectar que realmente el análisis predice un caso peor y en algunas ocasiones y cuando es demasiado optimista de repite realizando una iteración usando los resultados del test.
- El factor de amortiguamiento usado en los análisis es un peor caso respecto de la realidad. En base a los resultados de las vibraciones seno bajo o búsqueda de resonancias puede obtenerse un factor de amortiguamiento más preciso.

Según las gráficas de seno bajo podemos saber cuánto amplifica nuestro sistema en cada momento. La transmisibilidad es la medida de la magnificación de las fuerzas de entrada a través del sistema mecánico. Esta definida como la relación entre la fuerza transmitida a través del sistema muelle-amortiguador y la fuerza aplicada.

$$T_m = \frac{F_T}{F_o} = \frac{\sqrt{1 + (2r\xi)^2}}{\sqrt{(1 - r^2)^2 + (2\xi r)^2}}$$

Expresión de la transmisibilidad. Fuente: [BG8]

Siendo r la relación de frecuencias y ξ el factor de amortiguamiento. En un sistema de vibración forzada como es nuestro caso la frecuencia de excitación en los picos es igual a la frecuencia natural por lo que $r \approx 1$ y la transmisibilidad será solo función de ξ :

$$T_m = \frac{\sqrt{1 + \xi^2}}{2\xi}$$

Transmisibilidad en vibración forzada. Fuente [BG8]

Para sistemas ligeramente amortiguados donde ξ^2 es muy pequeño en comparación con 1 puede usarse la relación:

$$T_m = \frac{F_T}{F_o} = \frac{g_T}{g_o} = \frac{1}{2\xi}$$

Siendo g_T el valor amplificado en las graficas de seno bajo y g_o el estímulo de entrada, es decir 0,5g. Ahora, fijándonos en un pico de la gráfica (una resonancia del equipo) y empleando la siguiente ecuación, podemos encontrar el factor de amortiguamiento apropiado para nuestro equipo. El usado en el análisis es fruto de la experiencia con equipos parecidos y se trata de un peor caso.

Como ejemplo podemos fijarnos en el eje Y, ultimo seno bajo realizado sobre el equipo y en la primera frecuencia de resonancia, página 90. El valor de entrada son los 0,5g y el amplificado son 5.188g para lo que tendríamos un factor de amortiguamiento de:

$$\frac{5,188}{0,5} = \frac{1}{2\xi} \rightarrow \xi = 0,0482$$

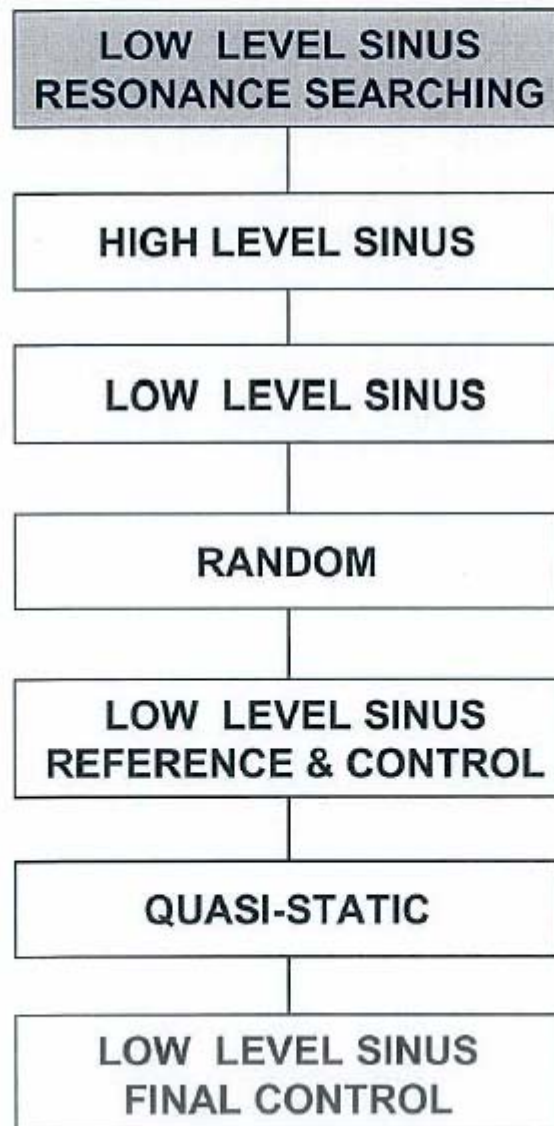
Tendremos un amortiguamiento para rehacer el análisis del 4,82%.

ANEXO 1: TEST DE VIBRACIÓN EN EJES X & Z

VIBRATION TEST GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER

ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS X



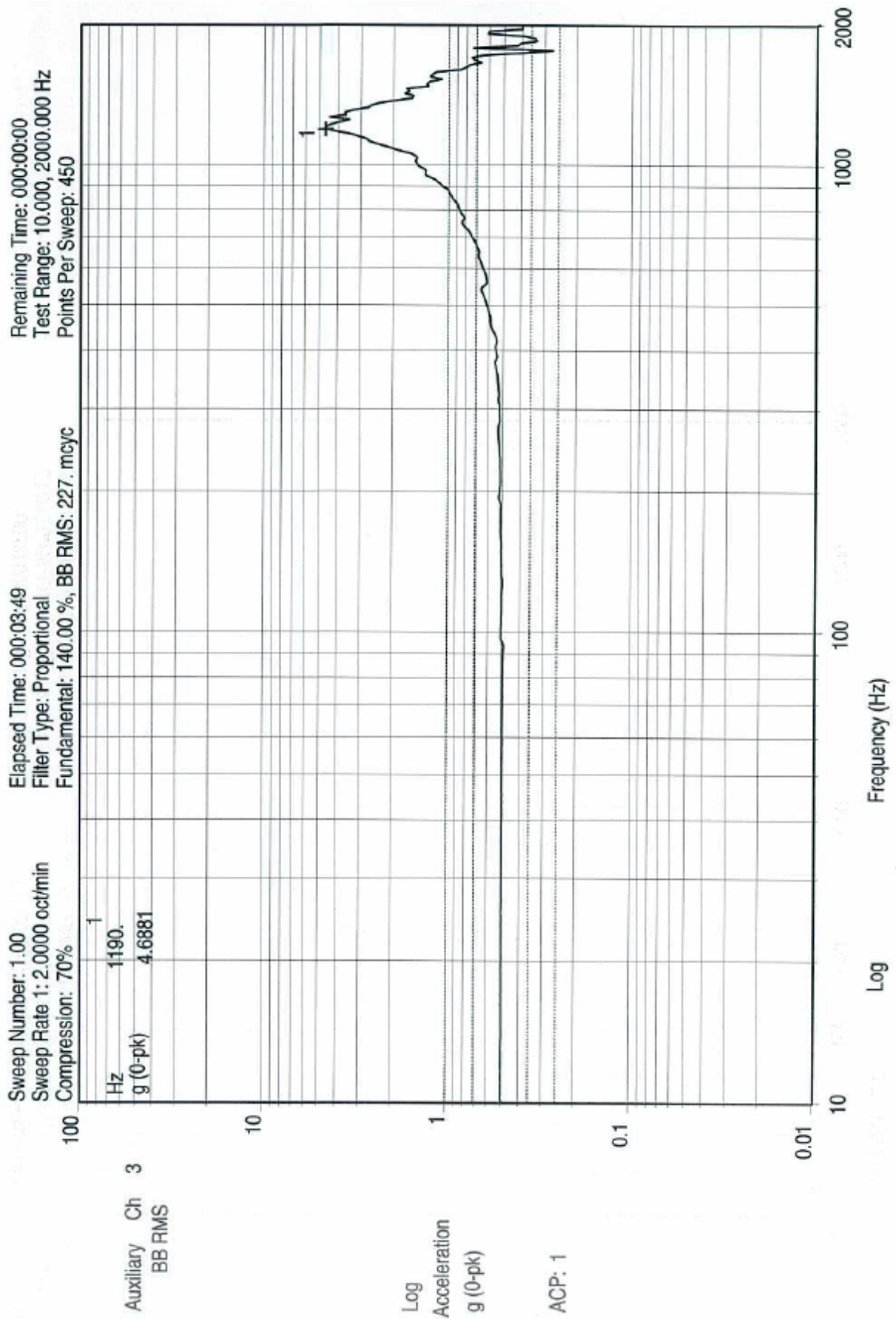


Figura 89. S1X, seno bajo X (busqueda de resonancias).

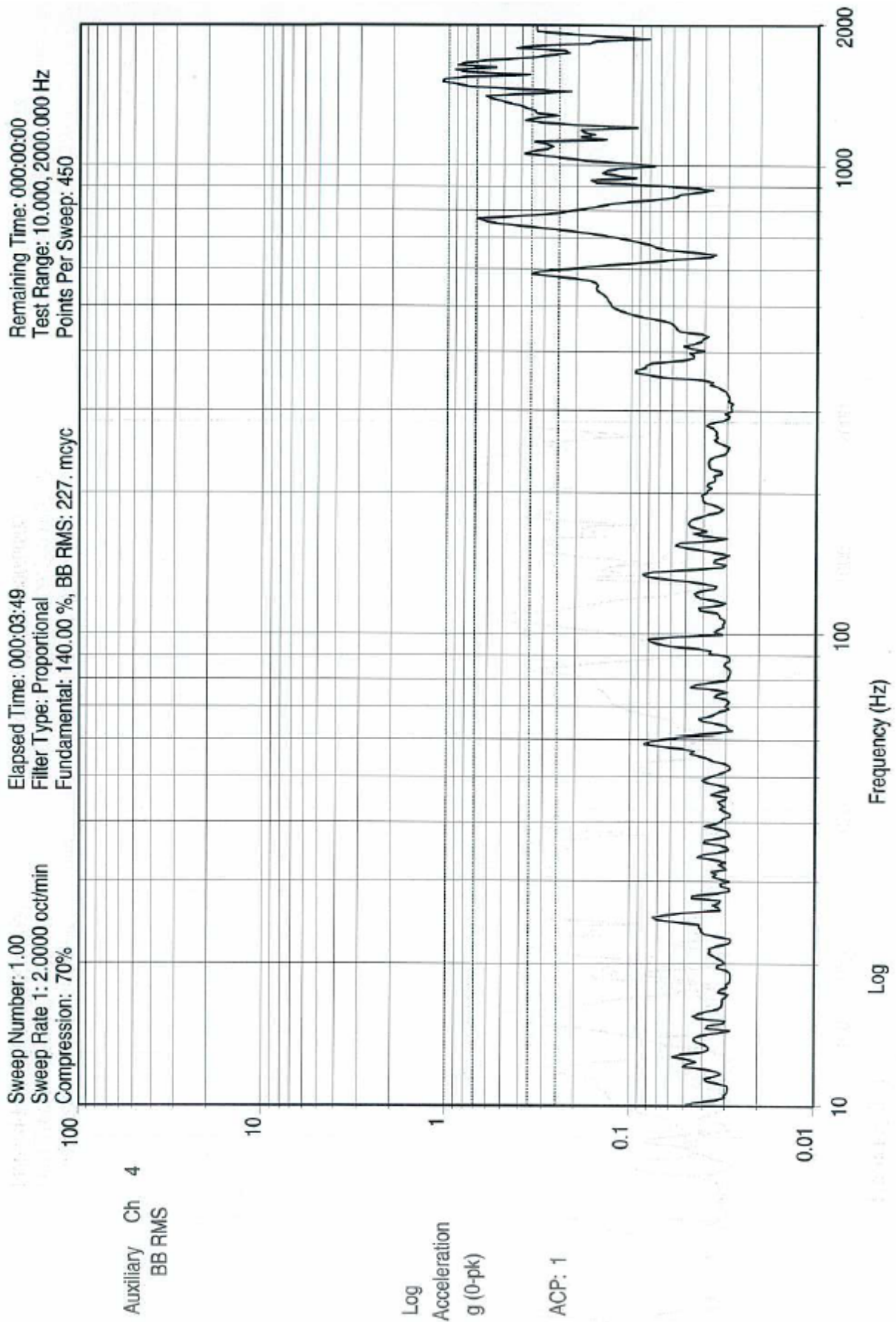


Figura 90. S1Y, seno bajo X.

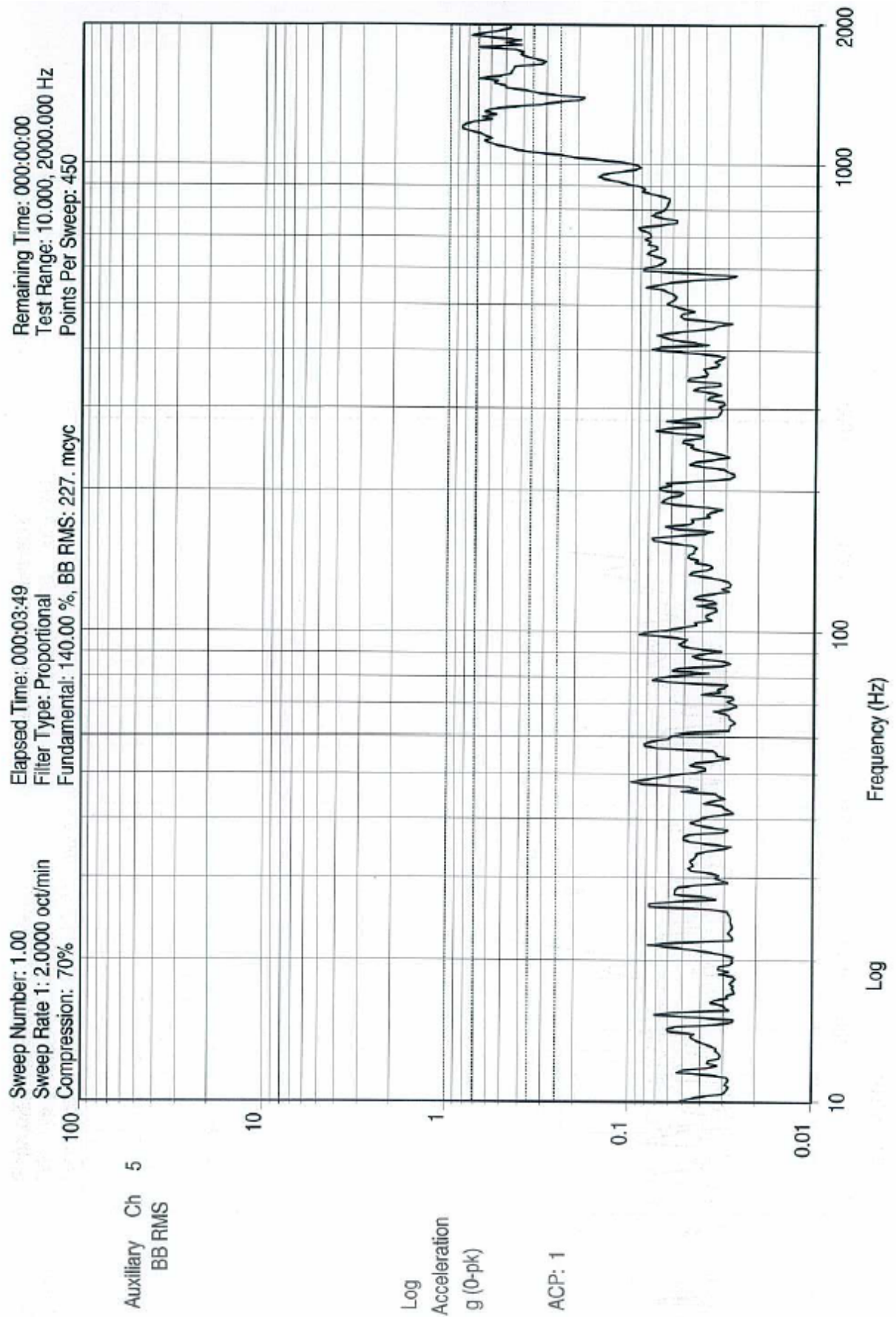
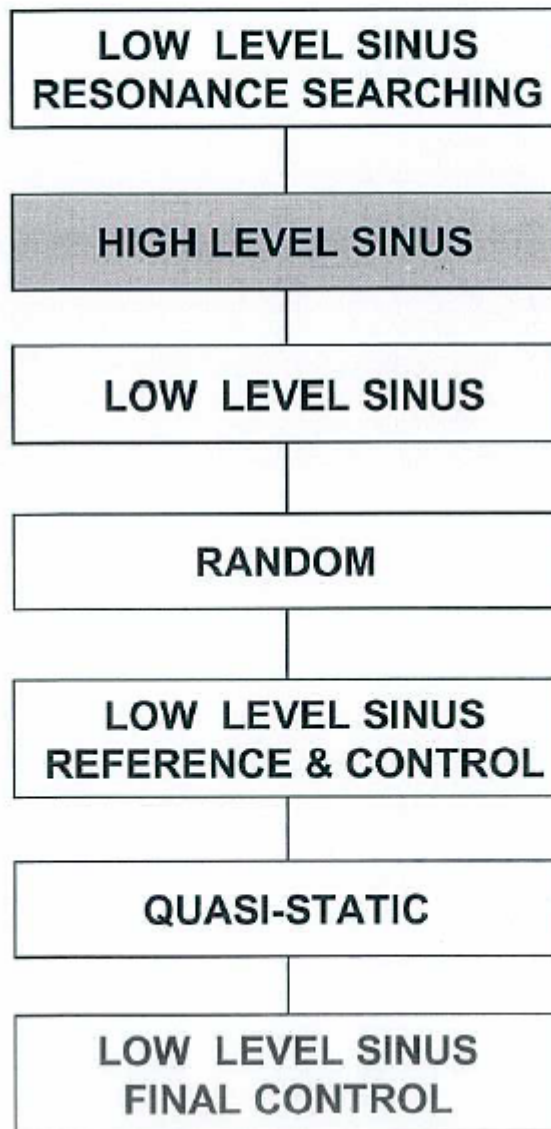


Figura 91. S1Z, seno bajo X.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS X



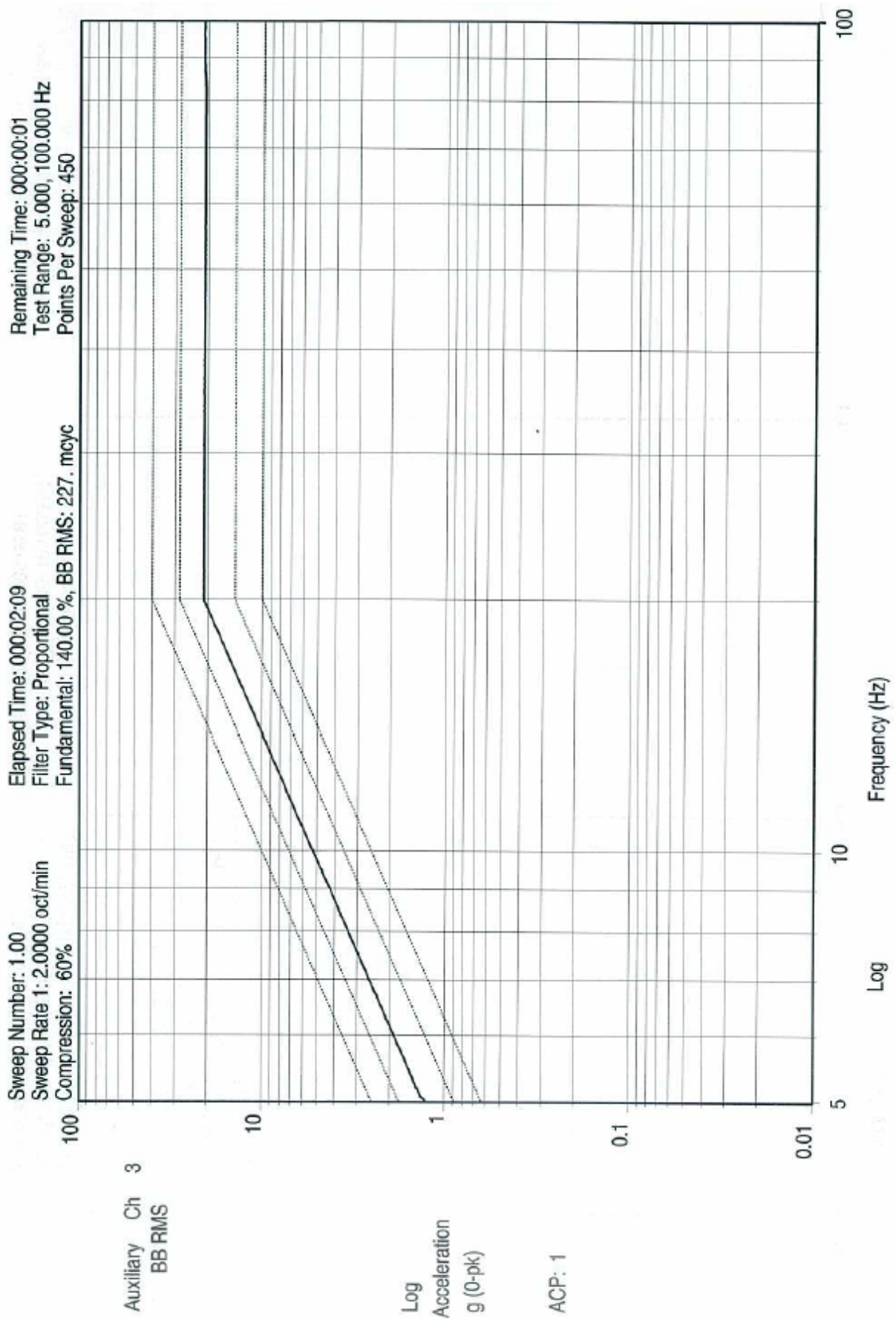


Figura 92. S1X, seno alto X.

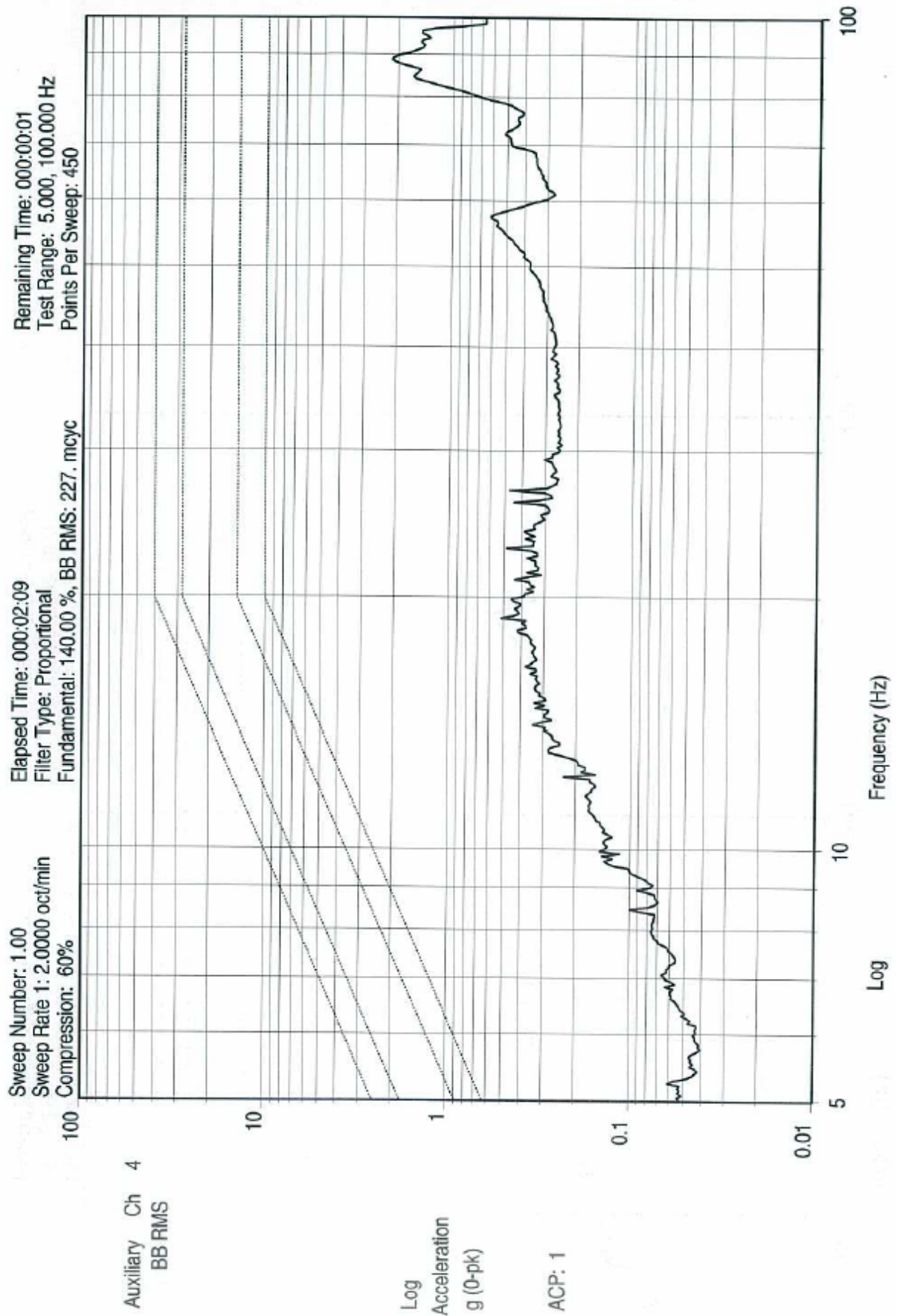


Figura 93. S1Y, seno alto X.

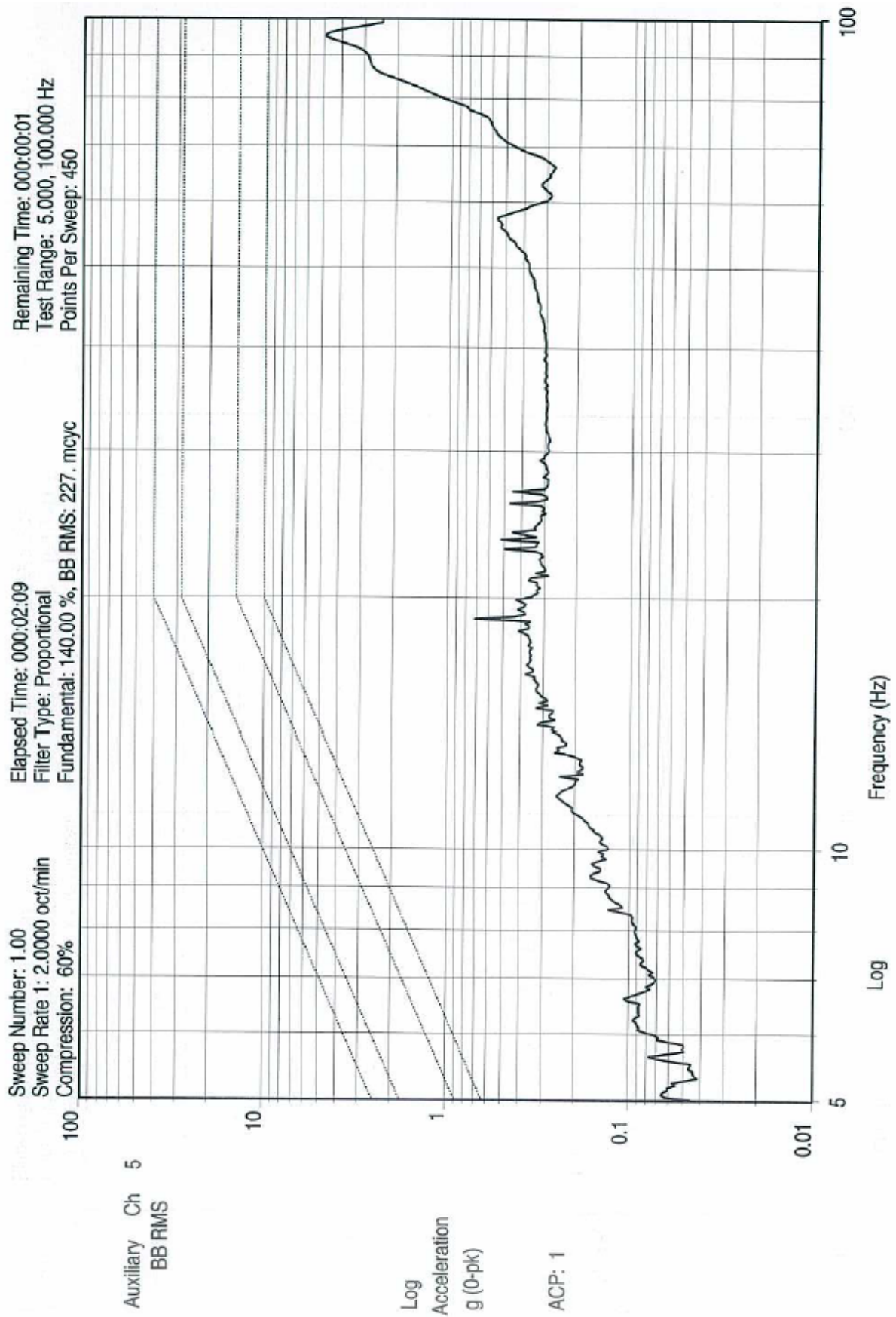
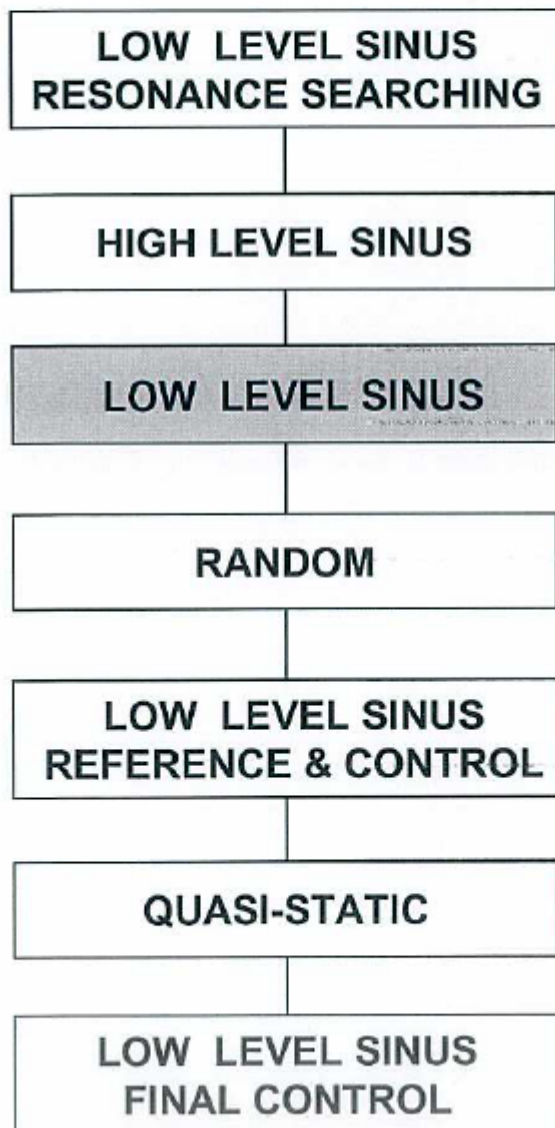


Figura 94. S1Z, seno alto X.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS X



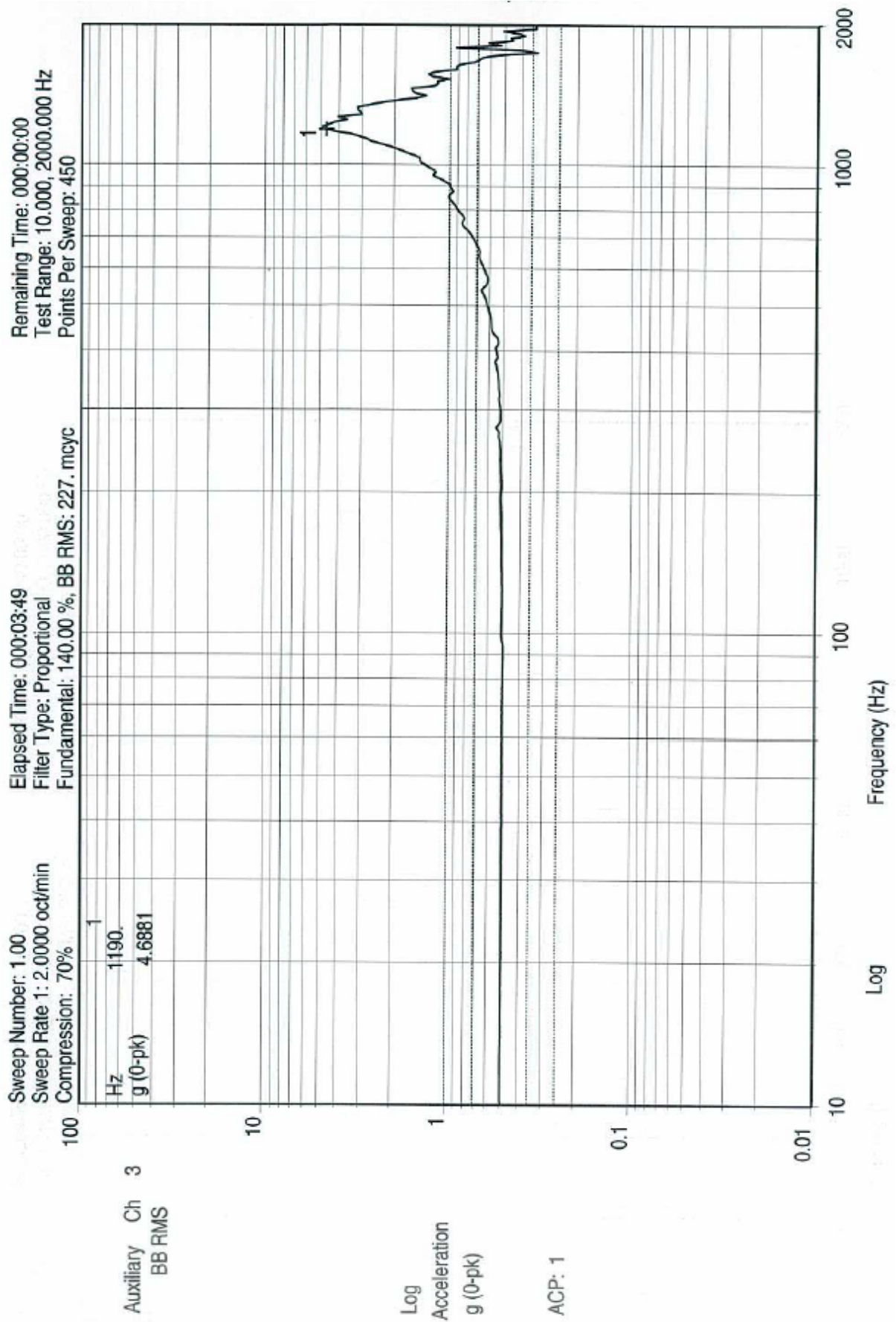


Figura 95. S1X, seno bajo X (busqueda de resonancias 2).

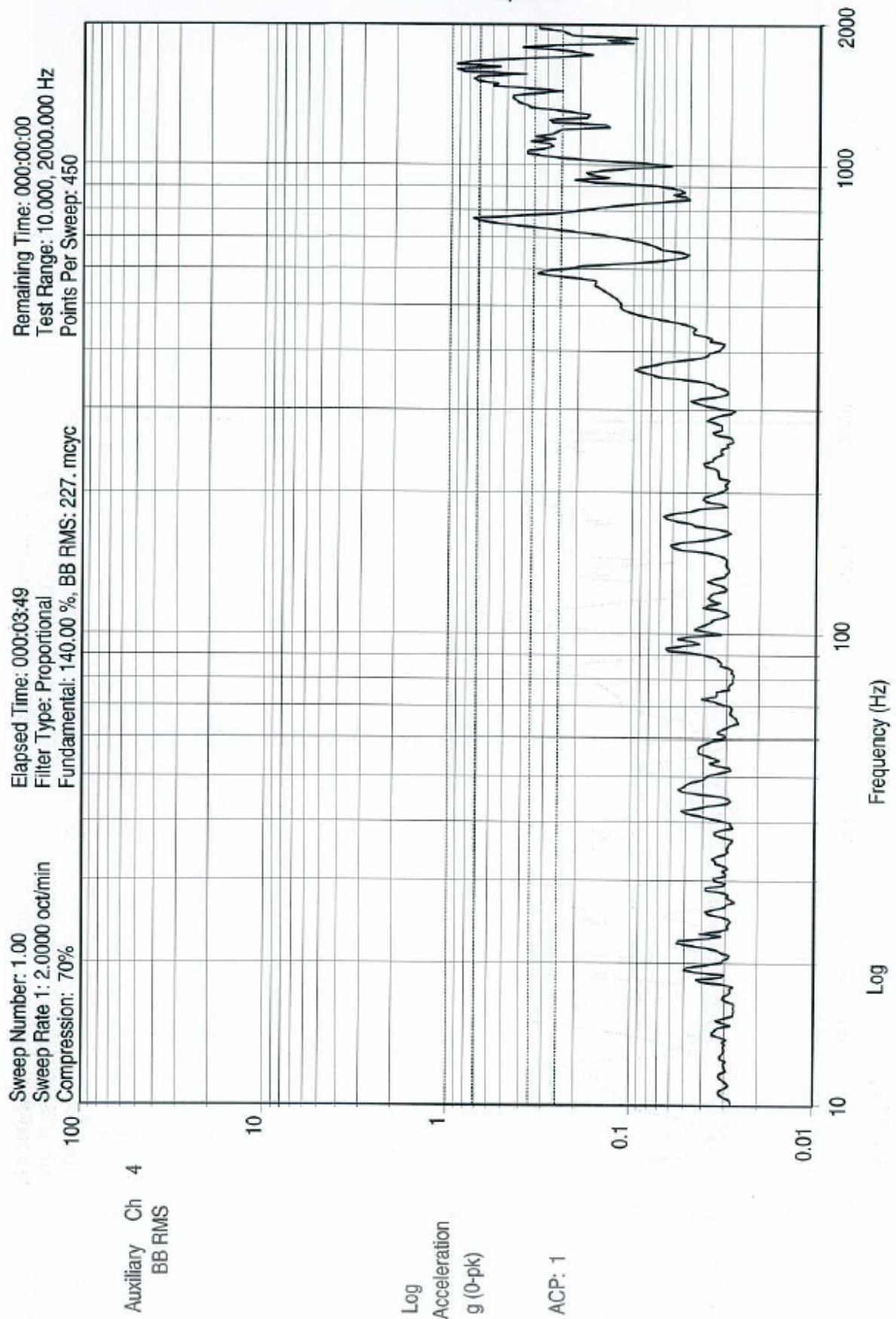


Figura 96. S1Y, seno bajo X (2).

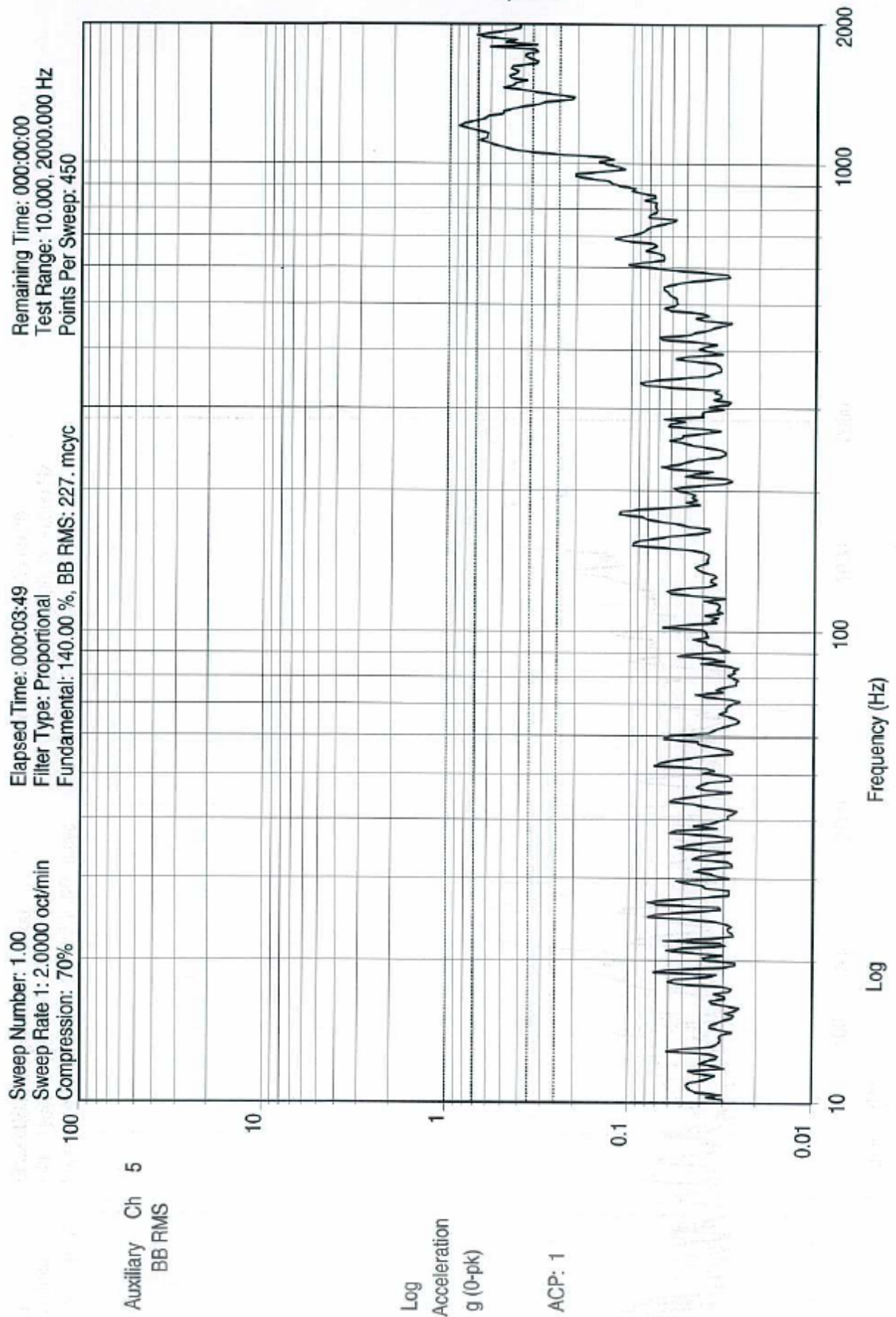
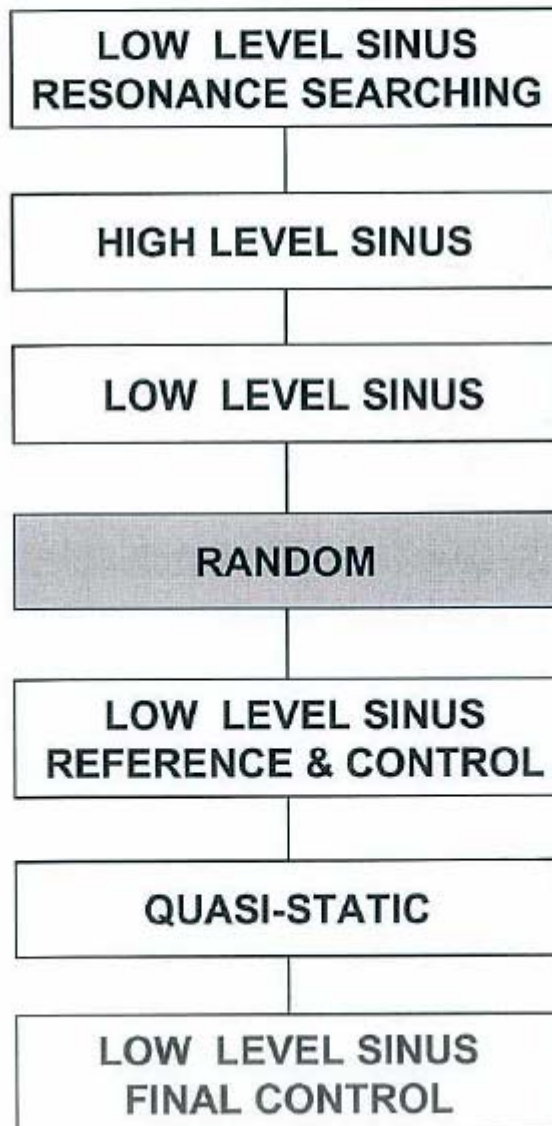


Figura 97. S1Z, seno bajo X (2).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS X



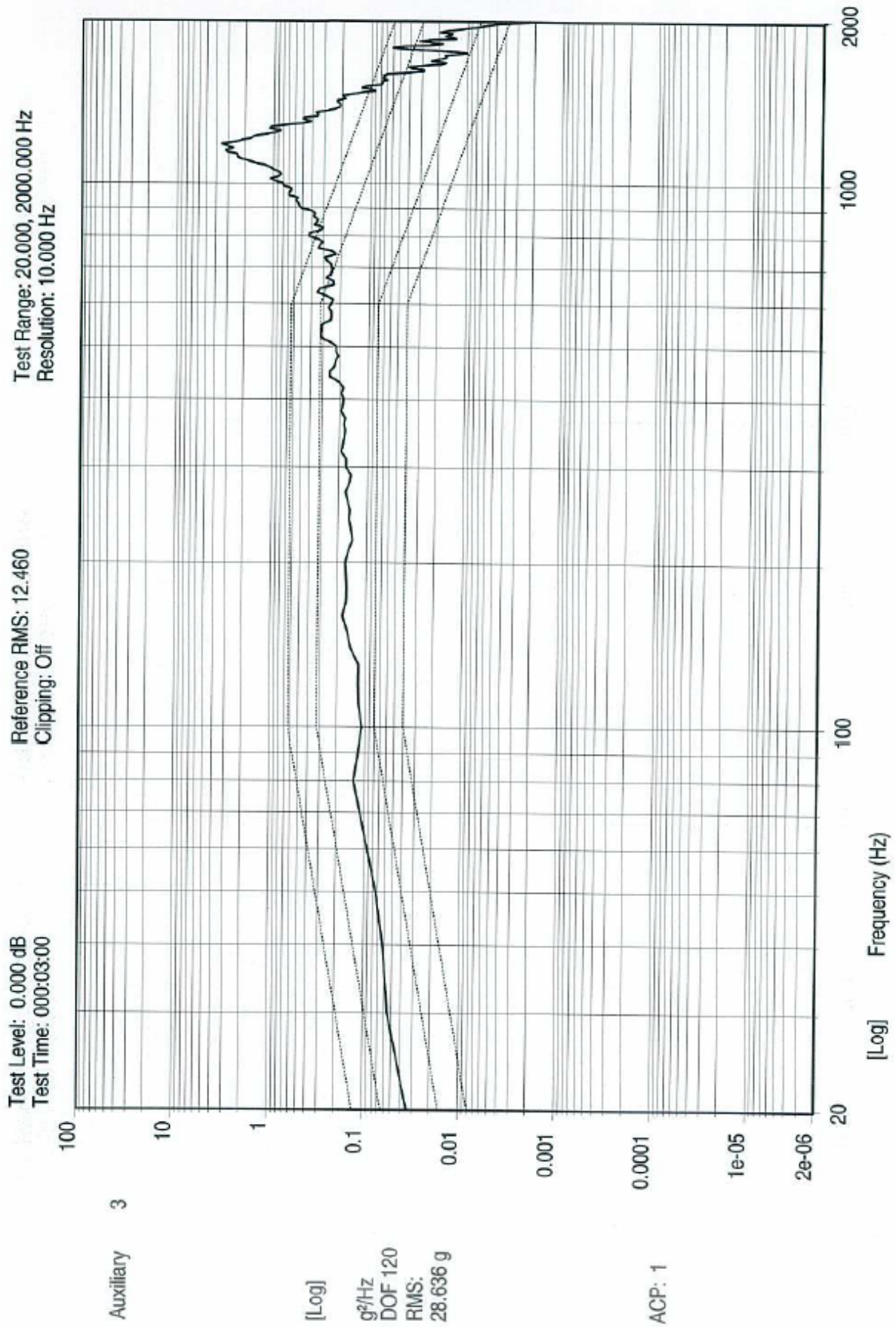


Figura 98. S1X, random X.

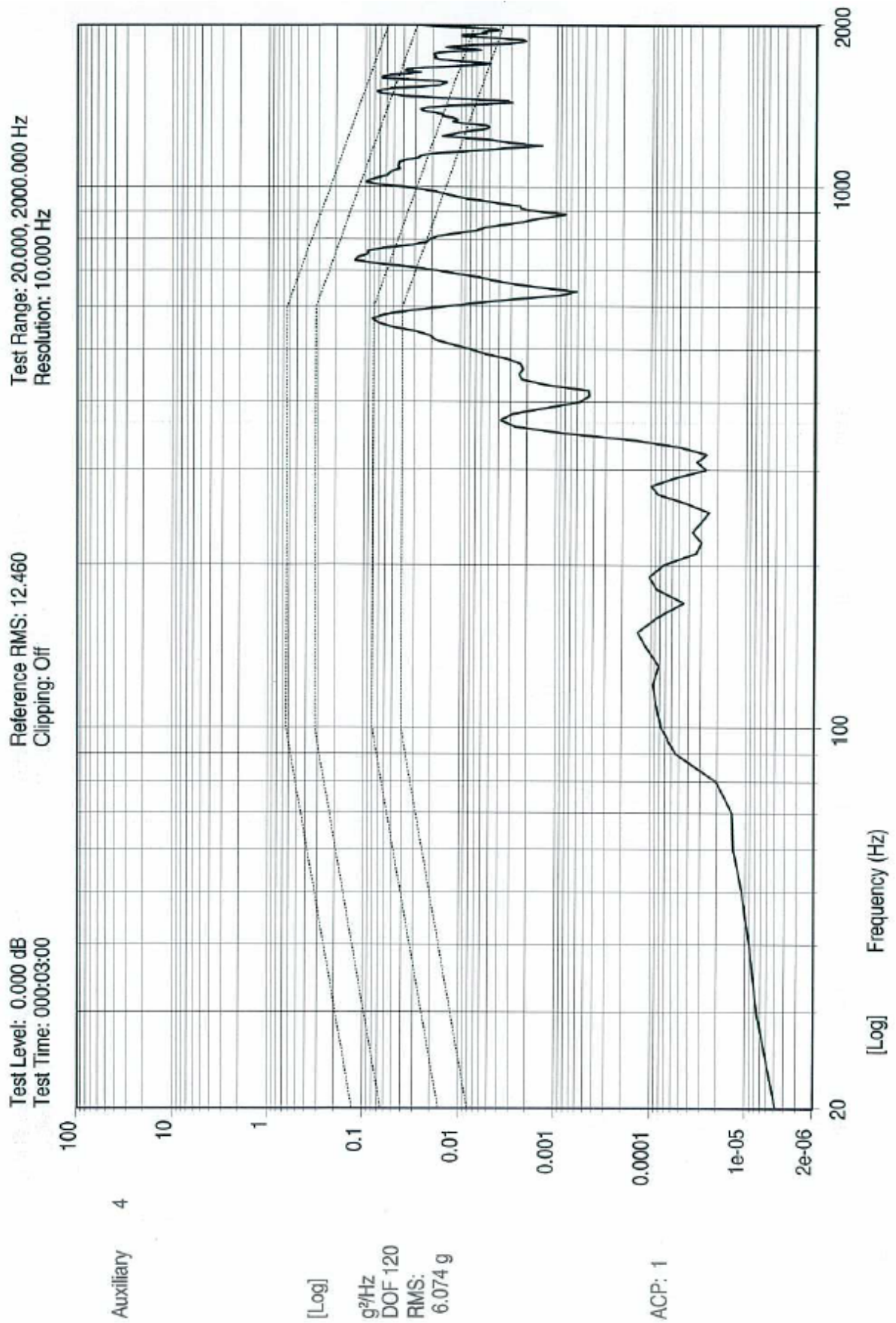


Figura 99. S1Y, random X.

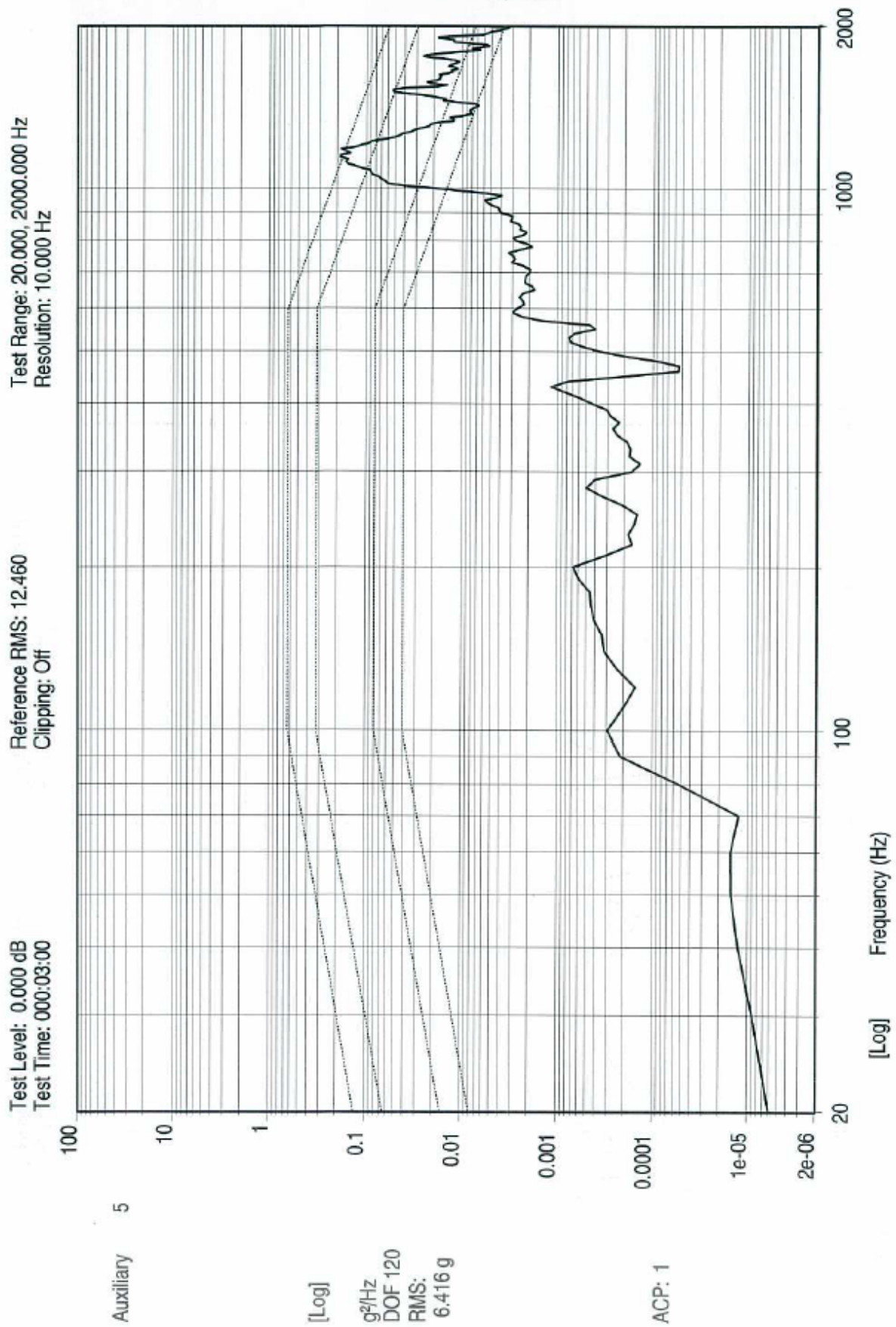
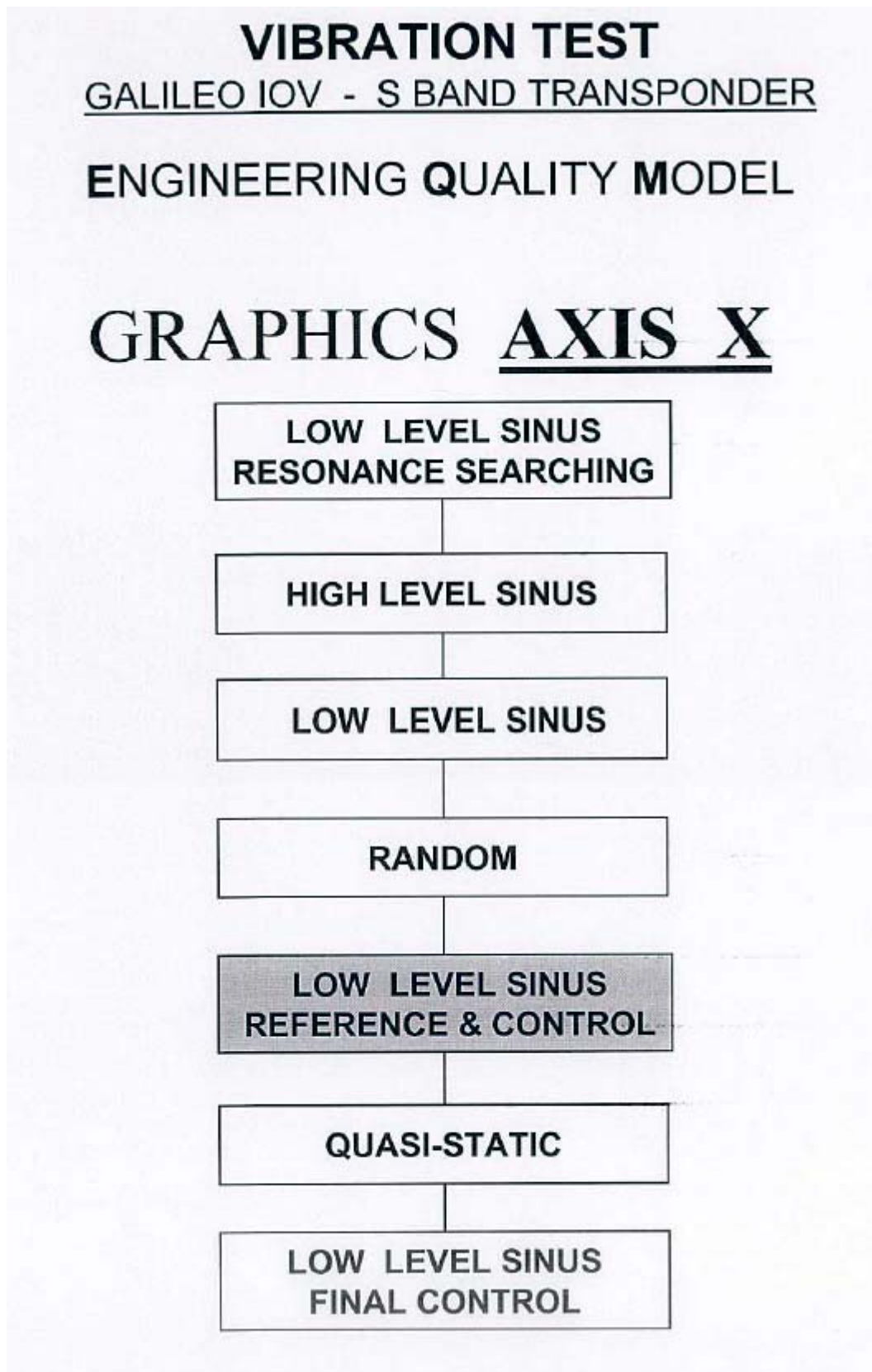


Figura 100. S1Z, seno bajo X.



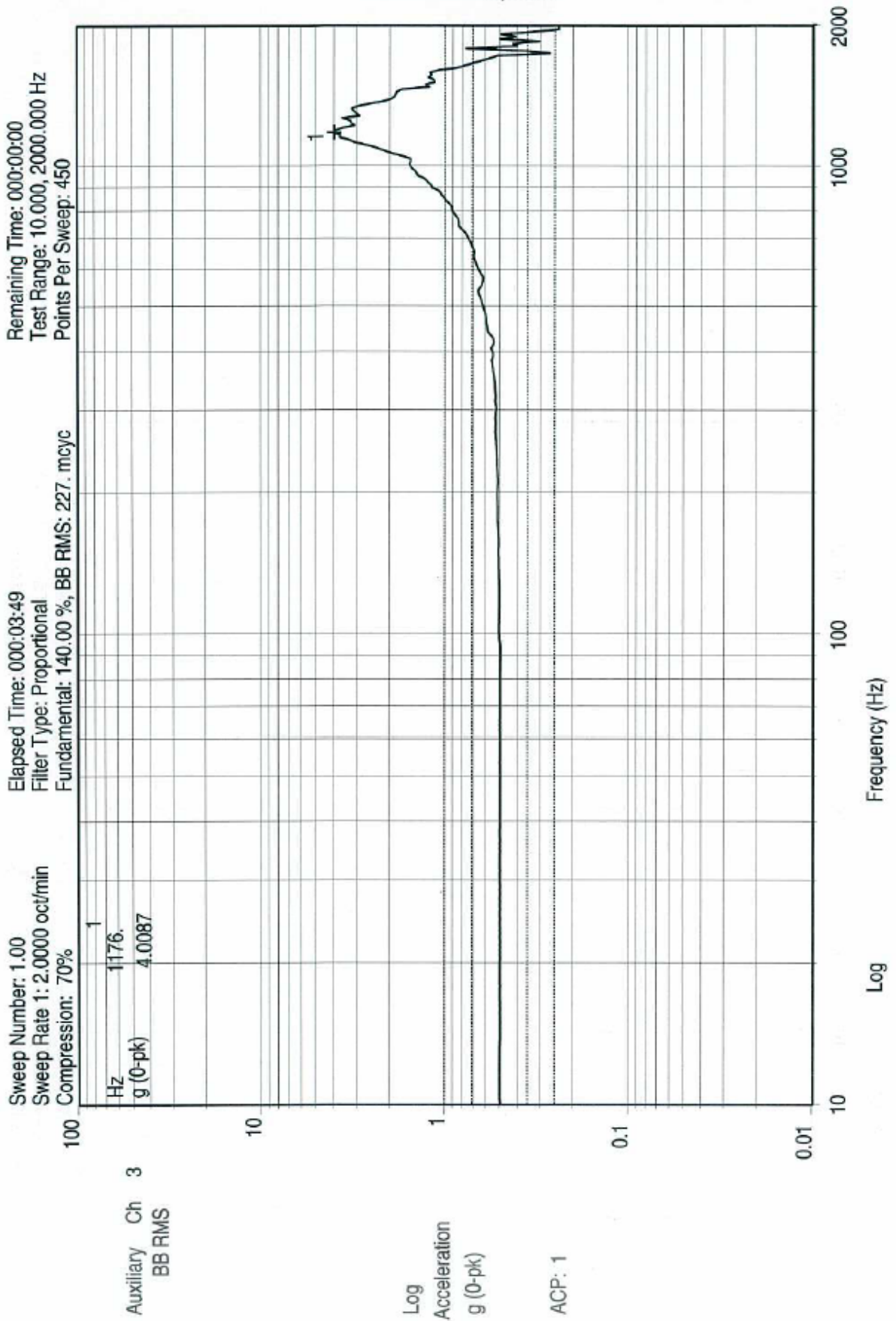


Figura 101. S1X, seno bajo X (busqueda de resonancias 3).

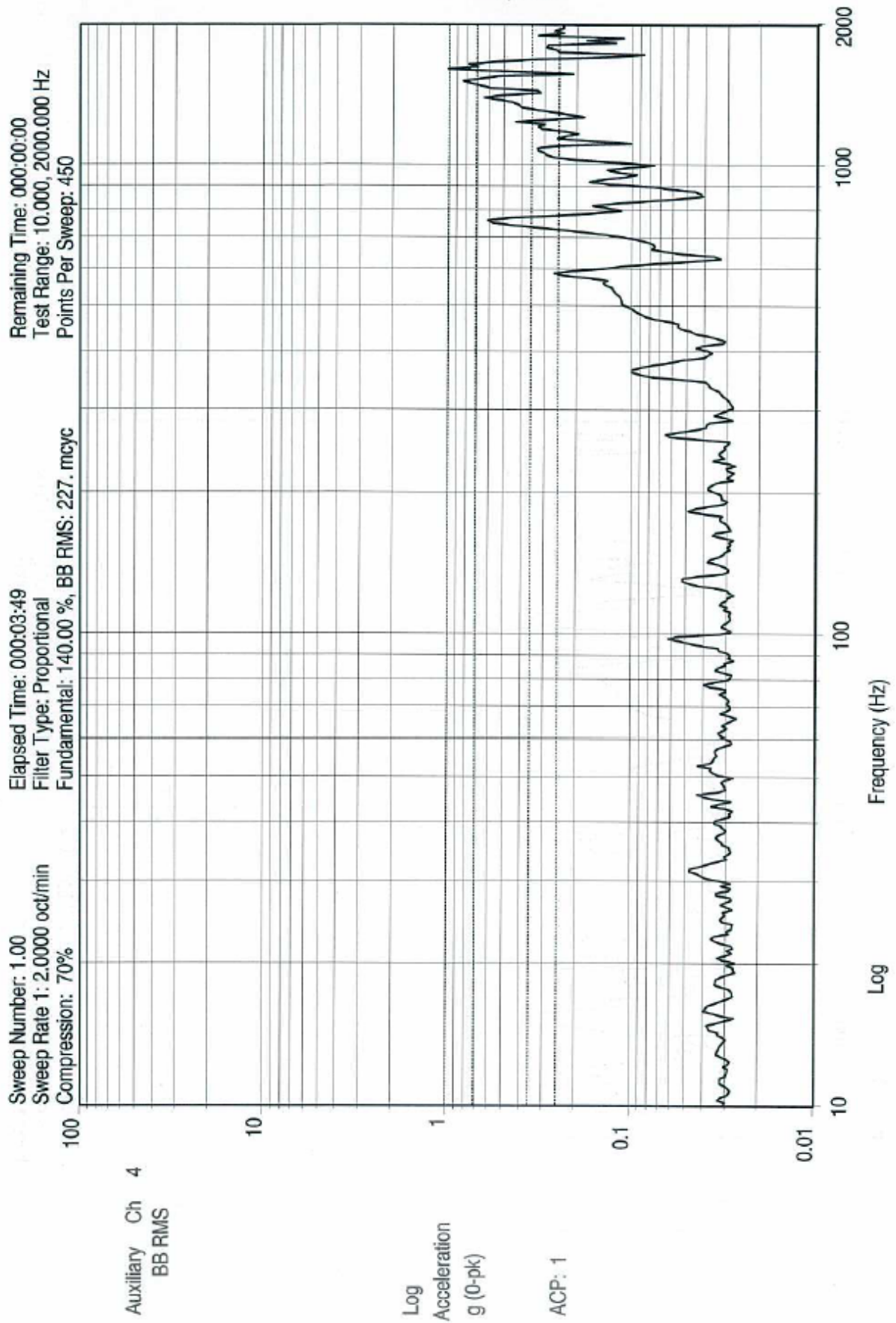


Figura 102. S1Y, seno bajo X (3).

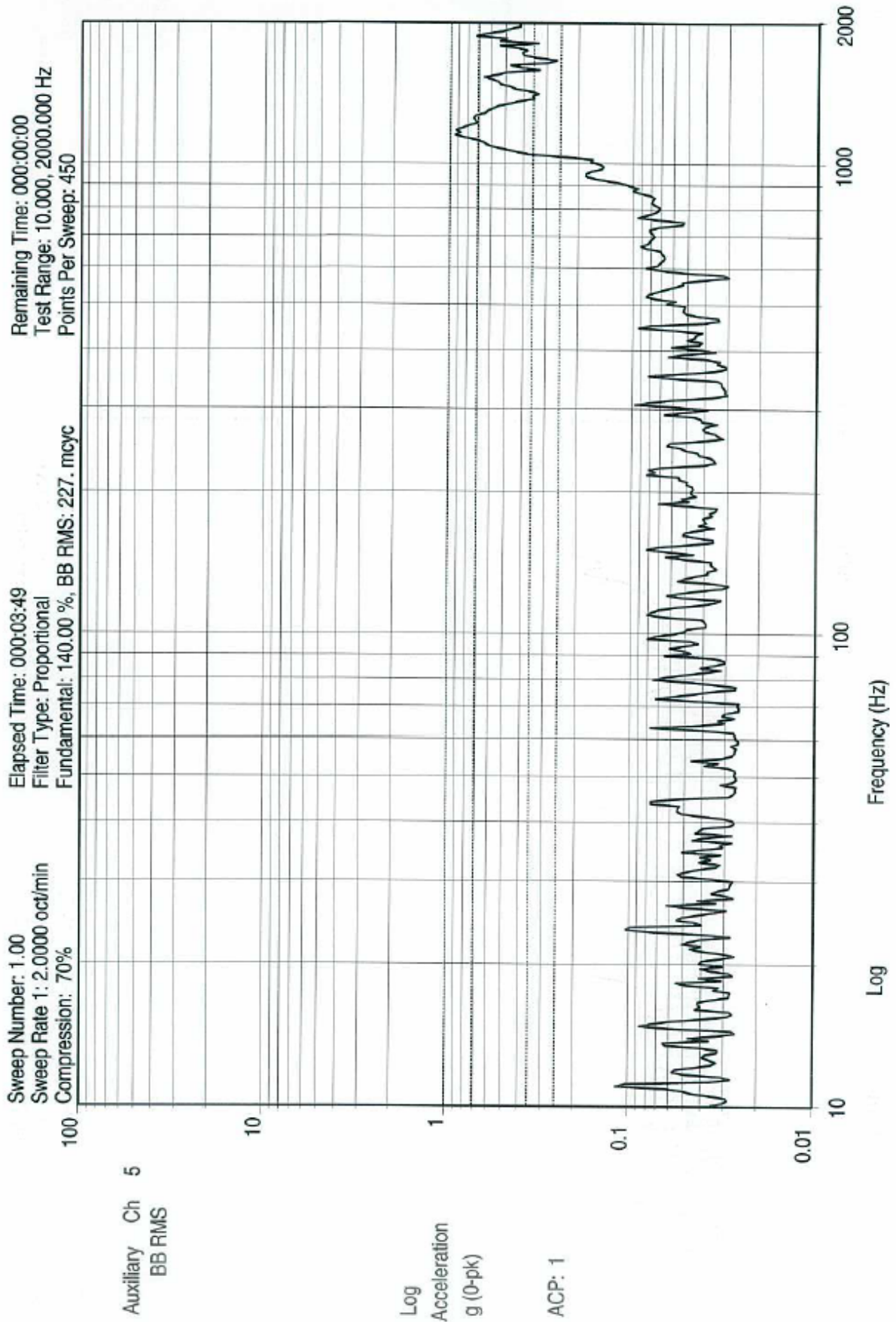
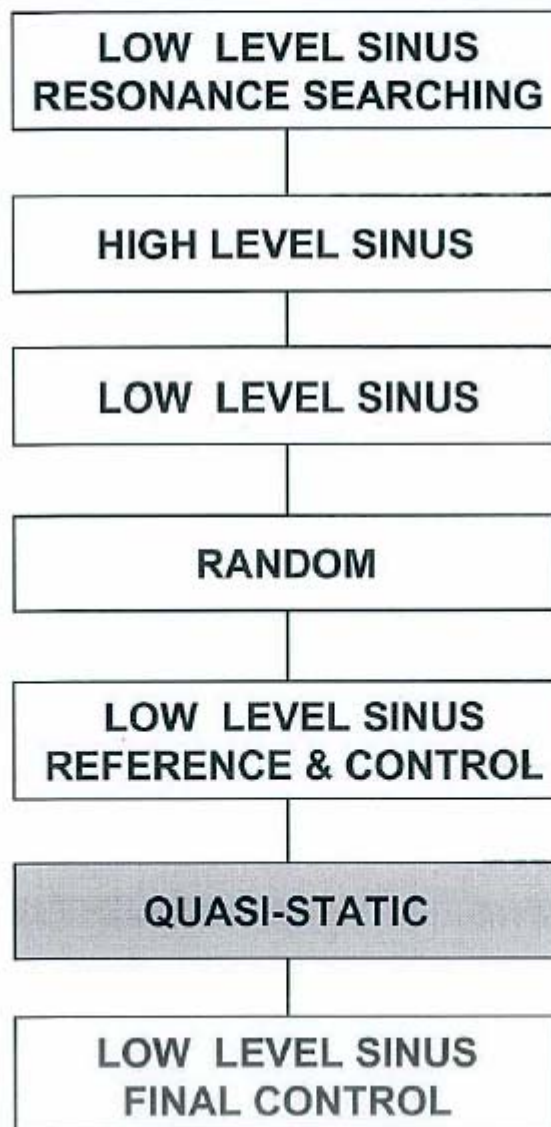


Figura 103. S1Z, seno bajo X (3).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS X



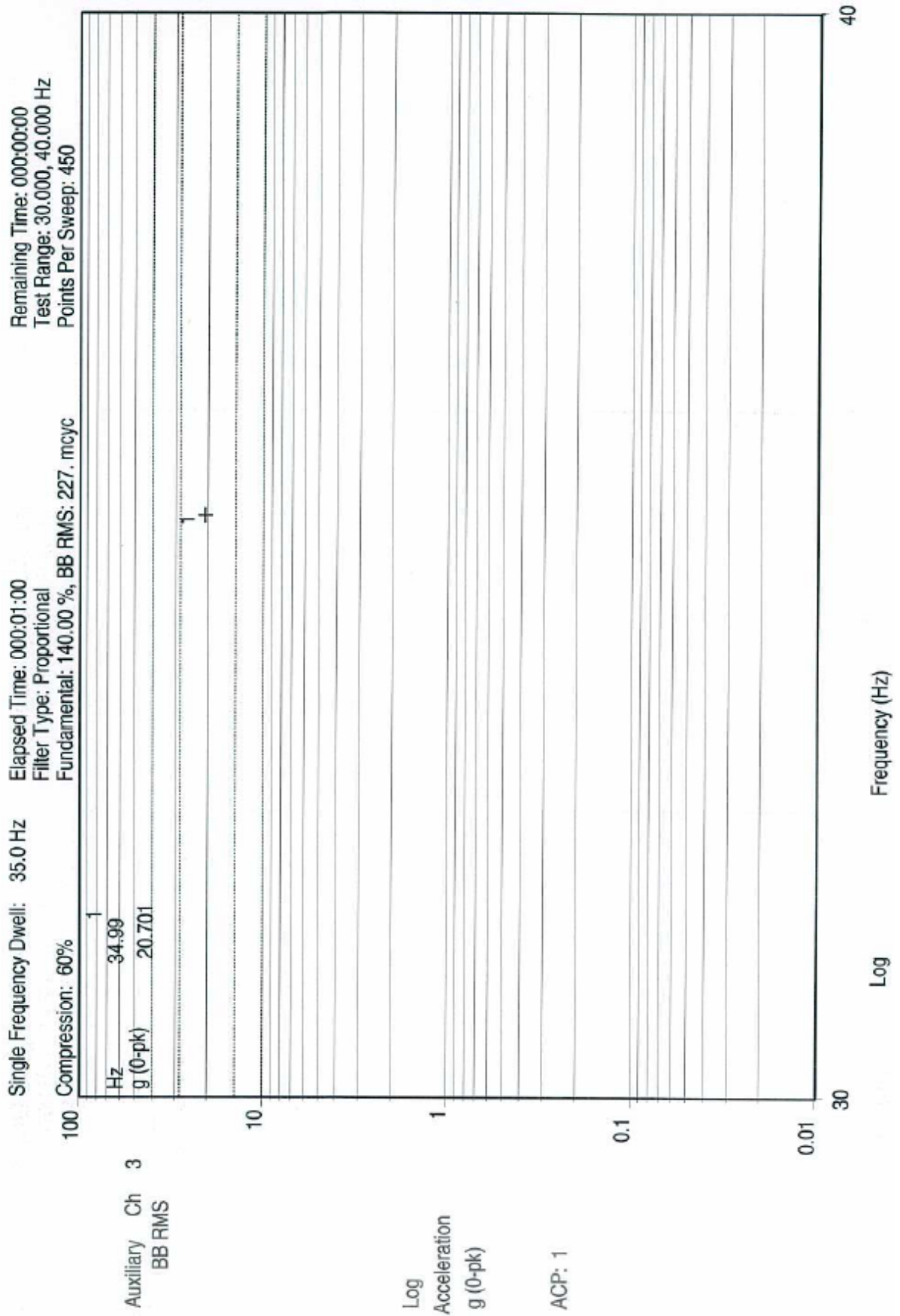
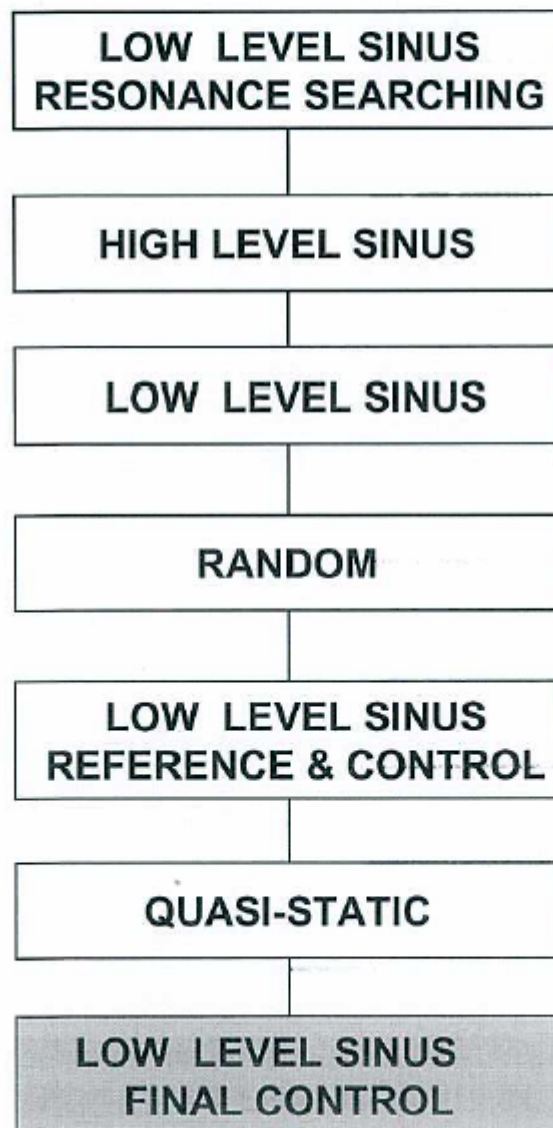


Figura 104. S1X, cuasi-estático X.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS X



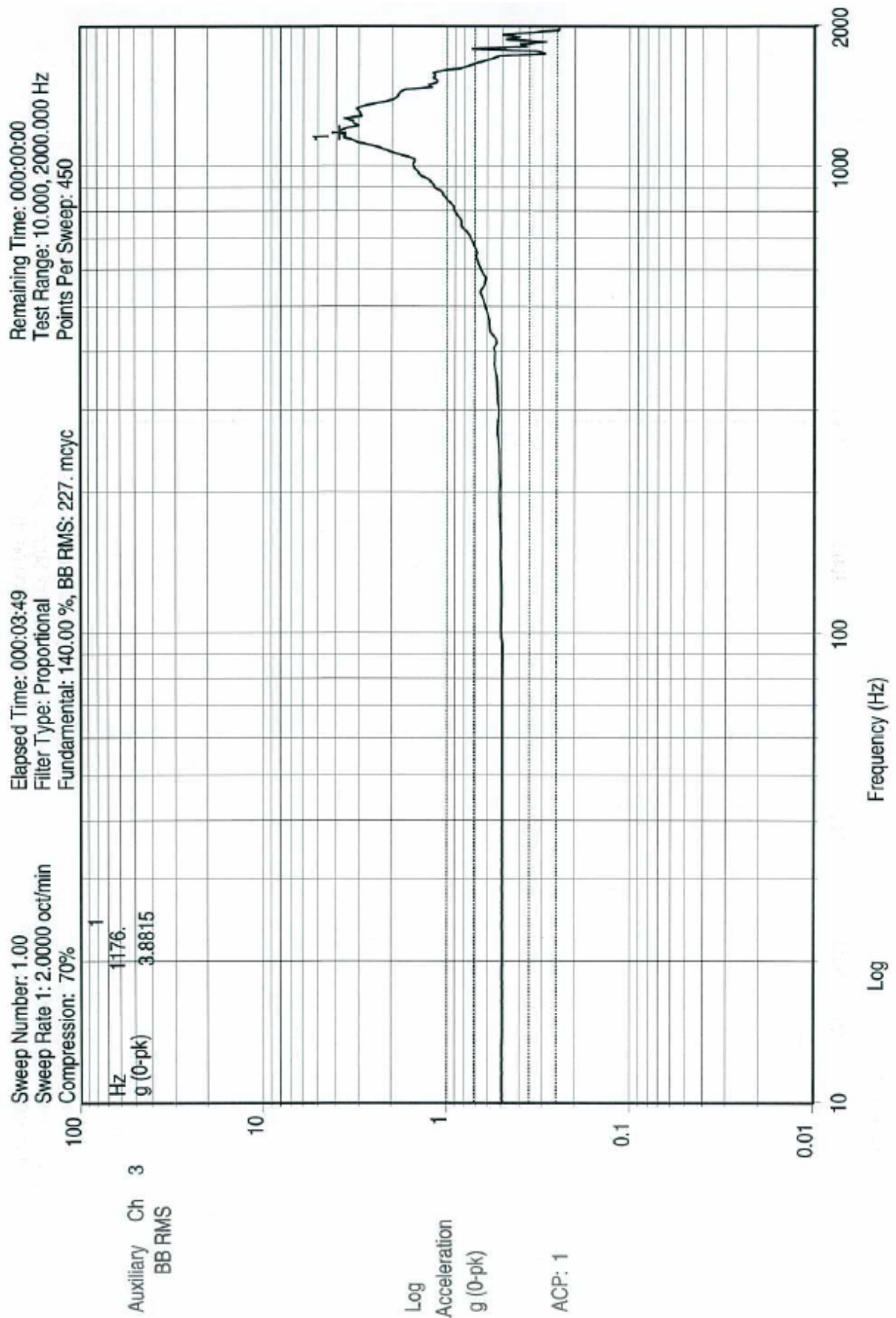


Figura 105. S1X, seno bajo X (busqueda de resonancias final).

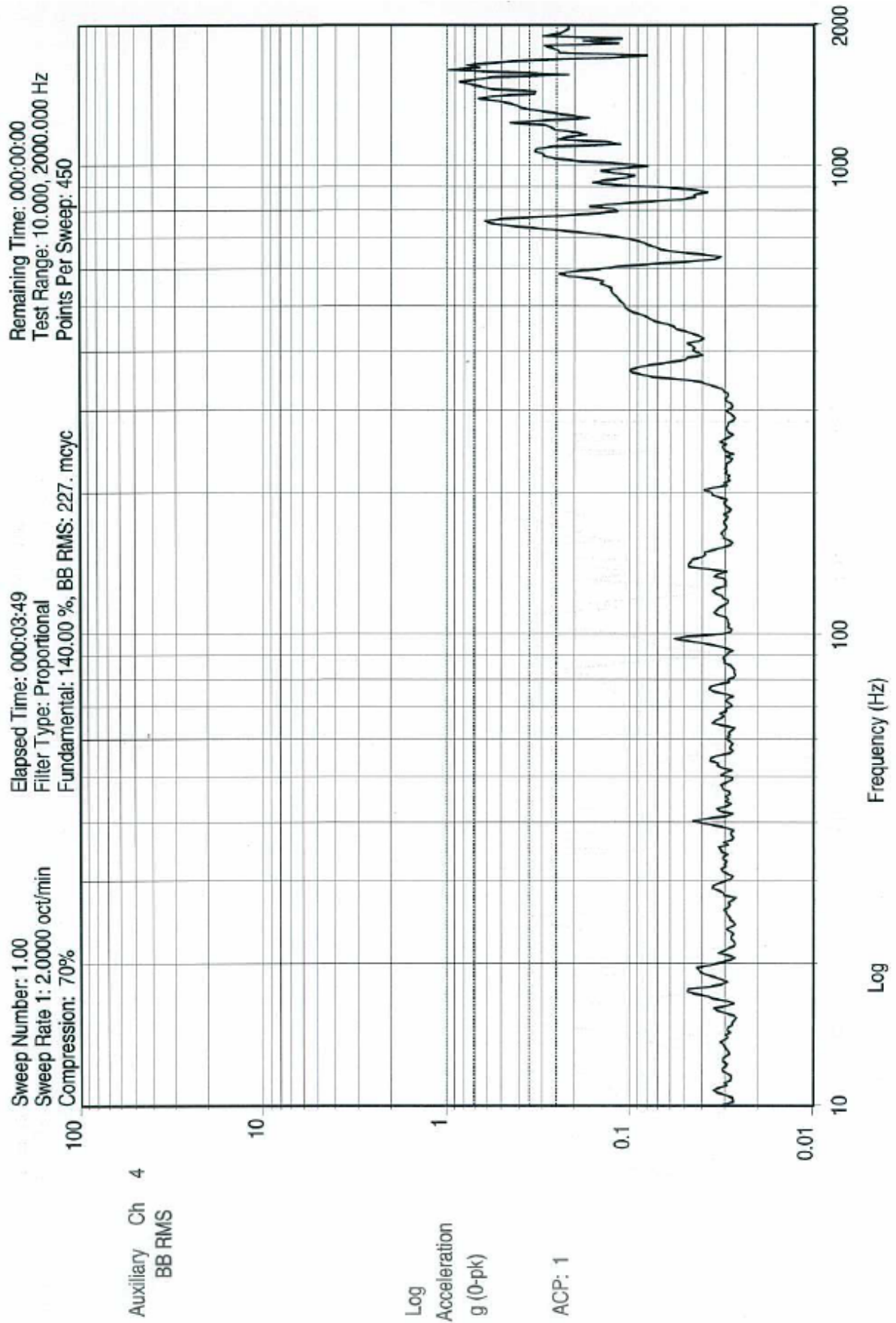


Figura 106. S1Y, seno bajo X (final)

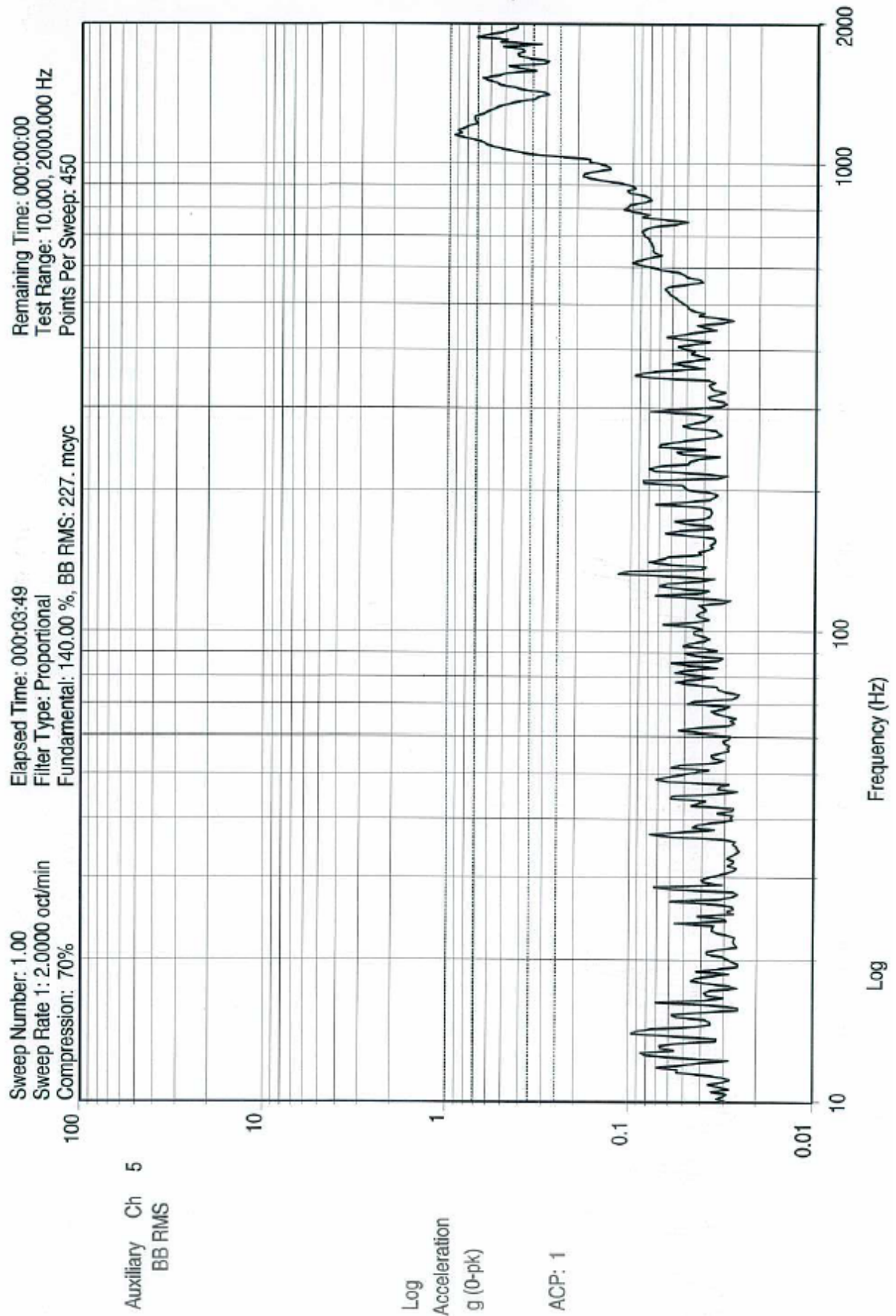


Figura 107. S1Z, seno bajo X (final).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL
GRAPHICS AXIS Z

**REFERENCE & CONTROL
OF TOOL AND MOUNTING
TOOL:**

- LOW LEVEL SINUS**
- HIGH LEVEL SINUS**
- RANDOM**

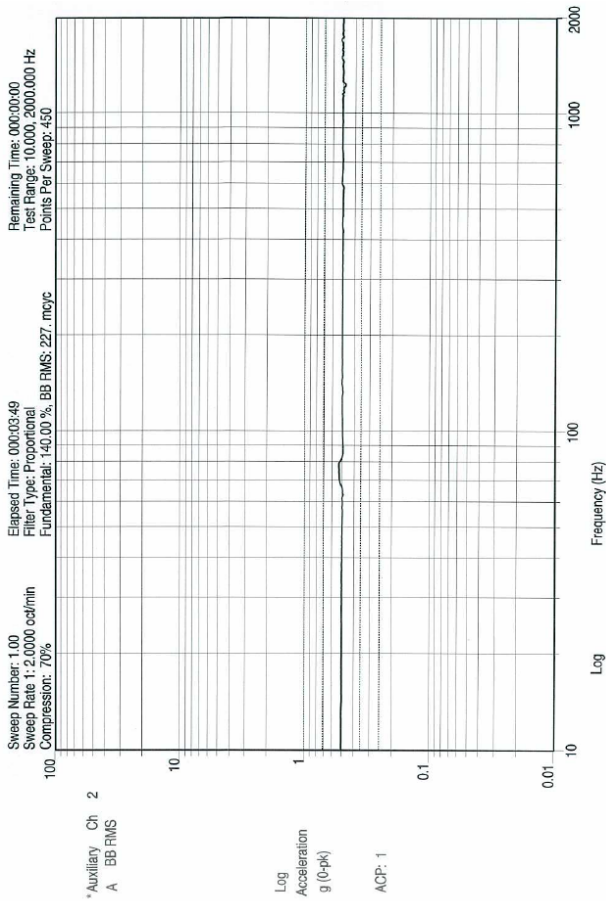
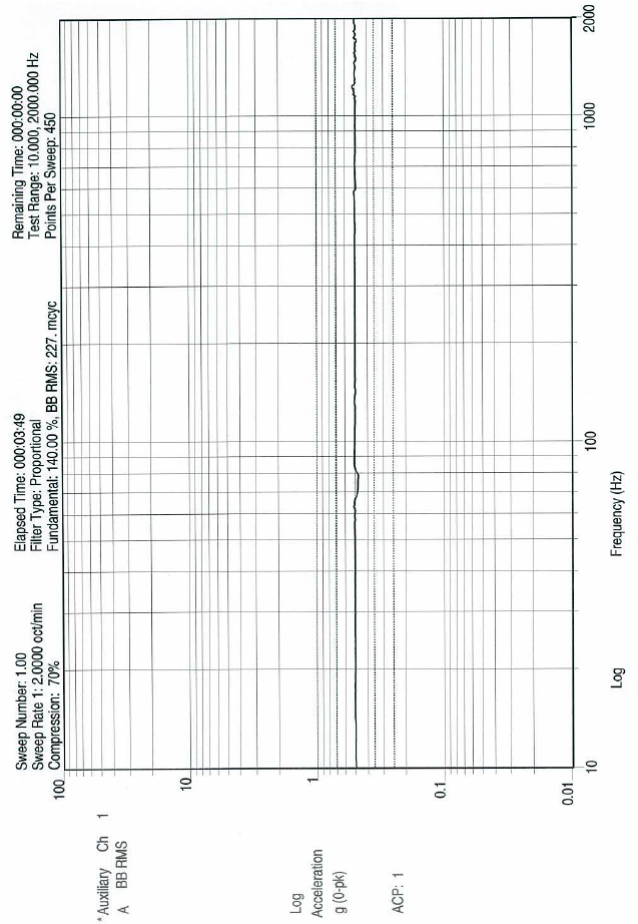
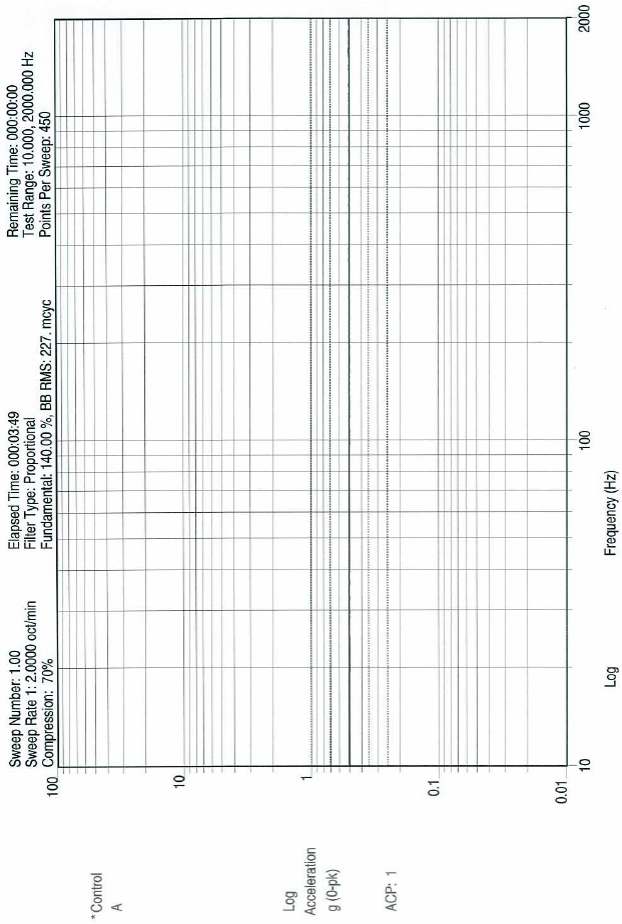


Figura 108. Control niveles de entrada, seno bajo Z.

Figura 109. Acelerómetro de control 1, seno bajo Z.

Figura 110. Acelerómetro de control 2, seno bajo Z.

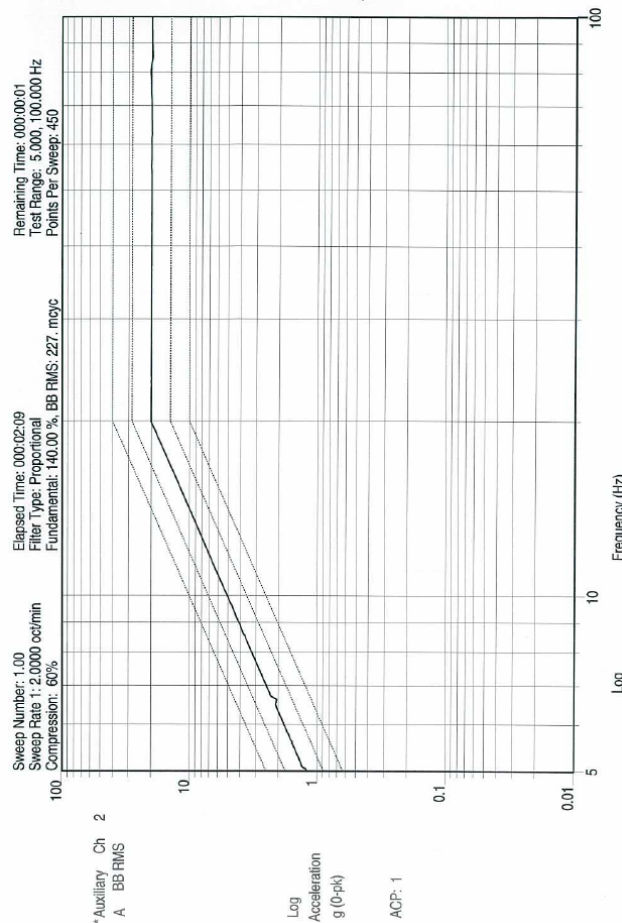
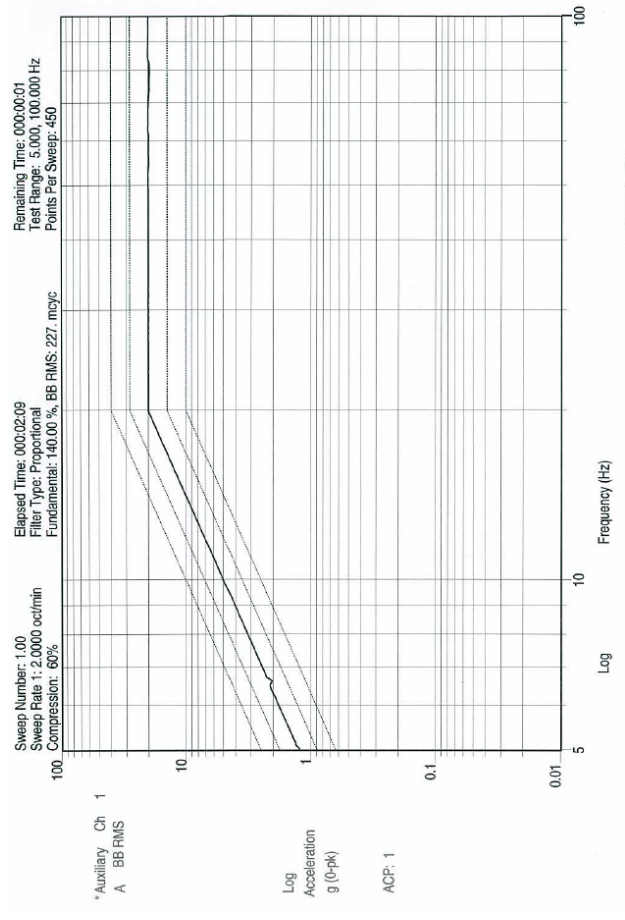
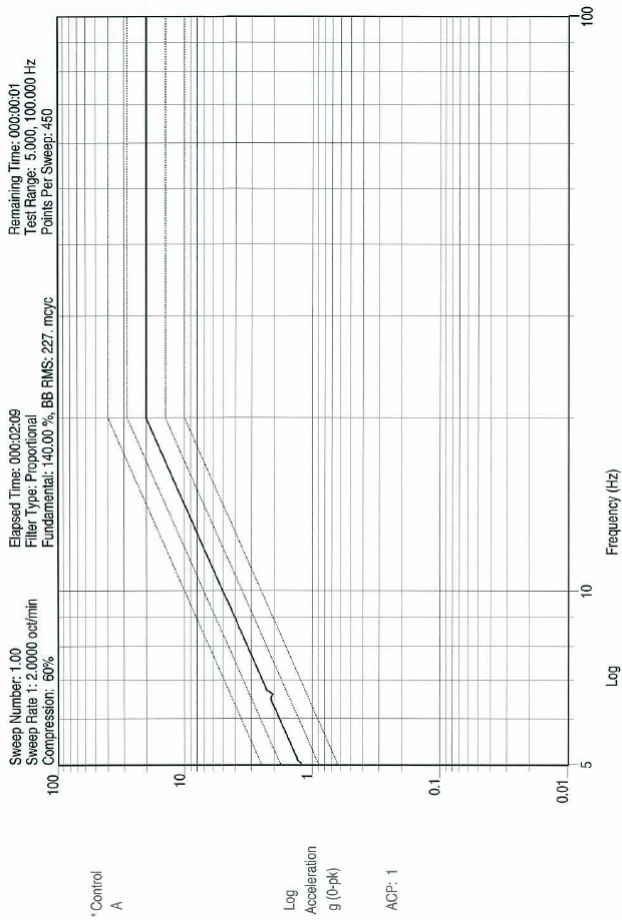


Figura 111. Control niveles de entrada, seno alto Z.

Figura 112. Acelerómetro de control 1, seno alto Z.

Figura 113. Acelerómetro de control 2, seno alto Z.

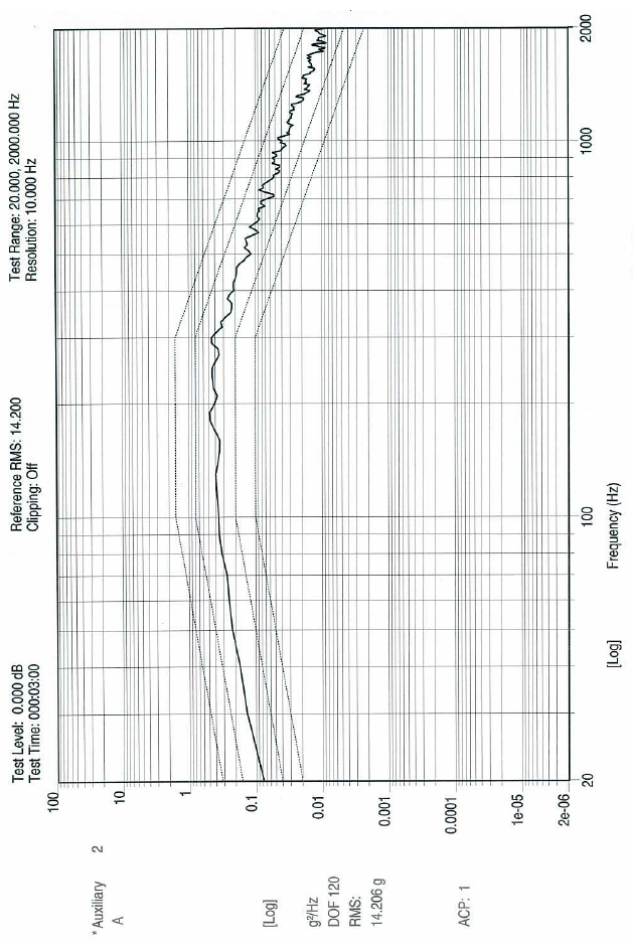
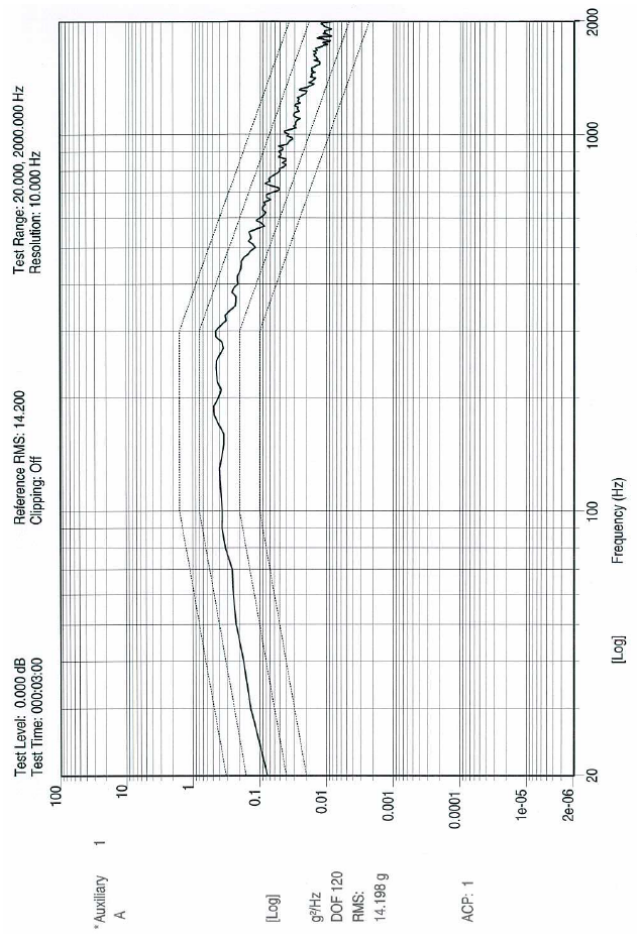
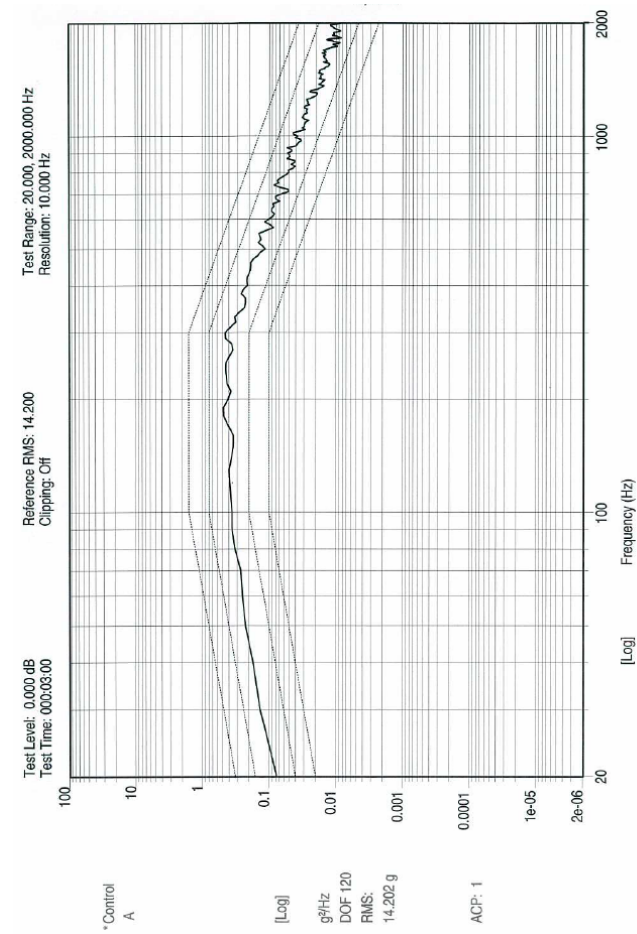


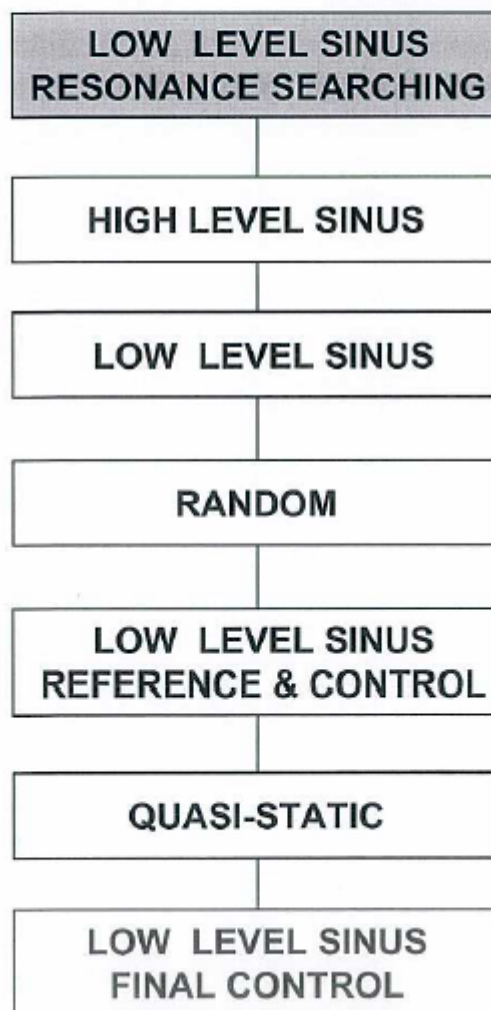
Figura 114. Control niveles de entrada, random Z.

Figura 115. Acelerómetro de control 1, random Z.

Figura 116. Acelerómetro de control 2, random Z.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Z



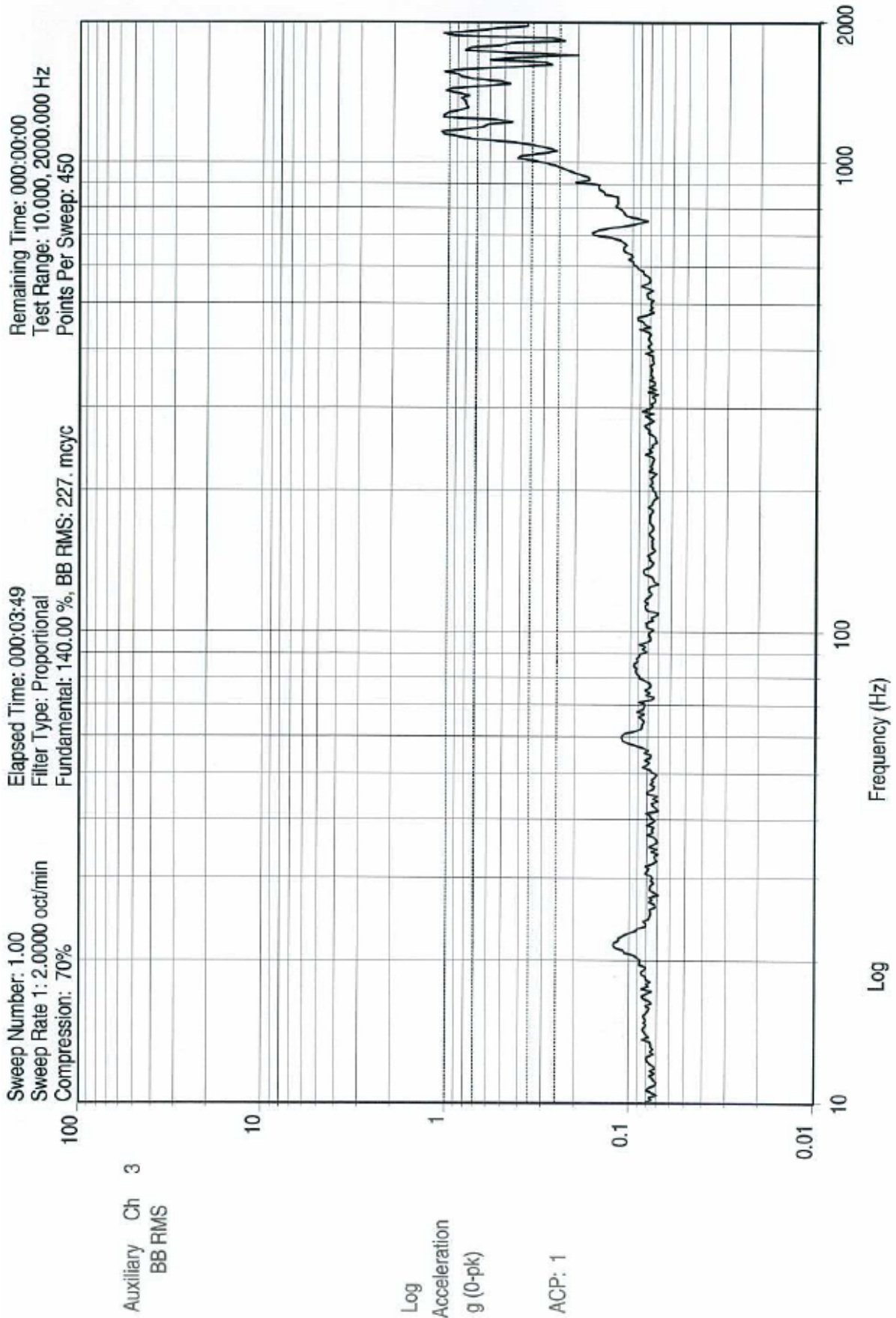


Figura 117. S1X, seno bajo Z.

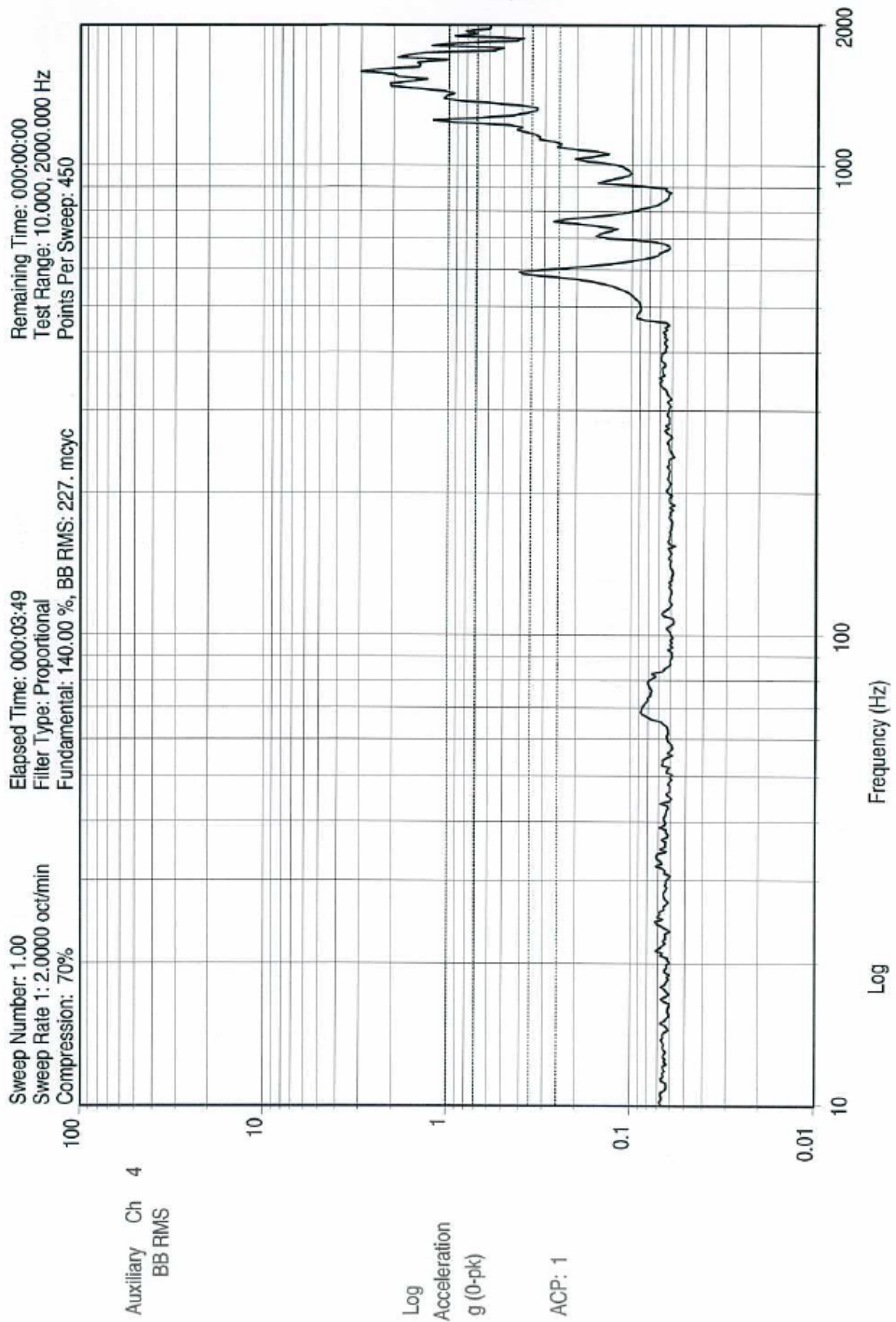


Figura 118. S1Y, seno bajo Z.

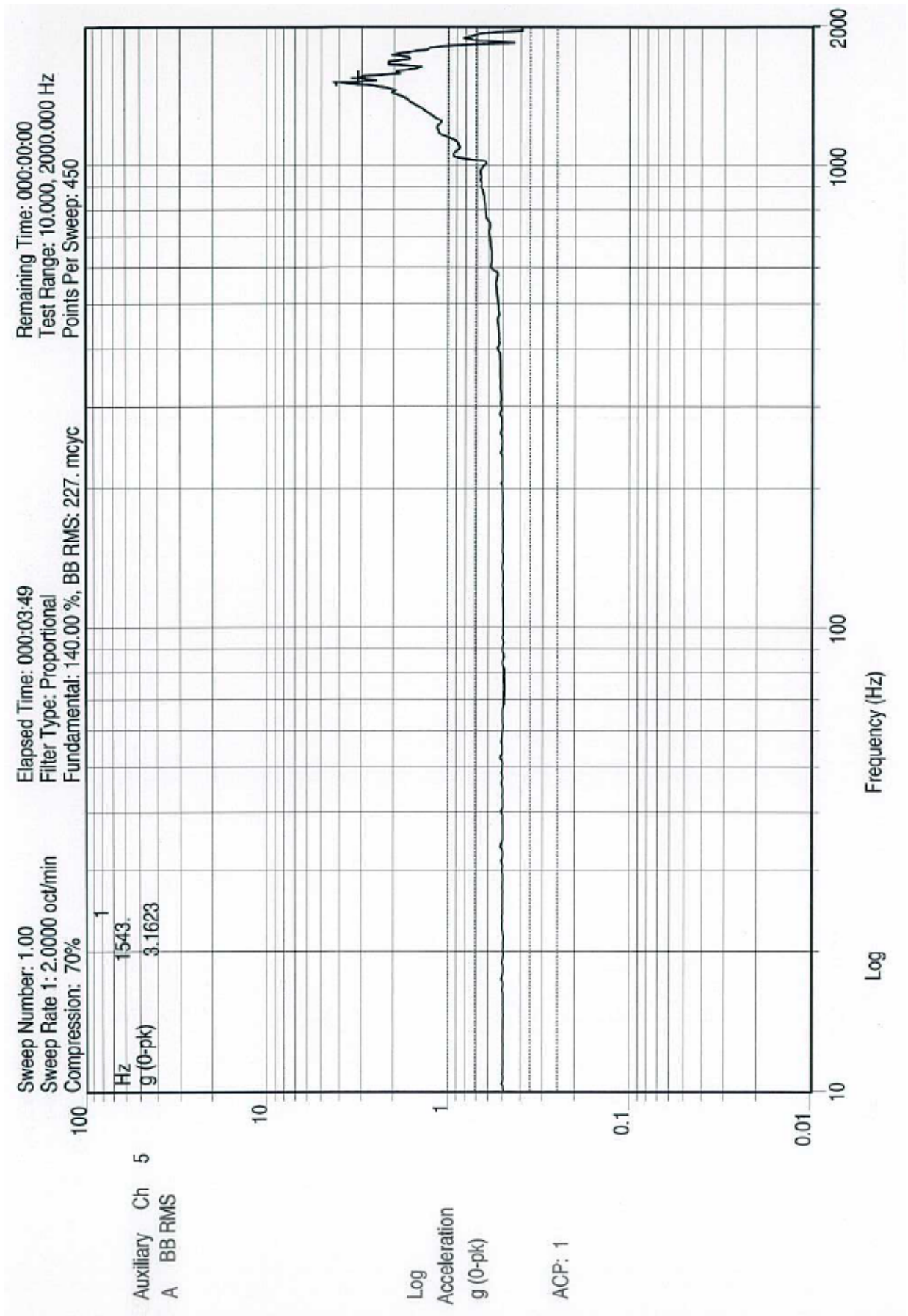
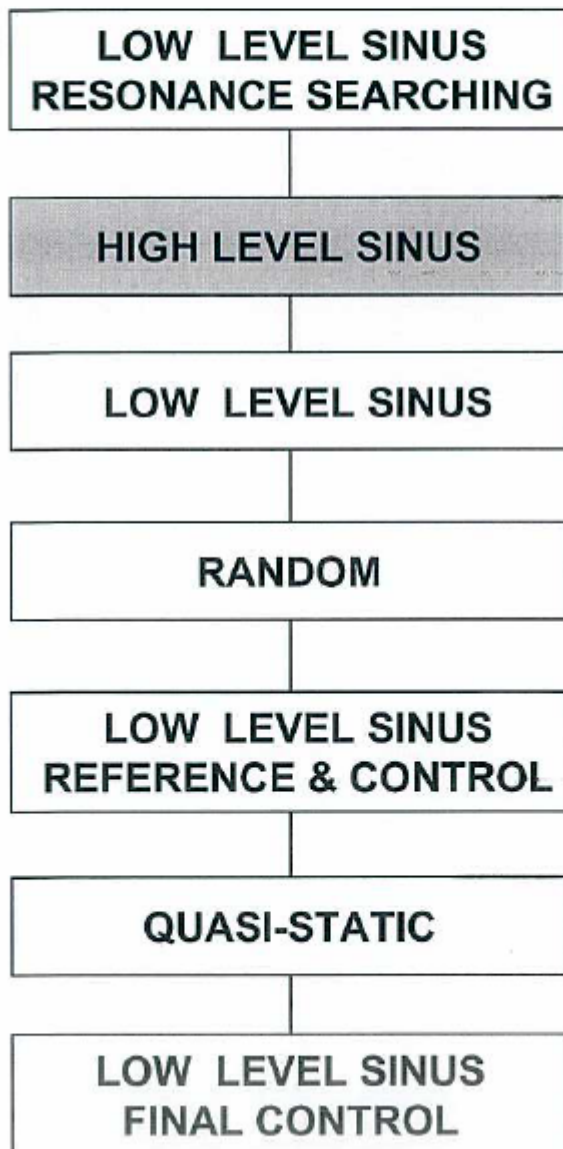


Figura 119. S1Z, seno bajo Z (busqueda de resonancias).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Z



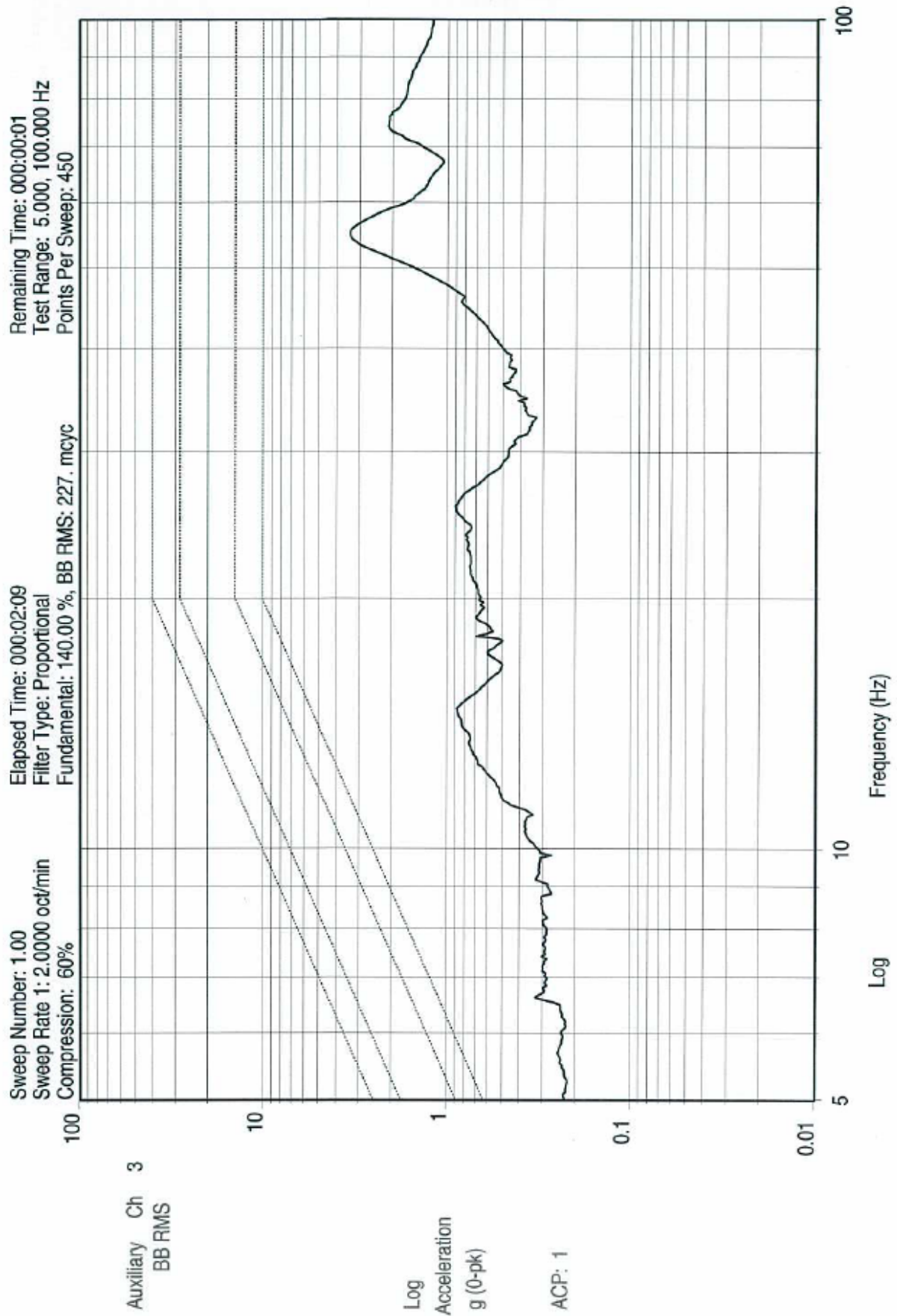


Figura 120. S1X, seno alto Z.

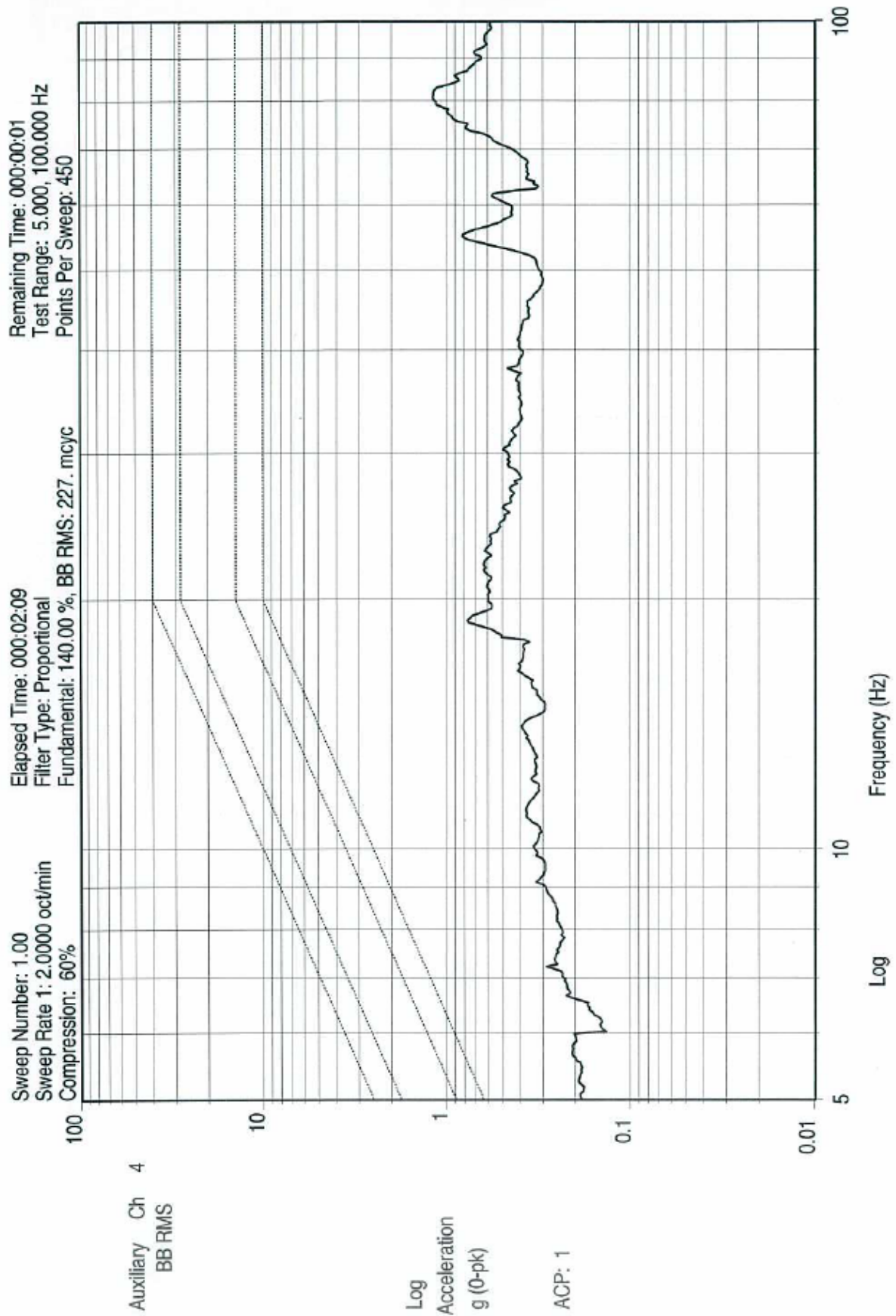


Figura 121. S1Y, seno alto Z.

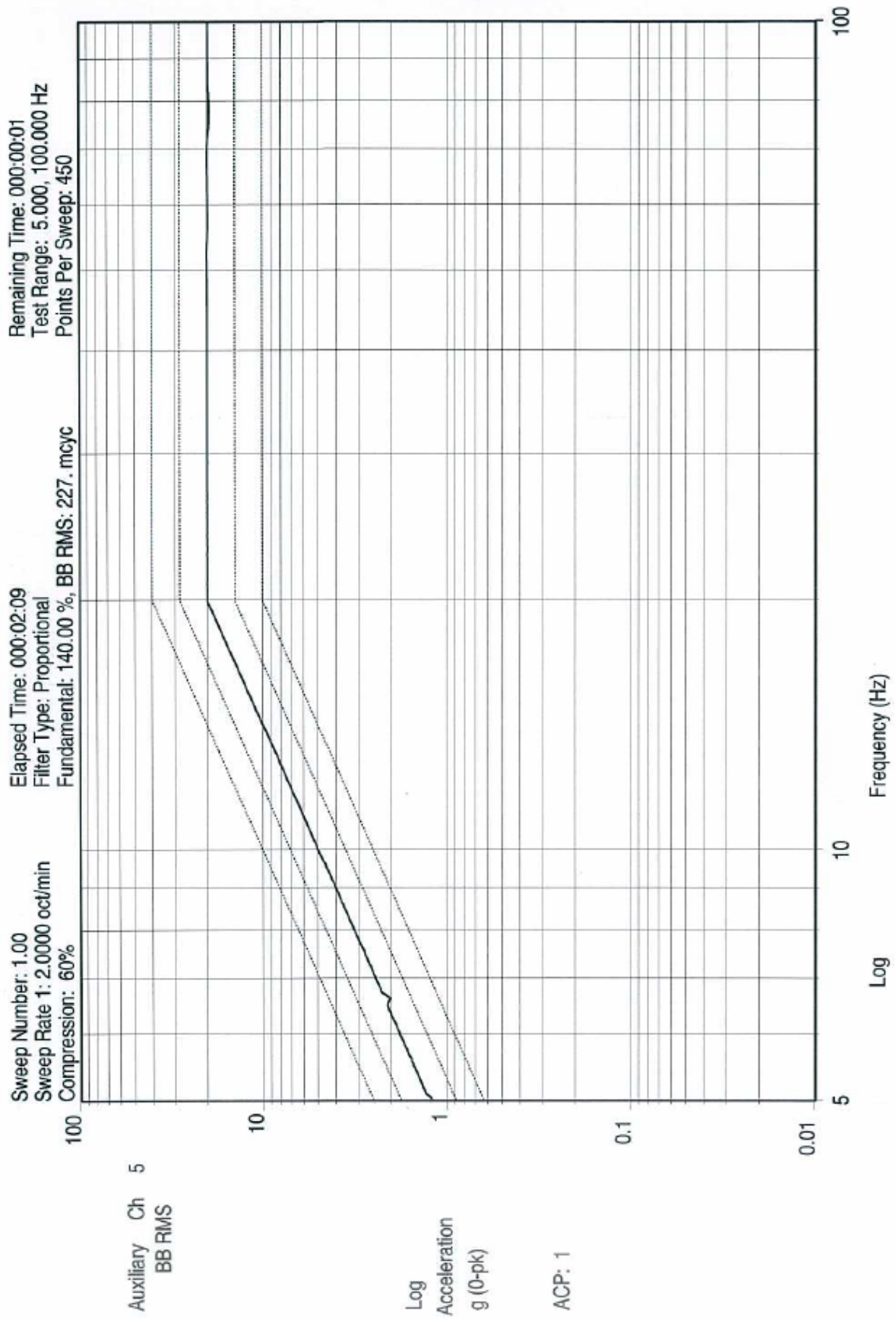
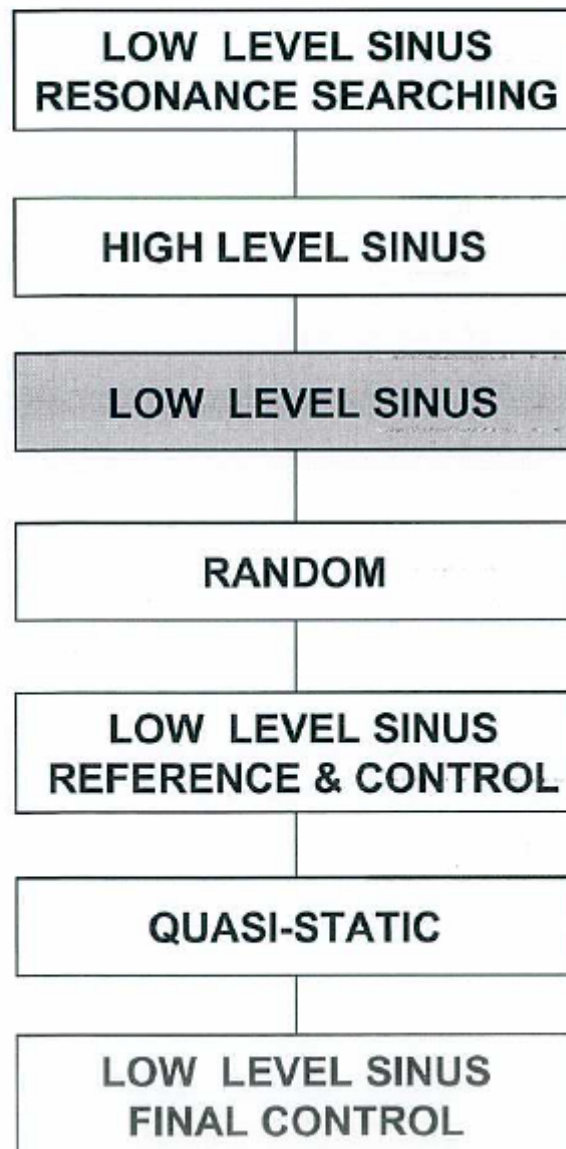


Figura 122. S1Z, seno alto Z.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Z



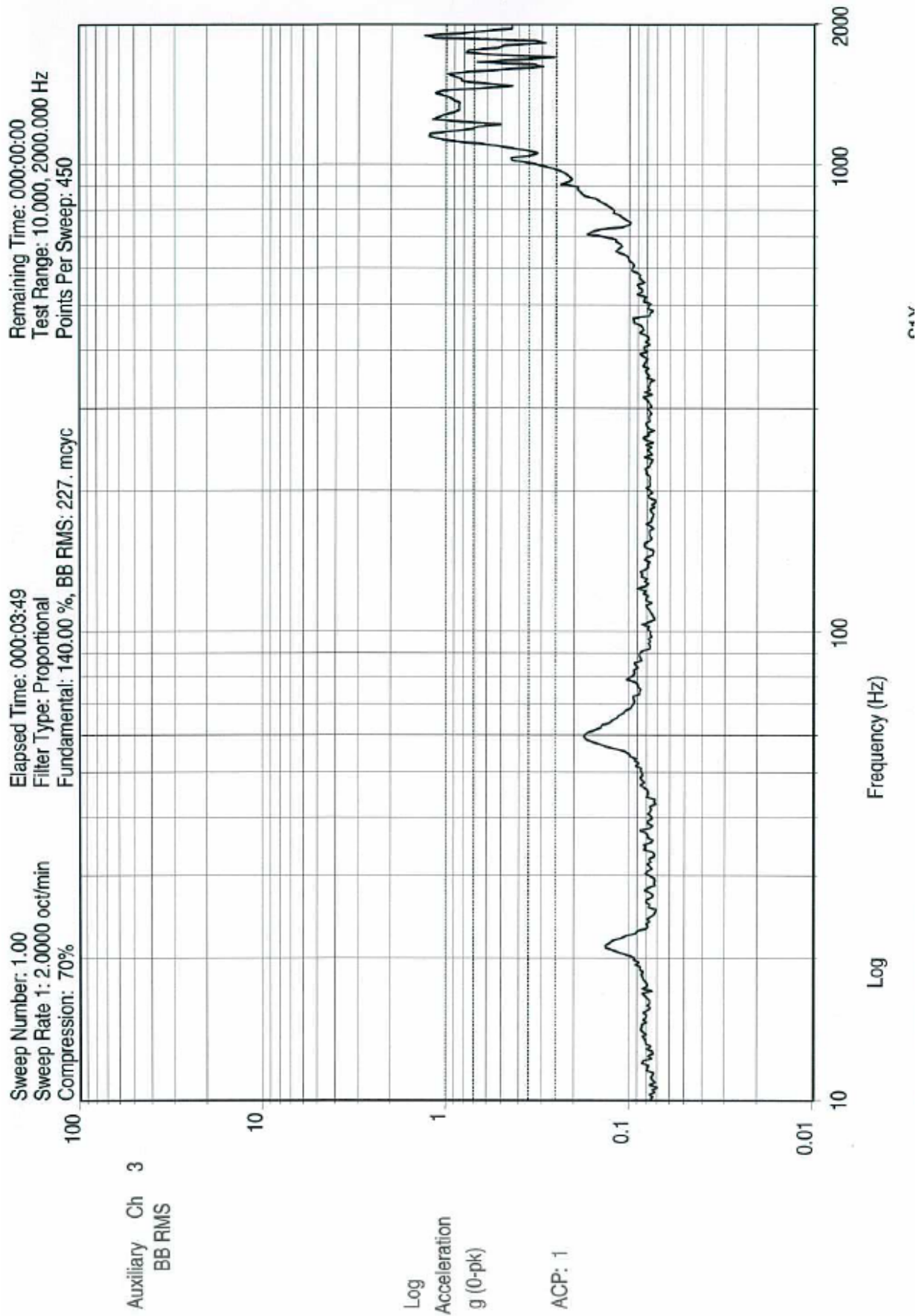


Figura 123. S1X, seno bajo Z (2).

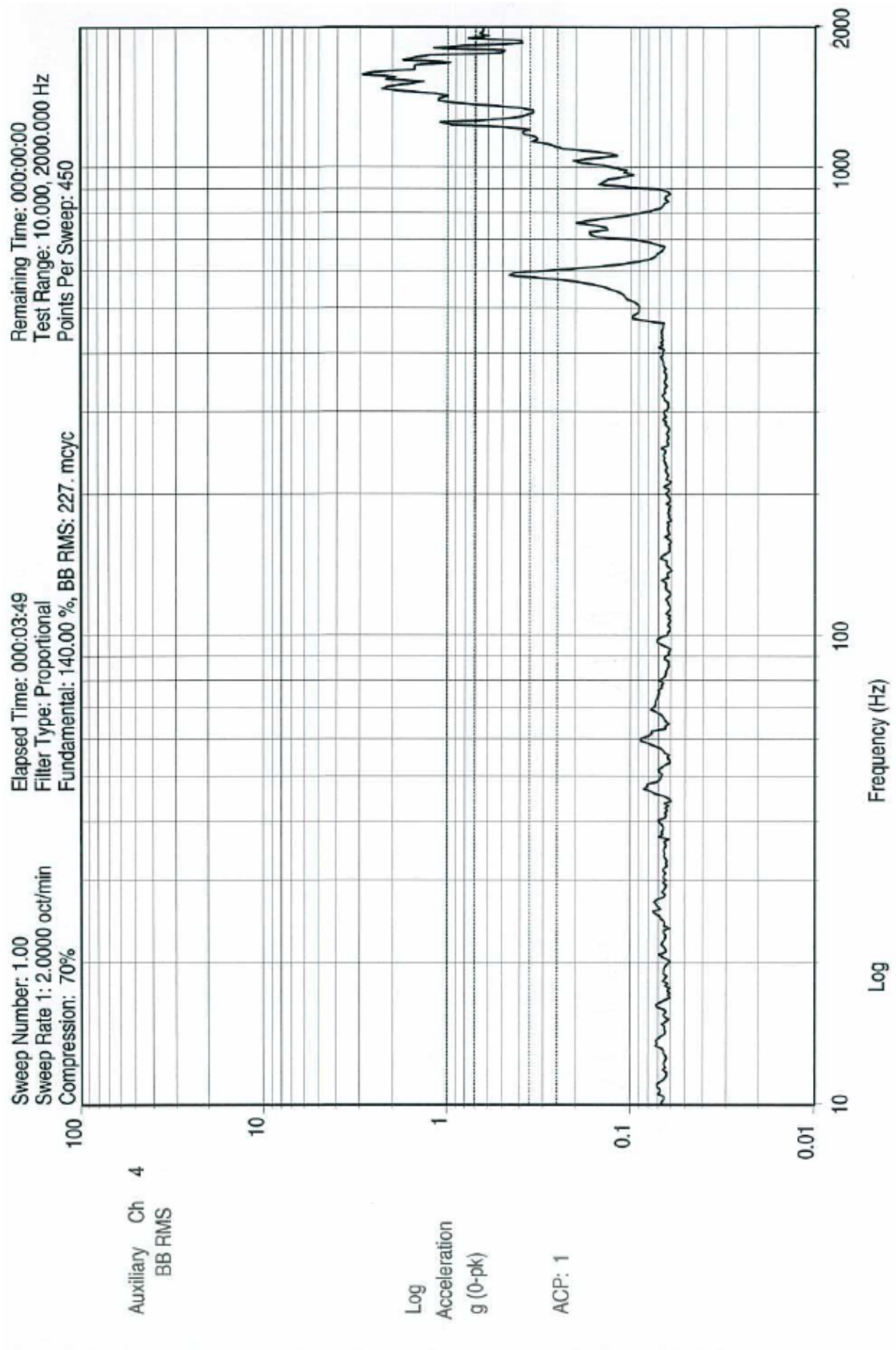


Figura 124. S1Y, seno bajo Z (2).

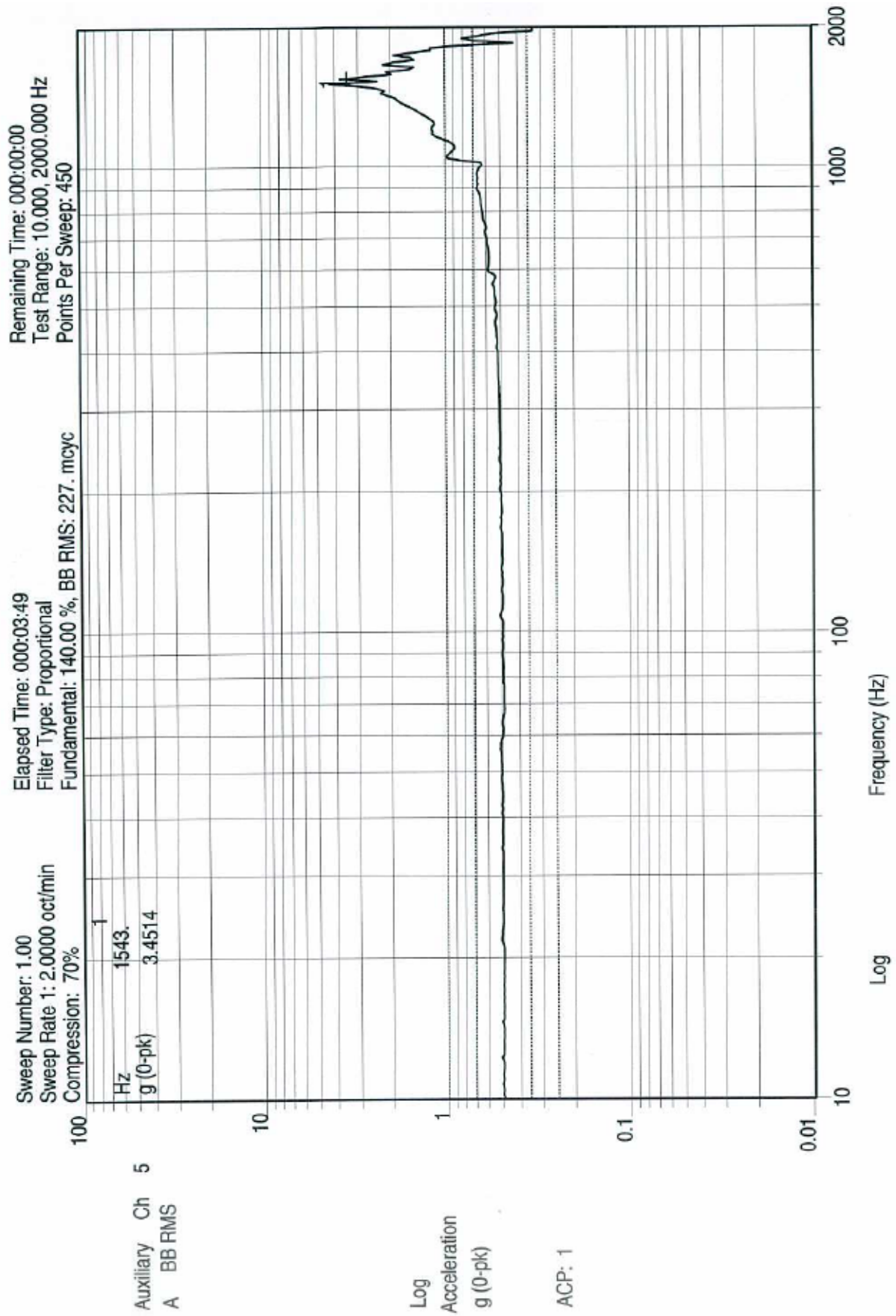
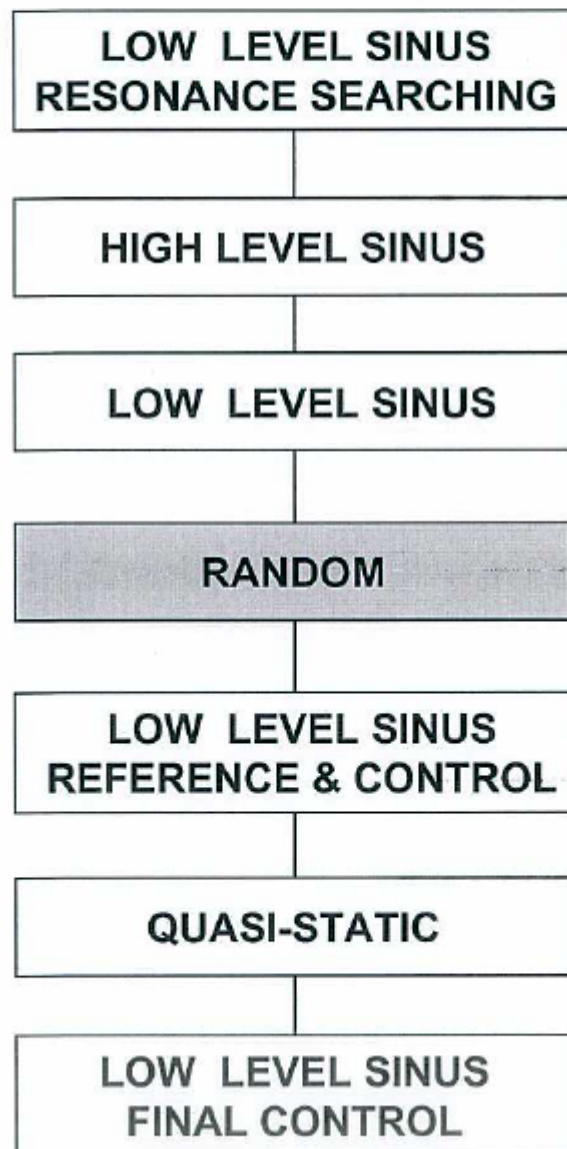


Figura 125. S1Z, seno bajo Z (busqueda de resonancias 2).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Z



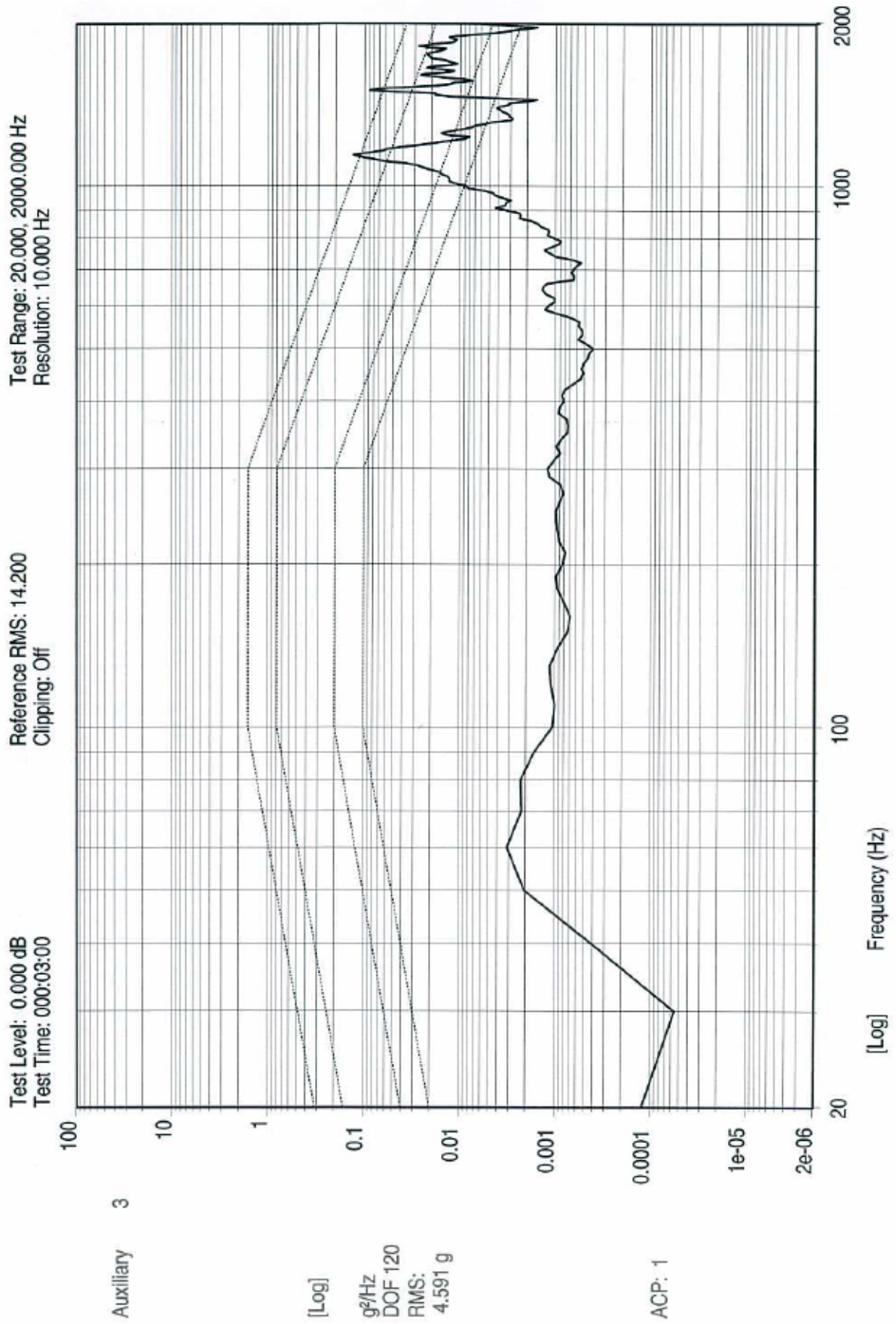


Figura 126. S1X, random Z.

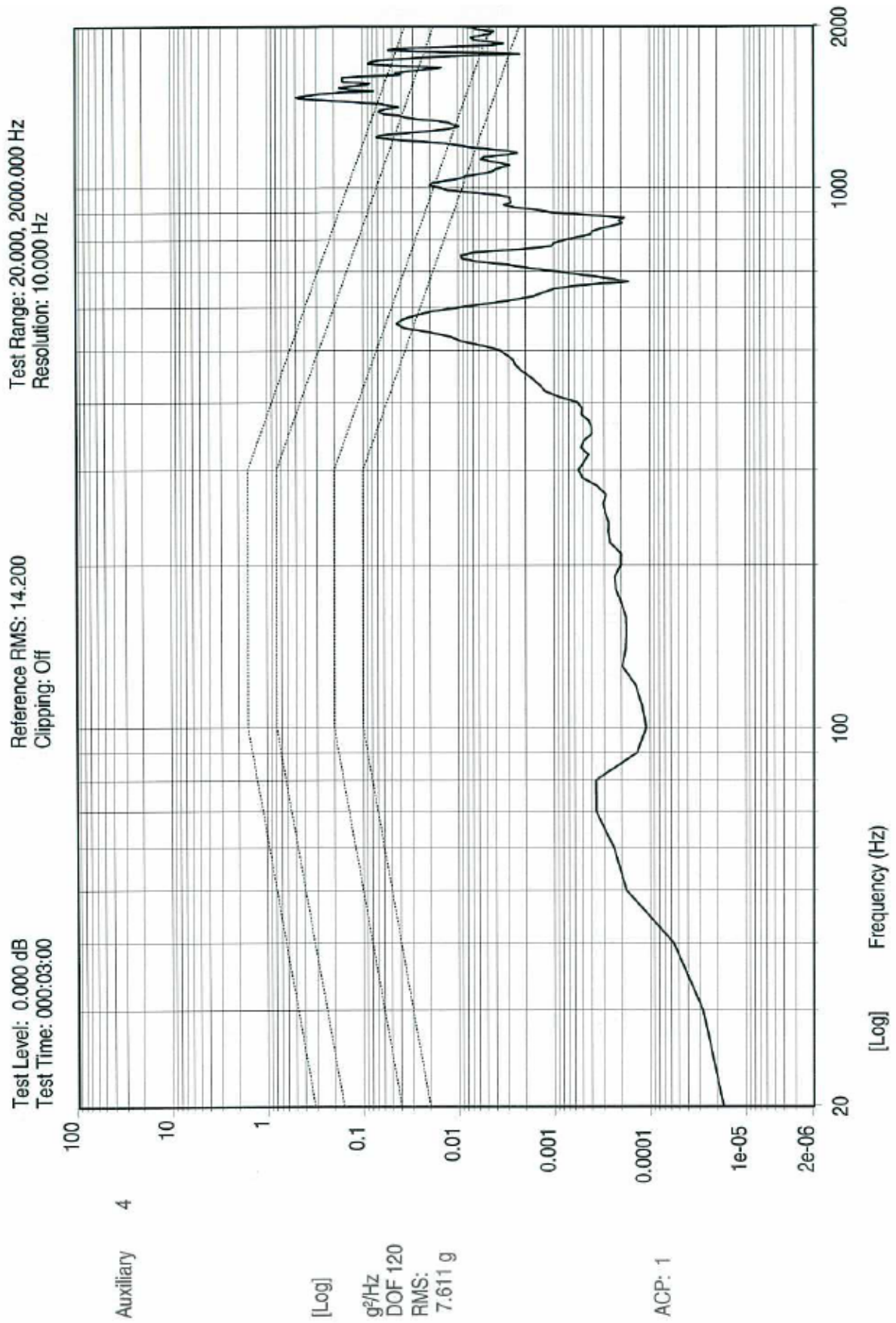


Figura 127. S1Y, random Z.

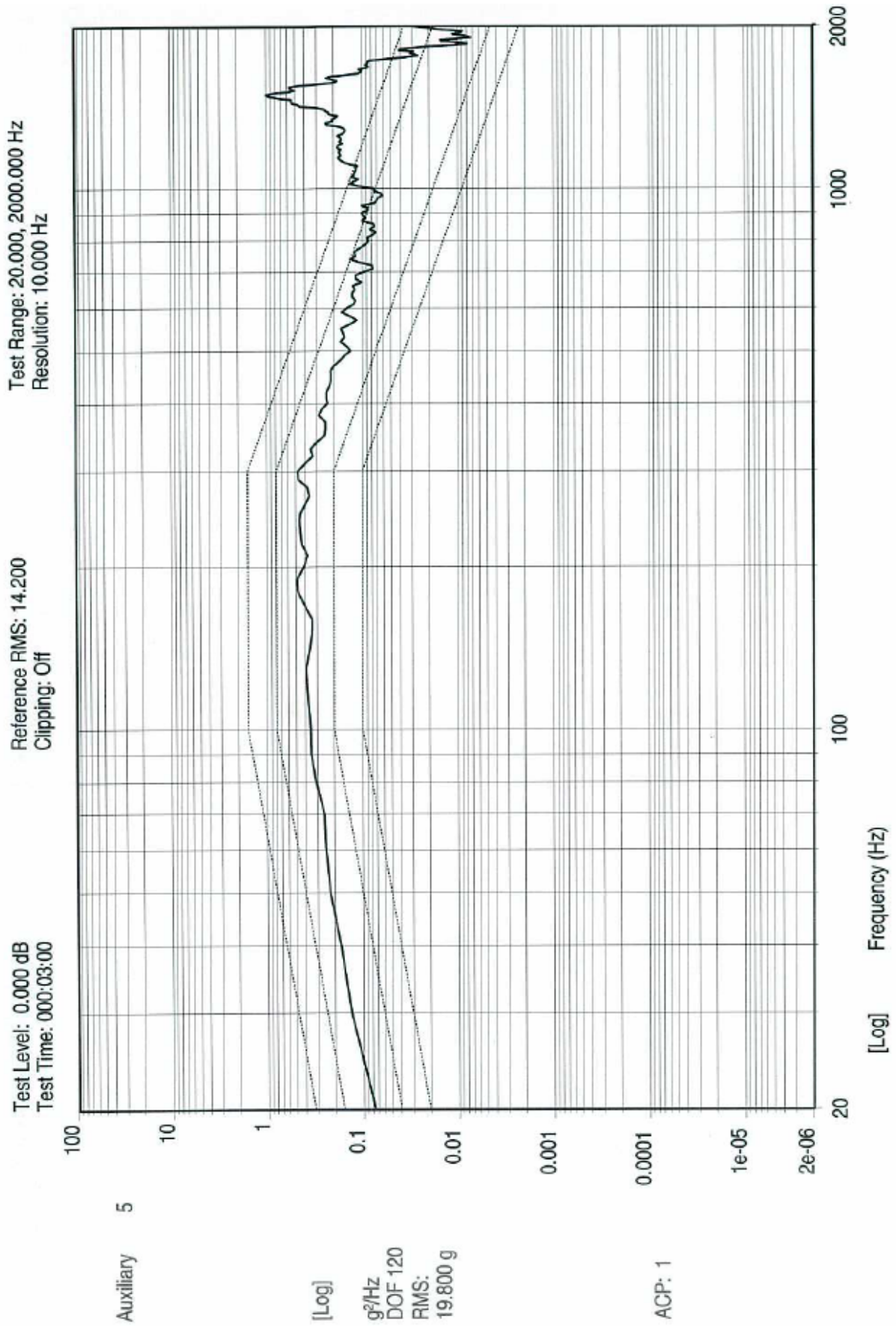
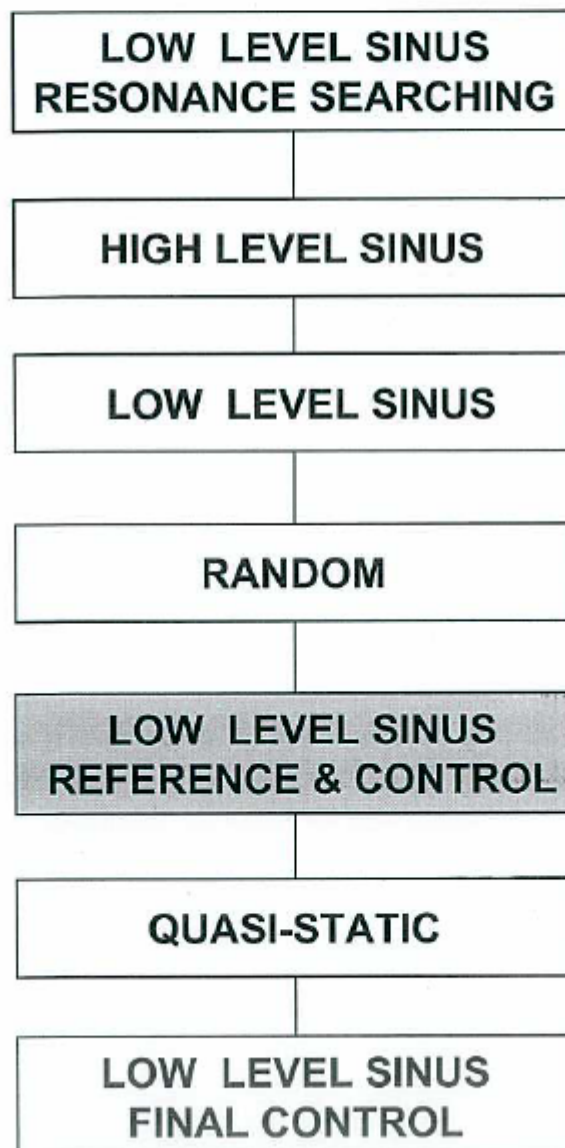


Figura 128. S1Z, random Z.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Z



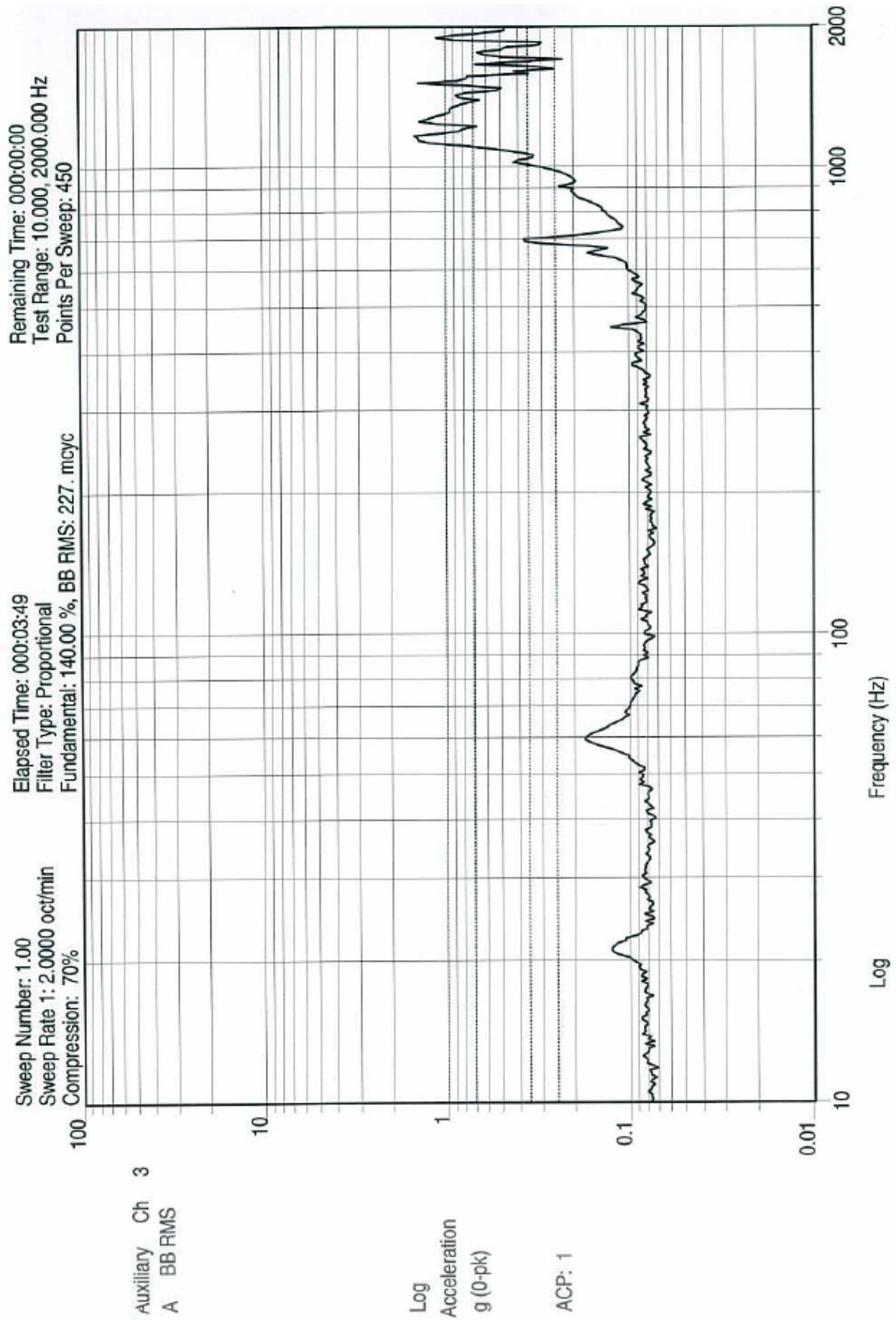


Figura 129. S1X, seno bajo Z (3).

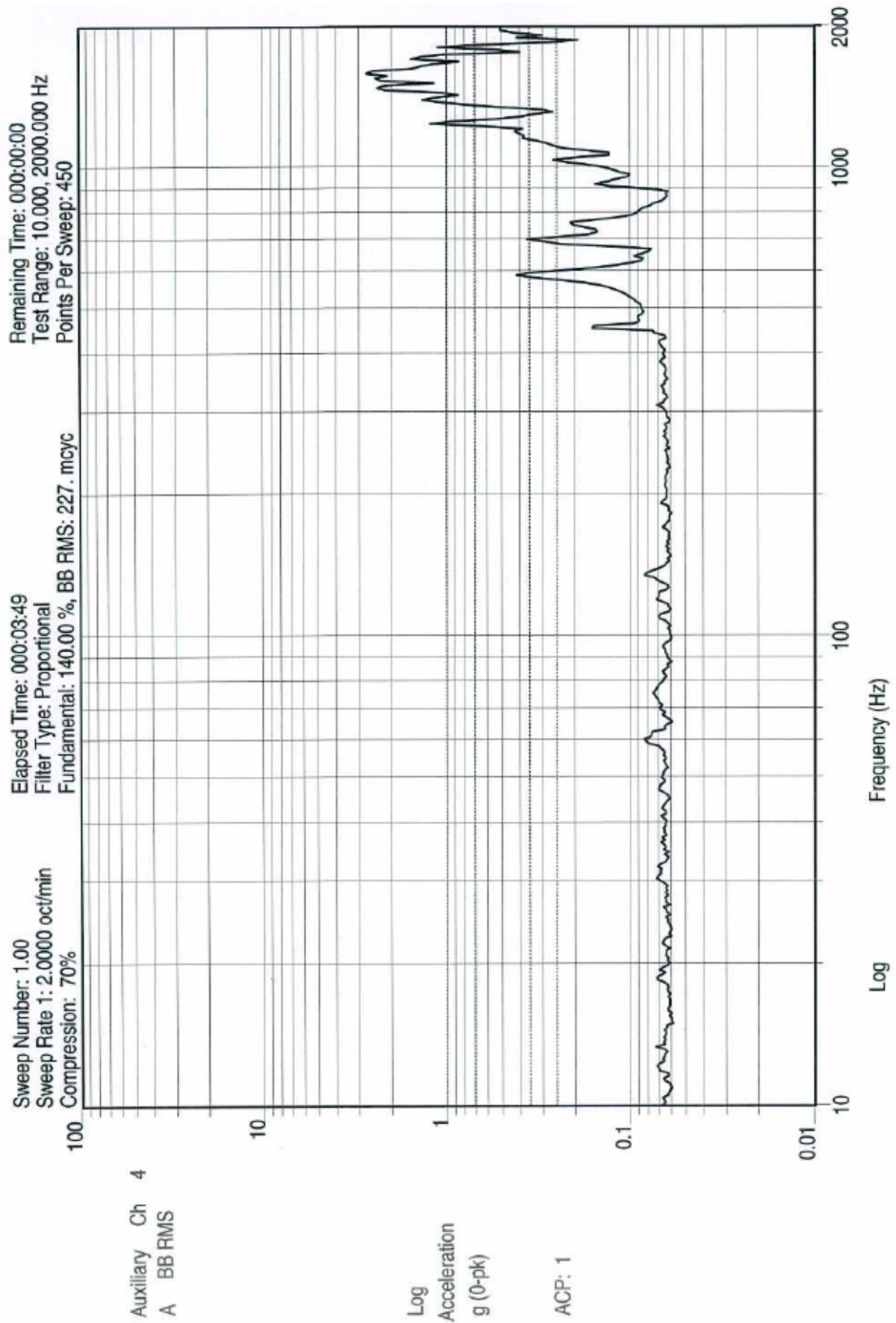


Figura 130. S1Y, seno bajo Z (3).

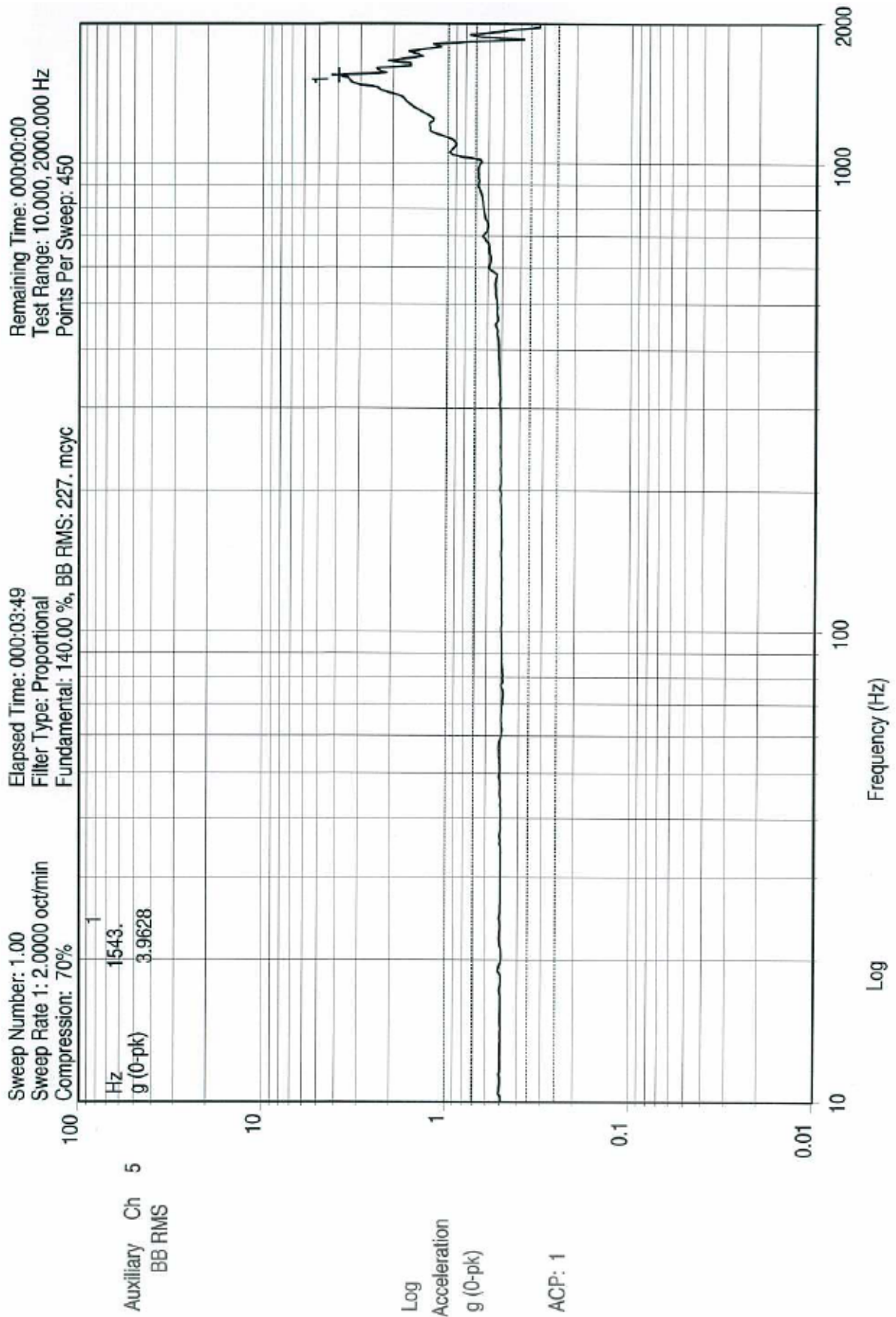
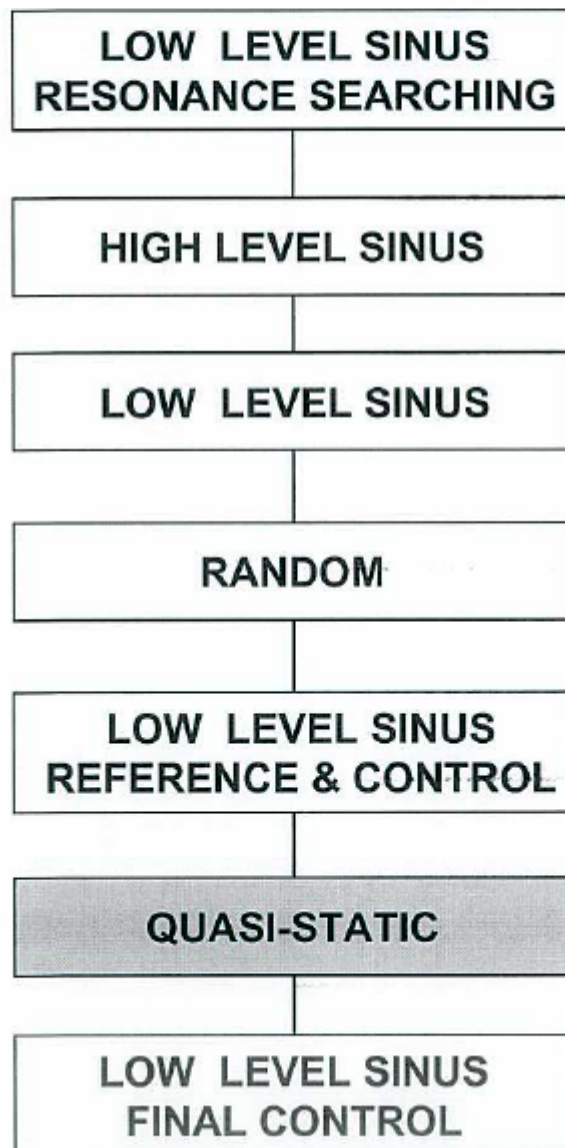


Figura 131. S1Z, seno bajo Z (búsqueda de resonancias 3).

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Z



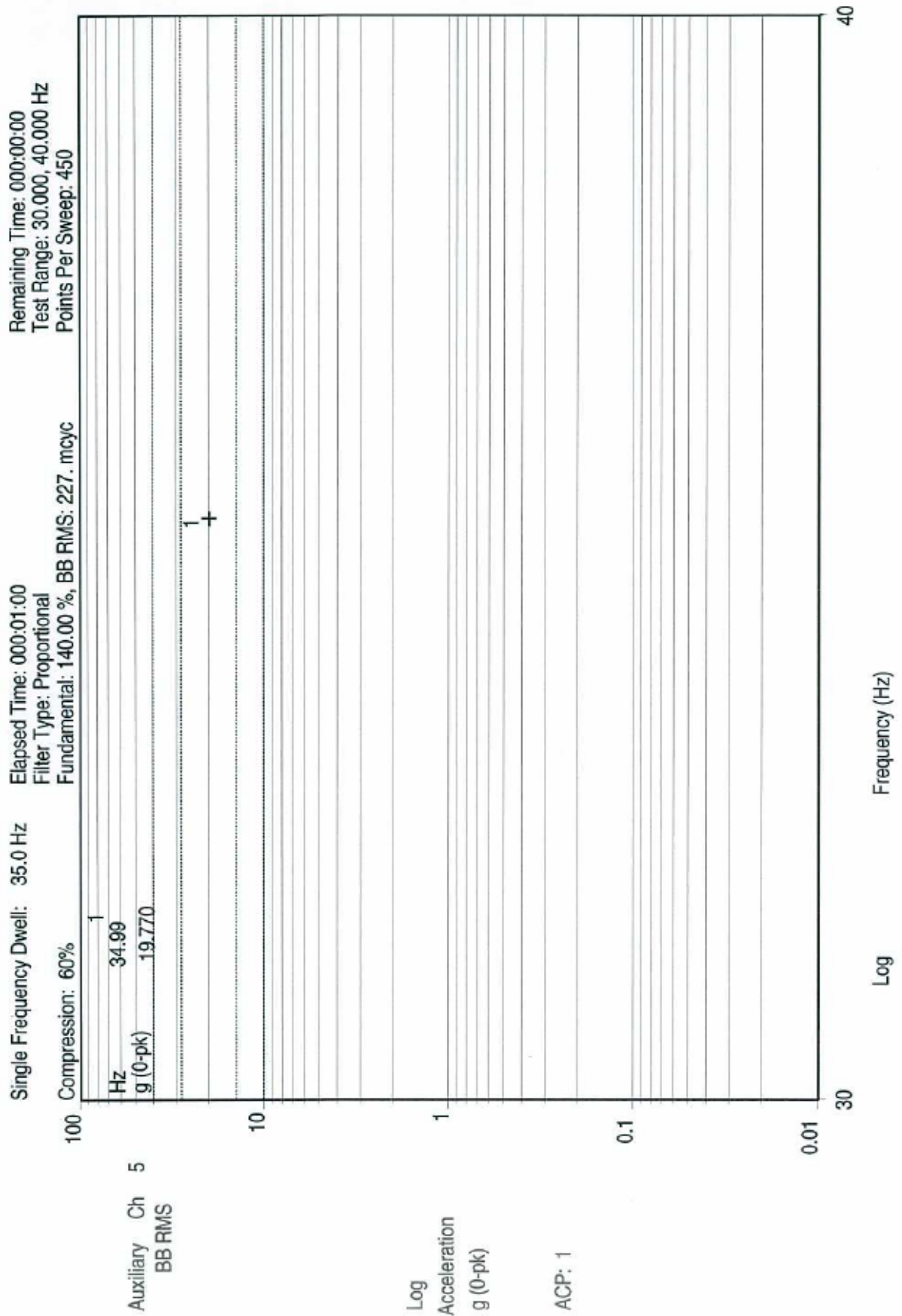
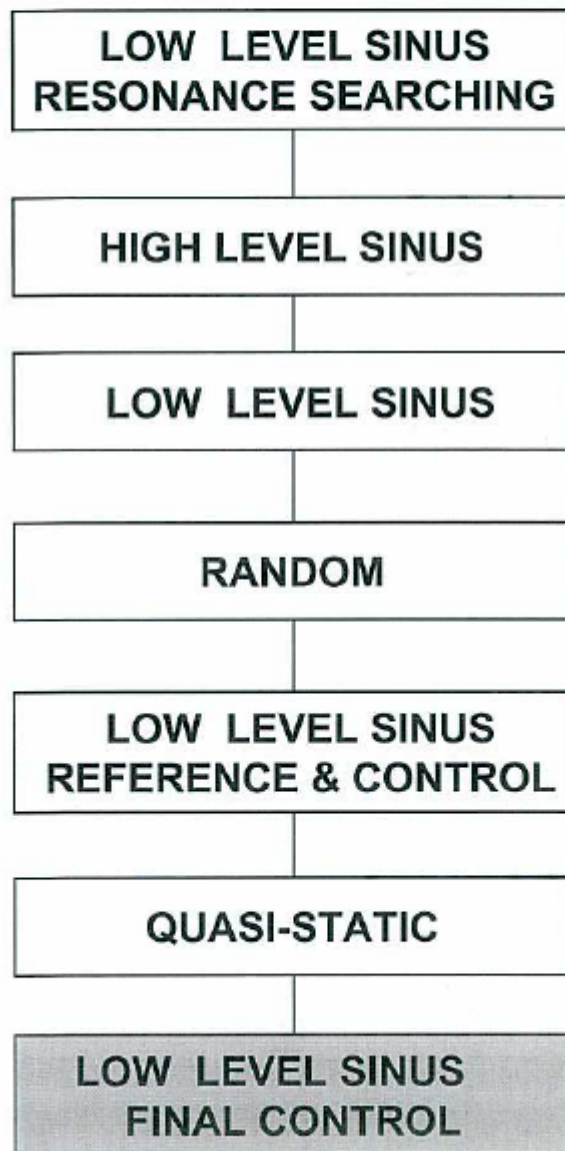


Figura 132. S1Z, cuasi-estático Z.

VIBRATION TEST
GALILEO IOV - S BAND TRANSPONDER
ENGINEERING QUALITY MODEL

GRAPHICS AXIS Z



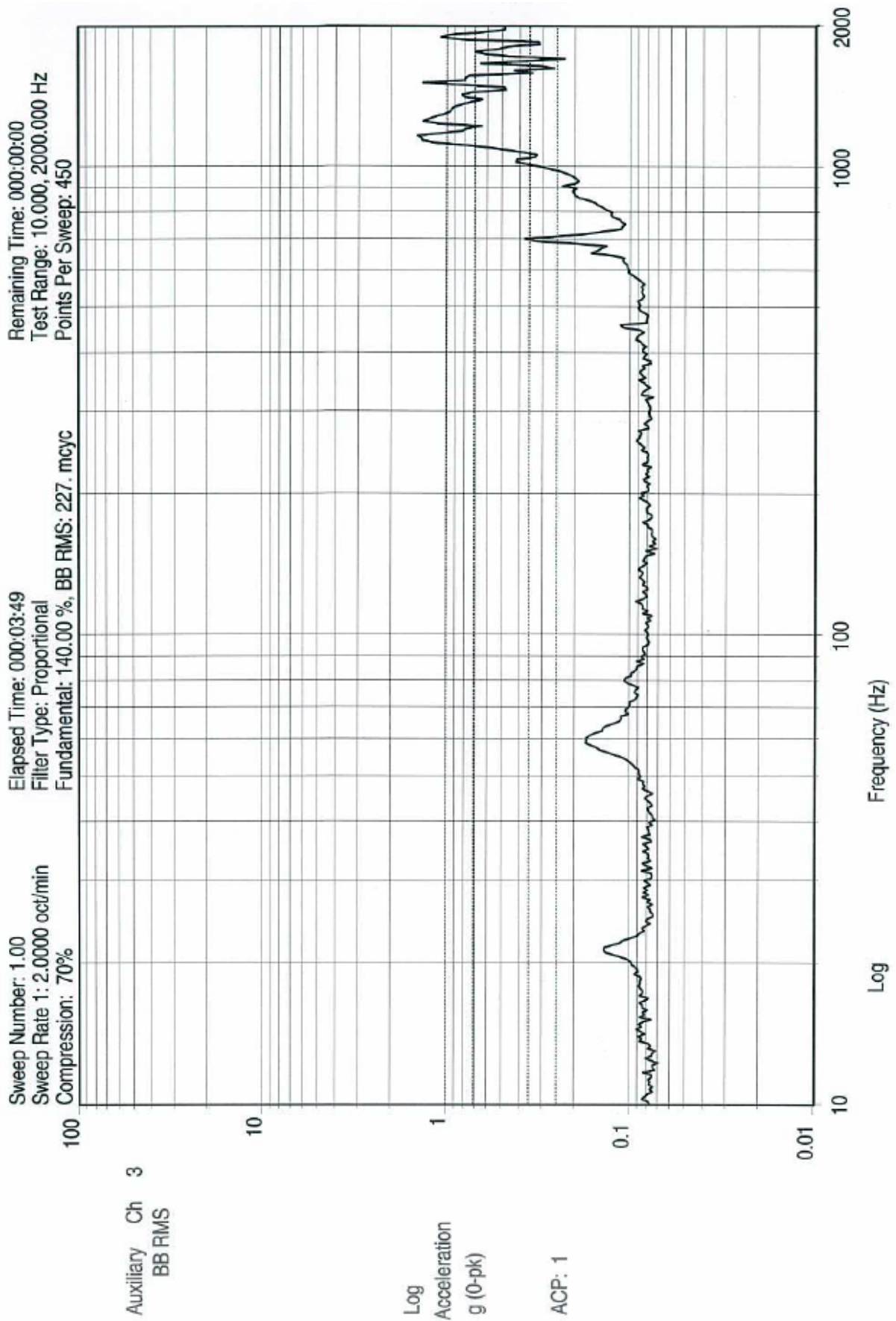


Figura 133. S1X, seno bajo Z (final).

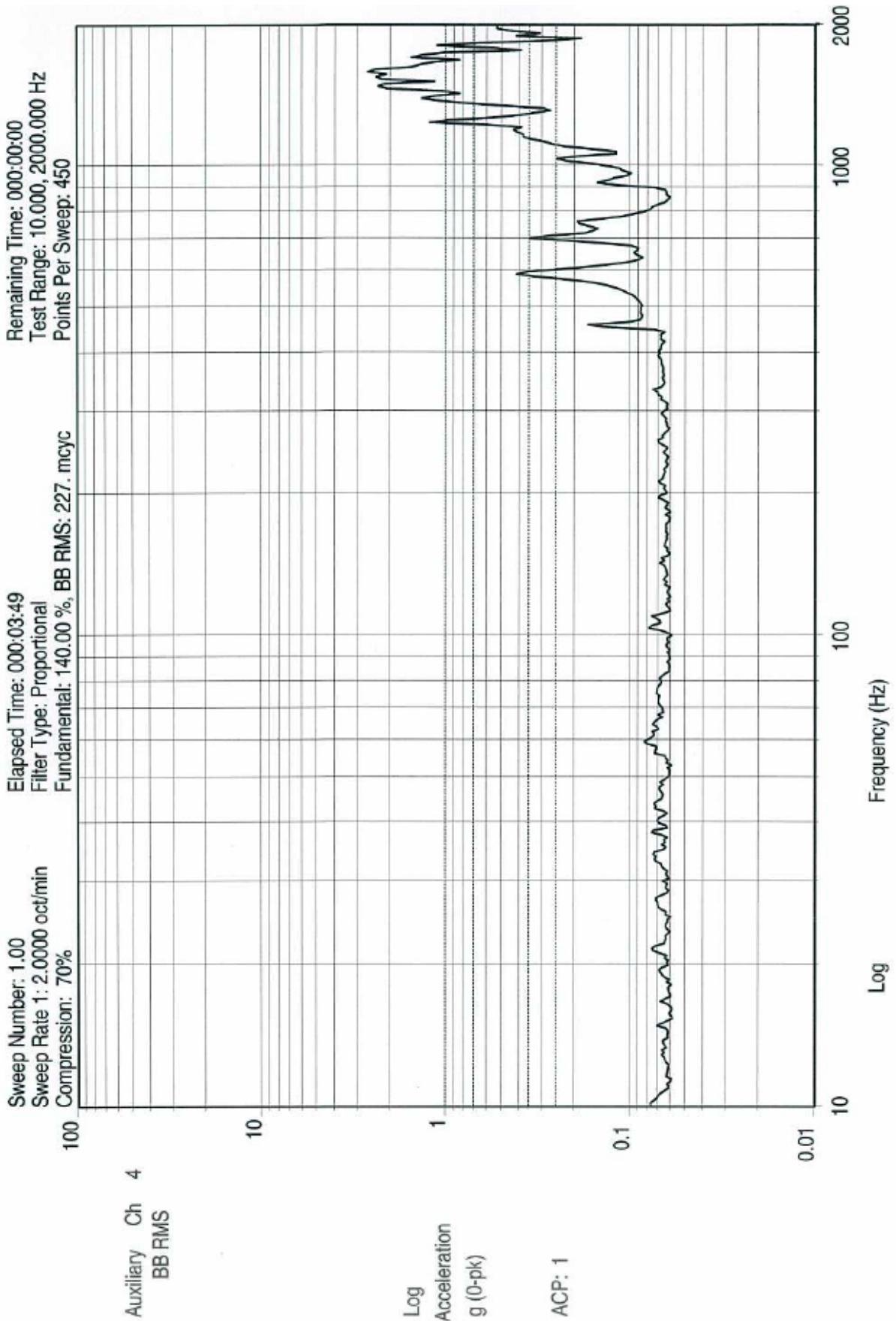


Figura 134. S1Y, seno bajo Z (final).

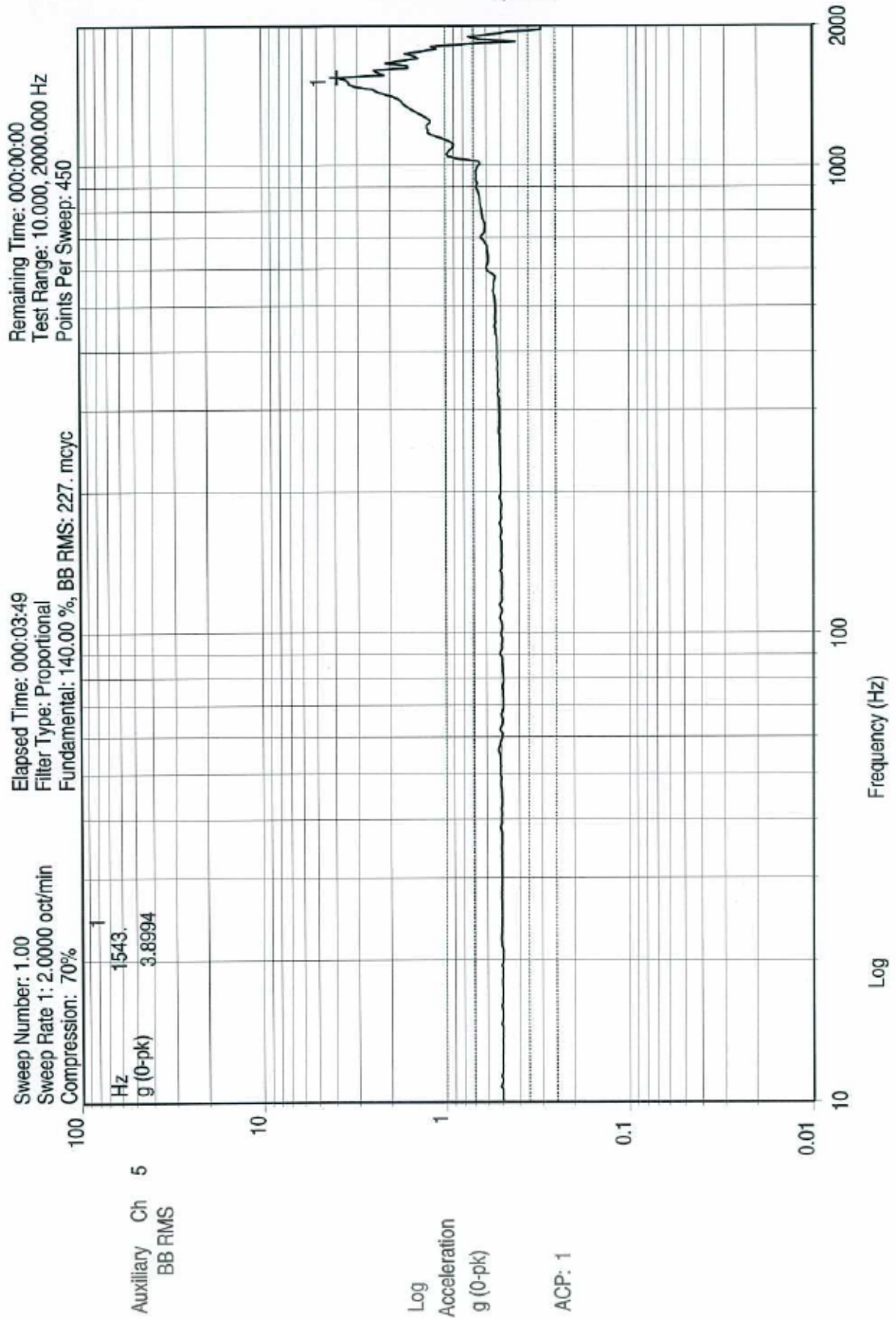


Figura 135. S1Z, random Z (búsqueda de resonancias final)

ANEXO 2: TEST DE CHOQUE EN EJES Y & Z

Figura 136. Seno bajo pre-choque eje Y.

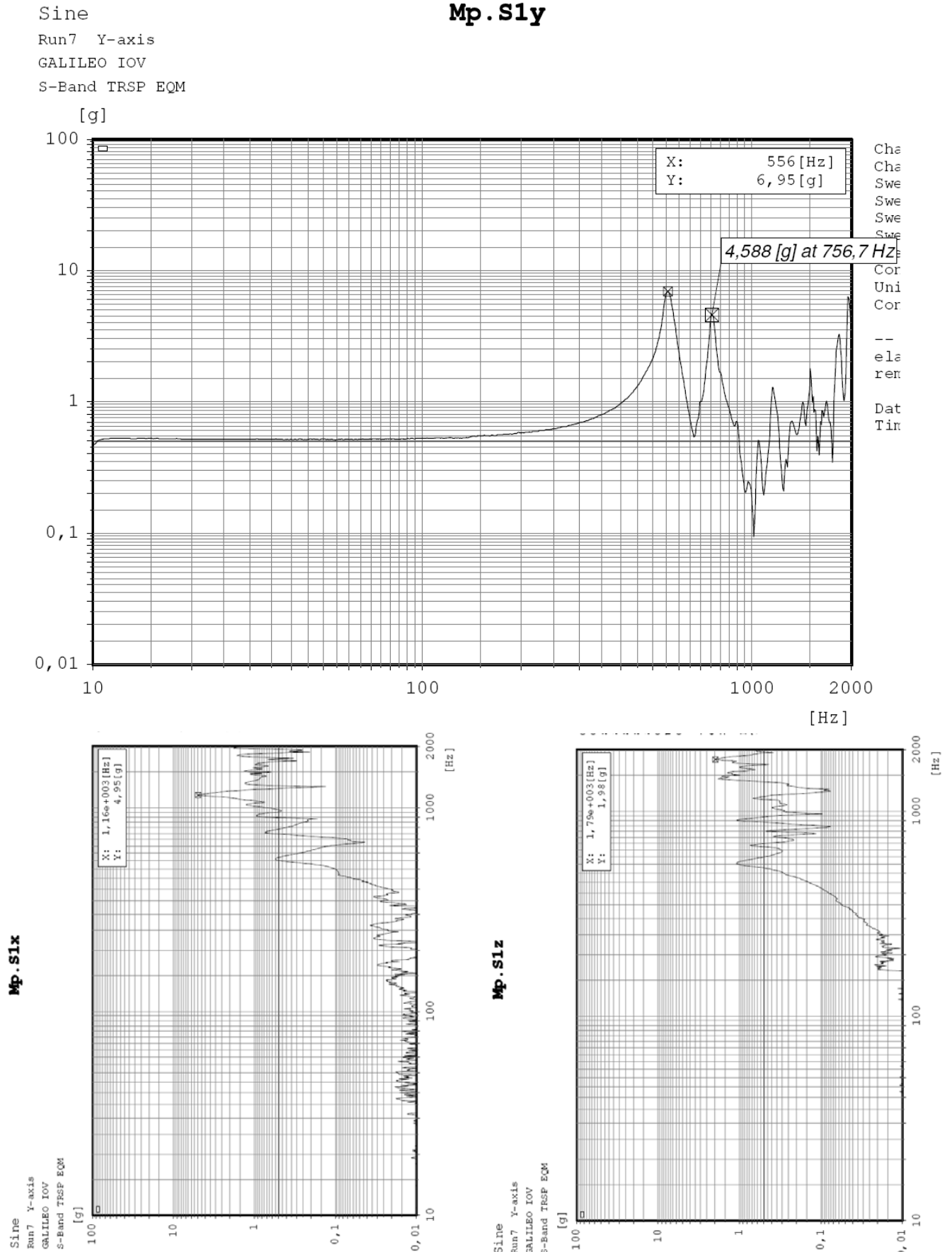
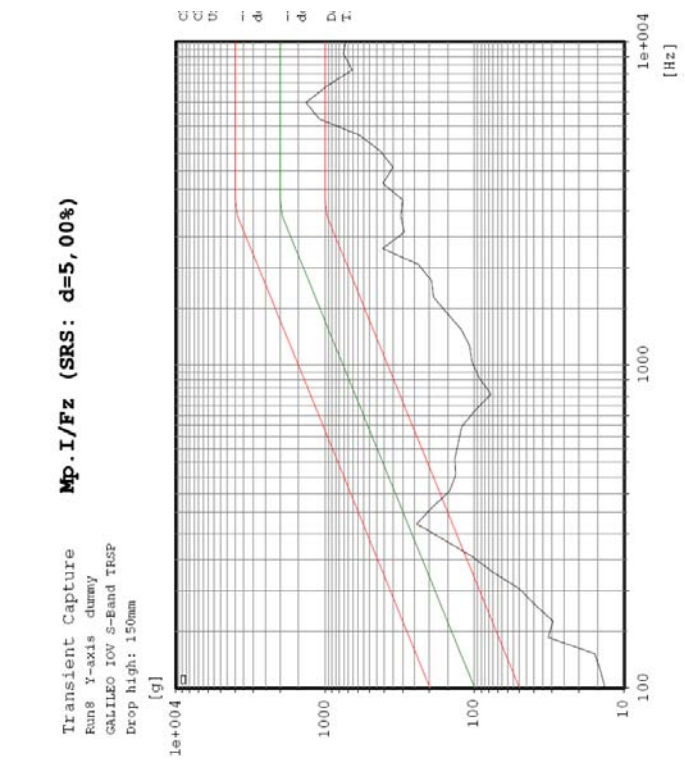
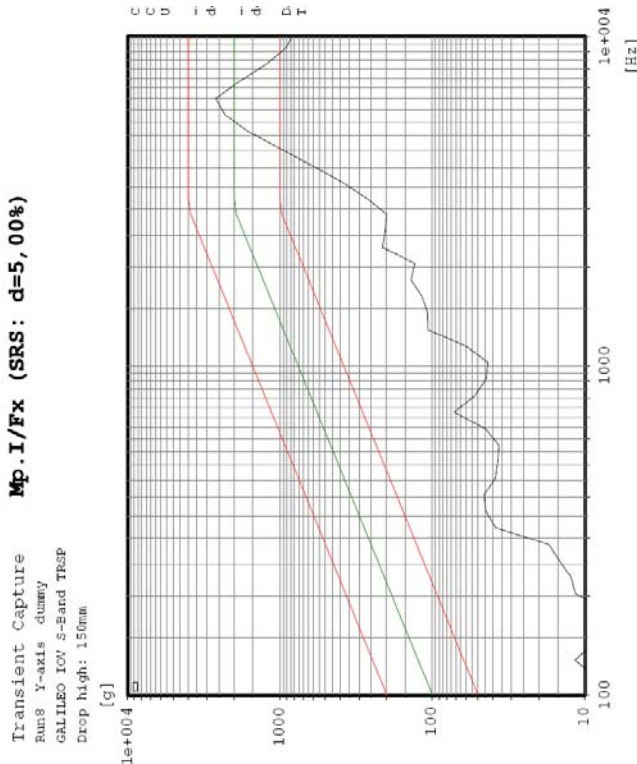
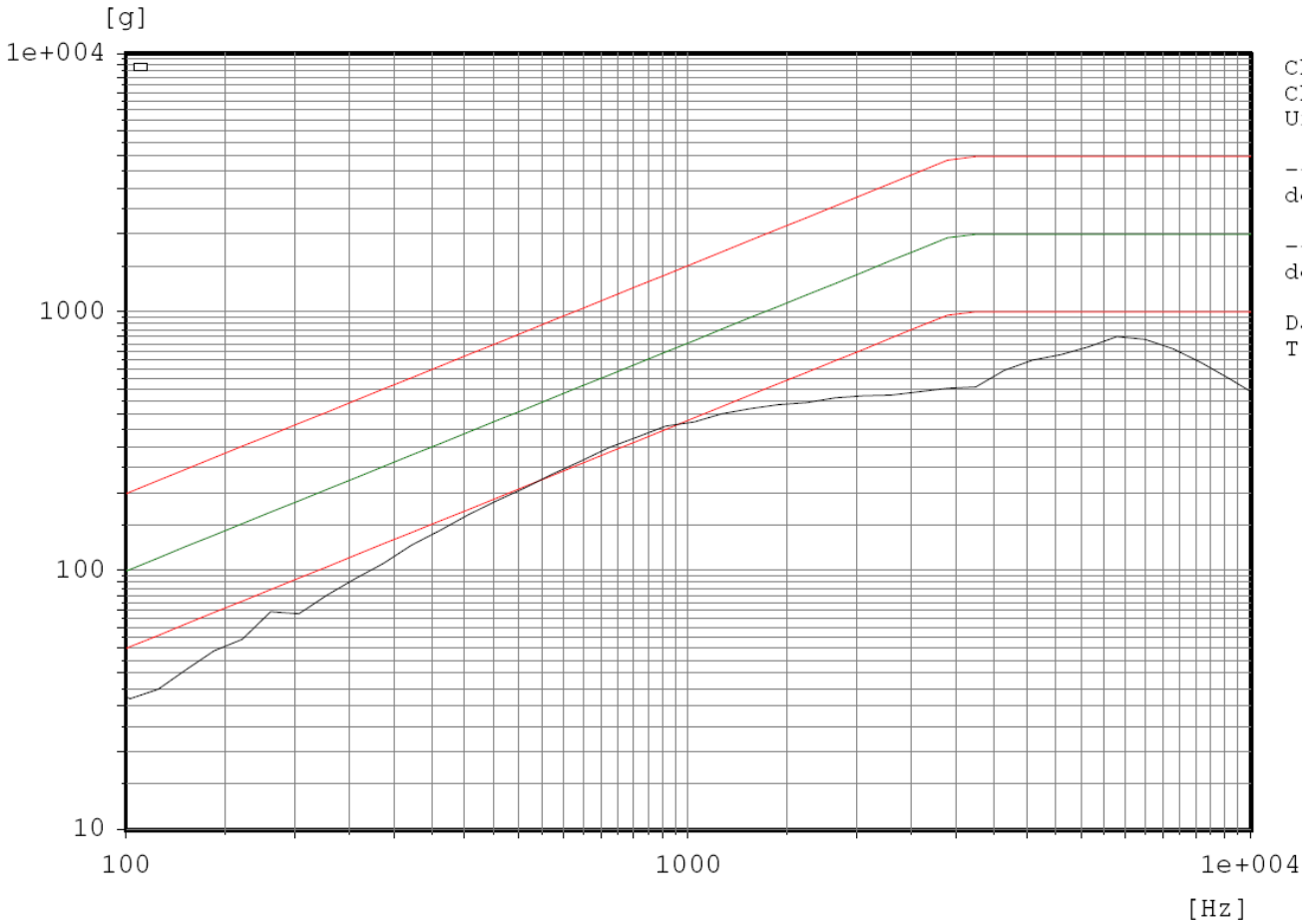


Figura 137. Choque Y dummy. Desde 150mm. Respuesta en la mesa.

Transient Capture
 Run8 Y-axis dummy
 GALILEO IOV S-Band TRSP
 Drop high: 150mm

Mp. I/Fy (SRS: d=5, 00%)



Mp. I/Fx (SRS: d=5, 00%)

Transient Capture
 Run8 Y-axis dummy
 GALILEO IOV S-Band TRSP
 Drop high: 150mm

Mp. I/Fz (SRS: d=5, 00%)

Transient Capture
 Run8 Y-axis dummy
 GALILEO IOV S-Band TRSP
 Drop high: 150mm

Figura 138. Choque Y dummy. Desde 800mm. Respuesta en la mesa.

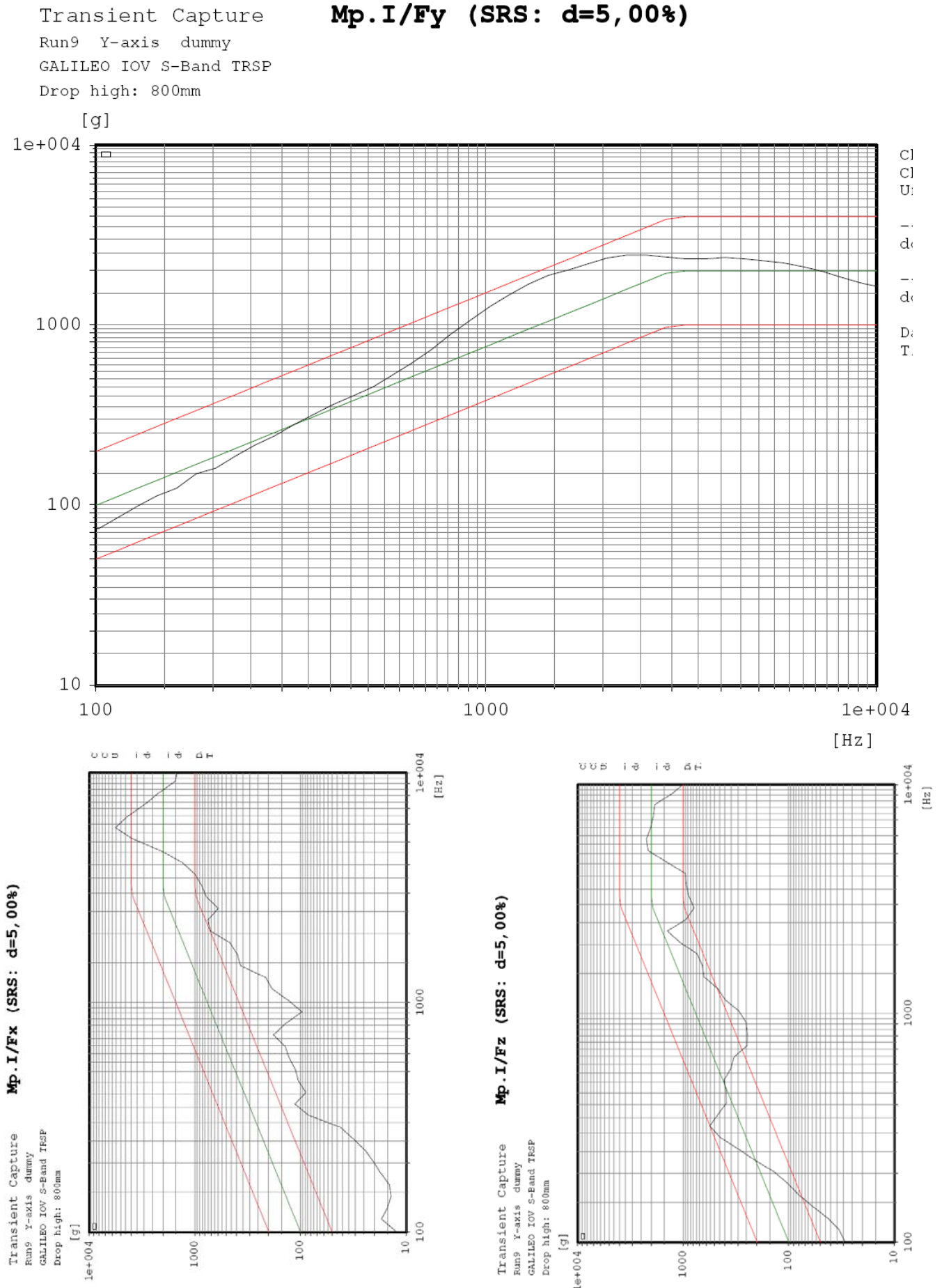


Figura 139. Choque Y dummy. Desde 900mm. Respuesta en la mesa.

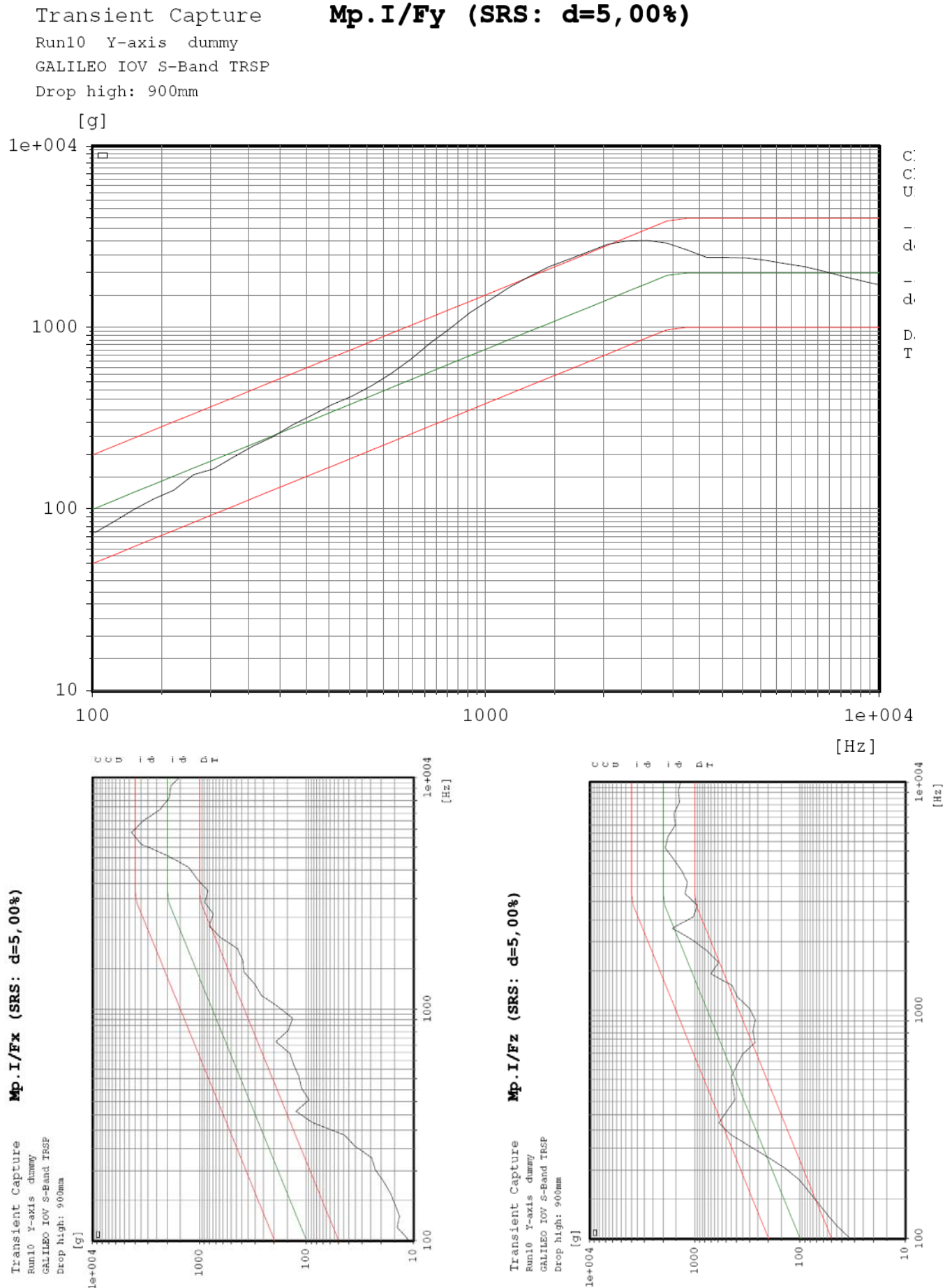


Figura 140. Choque Y. Desde 150mm. Respuesta en la mesa.

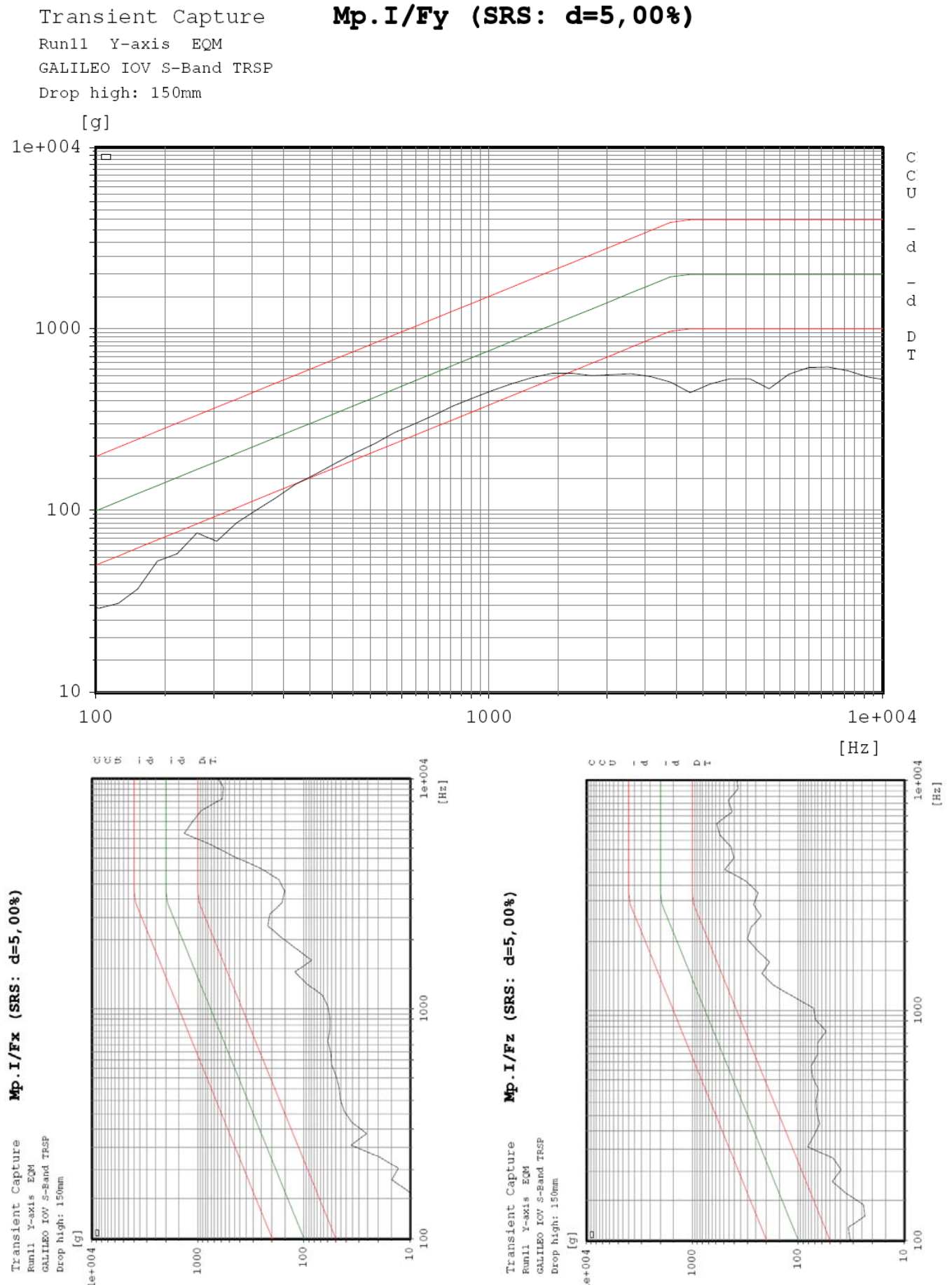


Figura 141. Choque Y. Desde 800mm. Respuesta en la mesa.

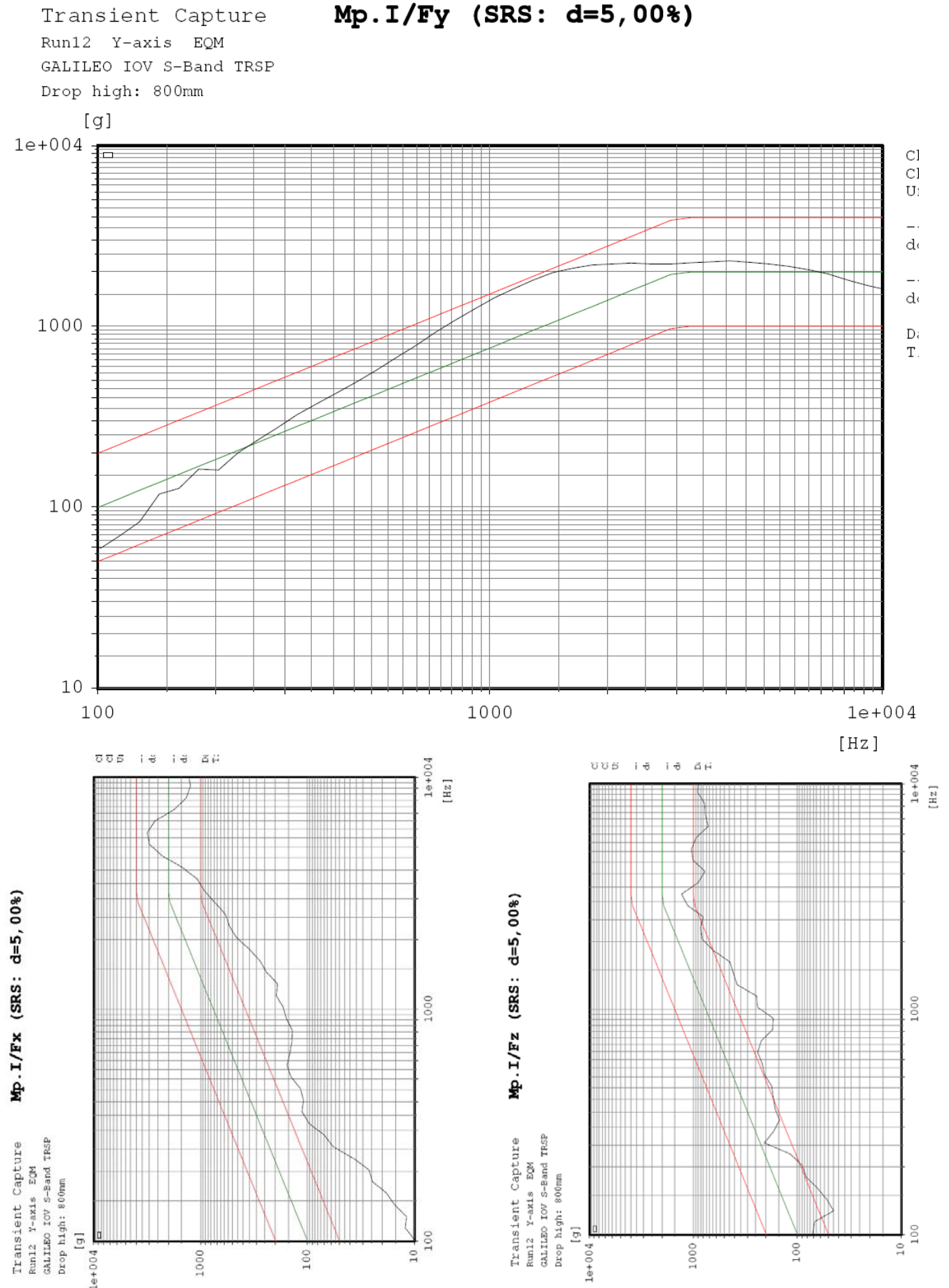


Figura 142. Seno bajo post-choque eje Y.

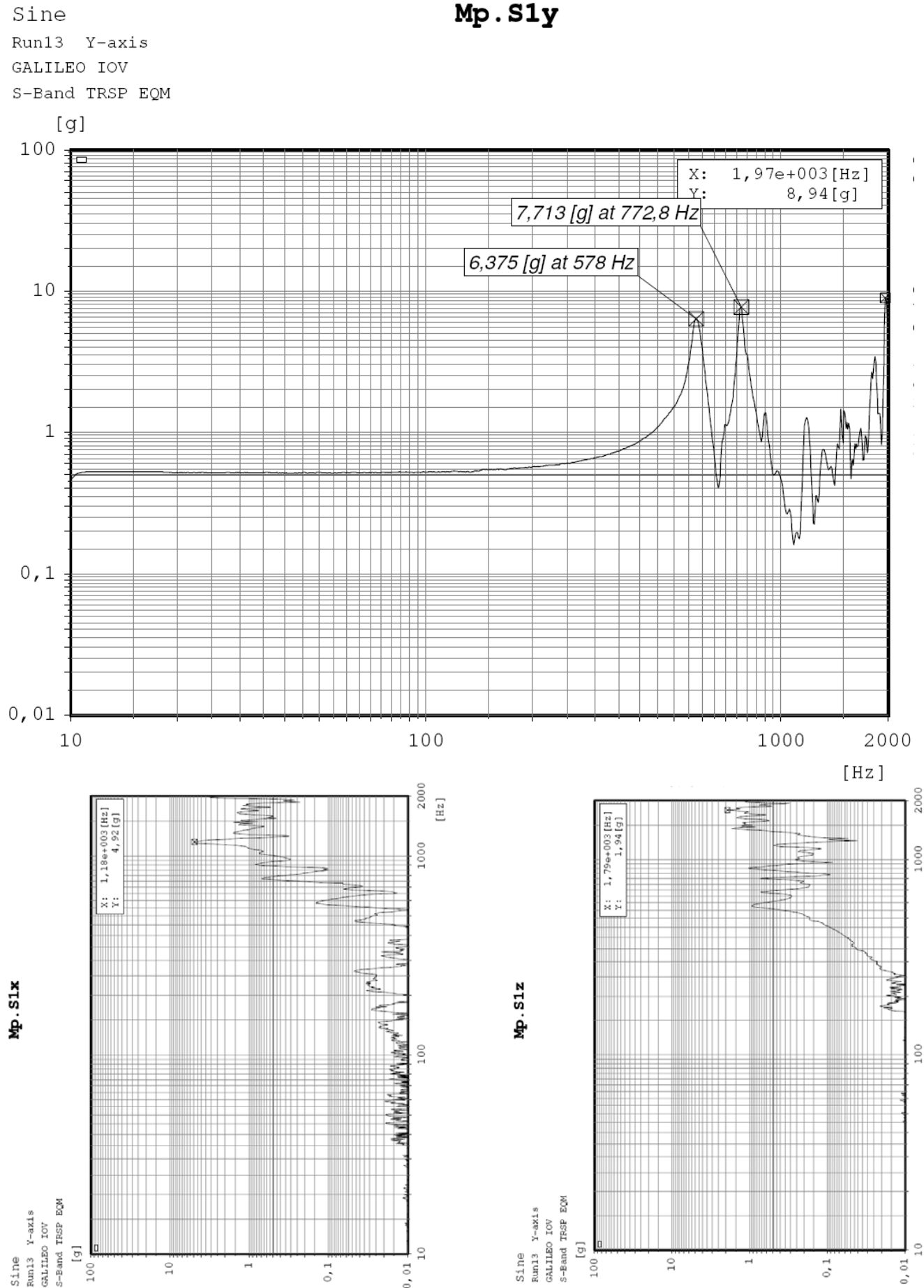


Figura 143. Seno bajo pre-choque eje Z.

Sine
Run14 Z-axis
GALILEO IOV
S-Band TRSP EQM

Mp.S1z

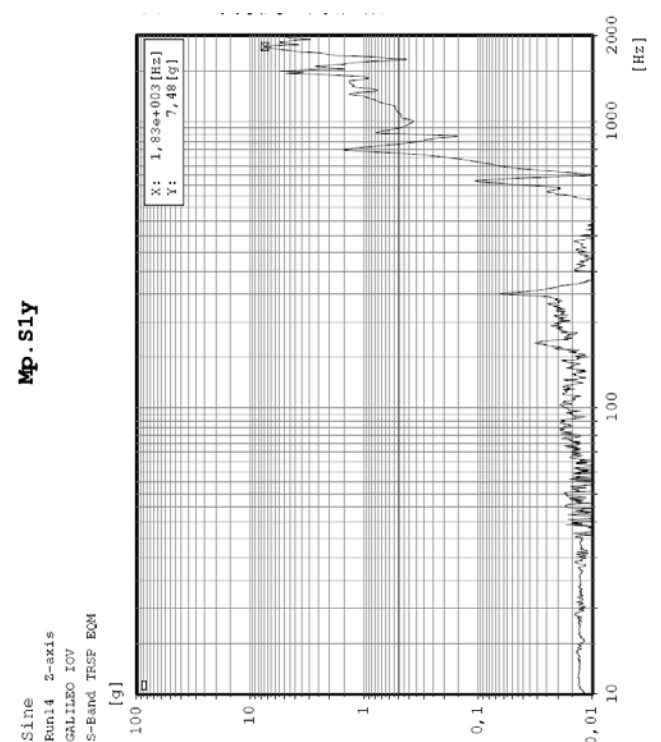
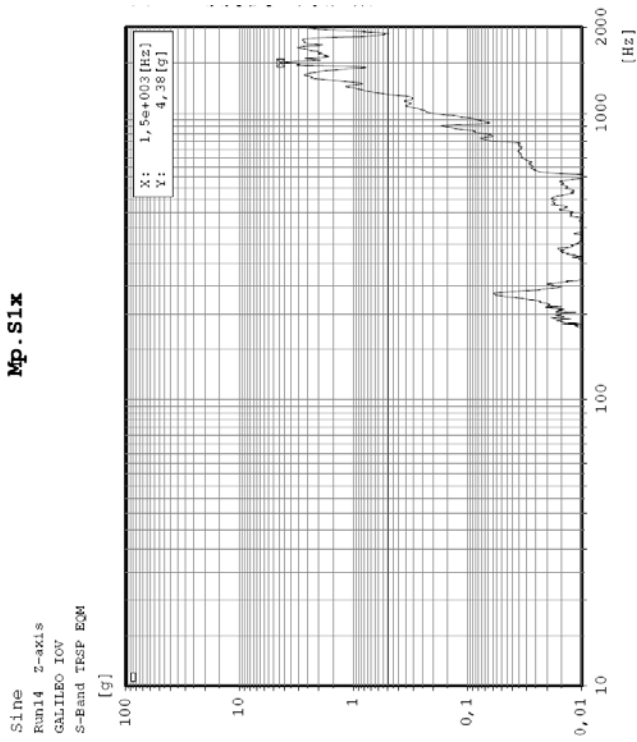
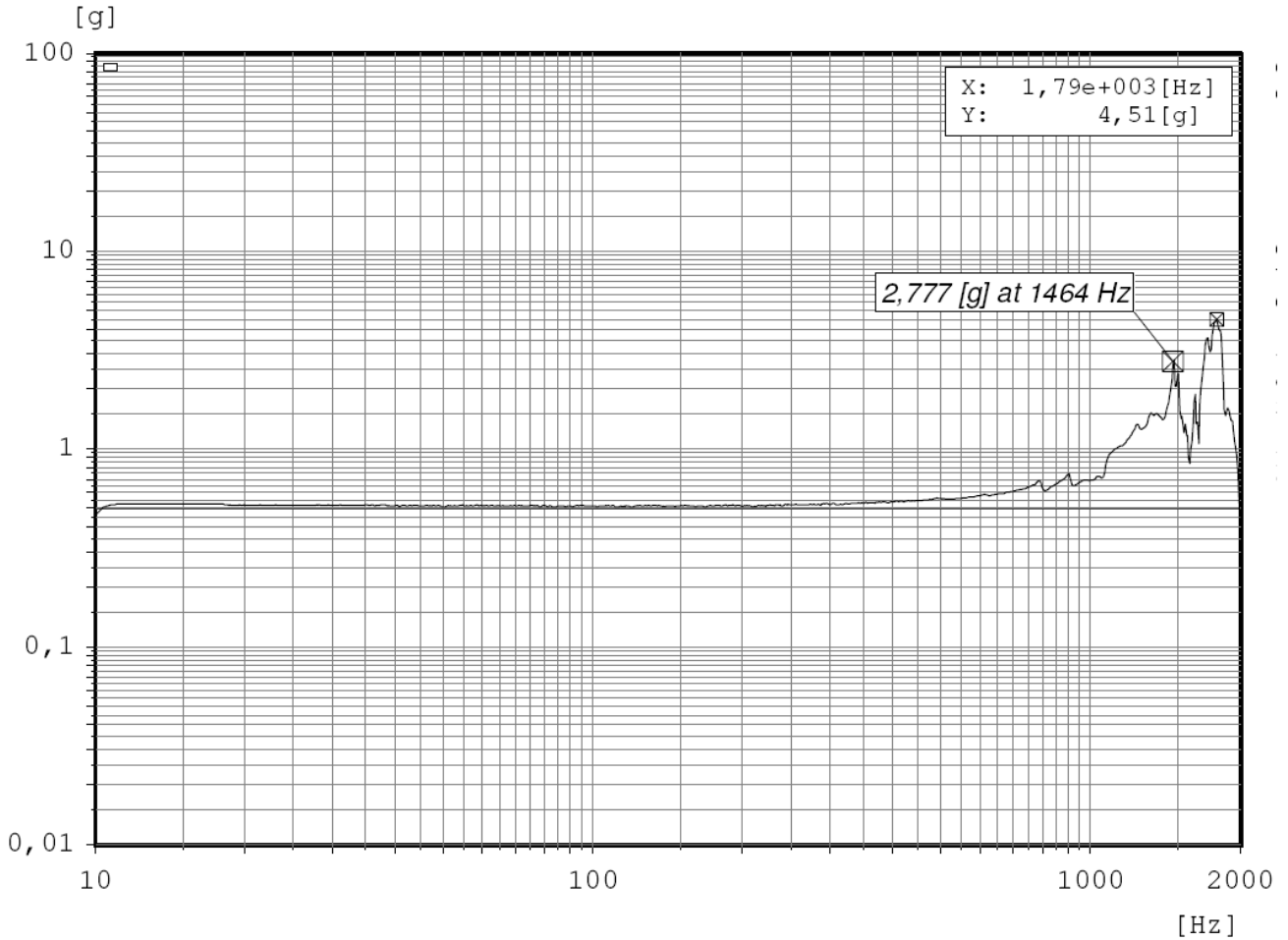


Figura 144. Choque Z dummy. Desde 500mm. Respuesta en la mesa.

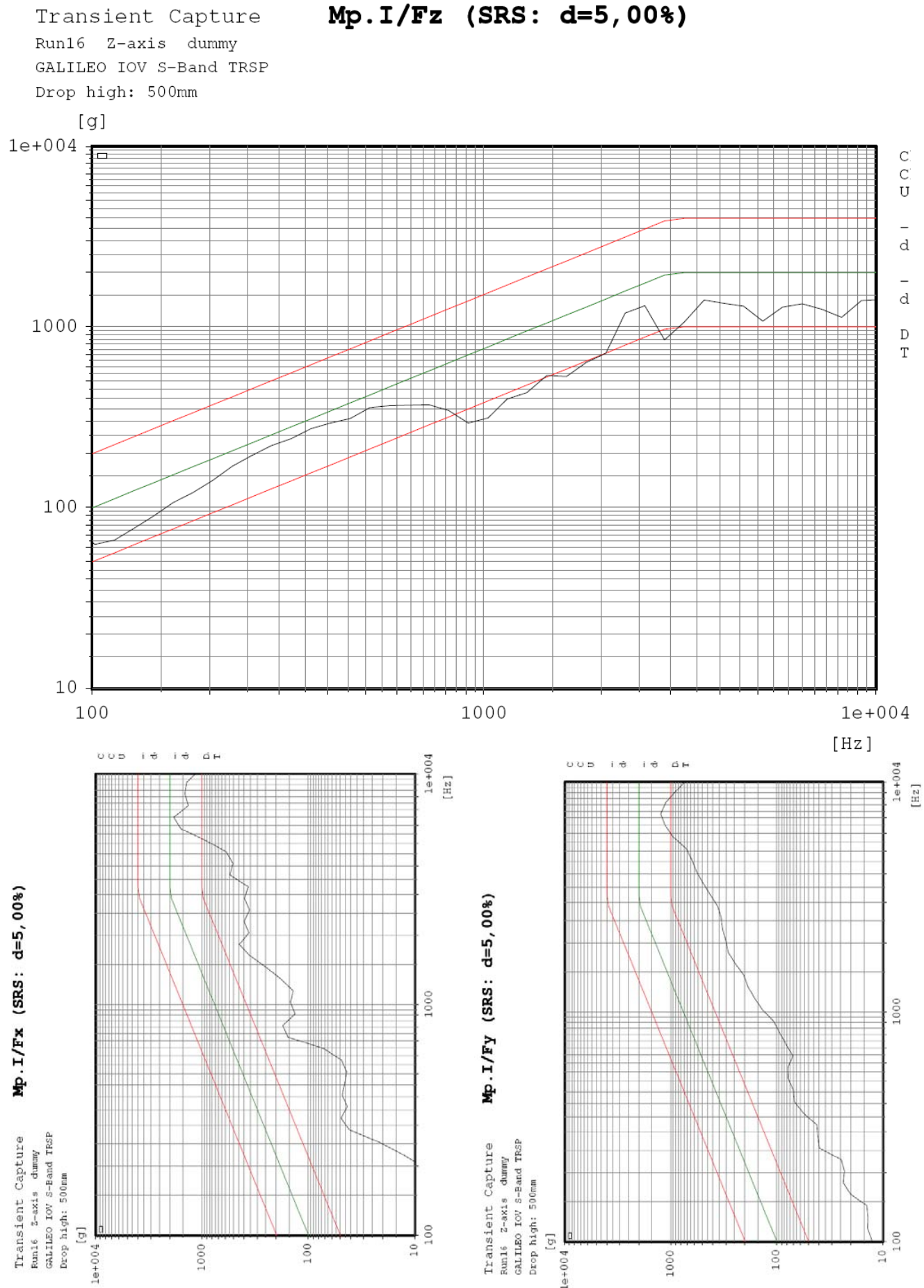


Figura 145. Choque Z dummy. Desde 1300mm. Respuesta en la mesa.

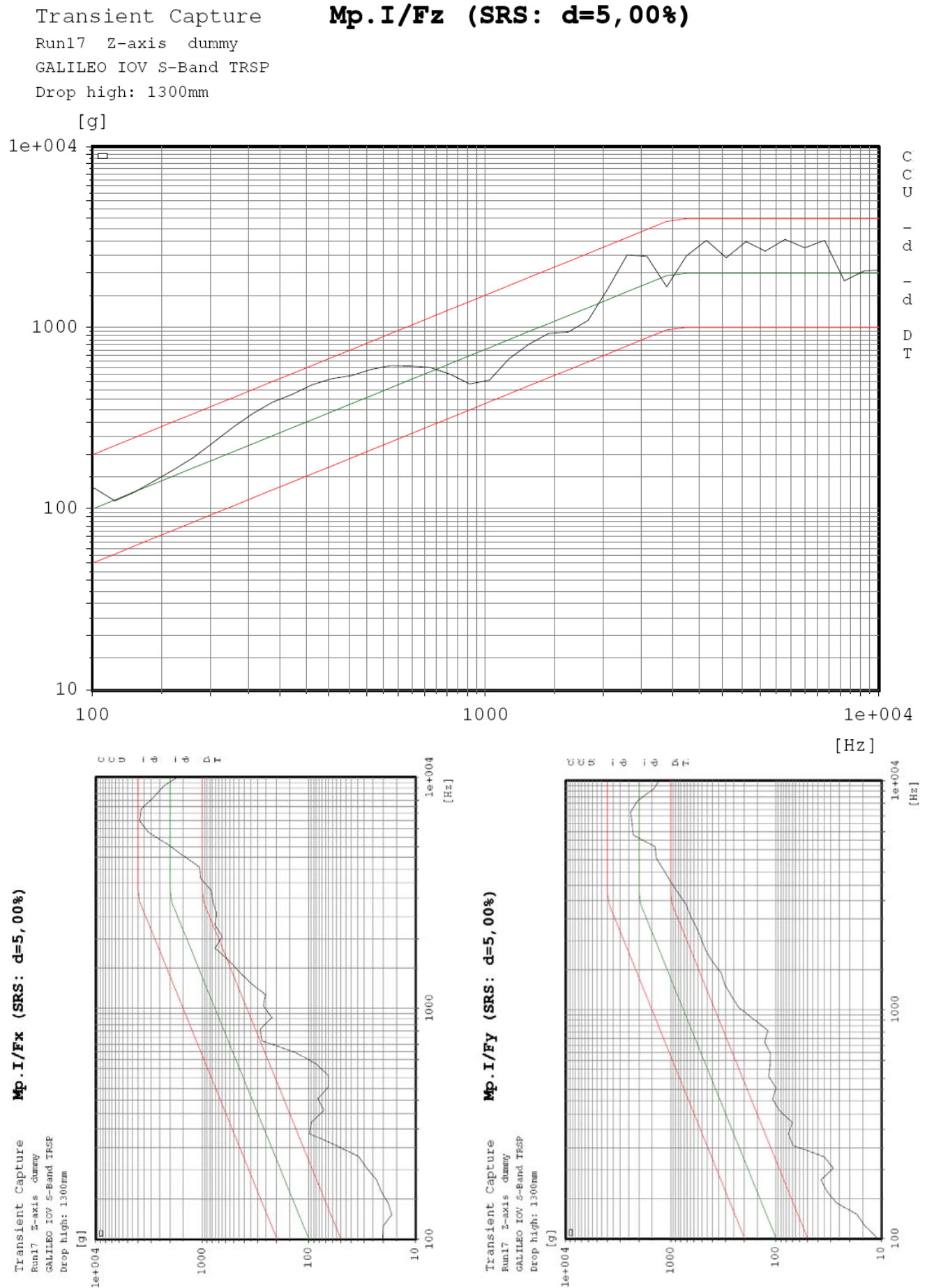


Figura 146. Choque Z. Desde 500mm. Respuesta en la mesa.

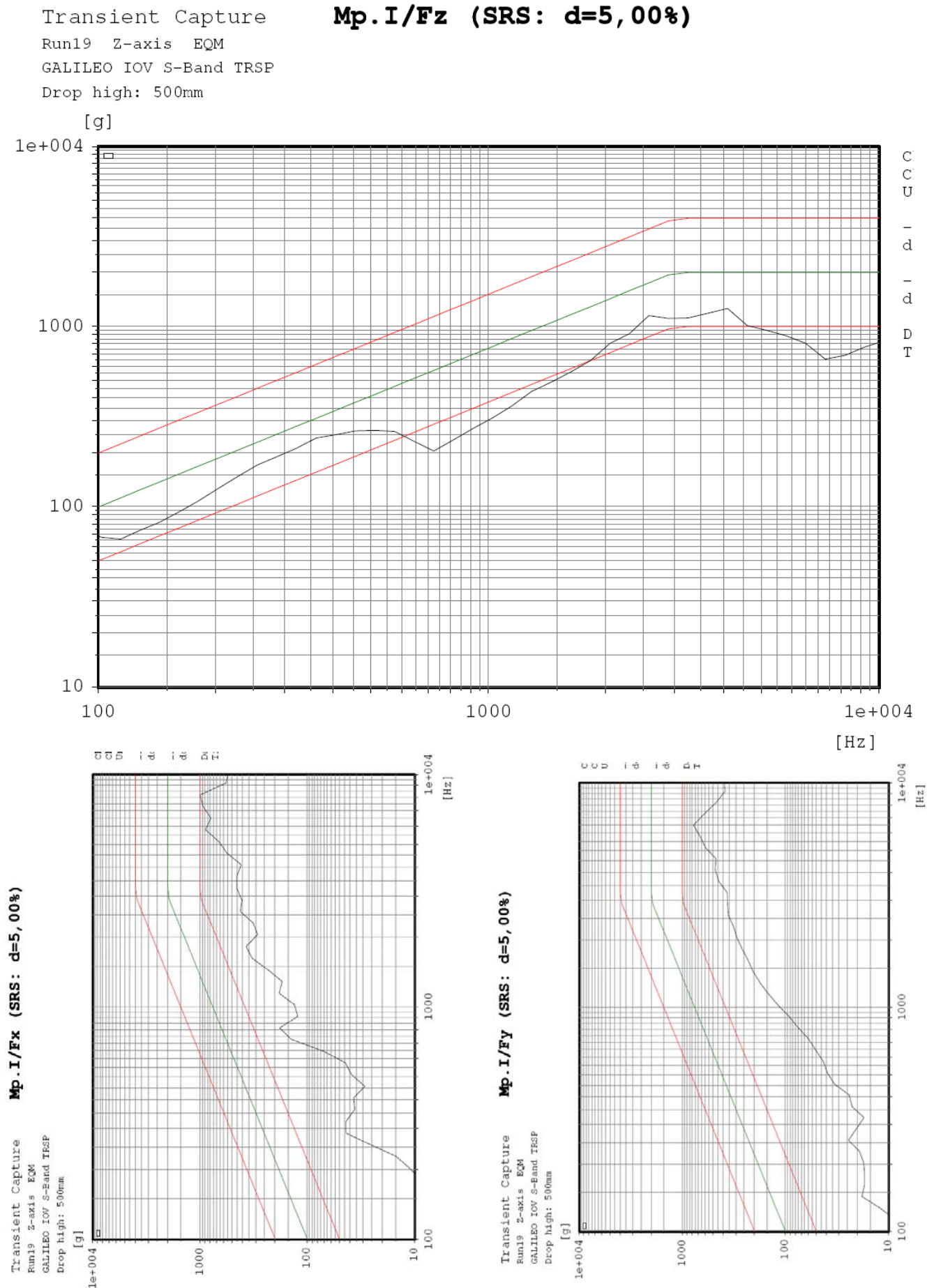


Figura 147. Choque Z. Desde 1300mm. Respuesta en la mesa.

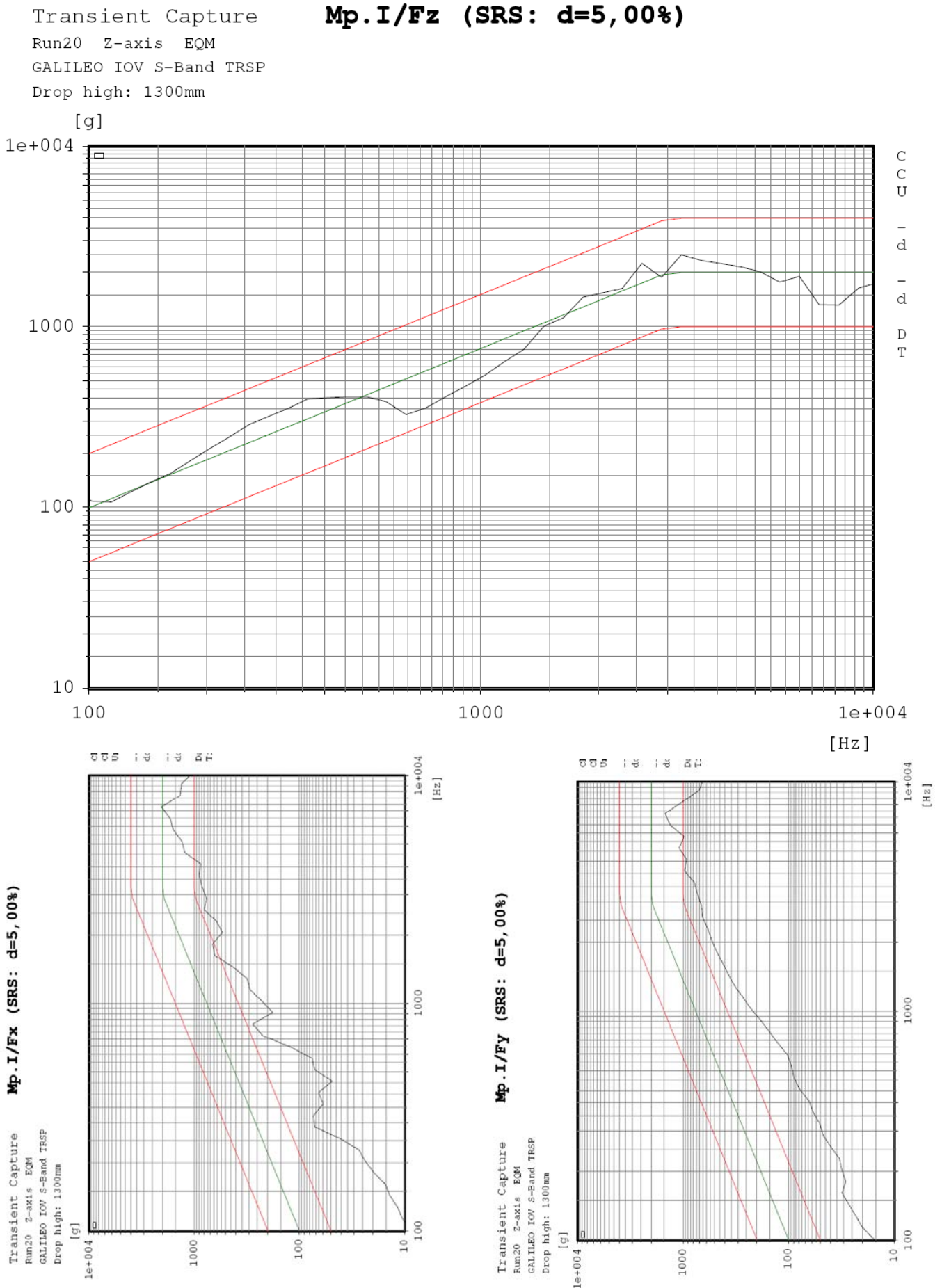
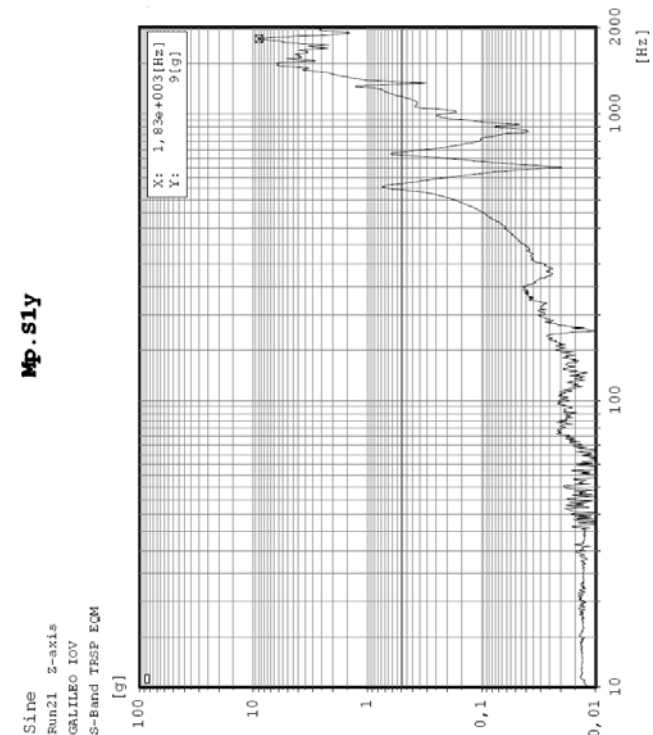
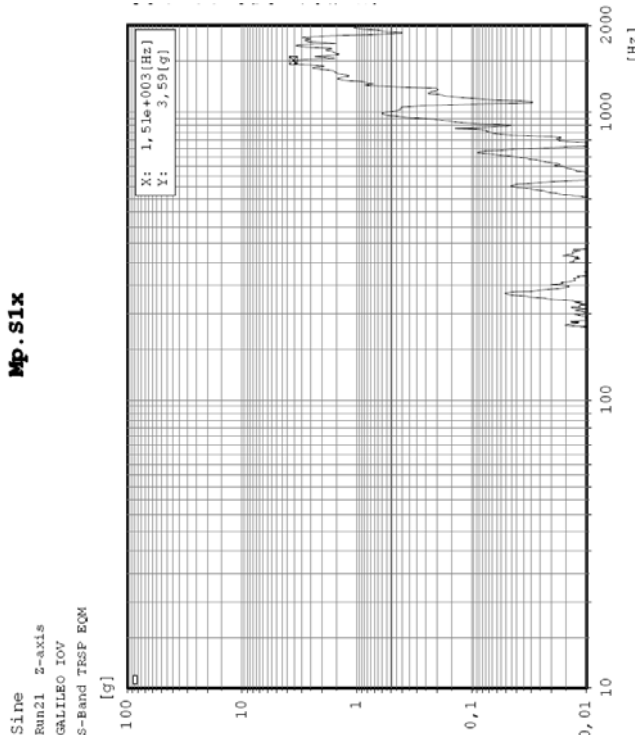
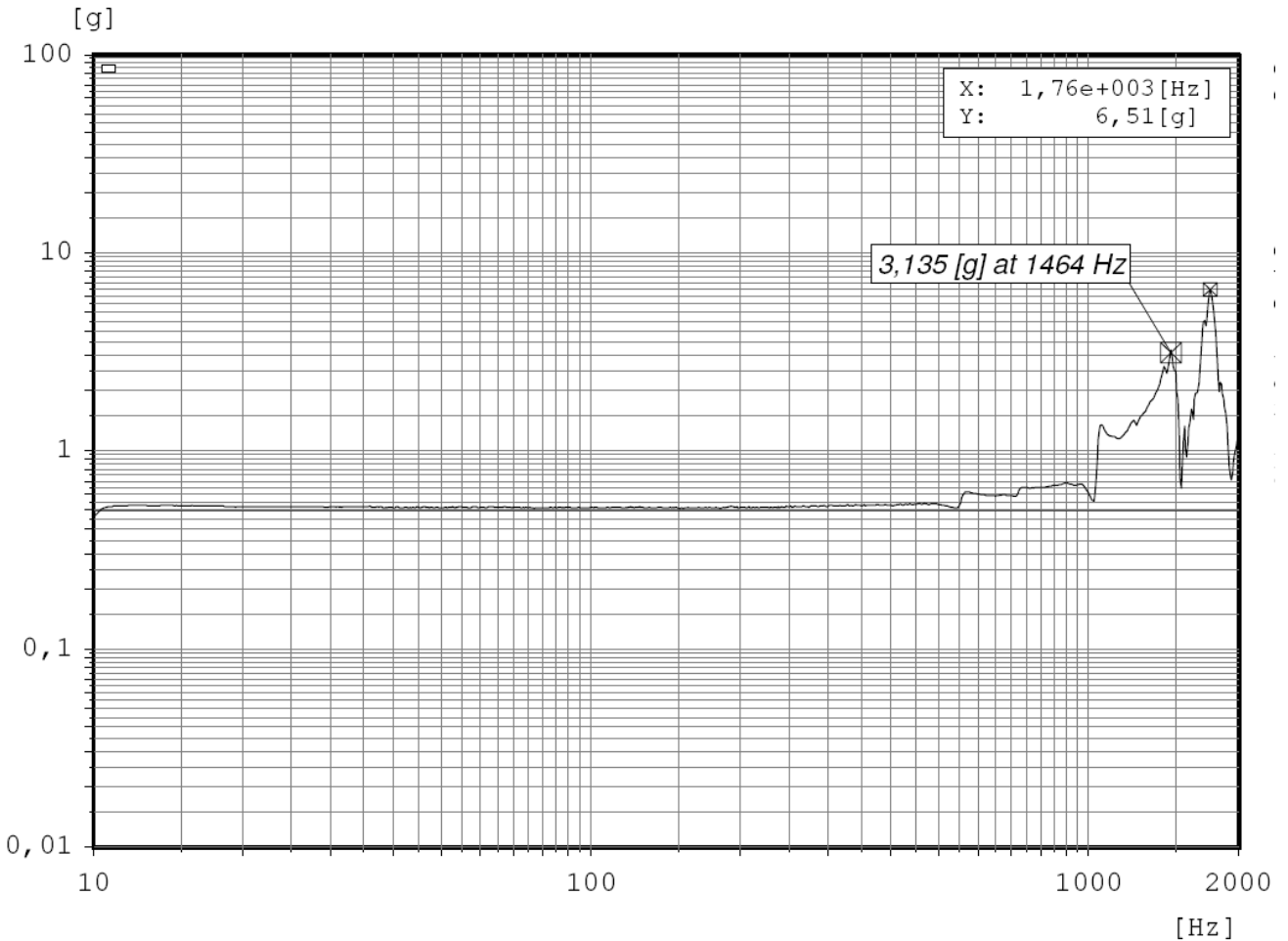


Figura 148. Seno bajo post-choque eje Z.

Sine
Run21 Z-axis
GALILEO IOV
S-Band TRSP EQM

Mp.S1z



BIBLIOGRAFÍA

- [BG1] General Design and interface Requirements (GDIR)
Documento interno Thales Alenia Space (TAS) No.: GAL-REQ-ASTD-SA-R-2.
- [BG2] General Design Construction & Interface Specification (GDCIS)
Documento interno TAS No.: S000329
- [BG3] Environment Requirements and Test Specification
Documento interno TAS No.: GAL-REQ-ASTD-SA-R-03
- [BG4] S-Band Transponder requirements specification
Documento interno TAS No.: GAL-REQ-AEO-TTC-R-04
- [BG5] Space Environment Requirements
Documento interno TAS No.: GAL-REQ-ASTD-SA-R-05
- [BG6] Metodología General del departamento de Diseño Físico.
Documento interno TAS No.: PD5100
- [BG7] Metodología General de Análisis Mecánico.
Documento interno TAS No.: PD5200
- [BG8] Dave S. Steinberg. *Vibration Analysis for Electronic Equipment, 2nd edition*.
1988 Wiley, John & Sons.
- [BG9] Procedimiento de Validación Interna del Diseño
Documento interno TAS No.: PQ1005
- [BG10] Space Products Assurance. Derating- EEE Components.
Documento interno TAS No.: ECSS-Q-30-11A
- [BG11] Galileo IOV S-Band TRSP Structural Analysis
Documento interno TAS No.: 600788AA/373
- [BG12] Galileo IOV S-Band TRSP Thermal Analysis
Documento interno TAS No.: 600788AA/374
- [BG13] Galileo IOV S-Band TRSP Mechanical Test Procedure
Documento interno TAS No.: 600788AA/932
- [BG14] EQM Shock Test Report
Documento interno TAS No.: 600788AA-10-02/945
- [BG15] EQM Vibration Test Report
Documento interno TAS No.: 600788AA-10-02/475