

UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA NACIONAL
FACULTAD REGIONAL CÓRDOBA
DIRECCIÓN DE POSGRADO



MAESTRÍA EN TECNOLOGÍA SATELITAL

Mención: **Sistemas Mecánicos**

Título de la TESIS:

**PROCEDIMIENTO DE EVALUACIÓN Y ESPACIALIZACIÓN DE
COMPONENTES COMERCIALES PARA SU USO EN EL ESPACIO**

Autor: Nicolás Matías **BALBI**

Director: Marcelo Daniel **CEROCCHI**



Córdoba, Agosto de 2019

UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA NACIONAL
Facultad Regional Córdoba

CONAE-UFS
Unidad de Formación Superior

**Procedimiento de Evaluación y Espacialización de
Componentes Comerciales
para su uso en el espacio**

Nicolás M. Balbi

Tesis enviada a la Dirección de Posgrado de la UTN
Facultad Regional Córdoba como parte de los requisitos para la
obtención del pos grado de

MAGISTER EN TECNOLOGÍA SATELITAL
de la
UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA NACIONAL
2019

Procedimiento de Evaluación y Espacialización de Componentes Comerciales para su uso en el espacio

Director de Tesis:

Ing. Marcelo D. Cerocchi
Comisión Nacional de Actividades Espaciales

Jurado de Tesis:

Dr. Carlos Alberto Falcon
Comisión Nacional de Actividades Espaciales

MS. Roberto Jorge Alonso
Comisión Nacional de Actividades Espaciales

Esp. Pablo L. Ringegni
Universidad Nacional de La Plata

FACULTAD REGIONAL CÓRDOBA
UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA NACIONAL

2019

TABLA DE CONTENIDOS

1. INTRODUCCIÓN A LA ESPACIALIZACIÓN.....	1
2. FUNDAMENTACIÓN DEL TEMA ELEGIDO.....	3
2.1. INTRODUCCIÓN	3
2.2. ANTECEDENTES	4
3. OBJETIVO Y APORTE DEL TRABAJO REALIZADO.....	7
3.1. OBJETIVO PRIMARIO	7
3.2. OBJETIVOS SECUNDARIOS.....	7
3.3. APORTE DEL TRABAJO REALIZADO.....	8
4. METODOLOGÍA	9
5. ENTORNOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL.....	11
5.1. ESPACIO EXTERIOR	14
5.1.1. GENERAL.....	14
5.1.2. VACÍO	16
5.1.3. RADIACIÓN	18
5.1.4. MICROGRAVEDAD.....	31
5.1.5. MICROMETEORITOS Y BASURA ESPACIAL	32
5.1.6. OXÍGENO ATÓMICO	36
5.1.7. TEMPERATURA.....	42
5.2. ENTORNO DE LANZAMIENTO	46
5.2.1. CARGAS VIBROACÚSTICAS	46
5.2.2. DESPRESURIZACIÓN RÁPIDA.....	50
5.3. INTEGRACIÓN Y ENSAYOS AMBIENTALES	51
5.3.1. INTRODUCCIÓN	51
5.3.2. CARGAS CUASIESTATICAS	56
5.3.3. VIBRACIONES SINUSOIDALES.....	57

5.3.4.	VIBRACIONES RANDOM	58
5.3.5.	CARGAS DE SHOCK	59
5.3.6.	CARGAS ACÚSTICAS	60
5.4.	MANIPULACIÓN Y TRANSPORTE	62
5.4.1.	INTRODUCCIÓN	62
5.4.2.	ACELERACIONES	63
5.4.3.	CONTAMINACIÓN	64
5.4.4.	DESCARGAS ESD	68
5.5.	ALMACENAMIENTO	73
6.	OTRAS CONSIDERACIONES QUE AFECTAN A UNA MISIÓN SATELITAL	86
6.1.	MATERIALES PROHIBIDOS	86
6.1.1.	RECUBRIMIENTOS DE ESTAÑO PURO	86
6.1.2.	RECUBRIMIENTOS DE CADMIO	89
6.1.3.	RECUBRIMIENTOS DE ZINC	90
6.1.4.	MATERIALES PROPENSOS A STRESS CORROSION CRACKING	90
6.2.	CONFIABILIDAD	94
6.2.1.	ANÁLISIS DE MODOS DE FALLAS	97
6.2.2.	DISEÑOS TOLERANTES A FALLAS.....	98
6.3.	RESTRICCIONES POLÍTICAS, LEGALES Y ACUERDOS INTERNACIONALES...	103
7.	PROCEDIMIENTO.....	104
7.1.	INTRODUCCIÓN	104
7.2.	PLAN DE ESPACIALIZACIÓN	106
7.3.	ACCIONES A REALIZAR DENTRO DEL PROCEDIMIENTO	116
7.3.1.	MATERIALES PROHIBIDOS.....	117
7.3.2.	DESPRESURIZACIÓN RÁPIDA (VENTING).....	124
7.3.3.	OXÍGENO ATÓMICO	131

7.3.4.	VACÍO (OUTGASSING)	135
7.3.5.	VACÍO (COLD WELDING-SOLDADURA EN FRÍO).....	143
7.3.6.	TEMPERATURA (ENSAYO DE TERMO-VACÍO)	149
7.3.7.	RADIACIÓN	174
7.3.8.	ACELERACIONES, VIBRACIONES, ONDAS ACÚSTICAS Y DE SHOCK	189
8.	CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	206
8.1.	CONCLUSIONES	206
8.2.	TRABAJOS FUTUROS.....	207
9.	ACRÓNIMOS Y DEFINICIONES	208
9.1.	ACRÓNIMOS	208
9.2.	DEFINICIONES	210
10.	BIBLIOGRAFÍA.....	211

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 4.1 Diagrama de flujo de alto nivel del procedimiento de espacialización .	10
FIGURA 5.1 Entornos ambientales y sus respectivos efectos	12
FIGURA 5.2: Factores que deben ser tenidos en cuenta en un proceso de espacialización	13
FIGURA 5.3: Factores ambientales que afectan a un hardware en el espacio.....	15
FIGURA 5.4: Principales efectos de los factores ambientales espaciales.....	16
FIGURA 5.5: Dosis de radiación vs. espesor del blindaje para órbita de 400 km	25
FIGURA 5.6: Dosis total de radiación para diferentes espesores de blindaje	26
FIGURA 5.7 Diodo, conformación de la barrera interna de potencial	28
FIGURA 5.8: Basura espacial en órbitas leo y geo respectivamente	34
FIGURA 5.9: Basura producida por motor de estado sólido de lanzadores	34
FIGURA 5.10: Impacto de basura espacial sobre ventana de transbordador espacial STS-007	36
FIGURA 5.11: Densidad de la composición atmosférica en función de la altitud	37
FIGURA 5.12: Degradación del recubrimiento de aluminio de los paneles solares de la iss producido por el oxígeno atómico luego de un año de exposición (imagen NASA).	38
FIGURA 5.13: Variación del oxígeno atómico con la altitud para actividades solares y geomagnéticas altas, moderadas y bajas	42
FIGURA 5.14: Cuatro fuentes de radiación térmica que afectan a los componentes de un satélite.....	43
FIGURA 5.15: Ángulos de incidencia con respecto a las fuentes de radiación del sol y la tierra	44
FIGURA 5.16: Variación del flujo de albedo alrededor de la tierra	45
FIGURA 5.17: Diferentes etapas de un lanzador (imagen JPL/NASA)	47
FIGURA 5.18: Perfil de aceleraciones axiales típicas de un lanzador	48

FIGURA 5.19: Envoltente de presión absoluta para el lanzador Delta IV	51
FIGURA 5.20: Fases de un proyecto espacial (fuente NASA).....	52
FIGURA 5.21: Secuencia de integración	53
FIGURA 5.22: Cámara de termo-vacío (imagen CONAE).....	54
FIGURA 5.23: Satélite SAC-D montado sobre shaker (imagen INPE)	54
FIGURA 5.24: Satélite SAC-D en cámara para ensayos acústicos (imagen INPE).....	55
FIGURA 5.25: Satélite SAC-D, ensayos de compatibilidad electromagnética	55
FIGURA 5.26: Aceleraciones cuasi-estáticas y transitorios de baja frecuencia.....	56
FIGURA 5.27: Perfil de ensayo de vibraciones sinusoidal	57
FIGURA 5.28: Niveles de densidad espectral de aceleración típicos de un lanzador	58
FIGURA 5.29 Lanzador Delta IV, niveles acústicos vistos por la carga útil	62
FIGURA 5.30: Satélite SAC-D aquarius desarrollado por la CONAE en conjunto con NASA montado sobre su dolly de integración en las facilidades de INVAP.....	63
FIGURA 5.31: Selfie de paneles solares tomadas por el mars rover opportunity. Muestra como los vientos de marte contribuyeron a la limpieza de paneles solares aumentando en un 70% la potencia generada. crédito: NASA/JPL-Caltech/cornell univ./arizona state univ.	65
FIGURA 5.32 Satélite SAC-D/Aquarius acoplado a la última etapa del lanzador	68
FIGURA 5.33 Satélite SAC-D/Aquarius luego de ser liberado del lanzador	68
FIGURA 5.34: Descarga producida por la diferencia de potencial entre la manija y el cuerpo de la persona.....	69
FIGURA 5.35: Tipos de fallas ESD, impacto sobre los costos de la misión	71
FIGURA 5.36: Vista a 3000x de las conexiones metálicas internas correspondientes a una memoria sram tcc-244 1k fabricada por sandia y usada en el subsistema de control de actitud de la misión galileo (NASA). fuente: jet propulsion laboratory ...	72
FIGURA 5.37: Daño en las uniones metálicas internas de la memoria luego de un ensayo esd donde se implementó una descarga de 8000 voltios, 3 veces. fuente: jet propulsion laboratory	72

FIGURA 5.38: Corrosión en pines de conector. imagen NASA	74
FIGURA 6.1: Tin whisker creciendo entre las patas de un integrado	87
FIGURA 6.2: Comparación de un cabello humano con un tin whisker.....	87
FIGURA 6.3: Tin whiskers de estaño puro creciendo en capacitor de cerámica	88
FIGURA 6.4: Típico patrón de grietas presente en materiales con SCC	91
FIGURA 6.5: Redundancia activa con unidades funcionales en paralelo	99
FIGURA 6.6: Redundancia activa con sistema de votación	100
FIGURA 6.7: Redundancia en frío con unidades funcionales en paralelo	100
FIGURA 6.8: Redundancia en frío implementada con diseños diferentes	101
FIGURA 7.1: Ejemplos de posibles variables que intervendrán en el análisis de viabilidad y en la toma de decisiones al momento de confeccionar el plan de espacialización	105
FIGURA 7.2: Información asociada al plan de espacialización	106
FIGURA 7.3: Etapas y contenido de un plan de espacialización general.....	114
FIGURA 7.4: Etapas y contenido de un plan de espacialización general.....	115
FIGURA 7.5: Conectores sub-d con recubrimiento de zinc	118
FIGURA 7.6: Tornillos y arandelas con recubrimiento electrolítico de zinc con CR III	118
FIGURA 7.7: Espectroscopio de fluorescencia de rayos x marca fischer, serie xdv-μ	118
FIGURA 7.8: Diferencias visuales entre conectores sub-d no vuelo vs vuelo	120
FIGURA 7.9: Criterio de aceptación en soldadura de conector con solder-cups	120
FIGURA 7.10: Los materiales utilizados para “conformal coating” no deben generar un puente entre la parte inferior de partes/componentes y la placa pcb	121
FIGURA 7.11: Deposición con spray o por vacío.....	122
FIGURA 7.12: Acciones para detectar materiales prohibidos y minimizar su efecto sobre el hardware	123

FIGURA 7.13: Toma de decisión relacionada a áreas de venteo.....	125
FIGURA 7.14: Presión diferencial " Δp " vs (v/a) para una presión externa de 6 [psi], cambiando a una tasa dp/dt [psi/s].	128
FIGURA 7.15: Presión interna dentro de la cofia de diferentes lanzadores y sus tasas de cambio.....	129
FIGURA 7.16: Flujo de oxígeno atómico según experimento de materiales de la estación espacial internacional. órbita ~ 350 km [34].	131
FIGURA 7.17: Cableado cubierto por cinta de kapton y cableado envuelto con cinta de aluminio.....	133
FIGURA 7.18: Diagrama de flujo, evaluación del riesgo en cuanto al OA y posibles técnicas de mitigación.....	134
FIGURA 7.19: Lista de outgassing de adhesivos scotch-weld 2216.....	136
FIGURA 7.20: Elementos reemplazables dentro de un hardware comercial	137
FIGURA 7.21: Poteado de conector sub-d	139
FIGURA 7.22: Orange stick, marca techni-tool	140
FIGURA 7.23: Aplicación de loctite 242, TML: 13. 74%, CVCM: 5.49% en rosca de tornillos sin salida.....	141
FIGURA 7.24: Diagrama de flujo acciones correctivas para disminuir los valores de outgassing	143
FIGURA 7.25: Coeficiente de fricción en función del tiempo para dos piezas de acero 52100 deslizándose entre ellas, en vacío 3×10^{-5} pa, velocidad relativa 2 m/s, carga de 1 kg	144
FIGURA 7.26: Toma de decisión en cuanto al problema de soldadura en frío (cold welding).....	145
FIGURA 7.27: Grasa de alta performance en vacío Braycote 601ef. temperatura operativa: de -80°C a 204°C . TML:0.41, CVCM:0.07 (NASA 1124). presión de vaporización: 4×10^{-13} [torr] a 20°C	147

FIGURA 7.28: Calificación del hardware en termo-vacío y ciclado térmico. fallas y daños potenciales con sus correspondientes acciones de mitigación	150
FIGURA 7.29: Horno de vacío utilizado en procesos de bakeout	152
FIGURA 7.30: Márgenes de temperatura para ensayos de calificación y aceptación	153
FIGURA 7.31: Perfil de ensayo de termo-vacío, 8 ciclos, 4 horas tanto en mesetas calientes como frías, variación de temperatura $\pm 5^{\circ}\text{C}$ por minuto, hs: hot-start up, cs: cold-start up, ff: full functional test	156
FIGURA 7.32: Espectro de frecuencia de la energía solar	157
FIGURA 7.33: Absortividad y emisividad de pintura blanca, en función de la longitud de onda	157
FIGURA 7.34: Radiadores de temperatura utilizados para disipar el calor excedente generado por el hardware de vuelo.....	158
FIGURA 7.35: Absortividad y emisividad de pintura negra, en función de la longitud de onda	158
FIGURA 7.36: Cajas con electrónica integradas en la parte interior del satélite. se observa la pintura negra utilizada como acabado superficial	159
FIGURA 7.37: Propiedades de las terminaciones superficiales térmicas más utilizadas	159
FIGURA 7.38: Mantas térmicas recubriendo superficies exteriores de hardware de vuelo.....	160
FIGURA 7.39: Composición interna de manta térmica de varias capas	161
FIGURA 7.40: Emisividad resultante vs. número de capas aluminizadas.....	162
FIGURA 7.41: Mejorador de contacto térmico therm-a-gap g579 (rosa), TML: 0.15, CVCM: 0.02 según estándar NASA 1124.....	163
FIGURA 7.42: Sensor de temperatura pt2000 integrado en hardware de vuelo....	164
FIGURA 7.43: Termostato honeywell 705, calificado bajo norma MIL-PRF-24236, dispositivos tipo I, clase 4	165

FIGURA 7.44: Circuito de control térmico constituido por heaters marca minco, modelo fhk495fc07 y termostatos honeywell 705	166
FIGURA 7.45: Unión termoeléctrica peltier	167
FIGURA 7.46: Longitud extra en los terminales de los componentes para permitir libertad de movimiento y evitar fracturas en la soldadura o en la unión del conductor con el componente.	168
FIGURA 7.47: Utilización de terminales tipo “bifurcated”.	168
FIGURA 7.48: Montaje de componente considerando la disipación del calor.....	169
FIGURA 7.49: Soldadura fría, presenta un aspecto opaco y el estaño no a fluido adecuadamente sobre el conductor	170
FIGURA 7.50: Soldadura recalentada. presenta un aspecto opaco, poroso y/o cristalino.....	170
FIGURA 7.51: Soldadura aceptable. de aspecto brillante, superficies suaves, lisas y con una unión armónica entre el estaño y el conductor	170
FIGURA 7.52: Diferencia entre soldaduras en uniones de alto y bajo voltaje	171
FIGURA 7.53: Conectores tnc con orificios de venteo.....	173
FIGURA 7.54: Conectores tnc recubiertos con cinta de aluminio. perforación de la cinta para mantener las propiedades de venteo	173
FIGURA 7.55: Diagrama de flujo de acciones a implementar con el objetivo de mitigar los efectos de la radiación.....	175
FIGURA 7.56: Ejemplo para misión planificada para los años 2020-2025, con órbita heliosincrónica de 657 km, hora local nodo ascendente 6:00 pm, inclinación 98°.	177
FIGURA 7.57: Espesor de blindaje de aluminio necesario para tolerar dosis de radiación de hasta 2krad (6mm)	178
FIGURA 7.58: Espesor de blindaje de aluminio necesario para tolerar dosis de radiación de hasta 10 krad (2,7mm)	179
FIGURA 7.59: Ciclo de actividad solar 1985-2020 (NASA)	187
FIGURA 7.60: Predicción del ciclo solar número 24	188

FIGURA 7.61: Ejemplo de mac para satélite galileo lanzado en transbordador espacial	190
FIGURA 7.62: Flujo de análisis mecánicos y correspondientes acciones de mitigación	194
FIGURA 7.63: Adhesivo epoxi scotch-weld 2216 b/a gray	196
FIGURA 7.64: Scotch-weld 2216 b/a gray, proceso de mezcla y degaseado.....	196
FIGURA 7.65: Requerimiento y aplicación de aplicación de staking en componentes axiales.....	197
FIGURA 7.66: Material de staking aplicado sobre el cableado interno de una placa electrónica.....	197
FIGURA 7.67: Staking aplicado en tornillos de gabinete y conectores de computadora de vuelo.....	198
FIGURA 7.68: Conjunto de ensayos mecánicos de calificación	199
FIGURA 7.69: Forma de onda de ensayo sine-burst 15 hz. 12 g	201
FIGURA 7.70: Representación de función de densidad de potencia generada por las diversas fuentes del lanzador	202
FIGURA 7.71: Respuesta del hardware al entorno vibro-acústico del lanzador	203
FIGURA 7.72: Nivel mínimo de ensayo para detectar defectos de workmanship ..	203
FIGURA 7.73: Curva resultante, aplicable al ensayo de vibraciones random	204
FIGURA 7.74: Gráfica que sirve como guía/referencia para determinar cuándo un ensayo de shock es necesario a nivel unidad/componente.	205

1. INTRODUCCIÓN A LA ESPACIALIZACIÓN

La tecnología espacial posee características técnicamente distintivas que la distinguen de la tecnología empleada en sistemas o productos comerciales, entre ellas pueden mencionarse entre otras, su particular filosofía de diseño hasta el uso de partes y materiales que sean capaces de operar eficientemente a pesar de la hostilidad del ambiente espacial [1] [2].

Existen además aspectos económicos, programáticos y políticos que deben considerarse al momento de definir qué clase de tecnología o nivel de calidad va a ser utilizada en una aplicación espacial específica.

Estas fuertes exigencias hacen que los productos espaciales tengan costos y tiempos de adquisición varios órdenes de magnitud superiores a los de los componentes comerciales y, por otra parte, suelen tener restricciones o prohibiciones por parte de los países productores, por razones de política estratégica o para evitar una posible aplicación bélica.

Por los motivos expresados en el párrafo anterior, resulta particularmente atractivo analizar la posibilidad de emplear componentes comerciales y/o industriales en misiones satelitales [3] [4] [5]. Sin embargo, esto presenta un desafío técnico significativo ya que implica evaluar si estos componentes son capaces de soportar los ambientes extremadamente exigentes de una misión satelital, si su confiabilidad es la adecuada, y en caso de ser necesario y posible, que modificaciones se deberían efectuar para poder utilizarlos en el espacio [6] [7].

A los efectos de este trabajo de tesis se define como espacialización al conjunto de acciones que permiten que un elemento, que no haya sido inicialmente concebido y/o fabricado con la intención de ser utilizado en el espacio, tenga esta capacidad con un elevado nivel de confianza y resulte acorde a los requisitos específicos de la misión que lo requiere.

Vale destacar que, si bien existen antecedentes de trabajos que abarcan la temática de espacialización, estos en general se refieren a las pequeñas partes electrónicas tales como Resistencias, Capacitores, Transistores e Integrados, conocidas en la industria como Partes EEE [8], en cambio este trabajo se enfoca en componentes

espaciales de mayor complejidad, particularmente porque no existen antecedentes internacionales significativos y porque la industria espacial Nacional la necesita para optimizar sus recursos.

Atento a ello, en este trabajo se propuso obtener un procedimiento general que oriente al ingeniero espacial, sobre los pasos que debe seguir para espacializar una unidad funcional compleja como podrían ser un transmisor de comunicaciones comercial, una cámara de grado militar o una válvula de uso industrial para su utilización en una misión espacial no tripulada.

En síntesis, contar con un procedimiento estandarizado que permita definir el conjunto de actividades que se deberían desarrollar para verificar o transformar un componente comercial, industrial o militar en uno espacial, permitirá – en aquellos casos en que sea aplicable – emplear componentes de menor costo de adquisición, con plazos de entrega más cortos y evitar las restricciones político/estratégicas, ventajas que a fin de cuentas redundarán en mejorar la eficiencia técnico/programática de los proyectos espaciales nacionales.

2. FUNDAMENTACIÓN DEL TEMA ELEGIDO

2.1. INTRODUCCIÓN

Como ya se ha manifestado, la tecnología espacial posee características distintivas que la separan de la tecnología empleada en sistemas o productos comerciales, por ejemplo, la imposibilidad de hacer reparaciones y/o mantenimiento en órbita sumado al ambiente hostil del espacio (representado por la ausencia de atmósfera, la radiación, y la amplitud térmica entre otros) obliga a emplear partes de muy alta confiabilidad, que puedan operar en el vacío dentro de un amplio rango de temperaturas, que sean capaces de soportar un severo ambiente vibroacústico y que sean tolerantes a la radiación. Estas restricciones al no ser necesarias en las aplicaciones comerciales no son tenidas en cuenta en la producción masiva, por ello se hace necesario evaluar del conjunto de elementos comerciales/industriales, cuales pueden llegar a ser aptos para ser utilizados en aplicaciones espaciales y cuáles no.

Durante la escalada militar entre las potencias mundiales décadas atrás, el mercado militar tenía un peso significativo en el mercado de la industria electrónica aplicada a usos espaciales, luego con la aparición de computadoras personales, laptops, tabletas y la telefonía celular el balance se alteró drásticamente. En efecto, el mercado de partes espaciales y militares de alta confiabilidad solo representa menos del 0,3% del mercado comercial actual, el cual demanda cada vez más performance a menores costos. Ante esto, muchos fabricantes han dejado de lado la producción de partes militares y espaciales para dedicarse de lleno a la producción comercial y/o industrial.

El impacto que este nuevo panorama ha impuesto es una menor cantidad de productos disponibles, un mayor costo y plazos de entrega muy largos (órdenes de magnitud respecto a los comerciales) y performances mucho más limitadas con respecto a sus equivalentes comerciales/industriales. Estos factores conducen a los gerentes y/ o diseñadores de satélites a la enorme tentación de emplear estos dispositivos.

Existen además otras condiciones de contorno que hacen que el empleo de partes comerciales/industriales resulte aún más atractivo y que tiene que ver con razones

políticas tales como limitación o condicionamientos particulares a las exportaciones de ciertas tecnologías, limitación al acceso a la información sobre las mismas, etc. que implican que, o bien los tiempos de adquisición se incrementan sensiblemente o directamente estén vedadas a naciones como la nuestra.

Ante lo expuesto, sumado a la tendencia que se observa internacionalmente, confirman la conveniencia de tratar de implementar mecanismos que nos aseguren el aprovisionamiento de partes y equipos comerciales o industriales para ser utilizados en los proyectos espaciales nacionales, garantizando tanto su performance como niveles de calidad y es en este marco en el cual se encuadra este trabajo.

2.2. ANTECEDENTES

Existen algunos ejemplos de proyectos nacionales relacionados con la actividad espacial que, por limitaciones presupuestarias, por ser parte de equipos no prioritarios y/o debido a tiempos de desarrollo limitados, han utilizado componentes comerciales/industriales o no calificados para el espacio, como es el caso del satélite Victor [9], o el Proyecto RESUME de la UTN, donde se utilizaron componentes comerciales para un mecanismo volado en el Transbordador Espacial [10]; o el Cohete Sonda CU-VS30 realizado en conjunto por las agencias espaciales Argentina y Brasileña donde se realizó un proceso de espacialización parcial (ya que se usó en un cohete sonda y no en un satélite) de un sistema de control de actitud que incluía el correspondiente piping con sus válvulas, además de la computadora principal del vehículo; también en la misión SAC-A (CONAE-NASA), la cual fue concebida como un modelo tecnológico como parte de la misión SAC-C, se puso a prueba una serie de instrumentos entre los cuales se encontraba una cámara pancromática de teleobservación basada en componentes comerciales modificada por la CONAE para operar en el ambiente espacial. Se utilizó como base una cámara de calidad comercial Kodak DC-40 para la cual se desarrollaron diversas interfaces electromecánicas necesarias para apuntar y disparar la cámara, así también como electrónicas para recolectar la imagen digital y enviarla a tierra. Dicho instrumento proveyó imágenes pancromáticas con tamaño de la escena de 307 por 198 Km, con una resolución de

400 metros. Las operaciones de la cámara comenzaron el 6 de enero de 1999 obteniendo la primera imagen del territorio nacional desde un vehículo espacial de diseño y construcción propios. Por último, en el Satélite SAC-D/Aquarius (CONAE-NASA) se utilizaron elementos industriales para algunos de sus instrumentos. Todos estos componentes han sido evaluados y eventualmente adaptados para que fueran funcionales a las necesidades de cada misión, pero sobre una base de análisis de caso por caso dependiendo del criterio y conocimiento del ingeniero responsable en su momento, en cambio en este trabajo se propone obtener una metodología estandarizada que permita ser aplicada y que garantice la calidad del producto obtenido.

En cuanto al plano internacional el acceso a información sobre esta temática se encuentra limitada por ser un tema incipiente y, al ser conocimientos muy específicos y con alto valor agregado de la industria espacial, suelen formar parte del “Know How” reservado de las empresas y organizaciones que lo disponen o desarrollan.

Sin embargo es posible encontrar algunos artículos [11], que evidencian la importancia del uso de componentes comerciales en aplicaciones espaciales a nivel mundial. En este caso en particular se trata del uso de componentes comerciales en una unidad de procesamiento de imágenes diseñada para la observación de la tierra. Dicha unidad fue desarrollada por el Instituto Tecnológico de Tokio para ser volada en los satélites TSUBAME, Chubusat y Hodoyoshi-3, implementando un sistema de monitoreo jerárquico autónomo para alcanzar una buena confiabilidad contra los efectos de la radiación.

Al otro lado del mundo, se encuentra Estados Unidos con su agencia espacial NASA, que también entiende de la necesidad del uso de componentes comerciales y sus respectivos riesgos técnicos, económicos y programáticos. A través de la historia de la agencia espacial, se han utilizado componentes comerciales de manera exitosa en satélites y lanzadores, formando parte de aplicaciones específicas hasta aplicaciones que eran de gran criticidad para la misión. Esto ha sido posible debido a una selección cuidadosa, calificación y ensayos de las partes seleccionadas. El nivel de ensayos requeridos para asegurar un correcto funcionamiento de las partes comerciales, es

alto, dependiendo de la misión, aplicación, entorno ambiental, duración de la misión y tecnología de la parte [12].

Por último, podemos finalizar con la publicación [13] de la empresa Northrop Grumman, la cual expresa las ventajas del uso de componentes comerciales versus los desafíos en cuanto a lograr una confiabilidad aceptable. Al igual que NASA, establece que el uso de componentes comerciales es posible realizando una cuidadosa selección de proveedores y ensayos tanto del hardware como del software. Dicho paper establece una guía para los elementos del programa de gestión de componentes comerciales y provee una idea de su impacto en la confiabilidad.

3. OBJETIVO Y APORTE DEL TRABAJO REALIZADO

3.1. OBJETIVO PRIMARIO

El objetivo primario de esta tesis es el de generar un procedimiento que defina el conjunto de actividades que se deberían realizar para evaluar la viabilidad de convertir un componente que no haya sido inicialmente diseñado y fabricado con el objetivo de ser usado en una misión espacial, en uno espacial y en el caso de ser factible proponer el conjunto de acciones necesarias para poder concretar la espacialización del mismo.

Nos enfocaremos en un componente a ser usado en el espacio, es decir, no trabajaremos sobre espacialización de partes o subconjuntos, sino sobre una unidad funcional completa (por ejemplo, una cámara para observación de la tierra).

3.2. OBJETIVOS SECUNDARIOS

A fin de alcanzar el objetivo primario se procedió a cumplir con los siguientes objetivos secundarios:

- **Búsqueda bibliográfica:** Contar con un paquete de información relacionada a los requerimientos y normativas que debe cumplir un componente para ser volado en el espacio.
- **Comprender el entorno propio de una misión espacial, y como éste influye en el diseño, fabricación o adquisición de un hardware.**
- **Elaborar el procedimiento de Evaluación y Espacialización:** Desarrollar el conjunto de actividades, acciones o tareas, modificaciones, análisis y/o ensayos que deben ser realizados sobre aquellos componentes que requieran ser espacializados.
- **Presentar conclusiones:** Elaborar una lista de conclusiones sobre el trabajo desarrollado e identificar posibles trabajos futuros.

3.3. APOORTE DEL TRABAJO REALIZADO

Se facilita el acceso a información relevante propia del entorno espacial asociado a misiones satelitales terrestres, sirviendo como punto de partida para aquellas personas que necesiten avocarse a un trabajo de especialización, ahorrando tiempo de investigación dentro del proceso.

Se proporciona un procedimiento de especialización general, sirviendo de referencia para diversos trabajos, los cuales deberán adaptar los puntos mencionados en este documento, según la coyuntura de los proyectos en los cuales se encuentren inmersos.

El procedimiento se encuentra pensado y ordenado de manera secuencial, separado en etapas, mencionando los aspectos relevantes que deben ser foco de interés e investigación por parte de las personas que lleven adelante este tipo de trabajos.

Por último, mencionaremos el aporte de datos técnicos de detalle, propios de la industria espacial, tales como técnicas de trabajo (know-how), materiales utilizados, herramientas, insumos, puntos de inspección relevantes dentro de determinados procesos, etc, los cuales generalmente no se encuentran en bibliografías convencionales.

4. METODOLOGÍA

La metodología a utilizar en el desarrollo de este trabajo consiste en implementar los pasos que permitan alcanzar el objetivo primario al ir cumpliendo secuencialmente los objetivos secundarios. En una primera instancia se recopilarán estándares, manuales, normas, recomendaciones de diseño [14] [15] y especificaciones que contengan información relacionada a requerimientos que debe cumplir un componente que pretenda ser usado en el espacio. Complementando esta etapa, se realizará un trabajo de investigación para conocer en detalle las particularidades existentes en el espacio y sus efectos sobre la electrónica, materiales y hardware en general.

Paso siguiente, realizaremos el procedimiento de evaluación y espacialización que servirá de guía para cualquier componente que se requiera espacializar, abarcando diferentes temáticas como pueden ser, entre otras, la protección de un componente frente a los efectos de la radiación, robustecerlo desde el punto de vista estructural para que pueda soportar las cargas dinámicas que se presentan, principalmente, durante el lanzamiento, análisis de los materiales que lo componen y el impacto que pueden tener estos sobre el componente en sí mismo y en el resto del satélite. Dicho procedimiento resumirá información importante, proveniente de la investigación inicial, relacionando los problemas que nos genera el espacio con la información obtenida de los estándares, procedimientos y normas espaciales, de esta manera se acortarán los tiempos de investigación de aquellos ingenieros espaciales que realicen un trabajo de espacialización ya que contarán con información precisa en cuanto a que aspectos deben observar en un hardware comercial, militar o industrial, qué consecuencias tendrá ese aspecto particular ante la hostilidad del medio ambiente espacial y por último que documento escrito, proveniente de la industria espacial, contiene información relacionada a la problemática en cuestión.

Para concluir este capítulo, se presenta un diagrama de flujo de alto nivel que sintetiza la estructura organizacional planteada para el desarrollo de este trabajo. Dicha estructura representa el camino transitado en esta tesis y que deberá transitar el grupo de trabajo que se encuentre frente a un desafío de espacialización. Cabe resaltar la importancia de este camino a seguir tanto a nivel conceptual, contenido que cubre cada etapa, como cronológico, orden temporal en el cual se implementa.

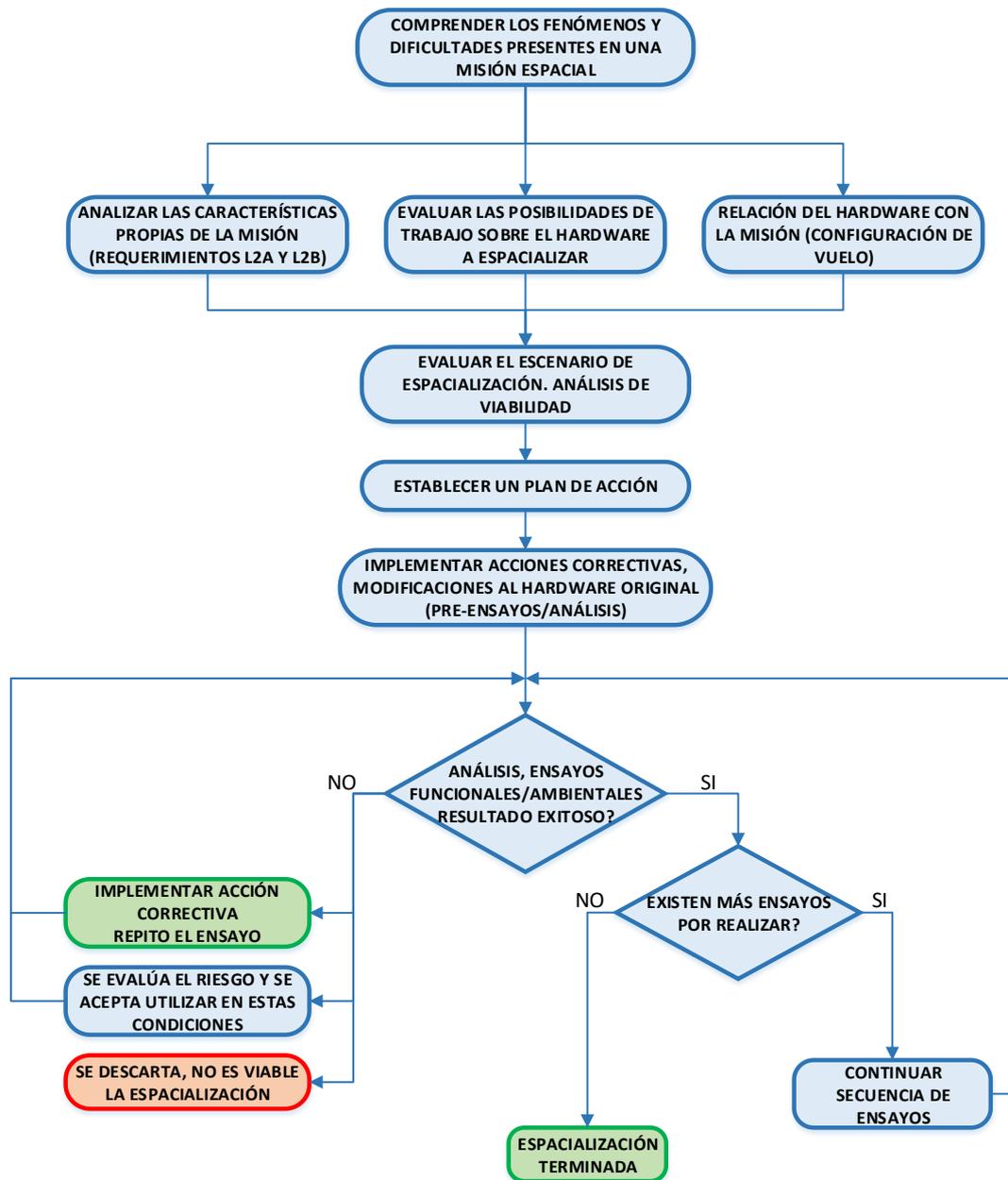


Figura 4.1 Diagrama de flujo de alto nivel del procedimiento de espacialización

5. ENTORNOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL

En relación al alcance de este trabajo, cuando se habla del entorno de una misión espacial, nos referimos al entorno asociado a misiones satelitales que orbitan alrededor de la tierra. No se abarcan misiones interplanetarias, sondas dirigidas al espacio profundo o ambientes relacionados al traspaso de atmósferas planetarias.

En primera instancia, se debe considerar al ambiente espacial en sí mismo, el cual posee características propias muy particulares que pueden llegar a degradar físicamente a un componente o subsistema electrónico disminuyendo sus prestaciones funcionales, en una manera total o parcial, y tiempo de vida esperado. Además de estos factores, propios del ambiente espacial, un hardware que forme parte de una misión espacial pasará por diferentes etapas o fases tales como **producción, almacenamiento, manipulación, transporte, integración y ensayos y lanzamiento**, en las cuales, el hardware será sometido a diversos factores externos, potencialmente peligrosos, pudiendo ser tan exigentes como los fenómenos hostiles experimentados en órbita.

En esta sección se detallan los aspectos más relevantes que hacen de la industria espacial algo diferente a las demás, y constituyen nuestra principal barrera a la hora de volar un hardware convencional en el espacio.

La Figura 5.1 muestra un detalle de los principales ambientes y los fenómenos que inducen. Se observan en color amarillo aquellos efectos que tienen un mayor impacto dentro de otro ambiente, mientras que, en color verde, aquellos que pueden ser controlados en tierra mediante capacitación del personal, implementación de insumos, materiales y facilidades adecuadas, además del desarrollo e implementación de procedimientos.

La Figura 5.2 muestra los efectos que serán tenidos en cuenta en el desarrollo de este trabajo. En la misma se incluyen los efectos resaltados en color verde, debido a que, si bien son controlados en tierra y no requieren de un trabajo determinado sobre el hardware, pueden tener un impacto negativo en la integridad del mismo.

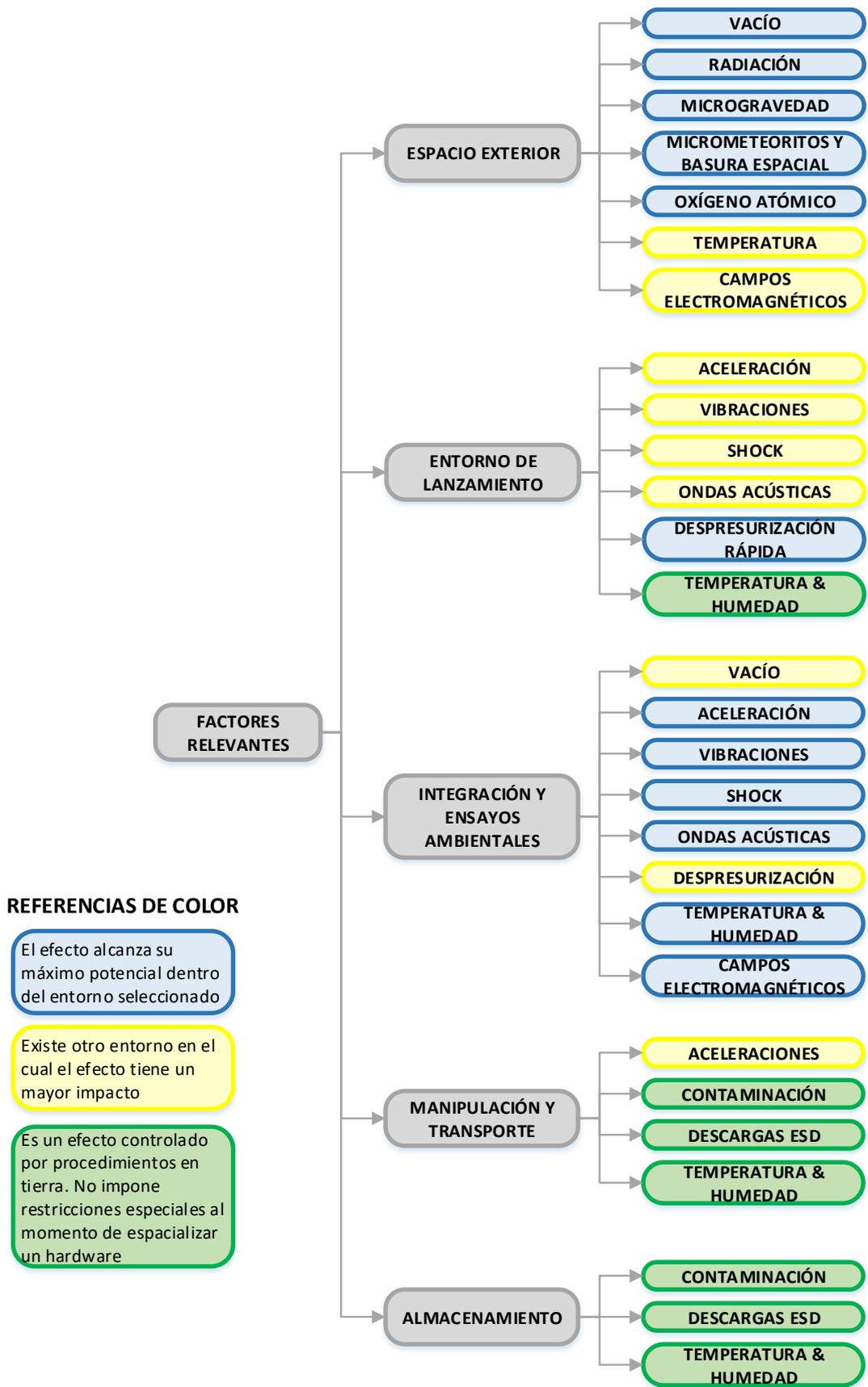


Figura 5.1 Entornos ambientales y sus respectivos efectos

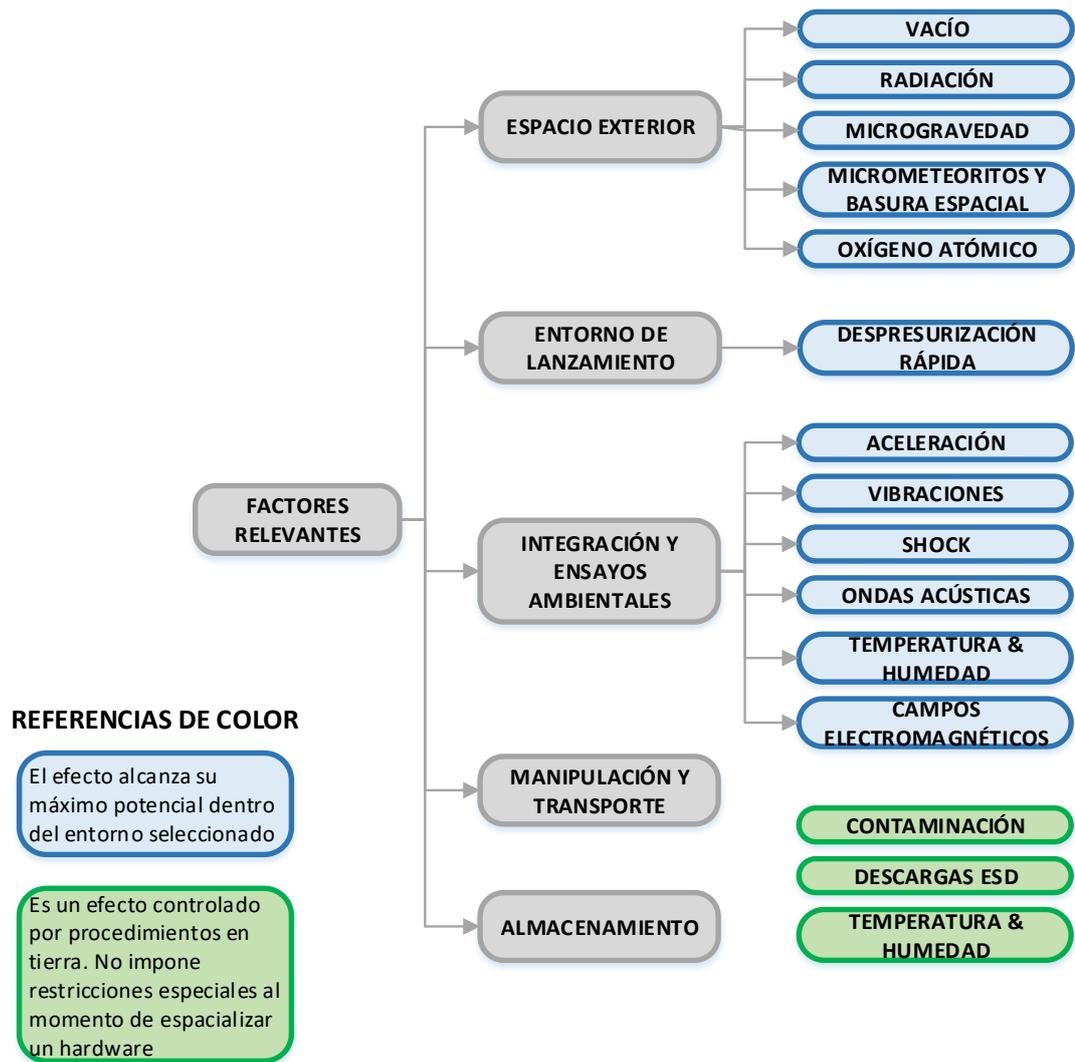


Figura 5.2: Factores que deben ser tenidos en cuenta en un proceso de espacialización

5.1. ESPACIO EXTERIOR

5.1.1. GENERAL

El espacio cercano a la tierra influye fuertemente en la performance en el diseño y construcción de los sistemas espaciales, afectando su tamaño, peso, complejidad y costo.

Algunas interacciones con este medio ambiente también limitan el potencial técnico de estos sistemas. Esto puede derivar en costosos errores de funcionamiento o incluso en la pérdida de componentes, subsistemas o incluso de la misión espacial.

El solo hecho de operar en condiciones de vacío puede significar un problema para muchos sistemas espaciales. Bajo condiciones de vacío, la mayoría de los materiales orgánicos desgasearán (outgassing), generando moléculas espurias las cuales pueden actuar como contaminantes de otras superficies.

En orbitas bajas, el satélite será particularmente bombardeado – por moléculas o partículas – simplemente por circular a través de la atmosfera a velocidades orbitales del orden de los 8 Km/s. La interacción con la atmósfera, a alturas orbitales, puede erosionar las superficies del satélite, afectar sus propiedades térmicas, degradar la capacidad de generación de los paneles solares y en algunos casos, puede hasta llegar a degradar las estructuras satelitales.

En orbitas del orden de los 300 Km (Spaceshuttle) alrededor del 1% de la atmósfera se encuentra ionizada, esta fracción aumenta al 100% para orbitas geoestacionarias. La presencia de estas partículas cargadas, conforman el ambiente de plasma, y puede causar diferencias de cargas eléctricas entre componentes y/o superficies del satélite. La radiación existente a alturas orbitales también genera problemas, por ejemplo, los electrones con energías desde los 200 Ke V hasta 1.5 Me V, pueden quedar atrapadas en componentes dieléctricos y producir descargas electrostáticas en la aislación de los cables y placas electrónicas.

Así mismo, partículas muy cargadas energéticamente (Me V-Ge V) pueden ser encontradas en los cinturones de radiación, (protones provenientes de llamaradas solares y rayos cósmicos galácticos). Los efectos de dosis totales de esta radiación de alta energía pueden degradar dispositivos de microelectrónica, paneles solares y

sensores. Una sola de estas partículas, puede también causar el fenómeno denominado efecto de evento simple (single event effect) debido al cual circuitos de microelectrónica pueden ser temporariamente interrumpidos (por ejemplo, cambio en un bit de memoria) o incluso pueden llegar a dañar componentes de manera permanente.

Las figuras siguientes sintetizan los principales factores que afectan un hardware en el espacio y cuáles son sus efectos, mientras que en los puntos siguientes se presenta una descripción de los mismos un poco más detallada.

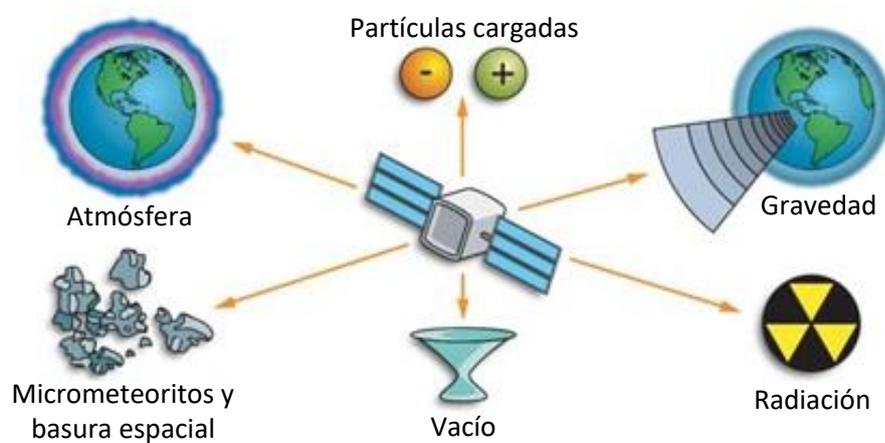


Figura 5.3: Factores ambientales que afectan a un hardware en el espacio

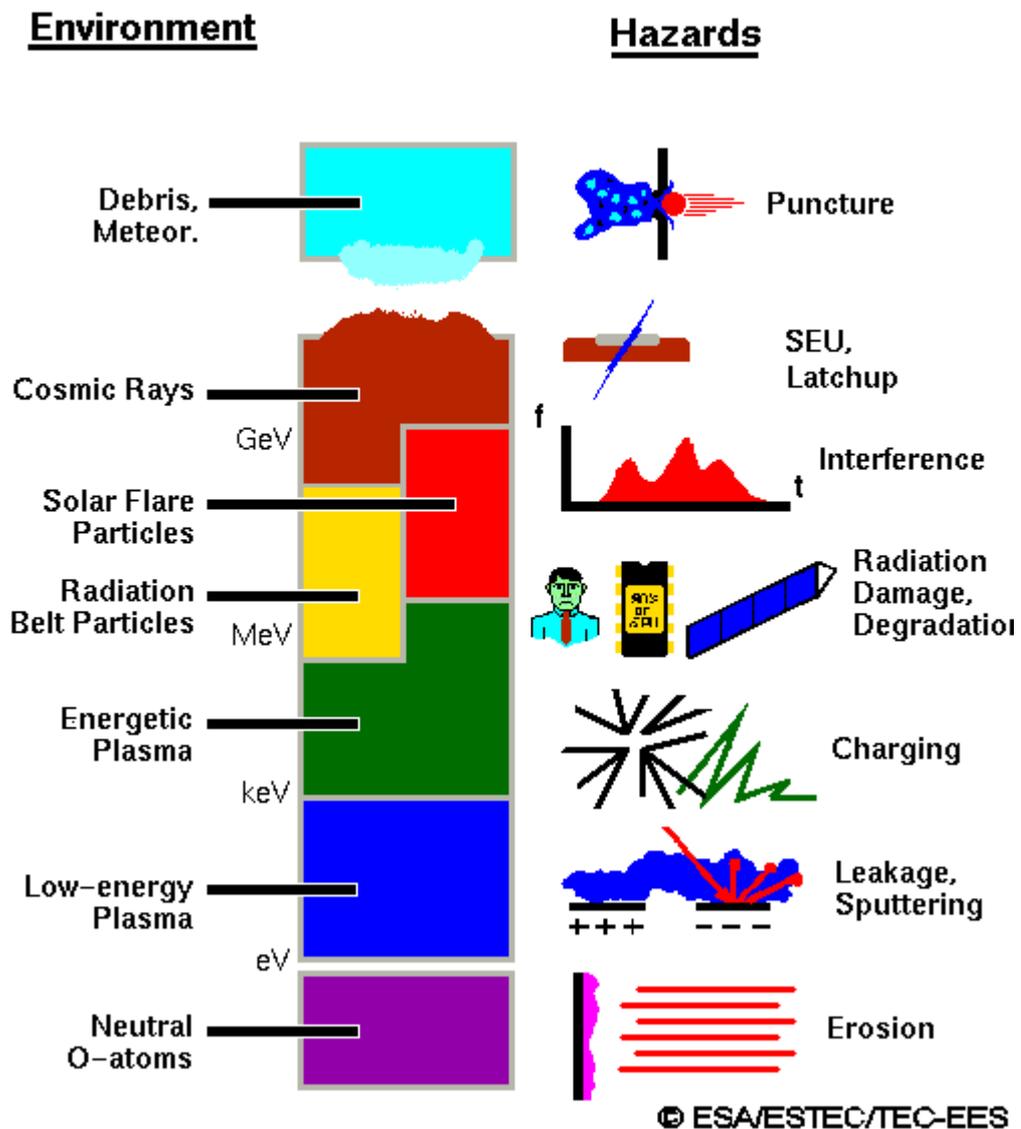


Figura 5.4: Principales efectos de los factores ambientales espaciales

5.1.2. VACÍO

A 100 km de altitud, la presión atmosférica ambiental se encuentra alrededor de seis órdenes de magnitud por debajo de la presión encontrada al nivel del mar. Este nivel bajo de presión se alcanza aún antes de la separación del satélite de la última etapa del lanzador. Por lo tanto, podemos asumir que, en relación a la superficie de la tierra, el ambiente espacial es el vacío. El hecho de diseñar o adquirir un hardware para operar en vacío, implica restricciones sobre **estructuras, selección de materiales y control térmico**.

En relación al control térmico de la nave espacial, ante la ausencia de un medio de transmisión (atmósfera), no existe la transferencia de calor por convección y el hardware solo puede ser enfriado/calentado por conducción o radiación. Es aquí donde cobra importancia la localización del hardware dentro del satélite y los colores utilizados en las superficies externas del satélite, ya que la radiación puede ser el principal medio de transferencia de calor en el caso de que el hardware se encuentre en el exterior del satélite o tenga un contacto visual con el espacio exterior, mientras que la conducción lo será en el caso de que se encuentre en el interior del mismo [16]. La transferencia de calor por radiación es dependiente de las propiedades termo-ópticas de los materiales (definidas básicamente por sus colores), llamadas “absortividad” y “emisividad” las cuales pueden ser alteradas por varios eventos relacionados al ambiente espacial (rayos UV, partículas, oxígeno atómico, etc.), y además son fácilmente degradadas por depósito de partículas no deseadas que denominaremos contaminación, en general producto del manipuleo en tierra y del outgassing en el espacio. Por todo ello la condición de encontrarse en vacío afectará esencialmente el mantenimiento de las temperaturas de una nave espacial, y consecuentemente el control térmico requiere del uso de técnicas y tecnologías específicas.

Muchos materiales sólidos, presentarán una pérdida de masa (moléculas) asociada a una emisión de gases ante la exposición a presiones bajas, este proceso es llamado “outgassing” u “offgassing” en el caso de misiones tripuladas cuya tripulación pueda resultar afectada [17]. Esencialmente, productos químicos volátiles dentro de materiales orgánicos, pueden desprenderse a través de su superficie y ser liberados en el espacio circundante. Este material desprendido puede llegar a depositarse sobre superficies sensibles [18], tales como paneles solares, áreas destinadas al control térmico o lentes ópticos relacionados a sensores de control de actitud o cargas útiles de la misión, siendo más propensas a depositarse sobre superficies frías, alterando sus propiedades térmicas o degradando su performance (nublado de ópticas de cámaras o sensores, etc).

Otro problema que se presenta en el vacío, asociado a estructuras y mecanismos, es la soldadura en frío “cold welding” que ocurre entre dos partes mecánicas que se

encuentran muy cercanas entre sí. Cuando los mecanismos son ensayados en la tierra, el espacio ínfimo de aire existente entre ambas piezas permite que se muevan libremente. Luego del lanzamiento, el vacío elimina la fina capa de aire existente, pudiendo provocar que las dos partes efectivamente se suelden entre sí. Cuando esto ocurre, el centro de operaciones de la misión en tierra, puede realizar algunas maniobras para “despegar” las dos partes. Por ejemplo, puede exponer una parte al sol y la otra a la sombra de manera tal que una se dilate y la otra se contraiga permitiendo su separación. Debido a la soldadura en frío, y a las buenas prácticas de diseño, es recomendable minimizar el uso de partes móviles, sin embargo, en ciertos casos tales como el uso de mecanismos de despliegue de paneles solares, o en el uso de ruedas de inercia para controlar la actitud del satélite, no existe alternativa. Para estos casos es necesaria la utilización de lubricantes con un bajo nivel de outgassing que garanticen un correcto funcionamiento mecánico en el espacio minimizando la contaminación generada [19].

5.1.3. RADIACIÓN

- **INTRODUCCIÓN**

La radiación consiste en partículas energéticamente cargadas, que pueden provenir básicamente del espacio profundo, o de la actividad solar, concentrándose en los cinturones de Van Allen dentro del campo magnético terrestre. Dichas partículas poseen energías elevadas, del orden de los Me V o superiores, las cuales no están confinadas a interactuar con la superficie de los materiales, por el contrario, son capaces de atravesar las capas exteriores y el interior de los mismos. Como consecuencia de lo antes mencionado, estas partículas, tienen la capacidad de interactuar con los materiales o el hardware del satélite independientemente de su localización (interior o exterior).

En general, cualquier partícula cargada (electrones, protones, neutrones, iones pesados) o fotones (rayos gamma, rayos X) puede ser considerada radiación. Esta radiación, al interactuar con la materia, puede desplazar o ionizar la materia en su camino. La propia materia afectada puede, a su vez, provocar más alteraciones,

teniendo como resultado una degradación de las propiedades del material. Los daños por radiación pueden generar, desde degradación en las prestaciones de las partes y/o equipos, hasta fallas catastróficas que pueden ser temporales o permanentes. A modo de ejemplo se pueden mencionar la disminución de la potencia de salida de los paneles solares, generación de señales espurias y fenómenos de eventos únicos (single-event) en la electrónica en general.

Visto desde una nave espacial orbitando la tierra, existen tres fuentes naturales de radiación en el espacio, los cinturones de radiación atrapada, rayos cósmicos galácticos y por último los eventos solares.

Los **cinturones de radiación** atrapada, constituidos por partículas energéticas, mayormente electrones y protones que se encuentran confinados a girar alrededor de la Tierra debido a las líneas del campo magnético. Los campos magnéticos de los planetas, tienden a atrapar electrones y protones provenientes del espacio profundo y de fuentes solares, y en el caso de nuestro planeta, se incluyen algunas fuentes menores provenientes de la actividad humana. La energía de los protones varía aproximadamente en forma inversamente proporcional a la altitud y pueden alcanzar valores mayores a los 400 Me V cerca de la tierra. La región conocida como Anomalía del Atlántico Sur (parcialmente sobre dicho océano y sobre el continente sudamericano), producida por una depresión en las líneas de campo magnético, relativamente cercana a la superficie terrestre. Esta región, contiene la más alta concentración de radiación para las órbitas terrestres bajas e intermedias.

Los **rayos cósmicos** son núcleos energéticos, originados fuera del sistema solar, presumiblemente, producidos por una explosión de una nova o de una supernova originada en esta u otras galaxias o son partículas que han sido aceleradas por los campos interestelares (incluso generadas durante la formación del universo) y proveen a nuestro sistema solar de un ataque constante de partículas provenientes de todas direcciones. De estas partículas, 85% son protones, 14% partículas alfa y el 1% son iones pesados. Conforman un flujo bajo de partículas, aproximadamente 4 partículas/cm²s, con energías en el orden de los 10⁸-10¹⁹ eV. Su efecto principal consiste en generar fenómenos de eventos únicos (single-event) en la electrónica, mientras que su efecto en la dosis total de radiación acumulada, es bajo.

Finalmente, los **eventos solares** son partículas energéticas, que son emitidos por el sol durante las eyecciones de masa coronal. De estas partículas, el 90% son protones y el resto son partículas alfa, iones pesados y electrones. Los eventos solares ocurren esporádicamente, alrededor de tres veces por año, y alcanzan sus valores máximos en cuanto a dosis cada diez o doce años, acordes al ciclo de actividad solar. La magnitud de los flujos de iones pesados provenientes de la actividad solar, está generalmente muy por debajo de las partículas provenientes del fondo galáctico, sin embargo, pueden superarlas en hasta cuatro órdenes de magnitud durante algunas tormentas solares [20].

FUENTES DE RADIACIÓN			
Fuentes	Tipo de partículas	Energía de Referencia	Comentarios
Cinturones de radiación	Protones Electrones	400 Me V.	Valores de energía cercanos a la superficie de la tierra.
Rayos cósmicos	Protones Partículas alfa Iones pesados	10^8 - 10^{19} eV.	Generan eventos únicos en la electrónica (single-event).
Eventos solares	Protones Partículas alfa Iones pesados Electrones	Actividad solar baja: Se observa un flujo menor al proveniente de los rayos cósmicos.	
		Actividad solar alta: Hasta cuatro veces superior en orden de magnitud al proveniente de los rayos cósmicos.	

Tabla 5.1: Fuentes de radiación

- **EFFECTOS DE LA RADIACIÓN**

Para comprender mejor los efectos de la radiación, deben repasarse algunos conceptos de la física nuclear y atómica. Un átomo está compuesto por neutrones, protones y electrones. Los protones y neutrones se encuentran dentro del núcleo del átomo, el cual mide aproximadamente 10^{-15} m, mientras que los electrones giran alrededor del mismo a una distancia de 10^{-10} m. Por lo tanto, es de esperar que la mayoría de las interacciones ocurridas entre la materia y el átomo, sea con los electrones y no con el núcleo. Debido a que la mayoría de las fuentes de radiación

que afectan a un satélite consisten de partículas cargadas, el mecanismo dominante en las relaciones entre la materia y los átomos, es la fuerza eléctrica. Sin embargo, también las fuerzas del núcleo, responsables de mantener los protones y neutrones confinados en el centro del átomo, pueden ser significativas para algunas interacciones.

Los electrones de los átomos se encuentran unidos al núcleo por energías del orden de los eV. Cuando la radiación interactúa con un electrón atómico, esta le transfiere su energía, permitiendo su liberación dejando un átomo "ionizado". Por este motivo, la mayoría de la radiación que interactúa efectivamente con los electrones de los átomos, es llamada "radiación ionizante".

Los átomos se encuentran unidos entre sí por energías del orden de los eV. Si un átomo puede adquirir esta cantidad de energía, puede quebrar esa unión y sufrir un desplazamiento físico desde su posición original. Cuando esto ocurre, decimos que el átomo ha sufrido un "daño por desplazamiento". Un daño por desplazamiento es menos probable que la radiación ionizante, pero es de gran impacto para muchos dispositivos electrónicos. Debido a la diferencia significativa de masa entre electrones y el núcleo, los daños por desplazamiento ocurren usualmente sólo si la fuente de radiación es un neutrón energizado, protón o un ion pesado.

Por último, los neutrones y protones se encuentran unidos, entre ellos mismos dentro del núcleo, con energías del orden de los Me-V. Si un neutrón o protón es capaz de adquirir esta gran cantidad de energía, puede liberarse del núcleo, convirtiendo al átomo en otro elemento. A sí mismo, un protón o neutrón incidente, puede forzar su camino hacia el núcleo (captura de un protón o neutrón), en cuyo caso también convertirá el átomo en otro elemento. Estos nuevos elementos serán inestables y resultará en un decaimiento radioactivo del núcleo. En este proceso de decaimiento, los núcleos inestables, emitirán radiación alfa (núcleos de helio), beta (electrón o positrón) o gamma (fotones energéticos). Aunque estas interacciones nucleares son muy interesantes por sí mismas, para los propósitos de este trabajo, los efectos por radiación ionizante y el daño por desplazamiento son suficientes.

Es importante resaltar que la naturaleza de la reacción, ionización, desplazamiento o captura, es fuertemente dependiente tanto del tipo de radiación como de su energía.

Todas las partículas cargadas, pueden en un principio, interactuar con electrones atómicos. Sin embargo, debido a que el núcleo de la mayoría de los átomos es más masivo que los electrones, la radiación de electrones no causará un daño efectivo de desplazamiento. Por otro lado, en la medida que la energía de los protones se incrementa, estos serán capaces de transferir cada vez más energía hacia el núcleo aumentando la probabilidad de daño por desplazamiento. De manera similar, los iones pesados, que tienen mayor energía debido a sus grandes masas, serán más efectivos creando desplazamientos. Los fotones, que no poseen carga eléctrica, interactúan indirectamente con los electrones y el núcleo. Su principal efecto es la generación de ionizaciones y no se relacionan con daños por desplazamiento. Finalmente, los neutrones, no interactúan de manera efectiva con los electrones atómicos. Ellos viajarán relativamente sin impedimento alguno, hasta que se aproximen al núcleo de un átomo y las fuerzas del núcleo se vuelvan significativas. Como resultado, ellos pueden inducir principalmente desplazamientos u otros eventos nucleares, los cuales a su vez producen desplazamientos o ionizaciones.

EFFECTOS DE LA RADIACIÓN			
Efecto	Origen, Tipo de partículas	Energía Requerida	Comentarios
Ionización	Todas las partículas cargadas	e V	
	Fotones		
Daños por desplazamiento	Neutrón energizado	e V	Es de gran impacto para la electrónica
	Protón		
	Ion pesado		
Captura/liberación de Protones o Neutrones	Partículas con alto nivel de energía	Me V	

Tabla 5.2 Efectos de la radiación

- **DAÑOS POR DESPLAZAMIENTO**

Los daños por desplazamiento constituyen una de las principales causas de daños en los sistemas electrónicos. La circulación de corriente, en los dispositivos electrónicos, depende de mantener la estructura interna de los materiales semiconductores en su orden correcto. Si la estructura interna es alterada, por ejemplo, por desplazamiento de átomos, las propiedades electrónicas del dispositivo resultan alteradas. Cuando una partícula energizada, tal como un neutrón, protón o ion pesado, colisiona con el núcleo de un átomo de un material, este núcleo puede ser desplazado de su posición inicial. Este desplazamiento provoca una posición vacante dentro de la estructura original y el átomo desplazado es llamado "intersticial". El conjunto constituido por la posición vacante y el átomo intersticial es conocido como defecto de Frenkel. Cuando se desplaza el átomo intersticial, este puede tener suficiente energía como para provocar ionizaciones o desplazamientos adicionales, creando un efecto en cascada dentro de un área muy pequeña. Estas interacciones hacen que la materia se transforme en un elemento diferente a la original, la cual se vuelve radiactivamente inestable. Estos átomos inestables, decaerán a través de la emisión de radiación alfa, beta o gamma.

Una de las diferencias acerca de la protección contra partículas cargadas o fotones y la protección contra neutrones es el tipo de material utilizado, el cual será más efectivo en un caso que en otro. Para las partículas cargadas o fotones, la clave es elegir un material con mucha masa, colocándolo entre la fuente de radiación y el material que se quiere proteger. Los materiales con una mayor densidad de materia, funcionan mejor ya que contienen mayor cantidad de protones y neutrones en el núcleo. En cambio, cuando se trata de neutrones, los materiales con una baja densidad, tales como el hidrogeno, tienen mayor probabilidad de capturar neutrones. Un buen absorbedor de neutrones rápidos es la parafina, la cual contiene gran cantidad de hidrogeno.

- **DOSIS TOTAL DE RADIACIÓN**

Se llama “dosis de radiación” a la cantidad de energía depositada en un material. Este parámetro depende del material en sí mismo y del tipo de radiación y su energía. La unidad oficial de radiación correspondiente al sistema internacional es el “Gray” que implica la cantidad de radiación que deposita 1 Joule de energía por kilogramo de materia, pero el término “Rad” es más usado dentro de la industria espacial. Un Rad es la cantidad de cualquier tipo de radiación que deposita 10^{-2} Joule de energía por kilogramo de materia.

La cantidad de radiación que genera ionización en un material, es llamada “Dosis total ionizante” (TID) mientras que la cantidad de radiación que genera desplazamientos es simplemente llamada “Daño por desplazamiento” (DD). Para la electrónica, la dosis de radiación es a menudo especificada en Rad (Si), debido a que el silicio es el material más usado en su construcción.

Es posible entender mejor los efectos relativos de una fuente natural de radiación, cuantificando la cantidad de radiación recibida durante varias orbitas. Esta información, se presenta generalmente en forma de dosis Vs. espesor de blindaje.

En la Figura 4.5 podemos ver las curvas que nos muestran la dosis de radiación recibida en un componente electrónico (Silicio) en función de diferentes espesores de aluminio, para una órbita baja (LEO) con los siguientes parámetros:

Altitud de la órbita: 400 Km.

Inclinación: 51,6 grados.

Fecha de inicio de la misión: Primero de Enero del 2017.

Duración de la misión: 5 años (1826 días).

Como puede verse, el incremento del espesor deja de ser efectivo a partir de los 7mm, donde observamos una radiación total de $2,86 \times 10^2$ rad equivalentes a 0.15 rad/día o 57,2 rad/año.

El espesor más eficiente resulta ser del orden de 3 mm, ya que reduce la dosis total en un factor 100, alcanzando valores de radiación compatibles con los valores que

pueden ser resistidos por componentes electrónicos de costo razonable, utilizando una masa de blindaje aceptable.

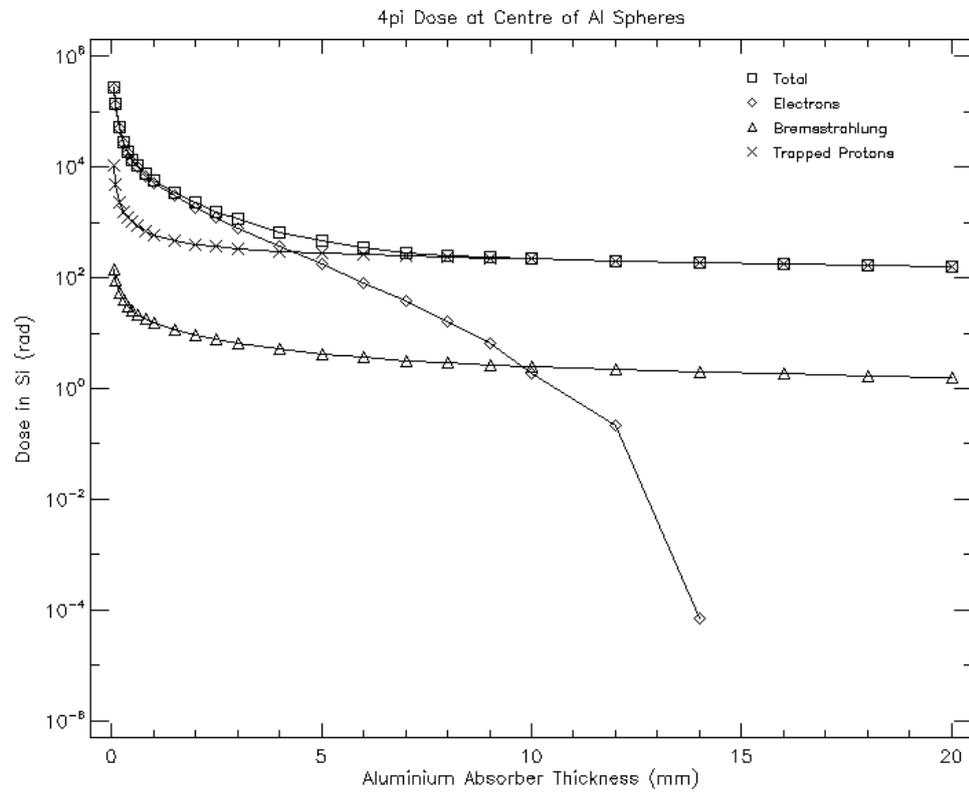


Figura 5.5: Dosis de radiación Vs. espesor del blindaje para órbita de 400 Km

Al absorber thickness			Total mission dose (rad)					
(mm)	(mils)	(g cm ⁻²)	Total	Trapped electrons	Bremsstrahlung	Trapped protons	Tr. electrons+ Bremsstrahlung	Tr. el.+Brems. +Tr. protons
0.050	1.968	0.014	2.701E+05	2.593E+05	1.377E+02	1.067E+04	2.595E+05	2.701E+05
0.100	3.937	0.027	1.360E+05	1.310E+05	9.088E+01	4.915E+03	1.311E+05	1.360E+05
0.200	7.874	0.054	5.126E+04	4.892E+04	5.511E+01	2.287E+03	4.898E+04	5.126E+04
0.300	11.811	0.081	2.804E+04	2.648E+04	3.937E+01	1.523E+03	2.652E+04	2.804E+04
0.400	15.748	0.108	1.869E+04	1.746E+04	3.071E+01	1.196E+03	1.750E+04	1.869E+04
0.500	19.685	0.135	1.370E+04	1.266E+04	2.554E+01	1.009E+03	1.269E+04	1.370E+04
0.600	23.622	0.162	1.067E+04	9.780E+03	2.220E+01	8.725E+02	9.802E+03	1.067E+04
0.800	31.496	0.216	7.465E+03	6.756E+03	1.812E+01	6.900E+02	6.775E+03	7.465E+03
1.000	39.370	0.270	5.737E+03	5.135E+03	1.558E+01	5.867E+02	5.150E+03	5.737E+03
1.500	59.055	0.405	3.447E+03	2.975E+03	1.168E+01	4.600E+02	2.987E+03	3.447E+03
2.000	78.740	0.540	2.270E+03	1.861E+03	9.306E+00	3.991E+02	1.871E+03	2.270E+03
2.500	98.425	0.675	1.573E+03	1.204E+03	7.704E+00	3.619E+02	1.211E+03	1.573E+03
3.000	118.110	0.810	1.140E+03	7.976E+02	6.572E+00	3.359E+02	8.041E+02	1.140E+03
4.000	157.480	1.080	6.728E+02	3.678E+02	5.119E+00	2.999E+02	3.729E+02	6.728E+02
5.000	196.850	1.350	4.532E+02	1.733E+02	4.234E+00	2.756E+02	1.776E+02	4.532E+02
6.000	236.220	1.620	3.454E+02	8.207E+01	3.637E+00	2.597E+02	8.571E+01	3.454E+02
7.000	275.590	1.890	2.860E+02	3.810E+01	3.209E+00	2.447E+02	4.131E+01	2.860E+02
8.000	314.960	2.160	2.560E+02	1.586E+01	2.890E+00	2.373E+02	1.875E+01	2.560E+02
9.000	354.330	2.430	2.354E+02	6.619E+00	2.646E+00	2.262E+02	9.265E+00	2.354E+02
10.000	393.700	2.700	2.210E+02	1.905E+00	2.455E+00	2.166E+02	4.360E+00	2.210E+02
12.000	472.440	3.240	2.038E+02	2.139E-01	2.174E+00	2.014E+02	2.388E+00	2.038E+02
14.000	551.180	3.780	1.928E+02	6.918E-05	1.974E+00	1.908E+02	1.974E+00	1.928E+02
16.000	629.920	4.320	1.793E+02	0.000E+00	1.819E+00	1.775E+02	1.819E+00	1.793E+02
18.000	708.660	4.860	1.672E+02	0.000E+00	1.692E+00	1.655E+02	1.692E+00	1.672E+02
20.000	787.400	5.400	1.592E+02	0.000E+00	1.583E+00	1.576E+02	1.583E+00	1.592E+02

Figura 5.6: Dosis total de radiación para diferentes espesores de blindaje

Algunos materiales son más sensibles que otros al daño por radiación y el daño, a su vez, puede ser de diferentes formas. Los materiales estructurales son los menos afectados por la radiación, por lo que son los más usados a la hora de blindar otros materiales más sensibles (componentes electrónicos). En un rango intermedio de sensibilidad, se encuentran materiales como pinturas o mantas térmicas, las cuales son utilizadas para lograr un balance térmico adecuado para la electrónica dentro del satélite, y pueden ser degradadas por la radiación en misiones prolongadas. Esta degradación puede oscurecer los materiales aumentando su absortividad y por lo tanto disminuyendo su performance. Sin embargo, los mayores esfuerzos relacionados al estudio del efecto de la radiación son orientados a la protección de las personas en misiones tripuladas y al cuidado de la electrónica, siendo esta última, objeto de análisis en este trabajo, ya que consiste en espacializar componentes/ unidades comerciales/industriales.

UMBRALES DE DAÑO POR RADIACIÓN EN DIFERENTES MATERIALES	
Material	Umbral de daño por radiación (Rad)
Material Biológico	10^1-10^2
Electrónica	10^2-10^6
Lubricantes, fluidos hidráulicos	10^5-10^7
Cerámicos, vidrios	10^6-10^8
Polímeros	10^7-10^9
Metales estructurales	10^9-10^{11}

Tabla 5.3: Umbrales de daño por radiación

La electrónica de la mayoría de los satélites está formada por una variedad de dispositivos semiconductores conformados por unos pocos bloques básicos tales como diodos, transistores bipolares y transistores de efecto de campo entre otros. Estos bloques básicos están creados de materiales semiconductores tales como el silicio, arseniuro de galio o fosforo de indio. Sin importar cuál sea el material semiconductor utilizado, el principio de su funcionamiento es similar.

Los materiales semiconductores, como su nombre lo indica, son aquella clase de materiales que conducen una mínima cantidad de corriente a temperatura ambiente. Esta conducción de corriente es posible debido a que la energía térmica disponible es suficiente como para llevar un electrón de un átomo desde la banda de valencia a la banda de conducción donde puede desplazarse por el material. Si un campo eléctrico o magnético se encuentra presente, las fuerzas electromagnéticas generadas por el campo son las que direccionarán el flujo de estos electrones formando una corriente eléctrica.

Un semiconductor “tipo n” se logra dopando el material base con un elemento con mayor cantidad de electrones, de esta manera, aparenta tener una carga eléctrica neta negativa. De manera similar, un semiconductor “tipo p” se construye dopando al material base con otro material con menor cantidad de electrones, de esta manera, aparenta tener una carga eléctrica neta positiva. La ausencia de cargas eléctricas negativas es equivalente a la presencia de cargas eléctricas positivas. En los dispositivos “tipo p”, el flujo de corriente es usualmente descrito como una

migración de “huecos” que representan la ausencia de electrones de manera opuesta al flujo de electrones en sí mismos. Se dice que los electrones son los portadores mayoritarios para los materiales “tipo n” mientras que los huecos lo son para los materiales “tipo p”.

Si un semiconductor “tipo n” es colocado junto a un semiconductor “tipo p”, los electrones “aparentemente” adicionales localizados en el dispositivo tipo n migrarán dentro del material tipo p donde llenarán los espacios “aparentemente” creados por el dopaje tipo p. De manera similar, podemos ver este fenómeno como una migración de huecos desde el material tipo p al material tipo n. Independientemente de cómo se quiera observar este fenómeno, cuando un electrón encuentra un hueco, se dice que se “recombina” y salta de la banda de conducción nuevamente a la banda de valencia desde donde no podrá conducir nuevamente corriente. Como resultado, el material tipo n quedará con una carga neta positiva y el material tipo p con una carga neta negativa. Esta separación de cargas produce una “barrera interna de potencial” la cual queda confinada a una región muy pequeña debido al campo eléctrico generado por los iones positivos localizados en el material tipo n y negativos en el material tipo p. Dicho campo, implica una fuerza eléctrica que se opondrá al flujo de electrones deteniendo el proceso.

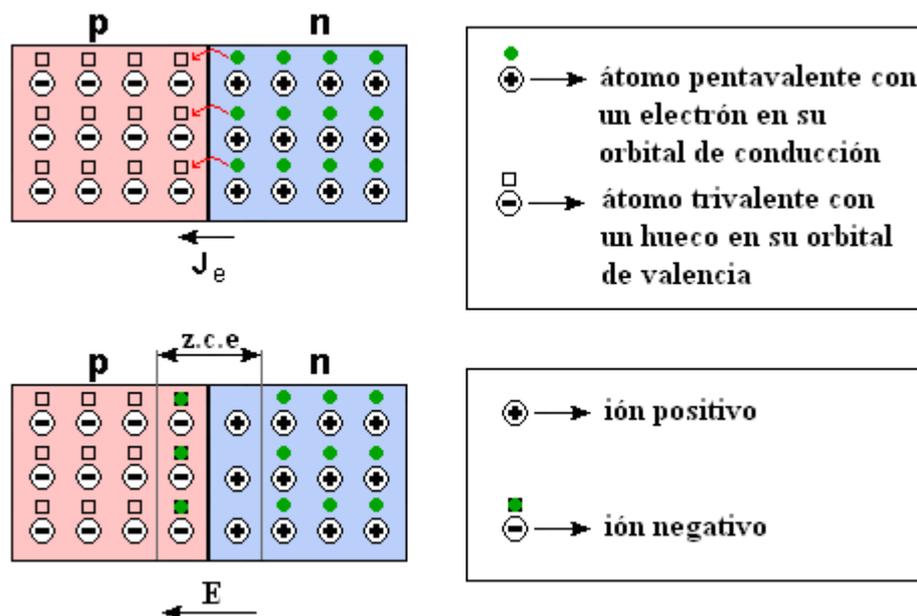


Figura 5.7 Diodo, conformación de la barrera interna de potencial

Típicamente, el espacio correspondiente a la región cargada, tiene el ancho de pocos micrones de metros o menos y el dispositivo “np” resultante se denomina diodo, el cual puede conducir corriente en una dirección, siempre y cuando se conecte a una fuente cuya diferencia de potencial sea mayor y en “sentido” opuesto a la barrera interna de potencial del diodo.

Cuando la radiación interactúa con los materiales semiconductores producirá ionizaciones y desplazamientos atómicos. La ionización tiene como resultado el movimiento de portadores de carga desde la banda de valencia hacia la banda de conducción aumentando efectivamente la conductividad del material. Aunque esto pueda parecer algo benigno, puede tener consecuencias a largo plazo, especialmente en el óxido de silicio el cual es un material clave en muchos dispositivos. Los pares “electrones-huecos” creados por la ionización, no se recombinan fácilmente, pero fluyen bajo la influencia de cualquier campo eléctrico interno. Usualmente el portador mayoritario tiene mucha más movilidad, y puede llegar a abandonar la capa de óxido, dejando al portador minoritario “atrapado” dentro del óxido. Este hecho hace más difícil la circulación de los portadores mayoritarios subsecuentes generando un decaimiento de la corriente. El desplazamiento altera la estructura atómica haciéndolo menos ordenado. Como resultado, la corriente que puede circular por el dispositivo y la barrera interna de potencial disminuyen.

- **EFFECTOS DE EVENTOS SINGULARES (SINGLE EVENT EFFECTS, “SEE”)**

Como mencionamos anteriormente, el efecto más común que ocurre cuando la radiación impacta sobre la materia, es la ionización. Esto es, los electrones son impulsados desde la banda de valencia hacia la banda de conducción (o se producen pares electrón-hueco). Dicha ionización da como resultado la existencia de pequeños picos de corriente. Acumulativamente, estos picos de corriente, dan lugar a muchos de los efectos, ya mencionados, generados por la acumulación de dosis de radiación. Por otro lado, estos eventos ocurridos de forma individual, dan origen a una categoría completamente diferente de fenómenos, denominados “single event effects (SEE), los cuales se desarrollan a continuación.

Single event upset (SEU): Producidos por corriente inducida por radiación que causa un cambio de estado en una memoria. Esto es, puede producir un cambio en el estado lógico de un bit, pasando de 0 a 1 o viceversa. Se dice que la celda ha sido alterada “upset” por la radiación. El dispositivo electrónico no sufre daños y continúa su operación de manera correcta, pero los datos almacenados han sido corrompidos. Por esta razón, la mayoría de las computadoras deben utilizar tecnología con protección contra SEUs junto con códigos de detección y corrección de errores, para garantizar la integridad de sus datos.

Otra característica de los SEUs, es que su presencia se encuentra garantizada estadísticamente en cualquier dispositivo que sea susceptible a ellos. En un ambiente Geoestacionario, la tasa de SEUs puede ir desde 10^{-10} errores/bit-día a 10^{-4} errores/bit-día dependiendo de la naturaleza del dispositivo en cuestión.

Single event latchup (SEL): Es un fenómeno que puede ocurrir en muchos semiconductores que tengan elementos npnp o pnpn. Debido al tamaño reducido de los elementos críticos, una sola partícula puede inducir un loop de corriente parásita que puede dañar el dispositivo. En general, pueden resultar destructivos si no son detectados a tiempo, el dispositivo permanecerá con un alto consumo de corriente, por encima de las especificaciones, hasta que se interrumpa su alimentación. El fenómeno de latchup afecta principalmente de dispositivos CMOS.

Single event burnout (SEB): puede ocurrir en transistores de potencia MOSFET, cuando un pulso de corriente polariza inversamente la fuente del dispositivo. Si el voltaje drenador-fuente excede el voltaje de ruptura del material, el dispositivo puede resultar dañado en forma permanente (quemado).

Single event gate rupture (SEGR): Es un evento en el cual el impacto de una sola partícula resulta en la ruptura de la parte generando un camino conductivo a través del óxido de la compuerta del MOSFET.

5.1.4. MICROGRAVEDAD

La microgravedad es lo más cercano que existe a la ausencia total de los efectos que produce la gravedad, a los cuales estamos acostumbrados. Si se arroja una manzana en la tierra, ésta cae con una aceleración de 1 g. Si un astronauta, dentro de la estación espacial, arroja una manzana, ésta también cae. Lo que ocurre es que no se aprecia el efecto de la caída ya que tanto la estación espacial, el astronauta y la manzana, se encuentran cayendo juntos alrededor de la tierra. Debido a que todos los objetos se encuentran cayendo de igual manera, los objetos dentro de la estación espacial parecen flotar, en un estado que se denomina “gravedad cero” o más precisamente, microgravedad (1×10^{-6} g).

En el entorno de microgravedad de un satélite, las partículas no caen, no se asientan dentro de una solución, las burbujas no ascienden a la superficie, y no existen las corrientes de convección. Esto da lugar a mezclas uniformes y permite reacciones químicas que no pueden ocurrir en la tierra debido a que la separación o el decaimiento de las partículas por su peso, podrían entorpecer el proceso de la reacción o provocar el endurecimiento del material.

Las tensiones superficiales y otras fuerzas inter-moleculares pueden tomar relevancia. De manera similar, la convección no existe en el espacio lo que hace que los materiales calentados no se agiten o hiervan. Esto da lugar a un calentamiento diferencial el cual permite otras reacciones químicas. Por último, debido a la falta de asentamiento de las partículas, se pueden generar formaciones cristalinas muy largas las cuales tienen una variedad de aplicaciones industriales. Así mismo, esta falta de gravedad obliga a que los fluidos dentro de un recipiente sean forzados a salir del mismo mediante algún tipo de sistema presurizante.

5.1.5. MICROMETEORITOS Y BASURA ESPACIAL

- **INTRUDUCCIÓN**

En noches de claridad, desde un lugar adecuado para observar las estrellas, resulta común ver destellos brillantes en el cielo que se repiten en forma aleatoria. Estos destellos resultan ser pequeños cuerpos de materia que se queman al ingresar a la atmosfera terrestre. Nuestro sistema solar también se encuentra compuesto por una porción de basura natural, resultante de la disgregación de cometas, asteroides y otros cuerpos celestes. Esta basura natural presente en el espacio, está mayoritariamente compuesta de cuerpos de tamaño reducido, denominados micrometeoritos (MM). Por otro lado, desde que el hombre ha comenzado a poner en órbita sus propios satélites artificiales, se han generados desperdicios adicionales como resultado de impactos en satélites que han finalizado su vida útil, en partes de lanzadores, etc. Este entorno de basura artificial, es denominado basura orbital, en ingles “orbital debris” (OD). Ambos conjuntos de desperdicios espaciales, MM y OD, son por lo general partículas muy pequeñas (< 1cm), pero tienen gran importancia debido a su alta velocidad y consecuentemente su gran energía cinética.

- **MICROMETEORITOS**

La observación de los MM desde la tierra y el análisis de superficies expuestas a impactos a hipervelocidad en órbita, permite a los investigadores inferir la distribución de frecuencia y tamaño de estos eventos naturales. El flujo de MM no es constante, pero varía levemente a través del año durante eventos conocidos como “lluvia de meteoritos”. Durante estos eventos, la órbita terrestre interseca, por ejemplo, el camino orbital de una nube de partículas dejadas por la disgregación de partes de un cometa. En el año 1993, el lanzamiento del transbordador espacial fue demorado un día, para permitir el paso de la lluvia de meteoritos Perseid, cuyo pico de actividad se encuentra cercana al 11 de agosto y luego decrece. A continuación, se muestran las principales lluvias de meteoritos y sus duraciones aproximadas.

Lluvias de meteoritos	
Nombre	Fecha
Quantrantids	Del 1 al 6 de Enero
Lyrids	Del 19 al 24 de Abril
Eta Aquarids	Del 2 al 7 de Mayo
Delta Aquarids	Del 15 de Julio al 15 de Agosto
Perseids	Del 27 de Julio al 17 de Agosto
Orionids	Del 12 al 16 de Octubre
Taurids	Del 26 de Octubre al 25 de Noviembre
Leonids	Del 15 al 19 de Noviembre
Geminids	Del 7 al 15 de Diciembre

Tabla 5.4: Fechas de actividad de las principales lluvias de meteoritos

La probabilidad de sufrir un impacto con un cuerpo de tamaño considerable, es muy baja, pero los impactos con piezas pequeñas en misiones de tiempo prolongado tienen una alta probabilidad. La velocidad de impacto promedio de un micrometeorito es de unos 19 Km/s, lo que representa una gran cantidad de energía (y consecuentemente su posibilidad de dañar una nave) aún con piezas cuya masa se encuentra por debajo de los 10^{-6} gramos.

- **BASURA ORBITAL**

Como su nombre lo indica, la basura espacial son cuerpos que se encuentran orbitando alrededor de la tierra a una velocidad promedio de unos 8 Km/s. Por lo tanto, impactarán típicamente con una velocidad menor a la de un MM (en el peor de los casos serían unos 16 km/s si las velocidades entre el satélite y la partícula fueran totalmente opuestas). Si uno compara los flujos de MM y basura orbital de igual tamaño, éste último, es ampliamente superior y está constituido por alrededor de 20.000 piezas de basura, de tamaños superiores a los 4 cm, las cuales se encuentran orbitando la tierra. Si bien la mayoría de la basura orbital tiene un tamaño inferior a 1 cm, pero solo se siguen los movimientos, de manera rutinaria, de las 7000 piezas cuyo tamaño es superior a los 10 cm. El conjunto de basura orbital, continúa

creciendo a medida que se incrementa el número anual de satélites puestos en órbita (~ 230).

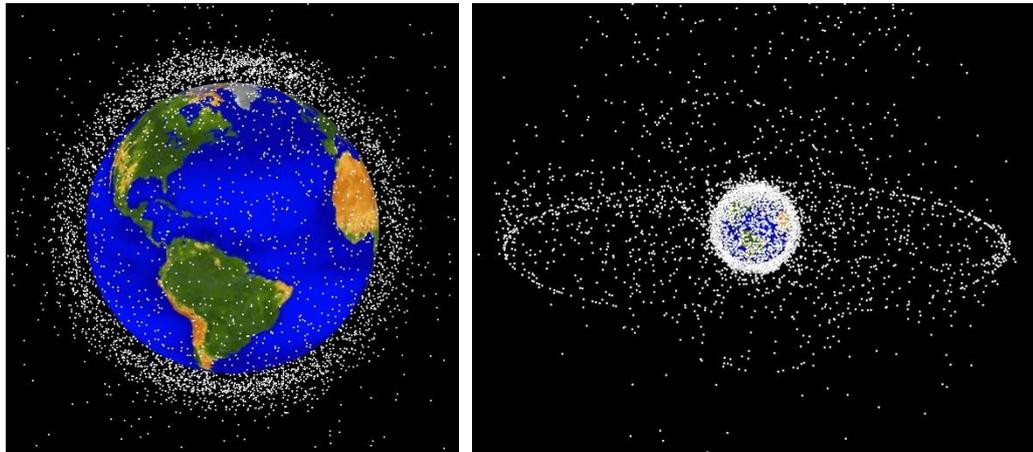


Figura 5.8: Basura espacial en órbitas LEO y GEO respectivamente

Las principales fuentes de la basura orbital son los satélites fuera de servicio, los motores auxiliares de lanzadores, las explosiones de vehículos espaciales de cualquier tipo, los restos generados por rupturas o colisiones, las partículas de combustible sólido de lanzadores y las partículas desprendidas por la erosión de superficies.

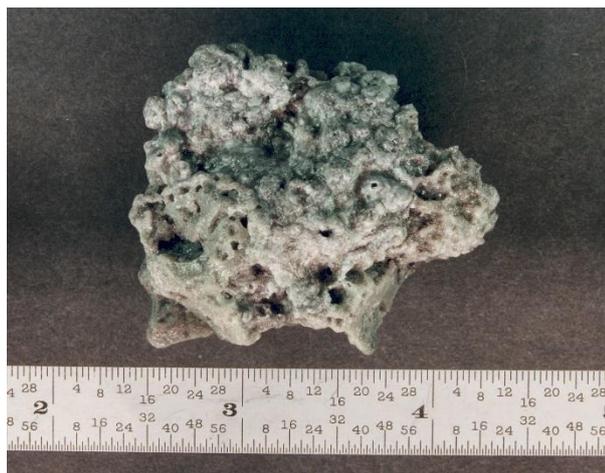


Figura 5.9: Basura producida por motor de estado sólido de lanzadores

En órbitas de baja altitud, el efecto del rozamiento de la partícula con la atmósfera superior contribuye a la limpieza de la basura espacial, ya que las frena haciéndolas caer en tiempos relativamente breves, mientras que en órbitas que se encuentran entre los 300 y 1000 km la basura aumenta logarítmicamente, en cambio, en altitudes que van de los 1000 a los 2000 km se mantiene constante.

El principal efecto producido por un impacto de MM o alguna basura espacial es el daño físico que produce el impacto, luego se encuentran los daños secundarios que pueden incluir erosión de materiales que cubren una determinada superficie, cambios en propiedades de control térmico, liberación de partículas que pueden contaminar superficies sensibles (ópticas) o la generación de cierta interferencia electromagnética (de niveles muy bajos).

La energía cinética asociada al impacto, se encuentra dada por la conocida ecuación:

$$KE = \frac{m v^2}{2}$$

Donde, “KE” es la energía cinética que lleva la partícula y que seguramente será disipada durante el impacto, “m” masa de la partícula y “v” su velocidad. Partículas de 1mm de diámetro pueden llegar a generar grandes daños, mientras que partículas de 3mm de diámetro, moviéndose a 10 Km/s tendrán una energía cinética equivalente a una bola de bowling desplazándose a 100 Km/h.

Los efectos que produce el impacto de partículas sobre la estructura del satélite, dependen de la velocidad del impacto. Por debajo de los 2 Km/s la partícula que impacta permanecerá intacta, entre 2 y 7 Km/s se partirá en fragmentos, a velocidades que van de 7 a 11 Km/s se fundirá mientras que a velocidades mayores a los 11 Km/s se vaporizará.

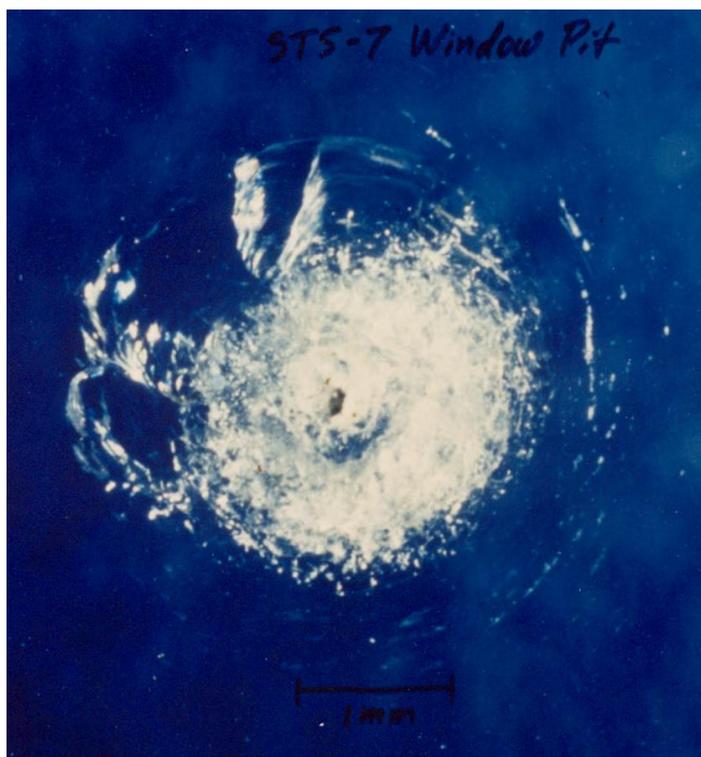


Figura 5.10: Impacto de basura espacial sobre ventana de transbordador espacial STS-007

5.1.6. OXÍGENO ATÓMICO

En las órbitas LEO, el oxígeno atómico se forma por la fotodisociación del oxígeno diatómico residual expuesto a la radiación ultravioleta del sol (longitudes de onda menores a los 243 nm), en un ambiente donde la densidad atmosférica es demasiado baja para permitir otros procesos de recombinación para formar ozono, oxígeno diatómico o óxidos de nitrógeno. Debido a lo mencionado anteriormente, el oxígeno atómico es típicamente el elemento más abundante en órbitas que van desde los 180 a los 650 Km de altitud, Figura 5.11.

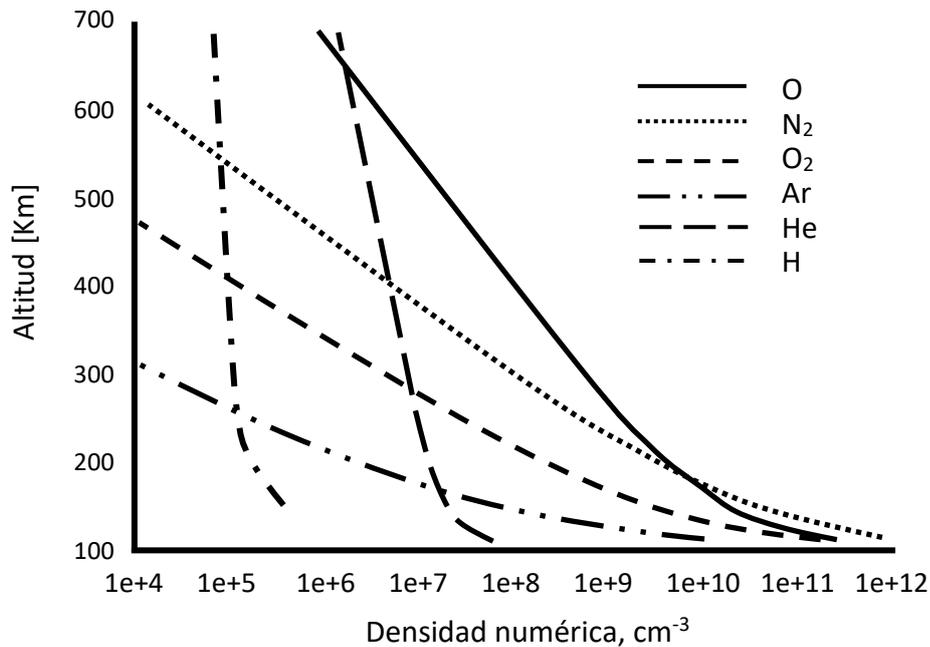


Figura 5.11: Densidad de la composición atmosférica en función de la altitud

El oxígeno atómico, el cual se encuentra en la ionósfera, interactúa muy fácilmente con muchos materiales presentes en un satélite volando en una órbita baja (LEO), oxidando metales, especialmente plata, cobre y osmio. El impacto de partículas de oxígeno atómico con una energía de 4.5 eV puede fácilmente oxidar a los materiales presentes en un satélite que orbita la atmósfera residual, compuestos de grafito y polímeros basados en hidrocarburos. Los materiales poliméricos que contienen flúor, tales con el Teflón, reaccionan de manera sinérgica, lo que implica que la reactividad hacia el oxígeno atómico aumente con la exposición prolongada a la radiación ultravioleta. Esta interacción, puede cambiar la morfología y reducir el espesor de estos materiales. Debido a las propiedades erosivas del oxígeno atómico sobre polímeros y materiales compuestos, se han desarrollado recubrimientos protectores que se usan para incrementar la vida útil de los materiales que son expuestos a un ambiente espacial en una órbita LEO.

El oxígeno atómico presente en órbitas LEO, es una forma altamente reactiva de oxígeno, el cual tiene suficiente energía como para romper enlaces químicos. Por este motivo, se considera una probabilidad de reacción ante un impacto con materiales tales como el carbono [21] y kapton [22], de aproximadamente 14%. La cantidad de erosión que sufre un polímero es igual al producto entre su rendimiento ante la

erosión y el flujo del oxígeno atómico, donde el rendimiento ante la erosión es la cantidad de material erosionado, en centímetros cúbicos, por átomo de oxígeno incidente [$\text{cm}^3/\text{átomos}$] y el flujo de oxígeno atómico es el número de átomos impactando por centímetro cuadrado [$\text{átomos}/\text{cm}^2$].

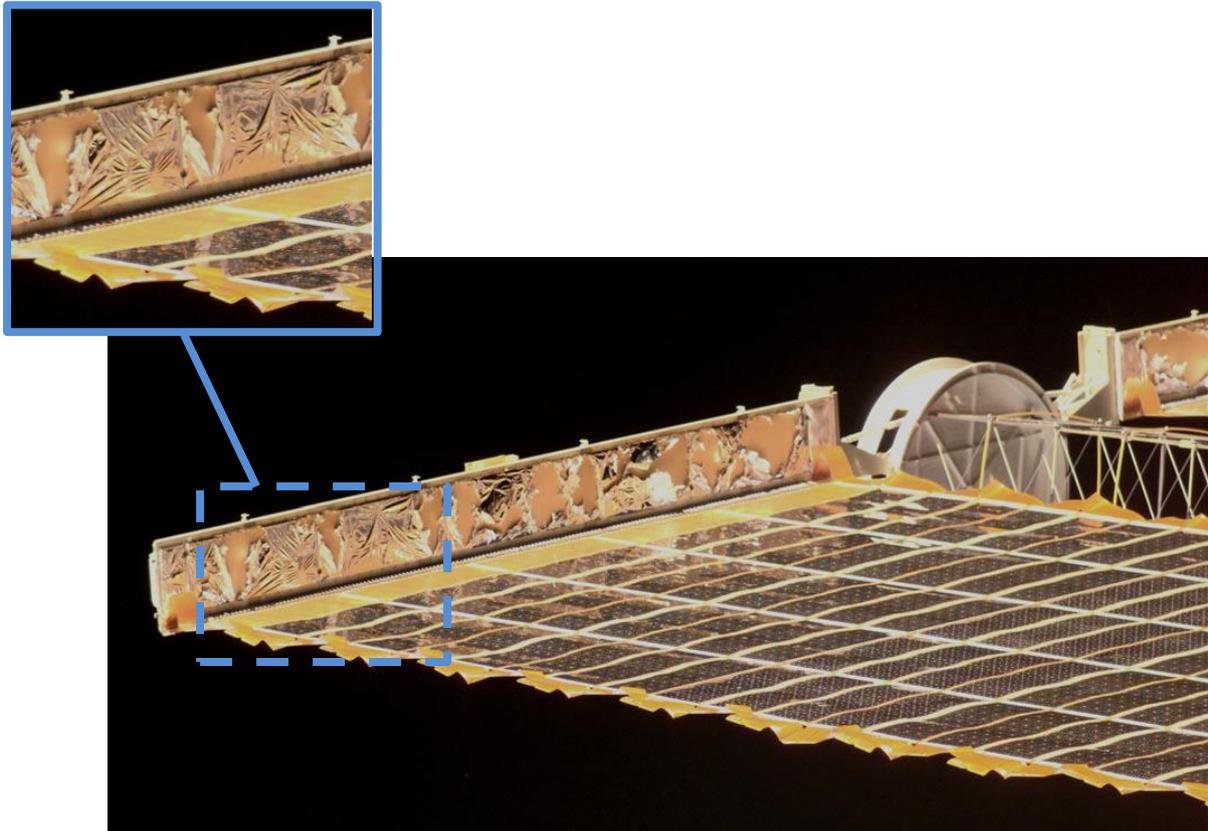


Figura 5.12: Degradación del recubrimiento de aluminio de los paneles solares de la ISS producido por el oxígeno atómico luego de un año de exposición (Imagen NASA).

En la Tabla 5.5 se observa el rendimiento ante la erosión por oxígeno atómico de algunos materiales.

Material	Abbrev.	Trade Name	Predicted Erosion Yield in LEO by Different Correlations [23] ($\times 10^{-24}$ cm ³ /atom)		Measured Erosion Yield in LEO ($\times 10^{-24}$ cm ³ /atom) and references
			γ' mod-Correlation Oxidation	Oxidation Index Correlation	
Acrylonitrile butadiene styrene	ABS	Cycolac; Lustran	2.3	3.1	
Carbon					0.9–1.7
Carbon (highly oriented pyrolytic graphite)	HOPG	Graphite	1.0	1.3	1.04–1.2; 1.2–1.7; 1.2
Carbon (pyrolytic polycrystalline)	PG	Graphite			0.61–1.2; 1.2
Carbon (single cristal natural Class IIA diamond)		Diamond			0.0000 \pm 0.000023; 0.021
Cellulose acetate	CA	Cellidor; Tenite Acetate	6.8	3.2 (5.2)	
Cellulose nitrate	CN	Celluloid; Xylonite	13.1		
Crystalline polyvinylfluoride w/white pigment	PVF	White Tedlar	3.4	3.0	0.29; 3.2
Diallyl diglycol and triallyl cyanurate	ADC	CR-39	6.1	4.6	6.1
Epoxide or epoxy	EP	Epoxy resin	2.9	2.3	2.7 Epoxy Resin 5208; 1.7
Ethylene vinyl acetate copolymer	EVAC	Elvax	3.9	3.5	
Ethylene vinyl alcohol copolymer	EVAL (EVOH)	Eval	3.5	3.0	
Ethylene/propylene/diene	EPTR (EPDM)	Nordel; Keltan	2.9	3.0	
Fluorinated ethylene propylene	FEP	Teflon FEP	0.0	n/a	0.337 \pm 0.005; 0.35; 0.03–0.05; 0.037; 0.0–<0.05
Halar ethylenechlorotrifluoroethylene	ECTFE	Halar	2.0	n/a	2.0–2.1; 1.9
Melamine formaldehyde resin	MF	Melmex; Melopas	3.4		
Phenol formaldehyde resin	PF	Bakelite; Plenco; Durex	2.3	2.5	
Poly-(p-phenylene terephthalamide)	PPD-T (PPTA)	Kevlar 29	2.5	2.9	1.5 \pm 0.5 Kevlar 29 2.1–4.1 Kevlar 29 4.0 \pm 0.5 Kevlar 49 2.1–4.1 Kevlar 49

Material	Abbrev.	Trade Name	Predicted Erosion Yield in LEO by Different Correlations [23] ($\times 10^{-24}$ cm ³ /atom)		Measured Erosion Yield in LEO ($\times 10^{-24}$ cm ³ /atom) and references
			γ' mod-Correlation Oxidation	Oxidation Index Correlation	
Polyacrylonitrile	PAN	Acrilan; Barex; Orlon	2.5	4.5	
Polyamide 6 or nylon 6	PA 6	Caprolan; Akulon K; Ultramid	3.7	3.6	2.8 \pm 0.2; 4.2
Polyamide 66 or nylon 66	PA 66	Maranyl; Zytel; Durethane	3.7	3.6	2.8 \pm 0.2
Polybenzimidazole	PBI	Celazole	1.9	1.8	1.5; 1.5
Polycarbonate	PC	Lexan; Makrolon	2.9	3.2	2.9; 6.0
Polychlorotrifluoroethylene	PCTFE	Kel-F; Aclar	1.0	n/a	1.97 \pm 0.12; 0.9
Polyetheretherketone	PEEK	Victrix PEEK; Hostatec	2.3	2.1	3.7 \pm 1.0; 2.3; 3.2–4.5
Polyethylene	PE	Alathon; Lupolen; Hostalen	3.0	4.2	3.97 \pm 0.23; 3.2–4.5; 3.3; 3.7
Polyethylene oxide	PEO	Alkox; Polyox	7.1	5.8	
Polyethylene terephthalate	PET	Mylar; Tenite	3.5	3.1	3.4–3.6 Mylar A; 3.4–3.7 Mylar A; 3.0 Mylar D; 2.9–3.0 Mylar D; 3.4–3.9; 1.5–3.9
Polyimide (PMDA)	PI	Kapton HN	2.9	2.0	3.0; 3.0
Polyimide (PMDA)	PI	Kapton H	2.9	2.0	3.0; 2.89 \pm 0.6; 3.0; 3.0; 1.5–3.1
Polyimide (PMDA)	PI	Black Kapton			1.4–2.2
Polymethyl methacrylate	PMMA	Plexiglas; Lucite	5.1	4.5	6.3 \pm 0.3; 3.9–4.8; 3.1
Polyoxymethylene; acetal; polyformaldehyde	POM	Delrin; Celcon; Acetal	8.0–12.0	5.0	
Polyphenylene	PPH		1.8		
Polyphenylene isophthalate	PPPA	Nomex	2.5	2.9	
Polypropylene	PP	Profax; Propathene	2.9	4.1	4.4
Polystyrene	PS	Lustrex; Polystyrol; Styron	2.1	6.0	4.17 \pm 0.17; 1.8

Material	Abbrev.	Trade Name	Predicted Erosion Yield in LEO by Different Correlations [23] ($\times 10^{-24}$ cm ³ /atom)		Measured Erosion Yield in LEO ($\times 10^{-24}$ cm ³ /atom) and references
			γ' mod-Correlation Oxidation	Oxidation Index Correlation	
Polysulphone (Polysulfone)	PSU	Udel; Ultrason/S	2.5	2.4–3.0	2.3; 2.1; 2.4
Polytetrafluoroethylene	PTFE	Fluon; Teflon; Halon	0.0	n/a	0.20; 0.37 \pm 0.06; 0.03–0.05; 0.0–0.2
Polyvinyl acetate	PVA	Elvacet	6.2		
Polyvinyl alcohol	PVA(L)	Elvanol	7.1	4.1	
Polyvinyl fluoride	PVF	Tedlar			3.8 clear; 1.3–3.2 clear; 0.05–0.6 white
Polyvinylidene chloride copolymers	PVDC	Saran	5.1	n/a	
Polyvinylidene fluoride	PVDF	Kynar	1.1	n/a	0.9–1.1; 0.6
Polyxylylene	PX	Parilene; Parylene	2.1		
Pyrone	PR	Pyrone	2.4		2.3; 2.5
Tetrafluorethylene ethylene copolymer	ETFE	Tefzel ZM	1.1	n/a	1.2
Urea formaldehyde	UF	Beetle; Avisco	5.1	3.0	

Tabla 5.5: Rendimiento ante la erosión por oxígeno atómico de varios materiales

Si bien el oxígeno atómico es el elemento más abundante, su densidad decrece con la altura según muestra la Figura 5.13, en la cual puede observarse que su efecto a alturas superiores a los 500 km puede considerarse despreciable.

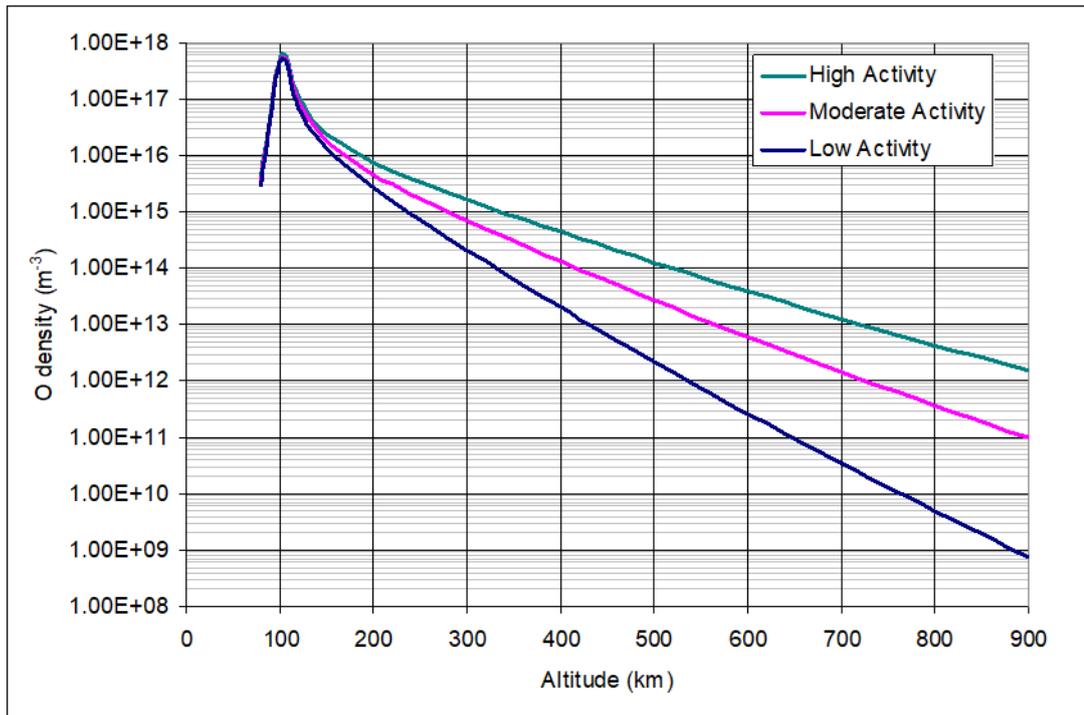


Figura 5.13: Variación del oxígeno atómico con la altitud para actividades solares y geomagnéticas altas, moderadas y bajas

5.1.7. TEMPERATURA

Un satélite experimenta un amplio rango de temperaturas tanto frías como calientes, dependiendo de la actitud del satélite y de su posición dentro de la órbita. A su vez, en el interior del satélite, se presentan gradientes térmicos generados entre las zonas calientes que miran al sol o la tierra y las zonas más frías que miran al espacio profundo, los cuales necesitan ser acotados dentro del rango térmico permitido por el equipamiento de abordo.

Las temperaturas de un satélite dependen de la generación interna de calor, calor emitido desde el satélite hacia el espacio profundo y el calor absorbido de fuentes externas. Existen cuatro fuentes de calor que afectan a los componentes de un satélite en órbita LEO:

- Radiación solar.
- Radiación de albedo (radiación solar que es reflejada por la tierra).
- Calor emitido de la Tierra.
- Calor generado por los componentes internos del satélite.

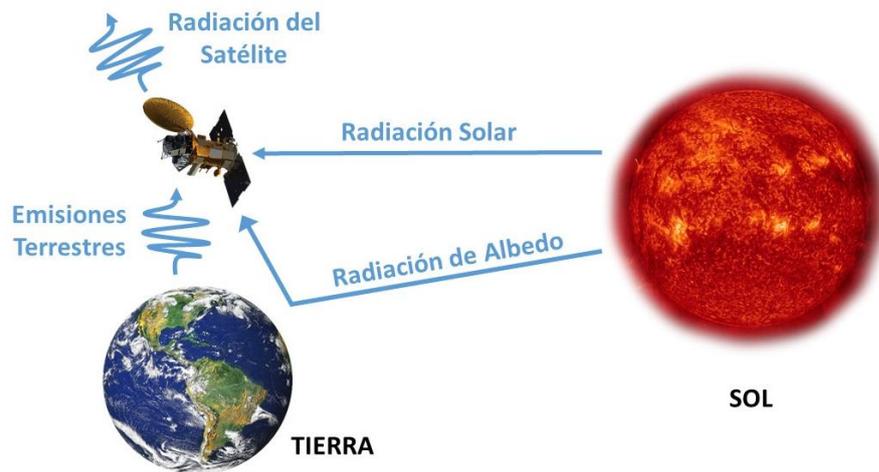


Figura 5.14: Cuatro fuentes de radiación térmica que afectan a los componentes de un satélite

Se denomina Flujo a la intensidad de radiación o de energía por unidad de tiempo por unidad de área. El flujo en un punto dado del espacio (flujo directo) depende de la intensidad de la fuente y distancia de la misma. El flujo proveniente del sol puede ser considerado casi constante en cuanto a intensidad, por lo tanto, el flujo solar en un satélite que se encuentra iluminado, dependerá únicamente de su distancia al sol. La energía térmica radiada y reflejada por la Tierra, depende de muchos factores: estaciones, aspectos geográficos, temperaturas de la atmósfera y superficie terrestre, humedad de la atmósfera, nubosidad y latitud. El flujo incidente, el cual calienta una superficie, depende del área proyectada de dicha superficie, la cual es función de la forma de la superficie y del ángulo incidente θ definido en la Figura 4.11. Para un superficie plana, el área proyectada, A_p , es el área de la superficie multiplicada por el coseno del ángulo de incidencia.

$$A_p = A \cos \theta$$

Donde "A" es el área total de la superficie. Cuando el flujo directo es unidireccional, tal como lo es el flujo solar, el flujo incidente, F_I , es igual al flujo directo, F , por el área proyectada A_p , dividido el área total, A .

$$F_I = \frac{A_p}{A} F$$

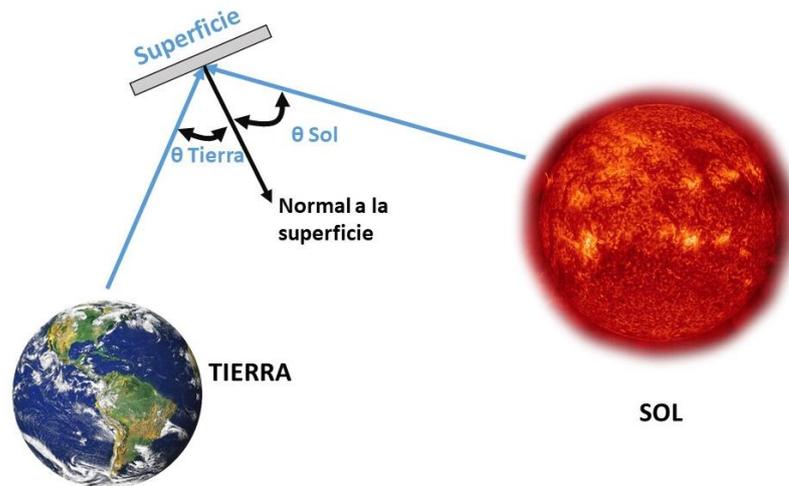


Figura 5.15: Ángulos de incidencia con respecto a las fuentes de radiación del Sol y la Tierra

La energía de calor incidente, q_I , es la proporción de energía transferida en Watts. En el caso de radiación térmica, la carga de calor es el flujo incidente por la superficie del área A .

$$q_I = F_I A$$

- **RADIACIÓN SOLAR**

El flujo solar directo para satélites que orbitan la Tierra varía desde 1309 [W/m²], cuando la Tierra se encuentra más alejada del sol (apogeo), a los 1400 [W/m²], cuando la tierra se encuentra más cercana al sol (perigeo) en enero.

$$F_{SI} = \frac{A_p}{A} F_S$$

- **RADIACIÓN DE ALBEDO**

El Albedo es la fracción reflejada de flujo solar incidente, sobre la superficie de la Tierra. En el caso de nuestro planeta, el albedo tiene un valor promedio anual de 0,3. Para un satélite orbitando la Tierra, el valor de albedo puede variar entre 0,05 (océano abierto) y 0,6 (capa de hielo o nubes altas). El flujo de albedo para un satélite que orbita la tierra es función del albedo y su respectiva altitud y posición. La radiación solar incidente sobre la superficie de la Tierra, depende del ángulo formado

entre la superficie y el vector sol. Por lo tanto, si el albedo fuera constante sobre toda la superficie terrestre, la mayor intensidad de radiación solar reflejada se encontraría en dirección al sol.

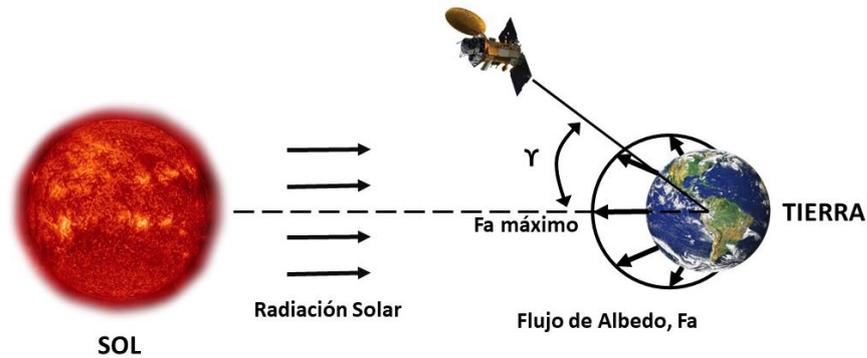


Figura 5.16: Variación del flujo de albedo alrededor de la Tierra

Es posible estimar la radiación de albedo incidente en una superficie plana que orbita la Tierra mediante la siguiente ecuación:

$$F_{al} = 0.3 K_a F_s \cos \gamma \quad (\text{para } -90^\circ \leq \gamma \leq 90^\circ)$$

Donde 0,3 representa el albedo promedio, K_a es un factor de modificación adimensional que depende de la altitud del satélite y el ángulo de incidencia en la superficie, F_s es el flujo solar directo y γ es el ángulo definido en la Figura 4.12.

- **EMISIONES PLANETARIAS (INFRARROJO TERRESTRE)**

Las emisiones térmicas planetarias dependen de la temperatura superficial del planeta. Este tipo de emisiones se encuentran en la banda del infrarrojo dentro del espectro electromagnético (aproximadamente de 1 a 100 micrones). La fuente de flujo Terrestre tiene valores en el rango de 150 a 350 W/m². Al igual que el albedo, los efectos de calentamiento debido a las emisiones terrestres puede ser significativo para satélites de órbita LEO, pero se vuelve insignificante para altitudes de aproximadamente 13.000 Km.

Es posible utilizar la siguiente ecuación [24] para estimar la influencia de la latitud y longitud de la Tierra sobre la variación del flujo emitido.

$$F_{PL} = e_0 + e_1 P_1 \sin \varphi + e_2 P_2 \sin \varphi$$

Donde

$$e_1 = k_0 + k_1 \cos(w(JD - t_0)) + k_2 \sin(w(JD - t_0))$$

t_0 es la fecha

w es la velocidad angular ($2\pi/365,25$)

φ es la latitud ecuatorial

JD es la fecha de interés en calendario Juliano

P_n Polinomio de Legendre de grado n

Y se proponen los siguientes valores:

$$e_0 = 0,68$$

$$e_1 = [k_0 = 0, k_1 = -0,07, k_2 = 0]$$

$$e_2 = -0,18$$

5.2. ENTORNO DE LANZAMIENTO

5.2.1. CARGAS VIBROACÚSTICAS

El entorno de lanzamiento pareciera ser el ambiente más hostil que debe soportar el satélite luego del ambiente espacial en sí mismo. A diferencia del ambiente espacial, el cual está presente durante todo el tiempo de vida de la misión, los diferentes factores que genera el lanzamiento solo actúan unos pocos minutos sobre el satélite, ya que el vuelo hasta alcanzar la altura orbital puede llegar a ser tan breve como 10 minutos, pero su impacto es de gran importancia y deben ser tenidos en cuenta a la hora de diseñar cualquier hardware para una misión espacial.

El lanzamiento comienza con la ignición de los motores del lanzador (lift-off) y finaliza con la separación del dispositivo de propulsión que pone al satélite en su órbita final.

Típicamente, un lanzador está constituido por varias etapas las cuales actúan en diferentes instantes de tiempo, ver Figura 5.17.

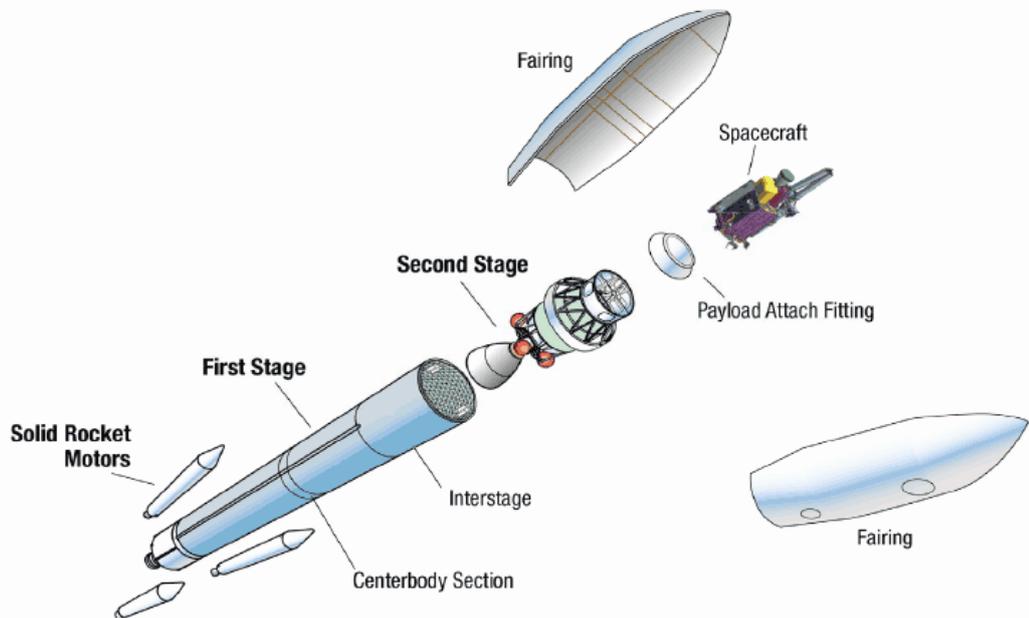


Figura 5.17: Diferentes etapas de un lanzador (Imagen JPL/NASA)

Cuando una etapa ya ha cumplido su función, esto implica que ya ha agotado su combustible, su estructura, electrónica, tanque de combustible y motor, se transforman en peso muerto el cual debe ser desechado.

La Figura 5.18 muestra las aceleraciones axiales típicas de un lanzador durante las diferentes etapas. La aceleración se encuentra expresada en gravedades (g) y el tiempo en segundos (s). Se puede observar que la máxima aceleración axial es alrededor de 4.2 g, esto significa que se tiene un factor de carga axial máximo de 4.2 en dirección opuesta a la aceleración.

Existen numerosas fuentes de cargas tanto laterales como axiales durante el lanzamiento. El diseño preliminar de la estructura principal de un satélite se basa, típicamente, en los factores de carga provistos por el lanzador (generalmente encontrados en la guía del usuario). Pero estos factores de carga, no son adecuados para representar las cargas dinámicas que varían con la localización y el tiempo, tal como es el caso de las vibraciones estructurales. Para predecir las respuestas

estructurales ante vibraciones a frecuencias altas y bajas, es necesario realizar un análisis de cargas dinámico. El desafío se encuentra en identificar los eventos que pueden resultar críticos, predecir las cargas generadas por cada una de las fuentes independientes de cargas para estos eventos y luego combinar las cargas predichas de manera adecuada para el diseño.

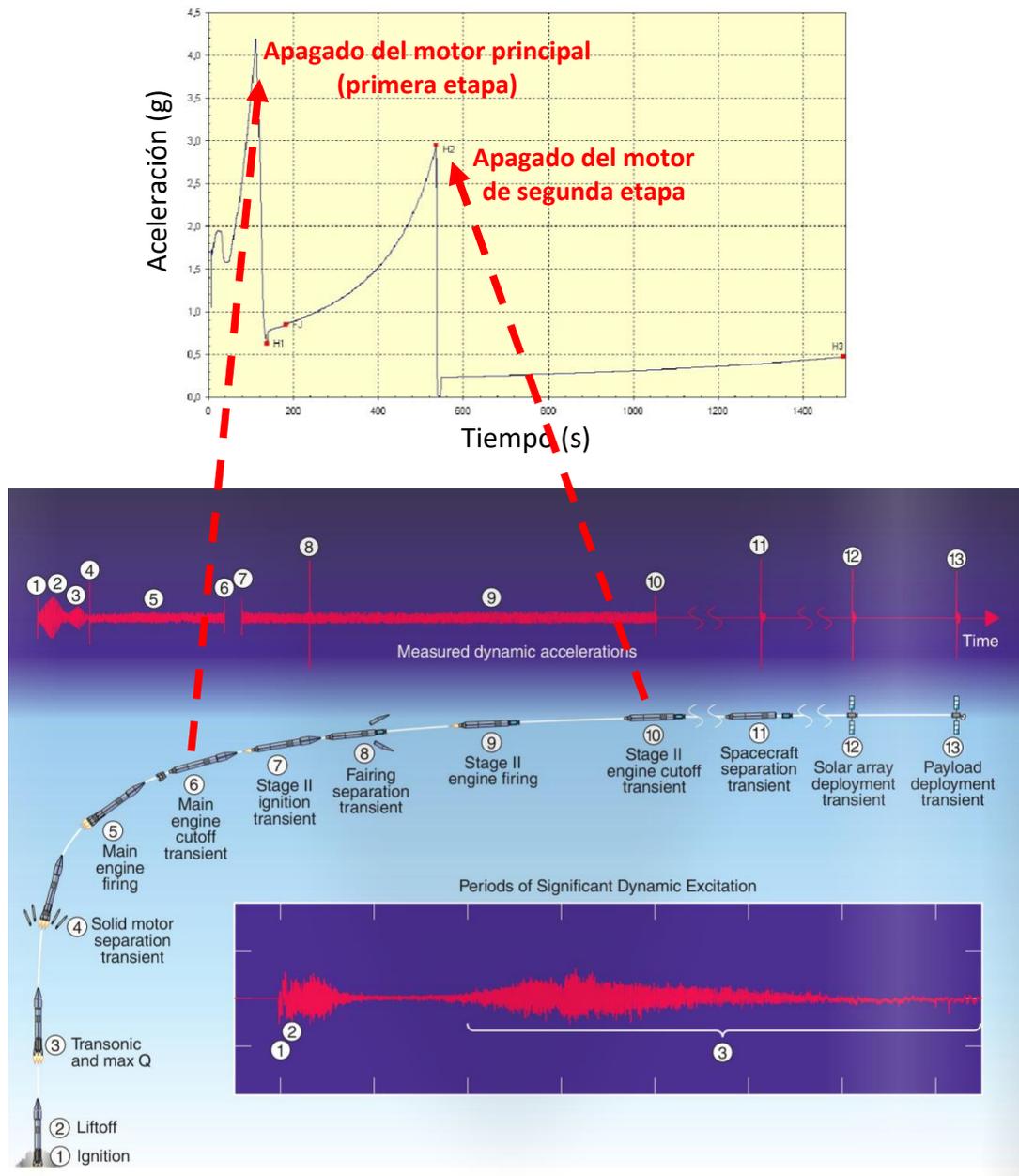


Figura 5.18: Perfil de aceleraciones axiales típicas de un lanzador

Existen diversos eventos dentro del lanzamiento, cada uno de los cuales tiene varias fuentes independientes de cargas tanto para el vehículo lanzador como para la carga útil (satélite). Algunas cargas pueden ser consideradas constantes en el tiempo, tales como el empuje mientras el motor del lanzador se encuentra encendido. Otras son transitorias tales como el empuje cuando el motor de lanzador se enciende o se apaga. Las cargas acústicas se refieren a la presión de las ondas de sonido. Como la mayoría de las ondas acústicas incluyen ondas de diferentes frecuencias, generan que la estructura vibre aleatoriamente (random). Por último, tenemos las vibraciones de shock, generadas comúnmente por la liberación brusca de energía almacenada en los sistemas utilizados para unir las diferentes etapas del lanzador, que consisten en vibraciones de alta intensidad (miles de g) y frecuencias elevadas (miles de Hz.).

En la Tabla 5.6 podemos ver una serie de eventos presentes en la mayoría de los lanzadores y sus respectivas cargas asociadas.

CARGAS TÍPICAS PRESENTES EN LA MAYORA DE LOS LANZADORES		
Evento	Tipo de carga principal	Comentarios
Despegue (Lift-off)	Transitorias y acústicas	Pueden ser críticas para estructuras secundarias.
Máximo Acústico	Acústicas, transitorias reducidas	Fuente de vibraciones acústicas y random. Ocurre brevemente luego del máximo transitorio del despegue.
Cargas máximas aerodinámicas	Transitorias y acústicas	Típicamente la de mayor impacto para la estructura primaria del satélite.
Separación motores de combustible sólido	Transitorias y shock	Usualmente no es relevante para el satélite
Encendido Etapa I	Transitorias (axiales)	Usualmente no es relevante para el satélite
Separación de la cofia (fairing)	Shock y transitorias	Usualmente no es relevante para el satélite
Apagado Etapa I	Transitorias (axiales)	Máxima aceleración axial.
Encendido Etapa II	Transitorias (axiales)	Máxima aceleración axial.
Apagado Etapa II	Transitorias (axiales)	Los niveles de carga dependen de la manera en la cual se apagan los motores.

Tabla 5.6: Eventos relevantes presentes en un lanzamiento típico

En resumen, los efectos mecánicos o estructurales que experimenta el satélite durante el lanzamiento son aceleraciones, vibraciones, ondas de shock y ondas acústicas. Estos efectos serán desarrollados en la sección 5.3 debido a que alcanzan su máxima intensidad durante los ensayos ambientales realizados en tierra.

Además de los efectos mencionados, se debe tener en cuenta la rápida despresurización que sufre la carga útil durante el lanzamiento. Este factor se desarrolla a continuación.

5.2.2. DESPRESURIZACIÓN RÁPIDA

Como se mencionó en el capítulo 4, durante el lanzamiento, el satélite se encuentra a una presión de una atmósfera dentro de la cofia del lanzador cuando este se encuentra en tierra posicionado en la plataforma de lanzamiento. Luego del despegue, y dependiendo del lanzador, la presión disminuye rápidamente, alcanzando un valor cercano al vacío en un tiempo aproximado de 120 segundos.

Este cambio brusco de presión puede generar una sobre presión dentro del hardware ya que el mismo puede contener aire en su interior, por lo cual, la tasa de cambio de presión dentro de la cofia del lanzador, es un factor muy importante que debe ser considerado, habida cuenta que una caja típica puede llegar a sentir fuerzas de miles de newtons sobre sus caras. Por ello se hace necesario permitir el venteo (venting) de los gases contenidos en espacios cerrados.

En la Figura 5.19, podemos observar el decaimiento de la presión dentro de la cofia del lanzador Delta IV.

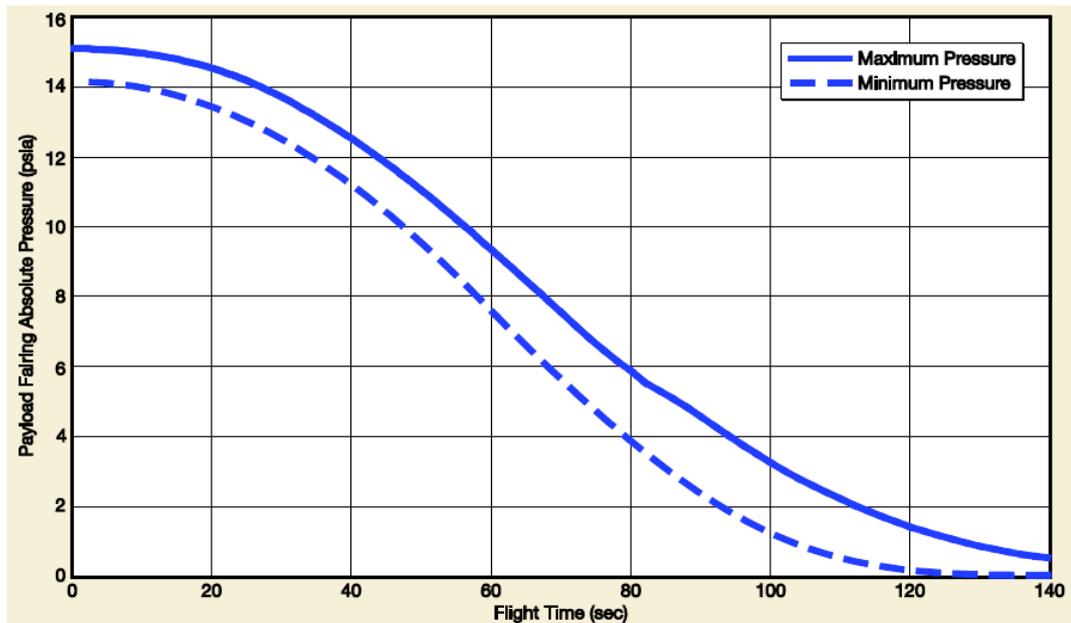


Figura 5.19: Envolvente de presión absoluta para el lanzador Delta IV

5.3. INTEGRACIÓN Y ENSAYOS AMBIENTALES

5.3.1. INTRODUCCIÓN

Un proyecto espacial puede ser dividido en diferentes fases, cada una de las cuales comprende una serie de acciones pre-definidas y revisiones que deben ser superadas, permitiendo continuar a las fases subsiguientes. Dentro de esta forma de organización, NASA establece la fase D, como la etapa de integración y ensayos de los sistemas espaciales que comprenderán el satélite.

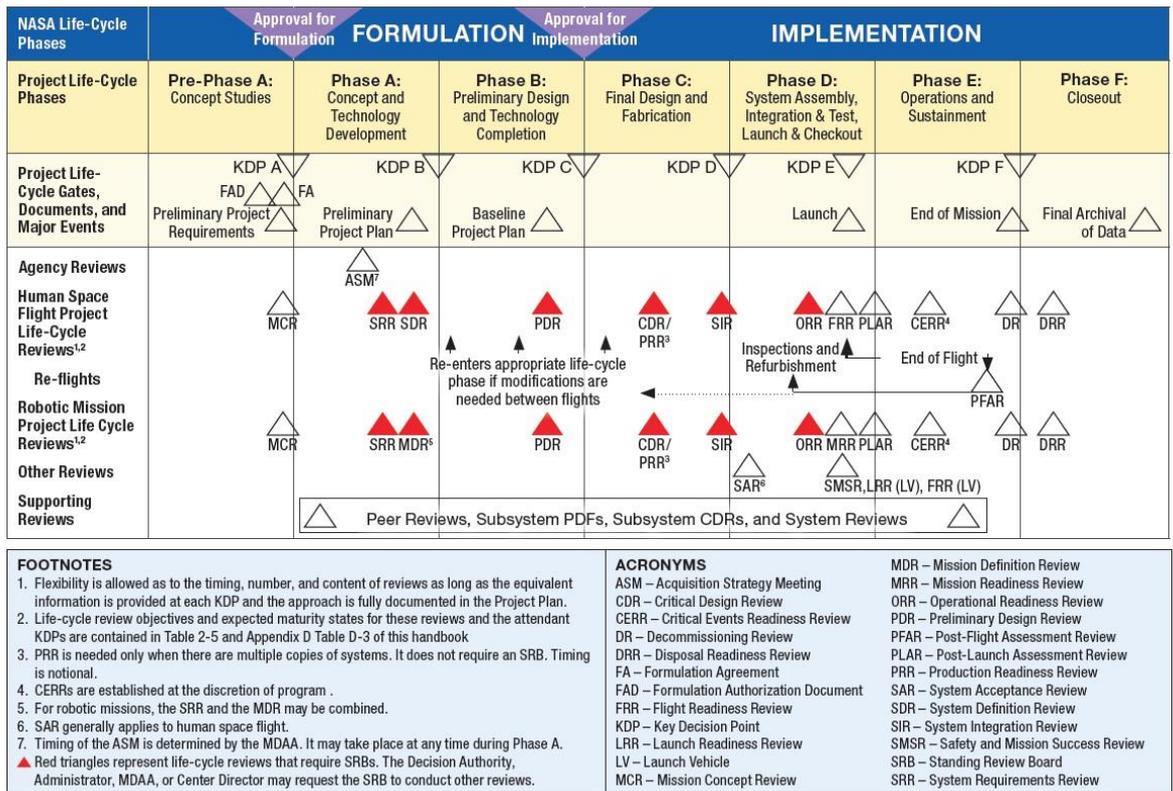


Figura 5.20: Fases de un proyecto espacial (Fuente NASA)

El término “integración” puede ser definido como el proceso en el cual se ensamblan o interconectan las diferentes unidades, subsistemas o instrumentos que comprenden un satélite. Generalmente comienza con el ensamblaje de la estructura principal, luego se continua con el subsistema harness y el sistema de propulsión, para luego dar paso a los diferentes sistemas electrónicos tales como control de actitud, computadoras de abordaje, térmico, potencia, C&DH, instrumentos de la misión, etc. finalizando con la integración de mantas térmicas y paneles solares. Si bien existe una secuencia lógica de integración, cada misión desarrolla su propio flujo de actividades, el cual puede incluir remover ciertos ítems una vez que se hayan integrado al satélite y verificado su correcto funcionamiento.

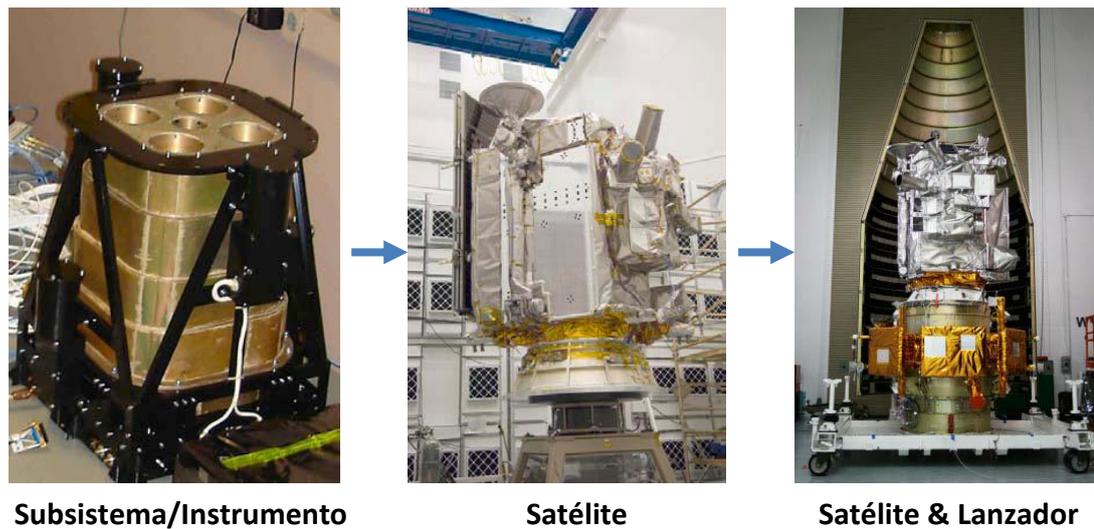


Figura 5.21: Secuencia de integración

Para que un subsistema electrónico se encuentre en condiciones de ser ensamblado al cuerpo del satélite, primero debe ser calificado por medio de diferentes ensayos funcionales y ambientales cuyo objetivo es verificar que tanto el hardware como el software trabajan correctamente y se encuentran en condiciones de sobrevivir en los diferentes ambientes que se presentan tanto en el lanzamiento como en el espacio exterior. Estos ensayos incluyen vibraciones, acústico, shock, bakeout, ciclados en termo-vacío, y ensayos de compatibilidad electromagnética. Los niveles de estos ensayos de calificación en tierra son superiores (margen de calificación) a los esperados durante el entorno de lanzamiento, de modo de tratar de garantizar su correcto funcionamiento en vuelo.



Figura 5.22: Cámara de termo-vacío (Imagen CONAE)



Figura 5.23: Satélite SAC-D montado sobre shaker (Imagen INPE)



Figura 5.24: Satélite SAC-D en cámara para ensayos acústicos (Imagen INPE)

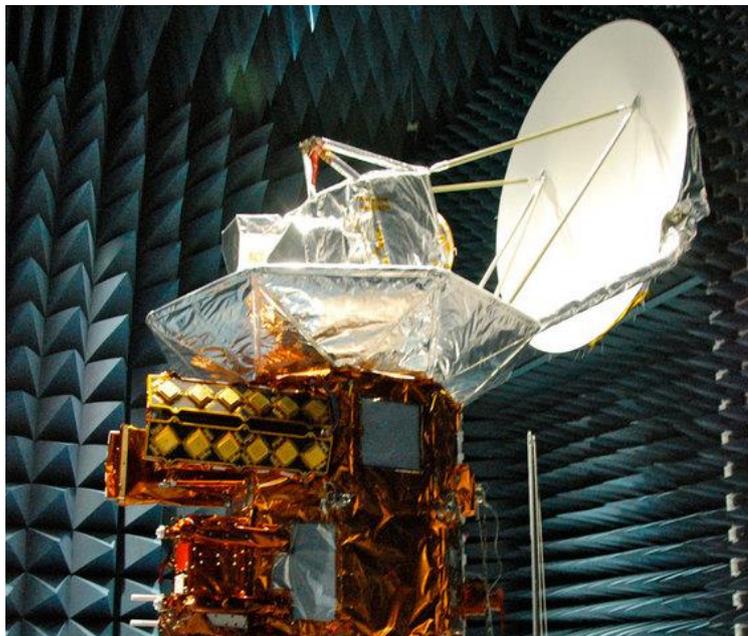


Figura 5.25: Satélite SAC-D, ensayos de compatibilidad electromagnética

Todo hardware que se encuentre dentro de un proceso de especialización, deberá ser capaz de sobrevivir esta etapa de ensayos ambientales, los cuales se desarrollan a continuación.

5.3.2. CARGAS CUASIESTATICAS

Las cargas cuasiestáticas son aquellas que, idealmente, no varían en función del tiempo o en su defecto lo hacen muy lentamente, por lo tanto, la respuesta dinámica de la estructura no es significativa. Esta es la definición de un evento cuasi-estático dentro de la norma ECSS-E-ST-32 “Space engineering, Structural general requirements”.

Por otro lado, NASA las define como la combinación de cargas estáticas y cargas de baja frecuencia, en una carga estática equivalente especificada para propósitos de diseño como una aceleración en el centro de gravedad del cuerpo.

En resumen, las cargas cuasiestáticas hacen referencia a aceleraciones dentro de un estado estable. Para los propósitos de diseño (por ejemplo, derivación de cargas límites de diseño, selección de tornillos, etc) son calculadas, generalmente, como la combinación de las contribuciones tanto estáticas como dinámicas. En este contexto, las cargas cuasiestáticas son equivalentes, o interpretadas por el diseñador, como cargas estáticas, típicamente expresadas como una aceleración equivalente aplicada en el centro de gravedad del cuerpo bajo diseño.

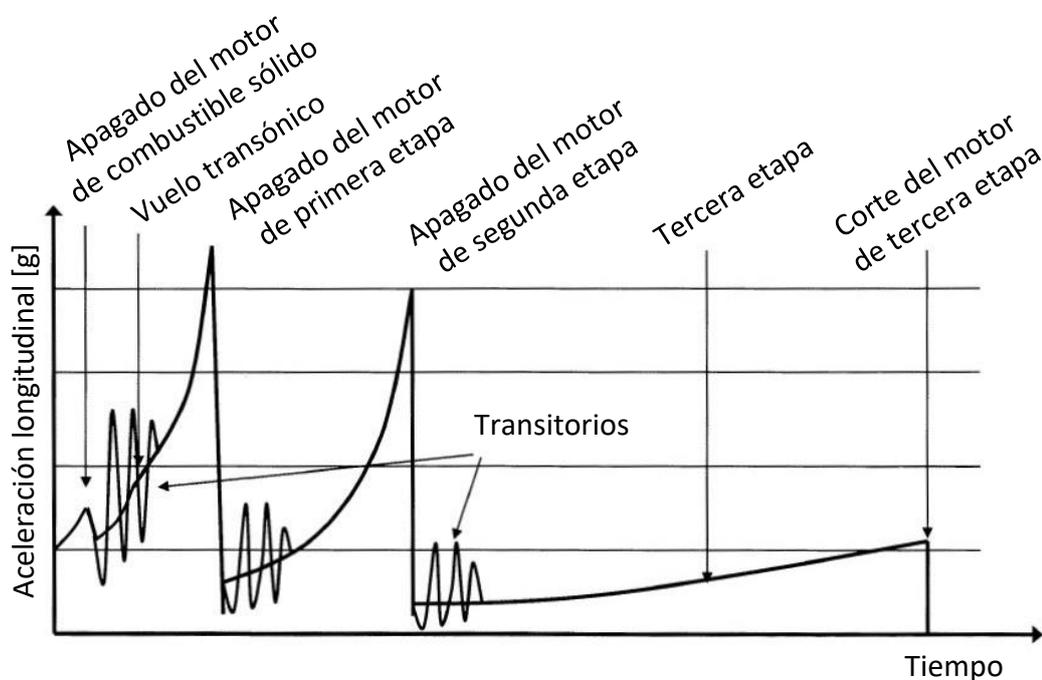


Figura 5.26: Aceleraciones cuasi-estáticas y transitorios de baja frecuencia

5.3.3. VIBRACIONES SINUSOIDALES

Los ensayos de vibraciones sinusoidales son realizados para detectar ciertas fallas que normalmente no son expuestas en ensayos de vibraciones random. Permiten que el hardware bajo ensayo tenga mayores excitaciones de desplazamiento en bajas frecuencias. Son utilizados para simular los efectos de los eventos transitorios más significativos ocurridos durante el lanzamiento. Típicamente, estos transitorios producen la carga dominante sobre estructuras primarias, secundarias y grandes ensamblajes. Por último, se utilizan para verificar las frecuencias naturales del hardware comprendidas entre aproximadamente diez y cien Hertz (10-100 Hz).

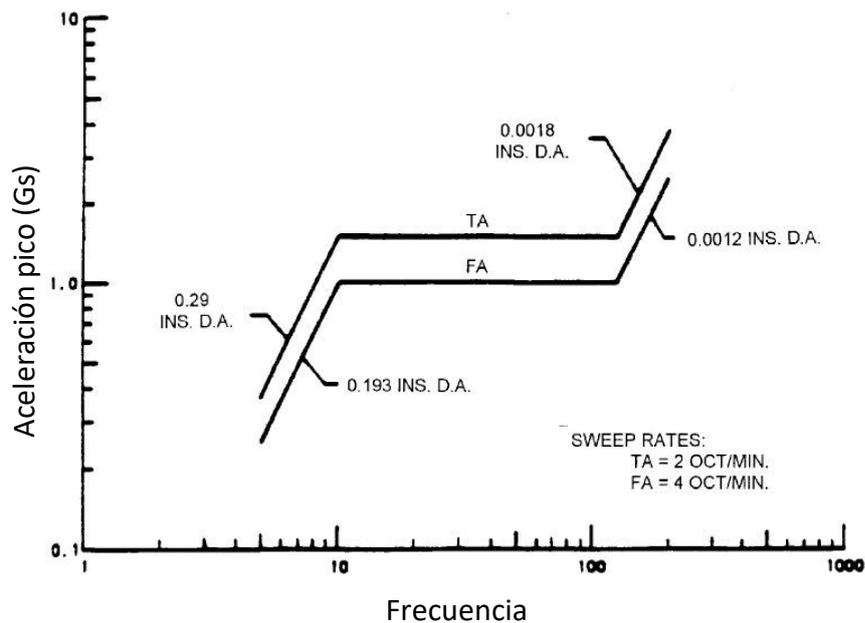


Figura 5.27: Perfil de ensayo de vibraciones sinusoidal

5.3.4. VIBRACIONES RANDOM

Los satélites son sometidos a cargas aleatorias o random generadas por las vibraciones propias de las distintas partes del lanzador excitadas principalmente por el ambiente acústico, las inestabilidades en el sistema de propulsión y las presiones aerodinámicas. Esta vibración es a menudo el ambiente crítico para los componentes eléctricos, electro mecánicos y electrónicos del satélite.

Las vibraciones random son caracterizadas por medio de una curva de densidad espectral de potencia "Power Spectral Density" (PSD). El término potencia, es un término genérico que puede representar aceleración, velocidad, desplazamiento, fuerza, etc, dependiendo del parámetro que se quiera describir. En este caso en particular, es de interés describir la aceleración PSD a una frecuencia f , para lo cual, se define la función $W(f)$ que es la aceleración cuadrática media dentro de un ancho de banda determinado cuyo centro es f , dividido por el ancho de banda. Esta función de densidad espectral de potencia es expresada en unidades de g^2/Hz , donde g es la aceleración gravitacional de la tierra a nivel del mar.

Generalmente se dibuja la función PSD en una escala logarítmica, cubriendo un rango de frecuencias que va desde los 20 a los 2000 Hz., el cual describe adecuadamente las vibraciones random para estructuras y componentes electrónicos.

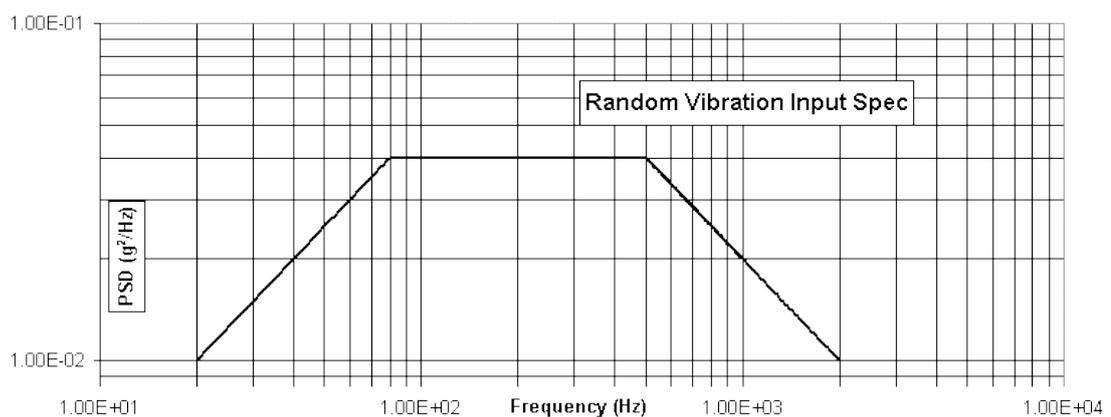


Figura 5.28: Niveles de densidad espectral de aceleración típicos de un lanzador

La mayoría de las vibraciones random, para satélites chicos, provienen de la interface con el lanzador. Para satélites grandes, especialmente si estos tienen paneles solares grandes, la respuesta vibroacústica de sus propias estructuras livianas generará la base principal de frecuencias random para los demás componentes. Por esta razón, los niveles de vibraciones a nivel componente dependen del diseño particular de cada satélite, y deben ser determinados por análisis o ensayos.

5.3.5. CARGAS DE SHOCK

Son eventos singulares, generalmente asociados con dispositivos pirotécnicos, que generan cargas elevadas por períodos de tiempo muy cortos. A continuación, se muestran los eventos más comunes presentes en la mayoría de los lanzadores.

- Liberación del lanzador durante el despegue.
- Separación de las diferentes etapas del lanzador.
- Apertura de la cofia del lanzador.
- Liberación del satélite de la última etapa del lanzador.

Debido a la distancia relativamente grande, la cantidad de uniones por las cuales deben viajar las ondas de shock y la atenuación resultante de estos factores, los dos primeros eventos son despreciables en relación con la apertura de la cofia y la separación del satélite del lanzador. Las cargas máximas de shock predichas para el evento de apertura de cofia son generalmente superadas por las cargas generadas durante la separación del satélite. Por lo tanto, el ambiente de shock es típicamente una función del adaptador del satélite al lanzador y el sistema de separación seleccionado para la misión.

En la Tabla 5.7 podemos observar los valores de cargas inducidos en el plano de separación del lanzador Falcon 9, utilizando un sistema de liberación con clampband.

Frecuencia (Hz)	Aceleración (g)
100	30
1000	1000
10000	1000

Tabla 5.7: Lanzador Falcon 9, cargas de shock inducidas en el plano de separación

Respecto de las cargas de shock producidas en el mismo satélite, estas son generadas en los momentos que se activan mecanismos que permiten desplegar típicamente antenas o paneles solares.

5.3.6. CARGAS ACÚSTICAS

Luego del despegue, y de manera simultánea con las fuerzas aerodinámicas transitorias, tenemos sobre los componentes del satélite, la presión generada por ondas de sonido cuyas frecuencias se encuentran entre los 20 y 10.000 Hz. Las estructuras más afectadas por éste entorno son las que poseen grandes superficies y masas pequeñas, tales como los paneles solares. Las estructuras relativamente grandes y pesadas tienen una baja respuesta directa al entorno acústico, pero vibran en respuesta a la vibración de otras estructuras más propensas a ser excitadas.

El ambiente acústico es representado en términos de “niveles de presión sonora”, en inglés “sound pressure level SPL” el cual representa el valor cuadrático medio (rms) de la presión sonora dentro de un ancho de banda de frecuencias expresado en decibeles. El valor rms de la presión $P(f)$ a una frecuencia f es:

$$P(f) = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T p(f, t)^2 dt}$$

Donde T es la duración, y $p(f, t)$ es la presión en el tiempo t de las ondas acústicas dentro del ancho de banda seleccionado cuya frecuencia central es f .

Podemos expresar el nivel de presión sonora como una magnitud logarítmica definida como:

$$SPL(f) = 20 \log \frac{P(f)}{P(ref)} \quad (db)$$

Donde $P(ref)$ es un valor de referencia establecido en 2.9×10^{-9} psi (2.0×10^{-5} Pa). De la ecuación anterior, se observa que un incremento de 6 (db) significa que la potencia de la presión sonora es el doble. Para visualizar los niveles de presión sonora se realizan gráficos con valores en frecuencias centrales en bandas de un tercio de octava. Cuando se habla de una octava de frecuencia implica que se multiplica la

frecuencia en cuestión por un factor de dos, por lo tanto, cuando se grafica en frecuencias centradas a un tercio de octava, implica que existen tres bandas de frecuencias graficadas a frecuencias centrales por cada rango en el cual se duplica la frecuencia.

Por ejemplo, si se establece una frecuencia inicial $f(0)$ de 500 Hz., el valor correspondiente a una octava es de 1000 Hz., y los valores de las dos frecuencias centrales que se encuentran en el medio están dadas por las siguientes ecuaciones:

$$f(0) = 500 \text{ (Hz)}$$

$$f(1) = 2^{1/3} * 500 \text{ (Hz)}$$

$$f(1) = 630 \text{ (Hz)}$$

$$f(2) = 2^{1/3} * 630 \text{ (Hz)}$$

$$f(2) = 794 \text{ (Hz)}$$

$$f(3) = 2^{1/3} * 794 \text{ (Hz)}$$

$$f(3) = 1000 \text{ (Hz)}$$

La Figura 5.29 muestra la curva SPL para el lanzador Delta IV [25]. Dicha curva representa los niveles máximos de presión sonora dentro de la cofia para una configuración determinada del lanzador.

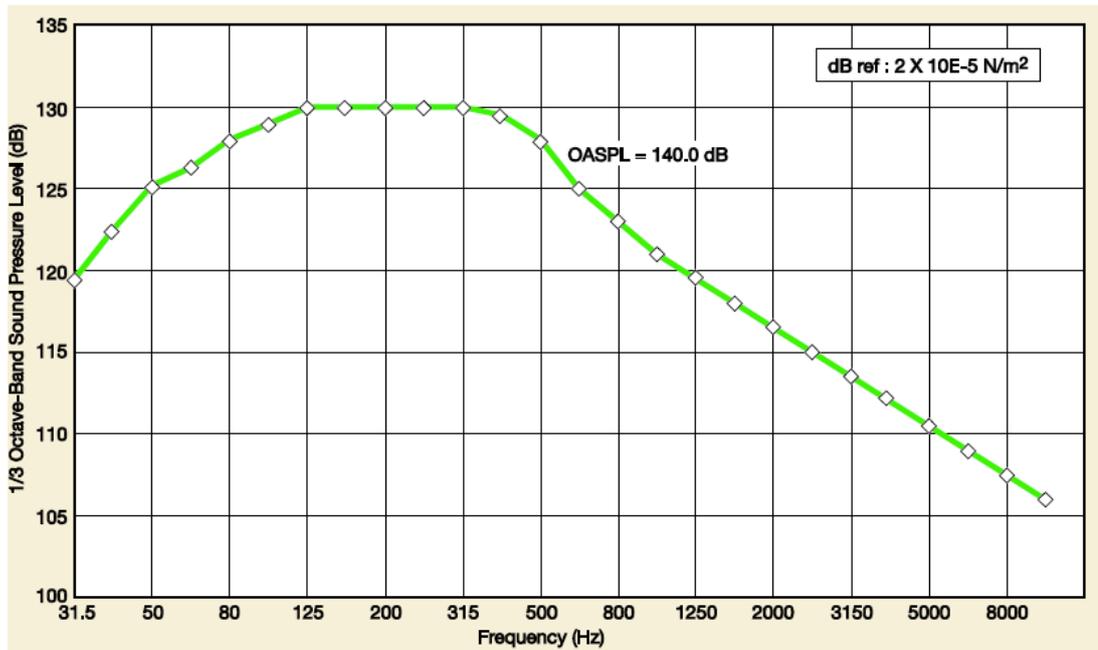


Figura 5.29 Lanzador Delta IV, niveles acústicos vistos por la carga útil

El ambiente acústico actuante sobre el satélite impacta sobre el equipamiento específico como cargas random debido a su masa, tamaño y rigidez.

5.4. MANIPULACIÓN Y TRANSPORTE

5.4.1. INTRODUCCIÓN

A la hora de evaluar los potenciales daños que puede sufrir un hardware de vuelo, existen también otros eventos que pueden llegar a dañarlo. A fin de minimizar estos efectos asociados a actividades realizadas en tierra, tales como la manipulación y el transporte, donde suelen generarse cargas las cuales se suman a la gravedad terrestre, que deben ser tenidas en cuenta, registradas y mitigadas con procedimientos “paso a paso” que, en cada momento y de manera clara y precisa, indican que actividades deben ser realizadas por parte de personal capacitado en buenas practicas espaciales a fin de garantizar que las cargas generadas en este entorno NO superen las cargas generadas en el entorno de lanzamiento.

5.4.2. ACELERACIONES

Para manipular un satélite ya totalmente integrado o partes del mismo tales como paneles solares o cargas útiles de tamaño considerable, se requiere del uso de una variedad de equipos de soporte en tierra que deben ser diseñados y fabricados de manera tal que soporten las cargas respectivas, incluyendo márgenes, minimizando las cargas producidas durante la manipulación y transporte garantizando así la seguridad del hardware.

Las maniobras de manipulación durante la fase de integración y ensayos, incluyen operaciones complejas tales como izaje, traslado con puentes grúa dentro de las facilidades o instalaciones, rodamiento sobre pisos utilizando “dollies”, carga/descarga y viajes dentro de camiones y/o aviones para su traslado. Para realizar estas actividades de manera segura, es necesario contar con equipos de soporte en tierra especialmente diseñados con movimientos suaves, minimizando las cargas inducidas sobre el hardware de vuelo. También se utilizan pisos planos, sin rugosidad, que cumplen un doble propósito. Por un lado, minimizan las cargas inducidas durante el rodamiento del satélite montado sobre su respectiva dolly, y por otro, facilitan la limpieza del lugar impidiendo que partículas de suciedad queden atrapadas dentro de imperfecciones o rugosidades.



Figura 5.30: Satélite SAC-D Aquarius desarrollado por la CONAE en conjunto con NASA montado sobre su dolly de integración en las facilidades de INVAP

En general, los ingenieros que diseñan hardware espacial, no toman en cuenta los potenciales eventos críticos que ocurren durante la etapa de transporte. Sin un diseño adecuado del contenedor de transporte, pueden ocurrir daños o fallas en el hardware transportado o manipulado. Las cargas estructurales son generalmente altas cuando el transporte es realizado por ruta. Al utilizar un camión se presentan dos tipos de eventos que generan cargas. Los primeros son eventos transitorios tales como superar un pozo, grietas generadas por hielo o cambios pronunciados en el espesor del pavimento. Los segundos, son de carácter aleatorio y provienen de las condiciones rugosas del pavimento presentes en caminos viejos o mal mantenidos.

El entorno de vibraciones para un contenedor durante su transporte por tierra depende de múltiples factores tales como, tipo de camión utilizado, velocidad de traslado, estado de los caminos y experiencia del transportista entre otros. Se deben contemplar cada uno de estos factores con el objetivo de reducir los niveles de vibraciones. Por último, cabe mencionar la utilidad de registrar las aceleraciones surgidas durante el transporte con el objetivo de contrastarlas con las cargas máximas admitidas por el ítem transportado, corroborando que la integridad del hardware no fue comprometida. Las mediciones son realizadas en los puntos donde las cargas fueron estimadas y otras posiciones consideradas críticas. La instrumentación puede consistir de strain gauge, celdas de carga y/o acelerómetros. La información derivada de los sensores permite tener un control de los eventos acontecidos y constituye una herramienta importante para evaluar posibles daños sobre el hardware de vuelo y acciones derivadas, en aquellos casos en que las condiciones no hayan sido las nominales.

5.4.3. CONTAMINACIÓN

La contaminación puede ser definida simplemente como cualquier materia extraña potencialmente peligrosa para el hardware de vuelo. En general, la contaminación es agrupada dentro de dos categorías, molecular y a nivel partículas.

La contaminación molecular, hace referencia al crecimiento acumulativo de moléculas de materia externa. Un ejemplo de contaminación molecular es el olor

conocido de los plásticos, por ejemplo, el "olor de un auto nuevo". Ambos, son indicaciones de moléculas volátiles que están siendo generadas por materiales orgánicos. La contaminación molecular puede ocurrir durante los procesos que se realizan en tierra, pero suele ser más preocupante en órbita (especialmente el H₂O).

La contaminación por partículas, se refiere a la deposición de conglomeraciones de materia muchas veces visibles (hasta del orden de 10⁻¹² metros). La presencia de partículas contaminantes en la atmósfera suele ser evidenciada al identificar superficies que se han ensuciado o lentes que requieren una limpieza periódica. Estas partículas, que son principalmente depositadas durante las operaciones en tierra, caerán desde el aire sobre las superficies expuestas.

Contar con un efectivo control de contaminación es esencial para el éxito de la mayoría de los proyectos espaciales, ya que la presencia de contaminación, aún en cantidades minúsculas, puede degradar las prestaciones de un hardware espacial. Por ejemplo, la presencia de contaminación sobre superficies de control térmico, puede alterar las propiedades de "absortividad" y "emisividad" alterando el balance térmico del satélite, mientras que la contaminación sobre paneles solares generará un decaimiento de la potencia generada, y peor aún, es la contaminación de instrumentos ópticos.

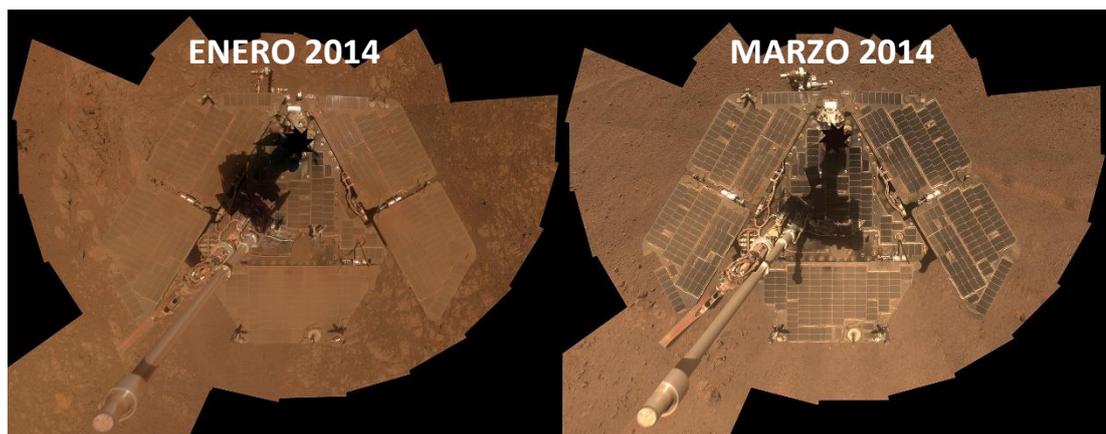


Figura 5.31: Selfie de paneles solares tomadas por el Mars Rover Opportunity. Muestra como los vientos de Marte contribuyeron a la limpieza de paneles solares aumentando en un 70% la potencia generada. Crédito: NASA/JPL-Caltech/Cornell Univ./Arizona State Univ.

La contaminación de estos instrumentos disminuirá las señales involucradas pudiendo dispersar esta señal más allá del ángulo de difracción diseñado disminuyendo así las prestaciones esperadas [26].

Durante las etapas de almacenamiento, manipulación y transporte el hardware se encuentra expuesto a diversos eventos que originan contaminación. El propio cuerpo humano es la principal fuente de contaminación por las pequeñas partículas que se desprenden de la boca, fosas nasales, pelo y cuero cabelludo, siendo indispensable el aislamiento de estas fuentes de contaminación, como así también, evitar el contacto directo con la humedad y grasitud existente en la piel de las personas, la cual puede ser el punto de partida para un proceso de corrosión en el hardware.

Otro aspecto a tener en cuenta, durante las fases antes mencionadas, es el paso del hardware por diversos ambientes con calidades y niveles de contaminación diferentes. La exposición a un ambiente con un nivel de contaminación superior al establecido por requerimiento, puede resultar en un deterioro o una eventual falla del hardware de vuelo.

Por último, es útil revisar algunas experiencias pasadas en cuanto a daños sufridos por contaminación en diversos proyectos espaciales [27].

FALLAS O DEGRADACIONES EN SATÉLITES DEBIDO A CONTAMINACIÓN	
Misión/Satélite	Problema de contaminación
OGO-6 (1969) Orbiting Geophysical Observatory	Incremento excesivo sobre micro-balanza de cristal de cuarzo (QCMs), debido a outgassing de paneles solares.
Nimbus IV (1970)	Acumulación de agua sobre detectores refrigerados, causó falla temprana de espectrómetro.
OSO-8 (1971)	Pérdida de capacidad "Lyman-Alpha" luego de 9 días debido a outgassing en caja electrónica.
NOAA, TIROS, and DMSP (1970s)	Problemas en el control térmico debido a outgassing y deposición por pluma de motor.
RCA and GE Spacecraft (1970s)	Problemas en el control térmico debido al incremento de contaminación sobre Reflector solar óptico (OSRs).
Skylab and Voyager (1970s)	Observación visual de nubes de partículas en Skylab; interferencia en star tracker debido a nube de partículas en ambas misiones.
LES 8 and 9 (1970s)	Pluma proveniente de cohetes de retropropulsión afectó la carga útil durante la separación de la etapa II.

SCATHA (1979)	Acumulaciones continuas de 200 Angstroms/año fueron “fijadas” de forma permanente debido a foto-polimerización.
SMM (1980)	Versión mejorada del instrumento “Lyman-Alpha” de la misión OSO-8, duró 40 días antes de presentar fallas por el aumento de contaminación.
SBUV (1980s)	Acrescentamiento y foto-polimerización de contaminantes sistema de calibración “scatter plate”.
DE A&B (1981)	Efluentes de venteo depositados sobre superficie de radiador solar, depositados de manera permanente, causando un incremento en las temperaturas.
Landsat (1980s)	Degradación del canal de 500-600 [nm], tempranamente luego del lanzamiento debido al incremento de contaminación.
IECM (1980s)	Mediciones de niveles de contaminación del “Shuttle”, usadas para identificar problemas con nubes de partículas y outgassing de carga útil.
CMP (1980s)	Mediciones de incremento de contaminación en el compartimento de carga del Shuttle; mediciones de la tasa de erosión de materiales debido a exposición al oxígeno atómico.
SUSIM (1980s)	Outgassing de caja interna causó fallas en el instrumento de la misión.
HRTS/Sunlab (1980s)	Pérdida inmediata del ancho de banda 1200-1600 Angstrom debido a acumulación de siliconas, caprolactama y Dioctyl Phthalate (DOP).
INSAT1B (1983)	Degradación del 40% (rendimiento) en rango visible de instrumento.
HST (1990s)	Pérdida de capacidad en “WFPC- I UV” debido a aumento de contaminación y exposición UV (albedo solar y/o terrestre).

Tabla 5.8: Resumen de problemas en Satélites debido a contaminación

Es por estos motivos que el control de contaminación dentro de los proyectos satelitales es de vital importancia para el éxito de la misión. A modo ilustrativo se presenta la Figura 5.32, en la cual se observa al satélite argentino SAC-D/Aquarius realizado en manera conjunta con la Agencia Espaciales de los Estados Unidos (NASA), acoplado a la última etapa del lanzador Delta II. Podemos ver el espacio en un color azul oscuro, casi continuo, si no fuera por algunas estrellas presentes en el fondo de la imagen. Por el contrario, tenemos la Figura 5.33, la cual fue capturada segundos después de la liberación del satélite de la última etapa del lanzador, en la misma se puede apreciar la cantidad de partículas (contaminación) generadas durante este proceso, las cuales pueden llegar a confundirse con estrellas debido a que reflejan la luz solar. Si bien esta contaminación es generada por un proceso mecánico y no por

outgassing, las Figuras son de utilidad para observar el fenómeno y comprender mejor el potencial impacto que pueden tener partículas espurias, sobre elementos sensibles del satélite.

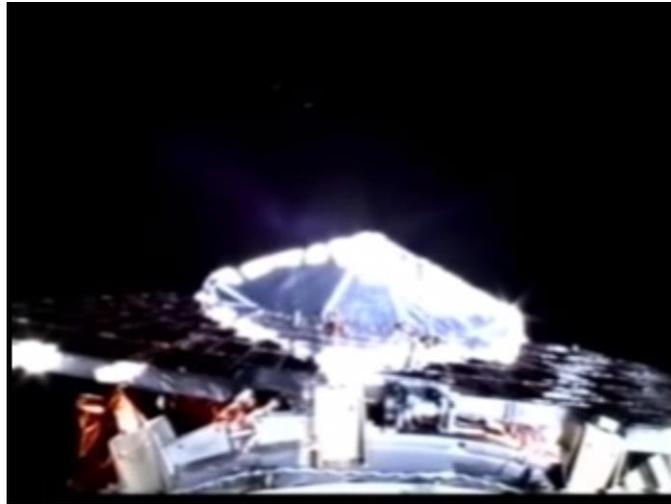


Figura 5.32 Satélite SAC-D/Aquarius acoplado a la última etapa del lanzador

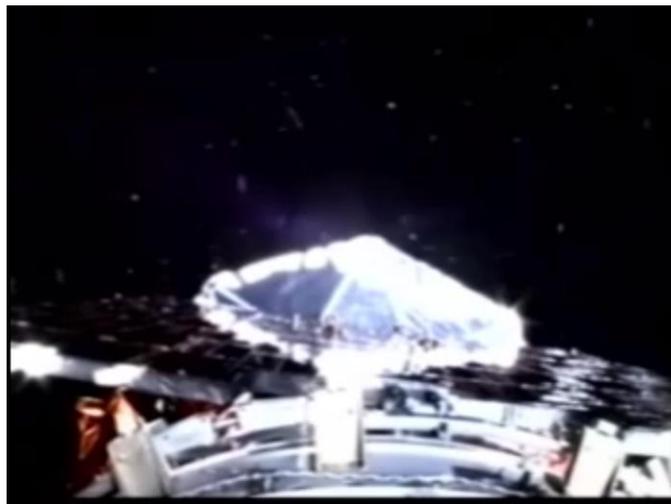


Figura 5.33 Satélite SAC-D/Aquarius luego de ser liberado del lanzador

5.4.4. DESCARGAS ESD

Una descarga electrostática es una transferencia de carga estática entre cuerpos con diferente potencial electrostático causado por contacto directo o inducido por un campo electrostático.

Un ejemplo muy común de descarga ESD ocurre cuando se camina usando zapatos a través de una alfombra y luego se toca un objeto conductivo, como podría ser una

manija metálica de una puerta. El “chispazo” que se escucha y siente es una forma de descarga electrostática y puede ser producida por una diferencia de potencial de hasta unos 25.000 voltios, los cuales pueden llegar a dañar a los elementos sensibles como los componentes electrónicos.



Figura 5.34: Descarga producida por la diferencia de potencial entre la manija y el cuerpo de la persona

El cuerpo humano u otros objetos conductivos pueden ser electrostáticamente cargados si no son puestos a tierra correctamente. Un dispositivo (ESDS), los cuales son sensibles a descargas ESD, puede resultar dañado si esta carga acumulada se disipa a través del mismo.

Los dispositivos eléctricos de alto voltaje y tubos de rayos catódicos, pueden generar campos eléctricos con potenciales elevados. El movimiento de dispositivos ESDS a través de dichos campos puede inducir un flujo de corriente a través del dispositivo, causándole un daño, aun cuando el dispositivo no haya entrado en contacto con la superficie cargada. Además, el poner a tierra un dispositivo que ha sido cargado por un campo eléctrico externo, puede causar daños.

Las estructuras físicas de los dispositivos modernos son extremadamente pequeñas y continúan reduciéndose a medida que la tecnología avanza. La acumulación de cargas muy pequeñas sobre elementos conductivos de un dispositivo, pueden exceder el potencial de ruptura de las capas aislantes o los espacios vacíos existentes

entre ellos, causando que el dispositivo se destruya por sí mismo. La presencia de un daño mecánico, tal como una fina rayadura, o contaminantes dentro o sobre la superficie del dispositivo, tiende a aumentar la sensibilidad ESD de un dispositivo.

El evento más chico de descarga ESD que la mayoría de las personas puede percibir, tiene un valor de aproximadamente 2000 voltios. Este mismo voltaje, aplicado a un dispositivo ESDS, puede resultar en una falla catastrófica. Algunas partes o componentes resultan severamente dañados por eventos ESD del orden de los diez voltios. Por lo tanto, muchos daños producidos por descargas electrostáticas no son perceptibles por las personas.

En general, se pueden definir tres tipos de fallas ESD:

Falla catastrófica: Cuando ocurre una falla catastrófica, el dispositivo deja de funcionar por completo. Como consecuencia, se puede mencionar un aumento de costos y demoras en la producción, generadas por la localización del hardware que se debe reemplazar, su reinstalación y por último la repetición de ensayos. El hecho de que la falla pueda ser detectada durante la etapa de ensayos, reduce el riesgo de arrastrar una falla latente con consecuencias más costosas debido a fallas que se presenten en niveles de integración más avanzados y etapas del cronograma más cercanas a la fecha de lanzamiento.

Falla de performance: Una falla de performance ocurre cuando el dispositivo ha sido levemente dañado por lo tanto sigue todavía en funcionamiento, pero no acorde a las especificaciones del mismo. Por ejemplo, un dispositivo que no oscile a la frecuencia correcta o se comporte de manera inestable. El dispositivo se encontrará todavía en funcionamiento durante los ensayos, pero la performance de algunos de sus parámetros puede estar por fuera de los límites tolerables. Nuevamente, este tipo de fallas resulta en un incremento de los costos del proyecto y pueden llegar a retrasar el cronograma de la misión, pero el hecho de que pueden ser detectadas durante los ensayos realizados, es positivo.

Falla latente: Una falla latente ocurre cuando el dispositivo ha sido dañado de una manera tan leve que no presenta fallas y opera dentro de los parámetros normales según su especificación. El daño permanece oculto por un período de tiempo hasta

que el dispositivo falla o su performance se degrada mucho antes de lo que se esperaba.

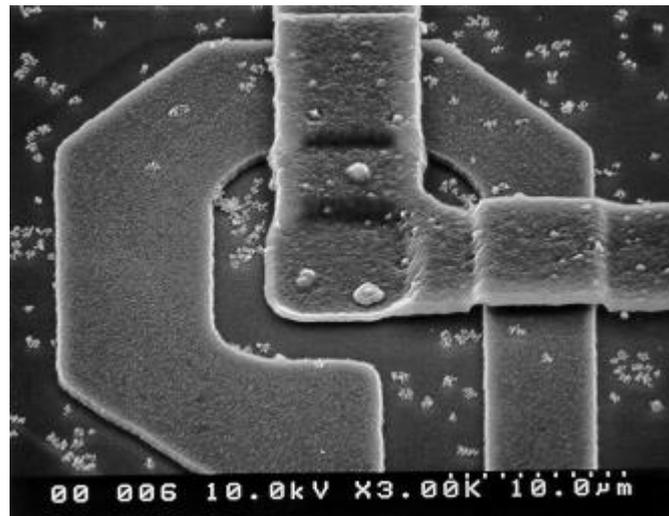
Las fallas latentes permanecen indetectables durante los ensayos y el desarrollo del producto. Sin embargo, luego de un tiempo de uso, el daño desemboca en una falla temprana del dispositivo. Dependiendo del tipo y localización del producto, la reparación de una falla latente puede resultar imposible. Este es el caso de la mayoría de los circuitos electrónicos diseñados y fabricados para misiones espaciales, los cuales son integrados dentro de sistemas complejos como satélites o lanzadores. Una falla latente dentro de un satélite puesto en órbita, puede reducir su eficiencia o simplemente conducir a la pérdida total de la misión [28].



Figura 5.35: Tipos de fallas ESD, impacto sobre los costos de la misión

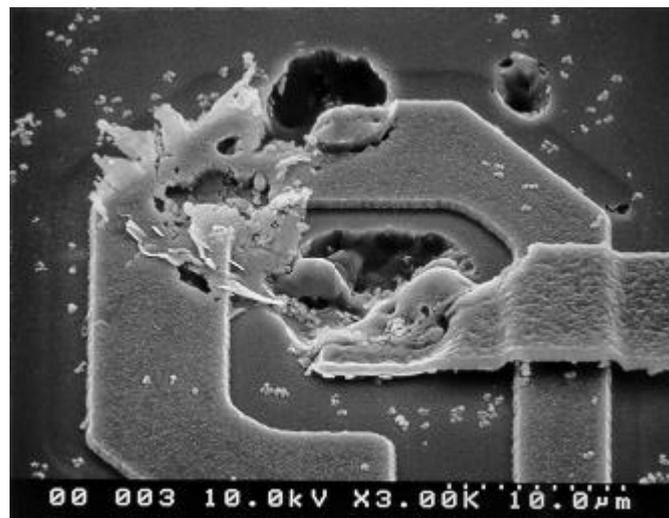
A continuación, se muestran algunos daños en componentes electrónicos producidos por descargas ESD.

- Memoria SRAM utilizada en misión Galileo (NASA):



**ANTES DE
DESCARGA ESD**

Figura 5.36: Vista a 3000X de las conexiones metálicas internas correspondientes a una memoria SRAM TCC-244 1K fabricada por Sandia y usada en el subsistema de control de actitud de la misión Galileo (NASA). Fuente: Jet Propulsion Laboratory



**DESPUÉS DE
DESCARGA ESD**

Figura 5.37: Daño en las uniones metálicas internas de la memoria luego de un ensayo ESD donde se implementó una descarga de 8000 voltios, 3 veces. Fuente: Jet Propulsion Laboratory

5.5. ALMACENAMIENTO

El almacenamiento de partes, componentes y/o hardware de vuelo en general, juega un rol importante dentro de los proyectos espaciales debido a los períodos prolongados de tiempo que conlleva el desarrollo e implementación de una misión. En promedio, una misión satelital puede abarcar entre cinco a siete años (excluyendo el tiempo de vida útil en el cual el satélite se encuentra operativo), partiendo de la definición de sus objetivos científicos, órbita, instrumentos, etc, para finalizar con su lanzamiento y puesta en órbita.

El riesgo de que el hardware de vuelo sufra degradaciones o se vuelva inhabilitado para ser usado en vuelo, se incrementa con el paso del tiempo que se encuentra almacenado. Además del tiempo, otro factor importante que juega un rol fundamental en la preservación del hardware, son las condiciones ambientales del lugar de almacenamiento. La temperatura y humedad deben ser controladas dentro de parámetros definidos y registradas de manera periódica.

El hardware puede estar años almacenado, sufriendo variaciones de temperatura y humedad en caso que no se tenga un ambiente controlado 24 horas al día los 365 días del año. También puede sufrir contaminación.

Los efectos que puede producir un almacenamiento inadecuado del hardware de vuelo pueden ser, degradación de la performance en baterías (Ni-Cd, Ni-H₂), contaminación de instrumentos ópticos, corrosión en superficies metálicas, algunas relativamente fáciles de detectar debido a que se encuentran en superficies expuestas (conectores, patas de integrados) y otras cuya detección puede requerir un esfuerzo mayor por encontrarse en superficies no visibles tales como el interior del cableado. También los mecanismos deben ser sometidos a un plan de mantenimiento preventivo a fin de garantizar su operatividad al momento de su utilización en vuelo.

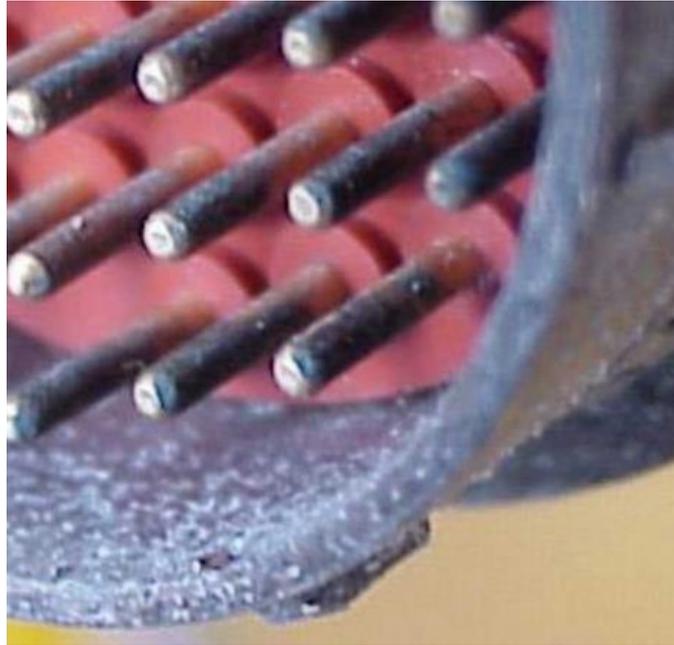


Figura 5.38: Corrosión en pines de conector. Imagen NASA

A continuación, y para finalizar el capítulo 5, se presentan las Tabla 5.9 y 5.10 que nos muestran a modo de resumen los diferentes factores propios de una misión espacial, su origen, efectos sobre el hardware/partes/materiales, impacto principal, estándares relacionados a tener en cuenta, criterios de aceptación y posibles acciones que deben ser implementadas para mitigar el potencial problema.

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Impacto & Consecuencias Principales	Estándares/Libros Relacionados	Comentarios
Vacío	Outgassing.	Contaminación de superficies frías: Instrumentos de observación (cámaras). Sensores de actitud (star trackers). Superficies radiadoras de calor.	Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials 1124. ECSS-Q-ST-70-02C Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials.	
	Soldadura en frío.	Unión indeseada de mecanismos móviles.	ESA STM-279 Assessment of cold welding between separable contact surfaces due to impact and fretting under vacuum. NASA Cold Welding Test Environment.	Existencia de lubricantes apropiados para el espacio.

Tabla 5.9: Factores propios de una misión espacial, efectos y consecuencias principales sobre hardware de vuelo

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Impacto & Consecuencias Principales	Estándares/Libros Relacionados	Comentarios
Radiación	Dosis Total Ionizante (TID).	Cambios en tensiones y corrientes nominales. Corrientes de fuga. Cambios en los tiempos de las señales (timing). Fallas funcionales en general.	ECSS-E-ST-10-04C Space Environment. ECSS-E-ST-10-12C Method for calculation radiation received and its effects. ECSS-Q-HB-60-02A	Radiación ionizante acumulada en el tiempo. Parcialmente mitigable con blindaje.
	Daños por desplazamiento (DD).	Similares a los efectos debido a TID.	Technique for radiation effects mitigation in ASICs and FPGAs.	Radiación no-ionizante acumulada en el tiempo.
	Efectos de Eventos Singulares (SEE) Nota: Existen más SEE, solo se nombran los principales.	Single Event Upset (SEU).	ECSS-Q-ST-70-06C Particle and UV radiation testing for space materials. NASA ISS Researcher's Guide (Space Environmental Effects).	Error de software, inversión de bits. No destructivo.
		Single Event Latchup (SEL).	MIL-STD-883G Test method standard microcircuits.	Daño permanente al hardware.
		Single Event Burnout (SEB).		Daño permanente al hardware.
Single Event Gate Rupture (SEGR).		Daño permanente al hardware.		
Microgravedad	Tin Whiskers*.	Cortocircuito eléctrico.	NASA Electronic Parts and Packaging Program.	Si bien este fenómeno ocurre a presión atmosférica, la presencia de vacío incrementa su potencialidad.

Tabla 5.9 (continuación): Factores propios de una misión espacial, efectos y consecuencias principales sobre hardware de vuelo

* El origen de los “tin whiskers” continúa siendo motivo de estudio e involucra varios factores.

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Impacto & Consecuencias Principales	Estándares/Libros Relacionados	Comentarios
Microgravedad	Tensiones superficiales y otras fuerzas pueden tomar relevancia.	Estrés mecánico en uniones.	Spacecraft Structures and Mechanisms, Thomas P. Sarafin, Wiley J Larson.	
	Modifica el comportamiento de partículas o fluidos.	Los sistemas que involucran un flujo de partículas o fluidos pueden no comportarse de la misma manera que en la tierra.		Puede afectar al sistema de propulsión.
Micrometeoritos Basura espacial	Impactos con el hardware.	Pérdida parcial o total del hardware impactado o de la misión en su totalidad. Desprendimiento de partículas que pueden contaminar superficies sensibles (instrumentos ópticos, cambio de propiedades térmicas).	ECSS-E-ST-10-04C Space Environment. Spacecraft Structures and Mechanisms, Thomas P. Sarafin, Wiley J Larson. NASA/TM-2009-214789 Handbook for Designing MMOD Protection.	
Oxígeno atómico	Erosión de materiales por oxidación.	Pérdida de masa de los materiales. Degradación de materiales. Cambio de propiedades ópticas en materiales.	NASA-HDBK-6024 Spacecraft polymers atomic oxygen durability handbook.	Es importante en órbitas LEO de hasta 650 Km.

Tabla 5.9 (continuación): Factores propios de una misión espacial, efectos y consecuencias principales sobre hardware de vuelo

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Impacto & Consecuencias Principales	Estándares/Libros Relacionados	Comentarios
Despresurización rápida	Sobre-presión. Venteo (Venting).	Aumento de la presión dentro de un hardware con compartimentos cerrados.	Spacecraft Structures, Wijker, J. Jaap. Spacecraft compartment venting NASA-GSFC (John J. Scialdone). ECSS-E-ST-32C Structural general requirements. GEVS-STD-7000.	Mandatorio para hardware de RF (multipactor) o circuitos de alto voltaje. Tener en cuenta posibles requerimientos de EMC. En caso de que la estructura no cuente con agujeros de venteo, debe soportar el incremento de la presión (incluidos los márgenes de seguridad).
Aceleraciones, vibraciones, ondas acústicas y de shock	Cargas cuasi-estáticas. Vibraciones de baja frecuencia. Vibraciones de amplio espectro. Cargas acústicas y shock.	Daños mecánicos en estructuras primarias y secundarias (nivel unidad/componente, subsistema y satélite). Riesgo de excitar un hardware en uno de sus modos fundamentales. Manifestación de potenciales defectos de workmanship. Desprendimiento de mantas térmicas. Daños en hardware de grandes superficies y poca masa (paneles solares).	Spacecraft Structures and Mechanisms, Thomas P. Sarafin, Wiley J Larson. ECSS-E-ST-32C Structural general requirements. ECSS-E-ST-32-10C Structural factors of safety for spaceflight hardware. NASA-HDBK-7005. NASA-STD-5001. GEVS-STD-7000.	

Tabla 5.9 (continuación): Factores propios de una misión espacial, efectos y consecuencias principales sobre hardware de vuelo

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Impacto & Consecuencias Principales	Estándares/Libros Relacionados	Comentarios
Temperatura	Falla en componentes electrónicos.	Falla parcial o total en unidad funcional electrónica (computadora, transmisores, etc). Cold start up.	ECSS-E-ST-10-04C Space environment. ECSS-E-ST-31C Thermal Control General Requirements. ECSS-E-ST-10-03C Testing. GEVS-STD-7000	
	Dilatación y contracción de materiales. Cambio en propiedades de los materiales.	Ruptura de partes o mecanismos por stress térmico (daño por fatiga). Falla en mecanismos móviles. Cambio en propiedades de los materiales (dureza, ductilidad, rigidez, volumen).		
Manipulación y transporte	Cargas mecánicas.	Daños estructurales.	ECSS-Q-ST-20-08C Storage, handling and transportation of spacecraft hardware. NASA SP-8077 Space vehicle design criteria.	
	Contaminación.	Degradación de las prestaciones del hardware de vuelo. Alteración de propiedades térmicas de materiales. Disminución de potencia generada en paneles solares. Degradación de la eficiencia en procesos de bonding (pegamentos). Corrosión.	NASA Contamination Control Engineering Design Guidelines for the Aerospace Community.	

Tabla 5.9 (continuación): Factores propios de una misión espacial, efectos y consecuencias principales sobre hardware de vuelo

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Impacto & Consecuencias Principales	Estándares/Libros Relacionados	Comentarios
Manipulación y transporte	Descargas ESD.	Fallas catastróficas en componentes electrónicos. Degradación de performance en componentes electrónicos. Fallas latentes indetectables por ensayos que suelen manifestarse ya en vuelo produciendo la pérdida total o parcial del componente y/o la misión.	NASA-HANDBOOK 8739.21 Workmanship manual for electrostatic discharge control. ANSI/ESD S20.20 ESD Association Standard for the Development of an Electrostatic Discharge Control Program for Protection of Electrical and Electronic Parts, Assemblies and Equipment.	Los cuidados ESD deben ser tenidos en cuenta en todas las fases del proyecto. Incluyendo almacenamiento, producción, integración y ensayos, etc.

Tabla 5.9 (continuación): Factores propios de una misión espacial, efectos y consecuencias principales sobre hardware de vuelo

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Materiales/Partes/Hardware Criterio de aceptación, información útil	Es posible mitigar el problema?	Acción de Mitigación
Vacío	Outgassing.	Total mass loss (TML) < 1% & Collected volatile condensable materials (CVCM) < 0.1%.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Bakeout, por un período no menor a 24 horas a temperatura superior a la esperada en órbita o 100°C en su defecto. • Recubrimientos/Potting. • Utilizar en pocas cantidades y lugares cerrados (Ejemplo, rosca de tornillo no pasante).
	Soldadura en frío.	Depende de los materiales utilizados, carga y velocidad relativa entre ellos, repetitividad del movimiento (tiempo limitado o ilimitado).	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Uso de lubricantes calificados para vuelo. • Selección de materiales de diferente composición.
Radiación	Dosis Total Ionizante (TID).	Depende de la misión (órbita seleccionada, duración de la misión, período seleccionado (actividad solar)).	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Blindaje.
	Daños por desplazamiento (DD).			
	Efectos de Eventos Singulares (SEE)		Parcialmente	<ul style="list-style-type: none"> • Blindaje. • Redundancia del hardware. • Endurecimiento del software.

Tabla 5.10: Factores propios de una misión espacial, criterios de aceptación y acciones correctivas

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Materiales/Partes/Hardware Criterio de aceptación, información útil	Es posible mitigar el problema?	Acción de Mitigación
Microgravedad	Tin Whiskers.	Materiales y partes sin recubrimiento de estaño o zinc en estado puro. Aleaciones de estaño y plomo son permitidas cuando la aleación contenga un mínimo de 3% de plomo por peso.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Remover el recubrimiento de estaño puro o zinc y luego volver a recubrir con estaño/plomo. • Aplicar capa de coating (Arathane 5750).
	Tensiones superficiales y otras fuerzas pueden tomar relevancia.	No disponible.	Si (Difícil de detectar)	<ul style="list-style-type: none"> • Volver a realizar la unión mecánica sin tensiones residuales.
	Modifica el comportamiento de partículas o fluidos.	El sistema que involucre el flujo de partículas o fluidos tiene que funcionar correctamente a 10^{-7} [g].	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Utilizar sistemas presurizados.
Micrometeoritos Basura espacial	Impactos con el hardware.		Depende de la energía y zona del impacto	<ul style="list-style-type: none"> • Blindaje (hardware integrado en el exterior del satélite). • Integrar el hardware en el interior del satélite.
Oxígeno atómico	Erosión de materiales por oxidación.	Afecta a polímeros, mantas térmicas, materiales compuestos, teflón y pinturas utilizadas para control térmico. No afecta al hardware que se encuentra integrado en el interior del satélite.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Recubrir con matas térmicas. • Recubrir con capas protectoras (generalmente óxidos de metal). • Orientar las superficies sensibles ortogonalmente al vector desplazamiento.

Tabla 5.10 (continuación): Factores propios de una misión espacial, criterios de aceptación y acciones correctivas

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Materiales/Partes/Hardware Criterio de aceptación, información útil	Es posible mitigar el problema?	Acción de Mitigación
Despresurización rápida	Sobre-presión. Venteo (Venting).	Depende del lanzador seleccionado para la misión. Pueden existir requerimientos de EMC que limiten las dimensiones máximas de las perforaciones de venteo.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Dimensionar y realizar perforaciones de venteo. • Utilizar posiciones vacías (agujeros libres) dentro de conectores Sub-D.
Aceleraciones, vibraciones, ondas acústicas y de shock	Cargas cuasi-estáticas. Vibraciones de baja frecuencia. Vibraciones de amplio espectro. Cargas acústicas y shock.	Análisis estructurales. Campaña de ensayos mecánicos.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Revisión de cargas de diseño y márgenes de seguridad. • Reemplazo de materiales, rediseño de la estructura del hardware. • Incremento de la masa del hardware. • Implementar interfaz que atenúe las cargas mecánicas (damping). • Validación del hardware por medio de campaña de ensayos mecánicos.

Tabla 5.10 (continuación): Factores propios de una misión espacial, criterios de aceptación y acciones correctivas

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Materiales/Partes/Hardware Criterio de aceptación, información útil	Es posible mitigar el problema?	Acción de Mitigación
Temperatura	Falla en componentes electrónicos.	Análisis térmicos. Ensayos de termo-vacío.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Implementación de control térmico pasivo y/o activo. • Reemplazo de partes o componentes.
	Dilatación y contracción de materiales. Cambio en propiedades de los materiales.	Análisis térmicos. Ensayos térmicos (sin vacío).	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Implementación de control térmico pasivo y/o activo. • Utilización de materiales con similares coeficientes de expansión térmica (CET). • Permitir el movimiento relativo entre materiales con CET diferentes.
Manipulación y transporte	Cargas mecánicas.	Análisis estructurales. Campaña de ensayos mecánicos.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Implementar dispositivos de amortiguamiento durante el traslado del hardware. • Utilizar sensores de carga para registrar aceleraciones. • Diseñar MGSE adecuado (incluyendo márgenes de seguridad), con movimientos suaves. • Utilizar personal calificado/entrenado para manipular hardware de vuelo.

Tabla 5.10 (continuación): Factores propios de una misión espacial, criterios de aceptación y acciones correctivas

FACTORES PROPIOS DE UNA MISIÓN ESPACIAL QUE DEBEN SER TENIDOS EN CUENTA DURANTE EL DISEÑO O ADQUISICIÓN DE UN HARDWARE				
Factor	Efecto	Materiales/Partes/Hardware Criterio de aceptación, información útil	Es posible mitigar el problema?	Acción de Mitigación
Manipulación y transporte	Contaminación.	Requerimientos de outgassing asociados al hardware. Cuartos limpios ISO 8 (clase 100.000), ISO 7 (clase 10.000) o superior en caso de instrumentos ópticos.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Bakeout sobre el hardware previo a ensayo de termo-vacío o vuelo. • Desarrollar e implementar un plan de control de contaminación. • Uso de facilidades/instalaciones adecuadas (cuartos limpios). • Utilizar personal calificado/entrenado para manipular hardware de vuelo.
	Descargas ESD.	El requerimiento en cuanto a niveles ESD máximos permitidos, estará dado por el elemento más sensible (ESD) dentro del hardware. Si no se dispone de esa información, implementar prácticas de cuidados ESD generales durante todas las fases del proyecto.	Si	<ul style="list-style-type: none"> • Contar con herramientas, materiales e indumentaria ESD (estáticos-disipativos). • Facilidades con puesta a tierra unívoca. Evitar puestas a tierra diferentes con diferencias de potencial. • Uso de pulsera anti-estática por parte del personal. • Facilidades/instalaciones con condiciones ambientales controladas. • Utilizar personal calificado/entrenado en ESD.

Tabla 5.10 (continuación): Factores propios de una misión espacial, criterios de aceptación y acciones correctivas

6. OTRAS CONSIDERACIONES QUE AFECTAN A UNA MISIÓN SATELITAL

En este capítulo se describen algunos aspectos cuyo conocimiento es considerado de importancia dentro del proceso de especialización. Entre ellos podemos mencionar:

- Materiales prohibidos.
- Confiabilidad.
- Restricciones políticas, legales y acuerdos internacionales.

6.1. MATERIALES PROHIBIDOS

Existen algunos materiales que son usados con frecuencia en la fabricación e integración de partes EEE, los cuales se encuentran prohibidos para ser usados dentro de hardware de vuelo y sistemas electrónicos que requieren un alto nivel de confiabilidad. La familiarización con estos materiales y el conocimiento de sus efectos por parte de las personas que realizan el diseño de placas electrónicas o seleccionan partes y materiales de la misión, es de gran importancia para minimizar el riesgo de potenciales problemas.

A continuación, se observa una lista de los materiales prohibidos establecidos por las agencias espaciales NASA y ESA.

6.1.1. RECUBRIMIENTOS DE ESTAÑO PURO

Los recubrimientos superficiales realizados con estaño puro son propensos a generar crecimientos espontáneos de estructuras cristalinas conductoras conocidas como “**tin whiskers**”. Con el correr del tiempo, estas estructuras pueden llegar a crecer hasta alcanzar varios milímetros de longitud, produciendo fallas eléctricas que pueden ir desde desviaciones en los parámetros de un componente hasta arcos voltaicos prolongados que pueden resultar en cortocircuitos eléctricos catastróficos.

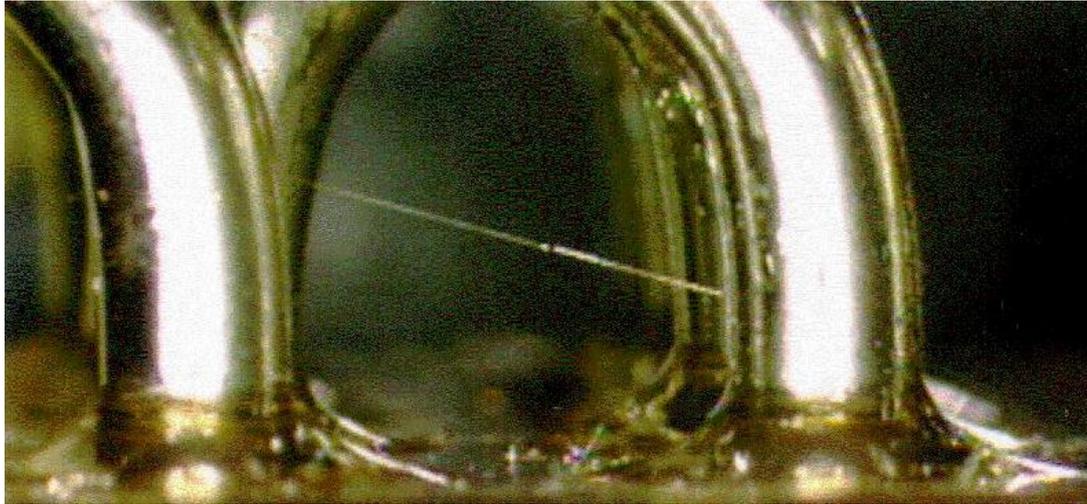


Figura 6.1: Tin whisker creciendo entre las patas de un integrado

Debido a sus dimensiones tan pequeñas, la presencia de tin whiskers en los terminales de un componente, resulta muy difícil de ser detectada, aun utilizando microscopios electrónicos de barrido.

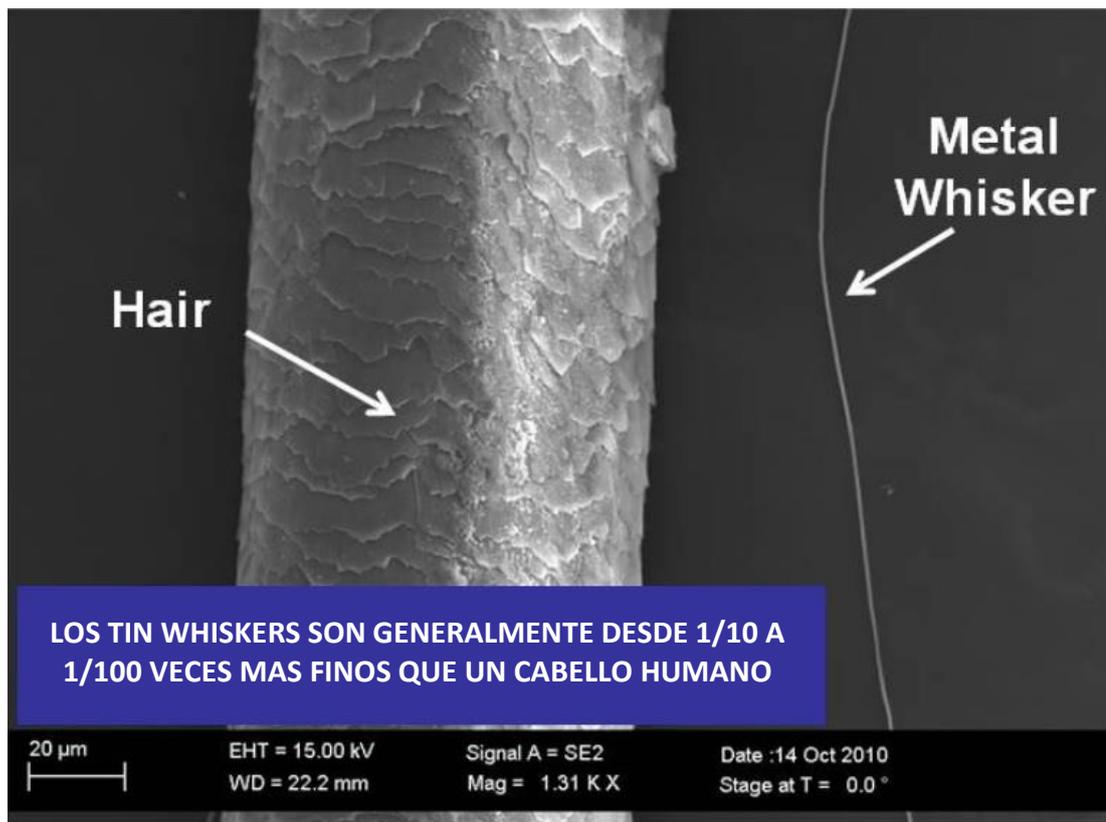


Figura 6.2: Comparación de un cabello humano con un tin whisker

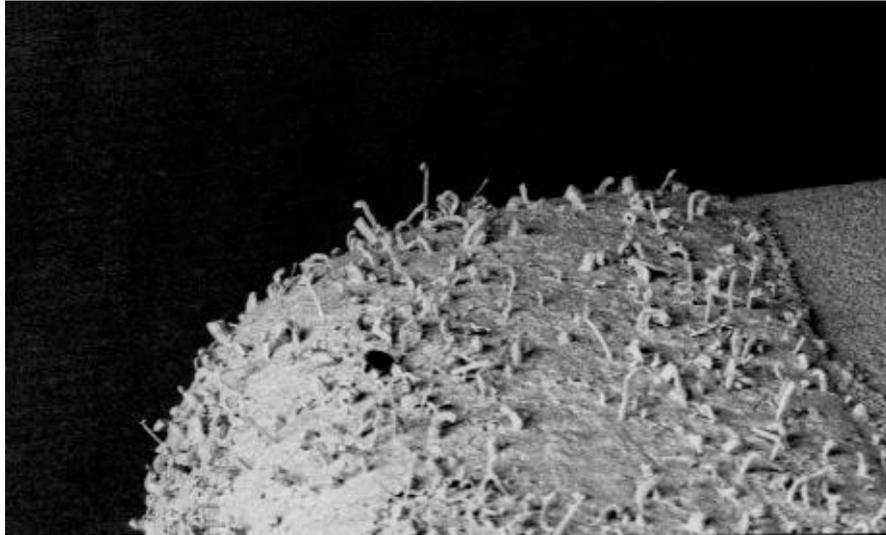


Figura 6.3: Tin whiskers de estaño puro creciendo en capacitor de cerámica

En más de una oportunidad se han reportado fallas producidas por la presencia de tin whiskers, los cuales producen fallas en sistemas electrónicos tanto terrestres como en aquellos utilizados en aplicaciones espaciales., incluyendo por lo menos tres eventos separados donde se indujo un corto circuito resultando en una falla catastrófica de un satélite comercial.

Los riesgos generales se dividen en cuatro categorías:

- **Corto circuitos permanentes en circuitos de bajo voltaje y alta impedancia:**
En dichos circuitos puede existir una corriente muy baja incapaz de fundir el whisker resultando en un cortocircuito permanente. Dependiendo del diámetro y longitud del whisker, podría requerirse una corriente superior a los 50 miliamperios (mA) para fundir el filamento y obtener un circuito abierto. Un valor más típico de corriente es aproximadamente 10 (mA).
- **Cortocircuitos transitorios:**
A presión atmosférica, si la corriente excede la corriente de fusión del whisker, el circuito experimentará solamente una falla transitoria.
- **Arco de vapor de metal:**
Si un whisker de estaño inicia un cortocircuito en un entorno en el cual se procesan altos niveles de corriente y voltaje, entonces puede llegar a ocurrir un fenómeno altamente destructivo conocido como Arco de vapor de metal. La presión ambiental, temperatura y la presencia de materiales supresores de

arcos, también afectan la formación de arcos de vapor de metal. En un arco de vapor de metal, el metal sólido del whisker es vaporizado en plasma de iones conductivos de muy alta conductividad (más conductivos que el whisker en su estado sólido). Este plasma puede generar arcos capaces de conducir cientos de amperios durante intervalos de tiempo relativamente prolongados (algunos segundos), antes de ser interrumpidos por circuitos de protección, tales como fusibles, o hasta que el proceso del arco finalice. Esta clase de arcos ocurre en vapor de metal. Cuando se encuentra presente un agente atenuador de arcos, por ejemplo, aire, se debe inyectar mayor potencia al evento para reemplazar la pérdida de potencia debida a la presencia del agente atenuador. Por lo tanto, a medida que reducimos la presión de aire, menos potencia es requerida para iniciar y mantener un arco de vapor de metal inducido por un whisker. Por ejemplo, experimentos han demostrado que, a una presión atmosférica de 150 torr, un whisker de estaño puede generar un arco de vapor de metal sostenido, cuando el voltaje aplicado es de aproximadamente 13 voltios (o superior) y la corriente suministrada 15 amperios (o superior) [29]. El estaño u otros metales presentes en superficies adyacentes, pueden contribuir a sostener el arco generado hasta que el material disponible es consumido o se interrumpe el suministro de corriente.

6.1.2. RECUBRIMIENTOS DE CADMIO

El recubrimiento con cadmio se encuentra prohibido para partes EEE y el hardware asociado. Existen diversas razones para prohibir el recubrimiento de cadmio en sistemas electrónicos para aplicaciones espaciales.

- El cadmio es un material conocido por sublimar en un ambiente de vacío, especialmente a temperaturas por arriba de los 75°C. Los restos del proceso de sublimación, los cuales son conductivos, pueden depositarse sobre circuitos electrónicos produciendo cortocircuitos o sobre superficies ópticas degradando sus prestaciones.
- El cadmio es un material tóxico, que no debe ser utilizado en misiones espaciales tripuladas.

- Al igual que el estaño y el zinc, pero en un grado menor, el cadmio es propenso a generar whiskers causando fallas eléctricas que van desde desviaciones en los parámetros de los componentes hasta arcos de plasma resultando en cortocircuitos catastróficos para la misión.

6.1.3. RECUBRIMIENTOS DE ZINC

El recubrimiento con zinc se encuentra prohibido para partes EEE y el hardware asociado. Existen diversas razones para prohibir el recubrimiento de zinc en sistemas electrónicos para aplicaciones espaciales.

- El zinc es un material conocido por sublimar en un ambiente de vacío, especialmente a temperaturas elevadas. Los productos resultados de la sublimación, son conductivos y pueden resultar en cortocircuitos.
- El zinc es un material propenso al crecimiento espontáneo de whiskers.

6.1.4. MATERIALES PROPENSOS A STRESS CORROSION CRACKING

El fenómeno conocido como “stress corrosión cracking” (SCC) es causado por los efectos simultáneos de estrés por tensión y un ambiente corrosivo específico. El estrés puede deberse a cargas aplicadas, estrés remanente de los procesos de fabricación o la combinación de ambos.

Generalmente, analizando cortes transversales de materiales que han sido afectados por SCC, se observa un patrón de grietas ramificadas. Este patrón de grietas es único, y es utilizado en análisis de fallas para identificar cuando ha ocurrido este tipo de corrosión [30].



Figura 6.4: Típico patrón de grietas presente en materiales con SCC

Existen materiales más propensos que otros a fallas debido a este fenómeno. Si un material susceptible a SCC es colocado en servicio, dentro de un entorno corrosivo, bajo tensiones con ciertas magnitudes y por un tiempo lo suficientemente prolongado como para permitir el inicio de grietas, el material fallará en condiciones de estrés menores a las cuales se espera, por cálculo, que el material falle.

Frecuentemente, las superficies de partes que han fallado debido a SCC, no presentan un aspecto general de corrosión visible.

La resistencia de las aleaciones de metales al SCC, depende fundamentalmente de dos factores:

- Orientación de los granos (microscópicos) que componen el material.

Los procesos más comunes implementados en la producción de formas estándares de metales forjados son: rodillos de laminación, extrusión y el forjado. Todos ellos producen un flujo del metal en una dirección predominante, de manera tal que cuando se observan microscópicamente, queda en evidencia que no son isotrópicos ni homogéneos. Como resultado, las propiedades de un metal varían acorde a la dirección en la cual son medidas. Las extensiones de las variaciones direccionales dependen de la propiedad de interés.

- Susceptibilidad a SCC.

Muchas aleaciones de aluminio presentan una excelente resistencia ante fisuras por corrosión bajo tensión. Sin embargo, las aleaciones con un alto

grado de dureza, las cuales son de gran interés en aplicaciones espaciales, requieren de un análisis más detallado. Algunas son resistentes únicamente en la dirección granular longitudinal del material, y otras varían su resistencia ante un templado específico. Debido a que el procesamiento metalúrgico de las aleaciones de aluminio generalmente da como resultado una elongación pronunciada de los granos que conforman la microestructura del material, las variaciones de susceptibilidad en relación a la orientación granular, son más significativas en relación a otros metales.

Además, debido a que los procesos convencionales se encuentran diseñados para optimizar la fortaleza del material, el estrés residual es generalmente mayor (especialmente en secciones gruesas) en los productos de aluminio que en las formas forjadas de otros metales. Por este motivo, y en la medida que sea posible, los productos de aluminio forjado, tratados térmicamente, especificados para ser usados en la fabricación de hardware (Aluminios Tx5x y Tx5xx), deben estar libres de estrés mecánico.

Tanto la distribución del estrés residual, como la orientación granular del material, son cuidadosamente consideradas en el diseño de una pieza de aluminio que va a ser mecanizada. El proceso de mecanizado no solo alterará la distribución del estrés dentro del material, sino que además, puede dejar expuestas a una tensión permanente, regiones transversales menores del material, sobre la superficie de la pieza finalizada [31].

A continuación, se observa una lista con aleaciones de aluminio propensas a SCC:

Aleaciones de Aluminio con baja resistencia al “stress corrosion cracking”			
Forjado		Fundido	
Aleación	Condición	Aleación	Condición
2011	T3, T4	295.0 (195)	T6
2014	Todos	B295.0 (B195)	T6
2017	Todos	520.0 (220)	T4
2024	T3, T4	707.0 (607 tern-alloy 7)	T6
2024 Forgings	T6, T62, T8	D712.0 (D612,40E)	As cast
2024 Plate	T62		
(E) Al-Li 2080	T8		
(E) 2618	T3, T4		
7001	T6		
7005	Todos		
(E) 7020			
7039	Todos		
7075	T6		
7175	T6		
7079	T6		
7178	T6		
7475	T6		
(E) Al-Li 8090	Todos		
(E) BS L93	T6		
(E) Russian Al-Li 1441 and 1460	Todos		

Tabla 6.1: Aleaciones de aluminio con baja resistencia al SCC en un entorno de cloruro de sodio

6.2. CONFIABILIDAD

Cuando un sistema, como puede ser una lámpara de luz en un escritorio, presenta una falla simple, como podría ser el quemado de la lámpara, su reparación es muy sencilla y podría ser realizada por cualquier persona. Por otro lado, una falla en el interruptor, resulta algo más complejo, pero aún sigue siendo algo posible de resolver para la mayoría de las personas con conocimientos básicos en electricidad. Es de esperarse que la lámpara requiera ser cambiada en varias oportunidades antes que el interruptor de la luz requiera un arreglo, esto es, la confiabilidad del interruptor debe ser mayor a la de la lámpara de luz ya que se necesita un mayor esfuerzo a la hora de repararlo. Cuanto mayor es la complejidad de reparación del sistema, mayor es la confiabilidad requerida.

Cuando se tiene una falla en un sistema dentro del satélite ya en órbita, se requieren muchas horas de trabajo para identificarla, evaluar diferentes opciones a seguir, y en el caso que sea factible, finalmente aislarla o repararla. Es por esta razón, que se requiere un alto grado de confiabilidad dentro de todas las partes, componentes y subsistemas que conforman un satélite.

Es posible definir el término “confiabilidad” como la probabilidad de que un ítem, tal como un sistema, subsistema o componente, lleve a cabo su función correspondiente sin presentar fallas, ya sea por un período de tiempo o un número de veces previamente establecidos, bajo condiciones ambientales predefinidas. En otras palabras, es la probabilidad de que un ítem esté en estado operativo durante un tiempo determinado de una misión específica.

Si se toma la frase “sin presentar fallas” de manera literal, esto es “sin presentar fallas de ningún tipo” se está definiendo la confiabilidad en sí misma, por otro lado, si se refiere a fallas que puedan afectar el desempeño de una misión, se está definiendo la confiabilidad de la misión. En misiones satelitales, las cuales hacen un amplio uso de redundancia en los sistemas, existe una gran diferencia entre estas dos maneras de definir la confiabilidad.

La expresión elemental que describe la confiabilidad de un solo ítem, que no está sujeto a fallas por desgaste, es:

$$R = e^{-\lambda t}$$

Donde, “ λ ” es la tasa de falla del ítem en cuestión y “ t ” es el tiempo. “ R ” es la probabilidad de que el ítem funcione sin presentar fallas por un período de tiempo “ t ”. Por otro lado, se encuentra la probabilidad de falla “ F ” dada por la siguiente ecuación:

$$F = 1 - R$$

Para un satélite compuesto por un número “ n ” de elementos no redundados, todos igualmente importantes para la operación del mismo, la confiabilidad del sistema “ R_S ” o probabilidad de éxito está dada por la ecuación:

$$R_S = \prod_1^n R_i = e^{-\sum \lambda_i t}$$

Donde $R_i (i = 1 \dots n)$ es la confiabilidad y λ_i la tasa de falla de los elementos individuales. Para probabilidades de falla (λt) menores a 0.1, o confiabilidad mayor a 0.9 es posible usar la siguiente aproximación:

$$e^{-\lambda t} \approx 1 - \lambda t$$

La mayoría de los cálculos de confiabilidad, particularmente los realizados antes de la etapa de diseño de detalle, utilizan la probabilidad de falla (las cuales pueden ser sumadas) en lugar de valores de confiabilidad (los cuales deben ser multiplicados).

Cuando el sistema está compuesto por n elementos en paralelo (redundancia) la confiabilidad resultante R_p está dada por la siguiente ecuación:

$$R_p = 1 - \prod_1^n (1 - R_i)$$

Cuando los elementos en paralelo cuentan con un mismo valor de confiabilidad, “ R_a ”, la ecuación anterior se simplifica y puede ser expresada como

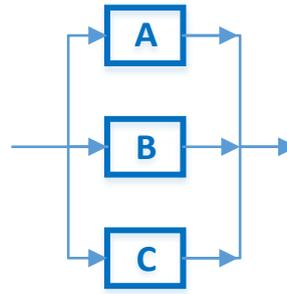
$$R_p = 1 - (1 - R_a)^n$$

A continuación, se presentan ejemplos de sistemas en serie y paralelo con sus respectivas fórmulas de confiabilidad.



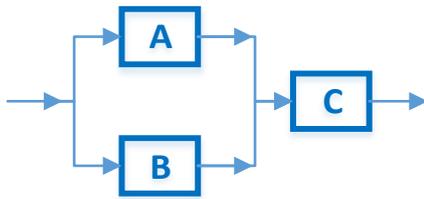
$$R_S = R_A R_B R_C$$

Caso 1: Confiabilidad en Serie



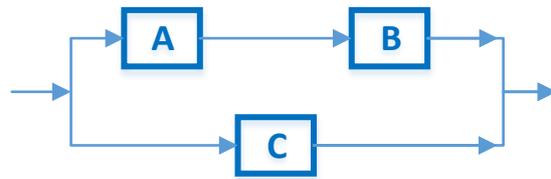
$$R_S = 1 - (1 - R_A)(1 - R_B)(1 - R_C)$$

**Caso 2: Confiabilidad en Paralelo
Redundancia Full**



$$R_S = R_C [1 - (1 - R_A)(1 - R_B)]$$

Caso 3: Redundancia Parcial



$$R_S = 1 - (1 - R_A R_B)(1 - R_C)$$

**Caso 4: Redundancia Full
No idéntica**

Cuando el objetivo es obtener un sistema confiable, existe una serie de pasos o recomendaciones, que deben ser tenidos en cuenta dentro del proceso de diseño y son los siguientes:

- Mantener el diseño lo más simple posible.
Toda aquella función adicional que es incorporada al sistema, incrementa la probabilidad de falla.
- Asegurar la robustez de todas las partes del sistema, tanto desde un punto de vista estructural como eléctrico.
Implica que el diseño sea tolerable ante cargas inesperadas que pueden ser generadas por condiciones ambientales extremas o fallas en los componentes relacionados al sistema.
- Establecer diferentes medios para que el sistema pueda cumplir las funciones más esenciales.
- Establecer un plan de ensayos, para asegurar que se cumplan los objetivos de alto nivel.

- Documentar y analizar tanto los resultados de los ensayos realizados, como las fallas ocurridas en órbita, con el objetivo de optimizar futuros diseños y planes de misión.

Además, existe una relación directa entre la simplicidad del diseño y la confiabilidad del mismo. Cuanto más complejo es el diseño, mayor es la tasa de fallas. En la Tabla 6.2 se puede observar la relación entre diversos sistemas que componen un satélite, su complejidad, y su tasa de fallas.

Sistema	Simple		Complejo	
	Tipo	Tasa de Fallas*	Tipo	Tasa de Fallas*
Telemetría	No programable	0.034	Programable	0.190
Control de actitud	Gravitatorio	0.038	Estabilizado en 3 ejes	0.610
	Espinado	0.216		
Térmico	Pasivo	0.084	Activo	0.320

Tabla 6.2: Relación entre complejidad de los sistemas y la confiabilidad

* Tasa de fallas por órbita-año.

6.2.1. ANÁLISIS DE MODOS DE FALLAS

El análisis de modos, efectos y criticidad de fallas (FMECA “Failure Modes, Effects and Criticality Analysis”) puede brindar información importante en relación a como las decisiones de un diseño afectan la confiabilidad. Los principales beneficios de este tipo de análisis son:

- Dejan en evidencia puntos únicos de fallas en subsistemas que se suponen redundantes.
- Identifican oportunidades para redundancia funcional.
- Permiten que algunos componentes entren en modo seguro en ausencia de actividad (señales requeridas) o alimentación.
- Proveen una detección temprana de problemas de interfaz entre subsistemas.
- Proveen una lista de fallas posibles, las cuales son categorizadas en función de sus efectos y probabilidad de ocurrencia.

El análisis de modos de fallas es realizado, generalmente, a nivel de partes. Por ejemplo, los modos de falla de un capacitor son circuito abierto o cortocircuito (algunas veces pueden ser registrados cambios en los valores de capacitancia). Los efectos de las fallas son evaluados tanto a nivel parte como a niveles superiores, tales como ensamblajes o subsistemas.

Se asocia una probabilidad para cada modo de falla, luego se suman las probabilidades de todos los modos de fallas posibles que causan un efecto determinado y se registra en una sección resumen del FMECA.

Cuando se trata de circuitos digitales, es inviable realizar un FMECA a nivel primario de componentes, como podrían ser compuertas lógicas, esto es debido a la cantidad que se dispone dentro de un circuito y a que una falla puede afectar múltiples elementos. Sin embargo, es posible realizar un FMECA a nivel "funciones", tales como "timers", "contadores" y "shift registers". Generalmente los modos de fallas a nivel función, no son como los ya conocidos a nivel parte, y una sola causa de falla puede afectar múltiples funciones.

6.2.2. DISEÑOS TOLERANTES A FALLAS

Una manera de aumentar la confiabilidad de los sistemas espaciales es realizar diseños tolerantes a fallas, los cuales son efectivos ante diversos modos de fallas. Este tipo de diseños requieren, en su gran mayoría, una mayor cantidad de recursos.

En la Tabla 6.3, podemos ver un resumen de diferentes técnicas utilizadas en diseños tolerantes a fallas, sus respectivos alcances y limitaciones.

Técnica	Es efectiva contra	Limitaciones
Mismo diseño Redundado	Fallas aleatorias	Altos costos de producción. Incremento significativo del peso.
Redundancia con diseños diferentes	Fallas aleatorias y fallas de diseño	Altos costos de producción. Incremento significativo del peso. Incrementa costos de diseño y logísticos.
Redundancia k-out-of-n	Fallas aleatorias	
Redundancia funcional	Fallas aleatorias y fallas de diseño	Requiere diversos métodos para que una función pueda estar disponible.
Redundancia temporal	Fallas transitorias o intermitentes	Requiere de tiempo para recuperación.

Tabla 6.3: Técnicas implementadas en un diseño tolerante a fallas

MISMO DISEÑO REDUNDADO:

Esta técnica requiere la utilización de dos o más unidades funcionales idénticas, las cuales son integradas juntas dentro del satélite y requieren de un circuito que tenga la capacidad de conmutar entre ellas. Existen diversas formas de implementación:

- **Redundancia activa:** las unidades redundadas se encuentran todas energizadas durante el ciclo de operación del sistema. Es necesario que todas las unidades compartan la carga a la cual se encuentran conectadas, ya que, ante la falla de una de ellas, la unidad reemplazante debe continuar con la operación que se está ejecutando. Este tipo de redundancia puede ser implementada con todas las unidades en paralelo o por sistema de votación, siendo esta última más costosa ya que se necesitan al menos tres unidades idénticas para poder implementarla.

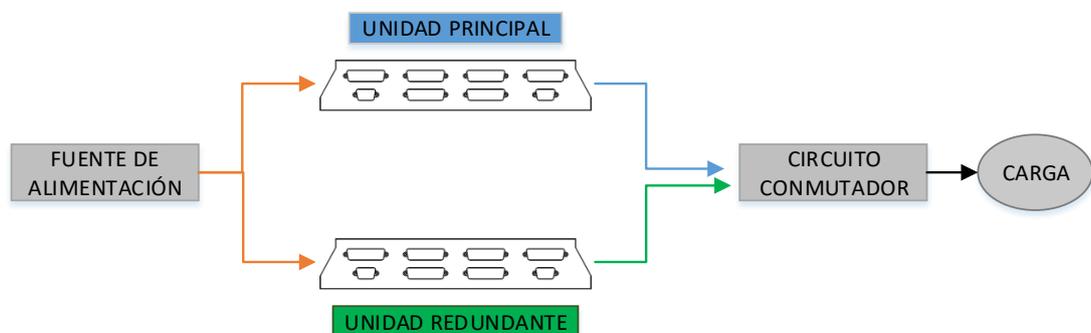


Figura 6.5: Redundancia activa con unidades funcionales en paralelo

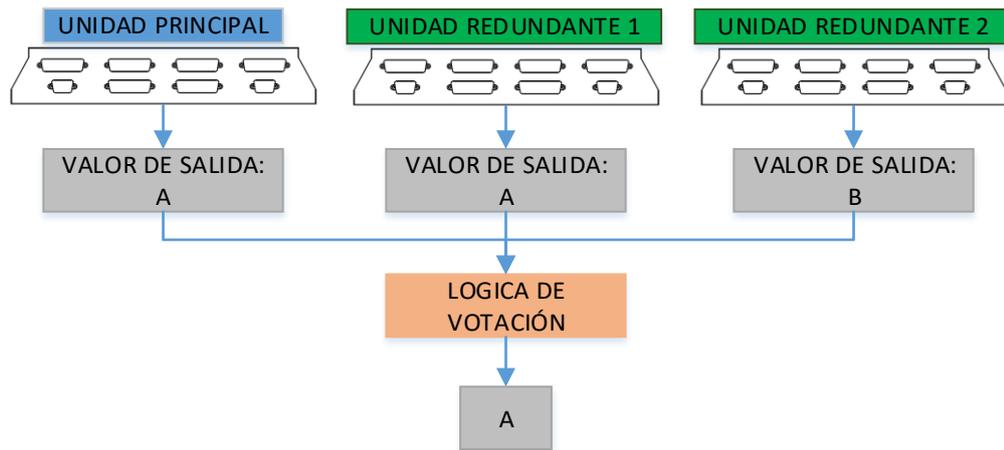


Figura 6.6: Redundancia activa con sistema de votación

- **Redundancia en frío:** el hardware redundante permanece inactivo hasta que ocurre una falla en la unidad principal y se produce una conmutación de funciones hacia la unidad redundante. Esta conmutación puede ser automática o manual.

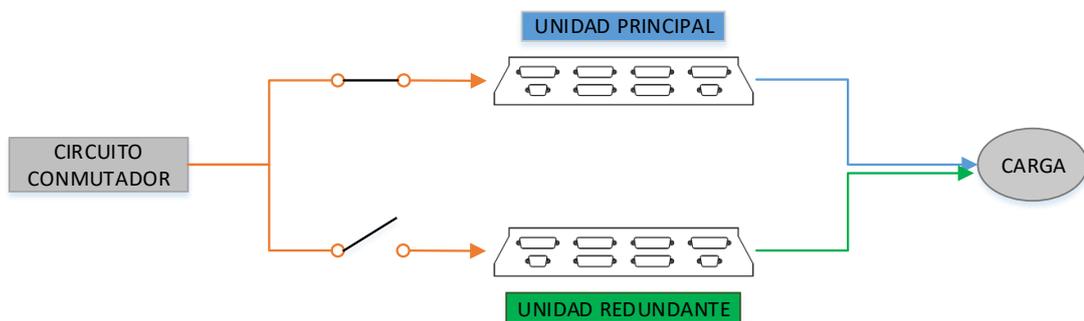


Figura 6.7: Redundancia en frío con unidades funcionales en paralelo

REDUNDANCIA CON DISEÑOS DIFERENTES:

Esta técnica consiste en integrar dentro del satélite dos o más unidades diferentes, que realicen la misma función. Con este tipo de redundancia se tiene una alta protección contra fallas debido a deficiencias de diseño. Como aspectos negativos se pueden mencionar un incremento de costos debido a la necesidad de desarrollar y validar, incluyendo campaña de ensayos, dos diseños diferentes en paralelo. Además,

requiere un mayor trabajo de logística debido a la necesidad de identificar y adquirir componentes o partes diferentes.

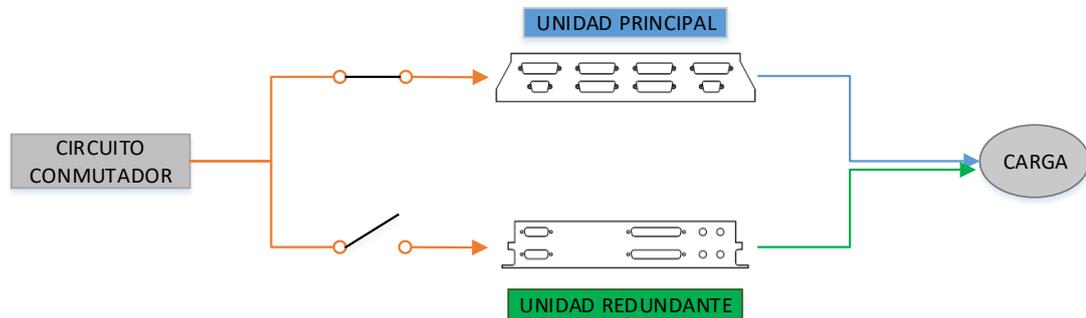


Figura 6.8: Redundancia en frío implementada con diseños diferentes

REDUNDANCIA K-OUT-OF-N:

Este tipo de redundancia consiste en reemplazar cualquier conjunto de unidades activas por un conjunto de unidades redundantes. Por ejemplo, podemos mencionar la memoria bulk, utilizada para almacenamiento de datos, la cual está formada por múltiples módulos físicamente idénticos, conectados al mismo bus de datos, permitiendo que cualquier módulo fallido pueda ser reemplazado por un módulo de repuesto. Este mismo principio puede ser usado en baterías constituidas por múltiples celdas o paneles solares.

REDUNDANCIA FUNCIONAL Y TEMPORAL:

La redundancia funcional implica proporcionar un servicio por medio de diferentes medios. Un ejemplo de esto puede ser la determinación del cambio de actitud de un satélite a través del cambio detectado por un giróscopo o por observación de los cuerpos celestes. Esta estrategia de redundancia es particularmente ventajosa cuando el sistema redundante ya se encuentra instalado cumpliendo otra función, por ejemplo, si se dispone de un sensor de estrellas para navegación. En este caso, el único costo adicional sería la conmutación entre los dos sistemas y la conversión de datos. Otro ejemplo puede darse en ciertas misiones satelitales las cuales utilizan sistemas de antenas omnidireccionales y direccionales, pudiendo utilizar cualquiera de ellas para determinadas funciones.

Los principales beneficios de la redundancia funcional son:

- Disminuye los costos y el peso extra que implica la redundancia tradicional de dos o más equipos iguales en paralelo.
- Debido a la diversidad de los sistemas, constituye una buena herramienta contra las fallas de diseño.

La mayor desventaja de este tipo de redundancia, es la disminución de las prestaciones funcionales brindadas por el equipo redundante.

Para finalizar, mencionaremos la redundancia temporal, la cual consiste en repetir operaciones fallidas. Un ejemplo común es el reintento de una rutina de programa luego de una falla dentro de un proceso de computadora. La misma técnica es aplicable para la adquisición de un conjunto de estrellas, el disparo de un dispositivo pirotécnico o las comunicaciones con la estación terrena. Esta técnica es más efectiva cuando el diseño abarca un análisis del tiempo de reintento más afectivo y los cambios que pueden realizarse para incrementar las probabilidades de éxito de operaciones posteriores, por ejemplo, reducción de la carga de la fuente de alimentación, prendido y apagado de equipos, reorientación del satélite en el caso de las comunicaciones.

6.3. RESTRICCIONES POLÍTICAS, LEGALES Y ACUERDOS INTERNACIONALES

En el mercado tecnológico internacional existen ciertas regulaciones legales tales como el **ITAR** (International Traffic Arms Regulations) o el **MTCR** (Missile Technology Control Regime) los cuales pueden restringir el acceso a ciertos componentes, partes o hardware en general, necesarios para el desarrollo y fabricación de satélites comerciales de órbita baja como los que contempla la CONAE en su plan espacial. Estas restricciones pueden llevar a la necesidad de realizar un proceso de espacialización, más allá de los análisis programáticos de tiempos y costos asociados, por el hecho de ser la única alternativa posible para satisfacer una necesidad existente dentro de un proyecto.

Por último, dentro del proceso de espacialización, pueden llegar a existir ciertas limitaciones debido a las regulaciones internacionales o contratos con el proveedor del hardware. Por ejemplo, una vez adquirido el hardware, puede existir la imposibilidad legal de abrir el mismo impidiendo realizar ciertos pasos necesarios dentro del proceso de espacialización, limitando el mismo a inspecciones visuales exteriores, análisis y ensayos ambientales/radiación del hardware como una unidad funcional cerrada.

7. PROCEDIMIENTO

7.1. INTRODUCCIÓN

Una vez conocidos, a nivel general, cuales son los factores que afectan a una misión espacial, se debe abordar el caso particular de la misión para la cual se requiera el trabajo de espacialización. Dicha misión contará con parámetros propios tales como, tipo de órbita seleccionada, tiempo mínimo de servicio requerido (vida útil), año de lanzamiento, etc, que harán que ciertos factores tomen más relevancia con respecto a otros. Por ejemplo, para una misión geoestacionaria la exposición de los componentes electrónicos a la radiación tendrá una importancia elevada, mientras que los efectos del oxígeno atómico pueden considerarse nulos ya que este último solamente debe ser considerado para misiones de orbitas bajas (LEO). Por último, continuando con el ejemplo de la radiación, tendrá diferencias en cuanto a su impacto, dependiendo de la relación de la fecha de lanzamiento y el ciclo de actividad solar. Si la misión se encuentra en un grado de avance tal, donde esta información ya se encuentra expresada y documentada en forma de requerimientos, lo antes mencionado se ve reflejado en requerimientos de nivel L2A y L2B, que pueden ser clasificados de la siguiente manera.

- Requerimientos de Ingeniería.
- Requerimientos Ambientales.
- Requerimientos de Calidad.
- Requerimientos de Confiabilidad.

Además de la misión, se debe tener en cuenta el hardware objetivo, ya que la libertad en cuanto a acciones a realizar no será la misma si se tienen restricciones políticas/legales de por medio, si se dispone de una sola unidad o un conjunto de ellas, o si por una cuestión de costos, está permitido destruir o no, algunas de estas unidades durante todo el proceso de espacialización.

Otro aspecto importante que se debe considerar, es la relación existente entre la misión y el hardware a espacializar. Analizar la localización del hardware dentro del satélite, por ejemplo, si va a estar expuesto al espacio profundo o estará confinado dentro de la estructura principal del satélite, si se encontrará encendido siempre que

el satélite se encuentre operando en modo ciencia o se encenderá solamente a demanda por un tiempo determinado y luego permanecerá apagado. Dentro de la relación hardware/misión, cabe mencionar la necesidad de verificar que el hardware cumple con los requerimientos de ingeniería funcionales de la misión.

Todos estos factores mencionados y la manera en la cual se relacionen entre sí, sumado a la disponibilidad de facilidades de ensayos, tiempos disponibles/aspectos programáticos, presupuesto de la misión y costos asociados a la espacialización, conformarán la información necesaria para realizar un análisis de viabilidad el cual tendrá en cuenta aspectos técnicos, presupuestarios, programáticos y evaluación de riesgos. En caso de que la espacialización sea viable, se procederá a confeccionar el plan de espacialización y sus correspondientes acciones derivadas, para cada caso en particular de espacialización (ver Figuras 4.1 y 7.1).

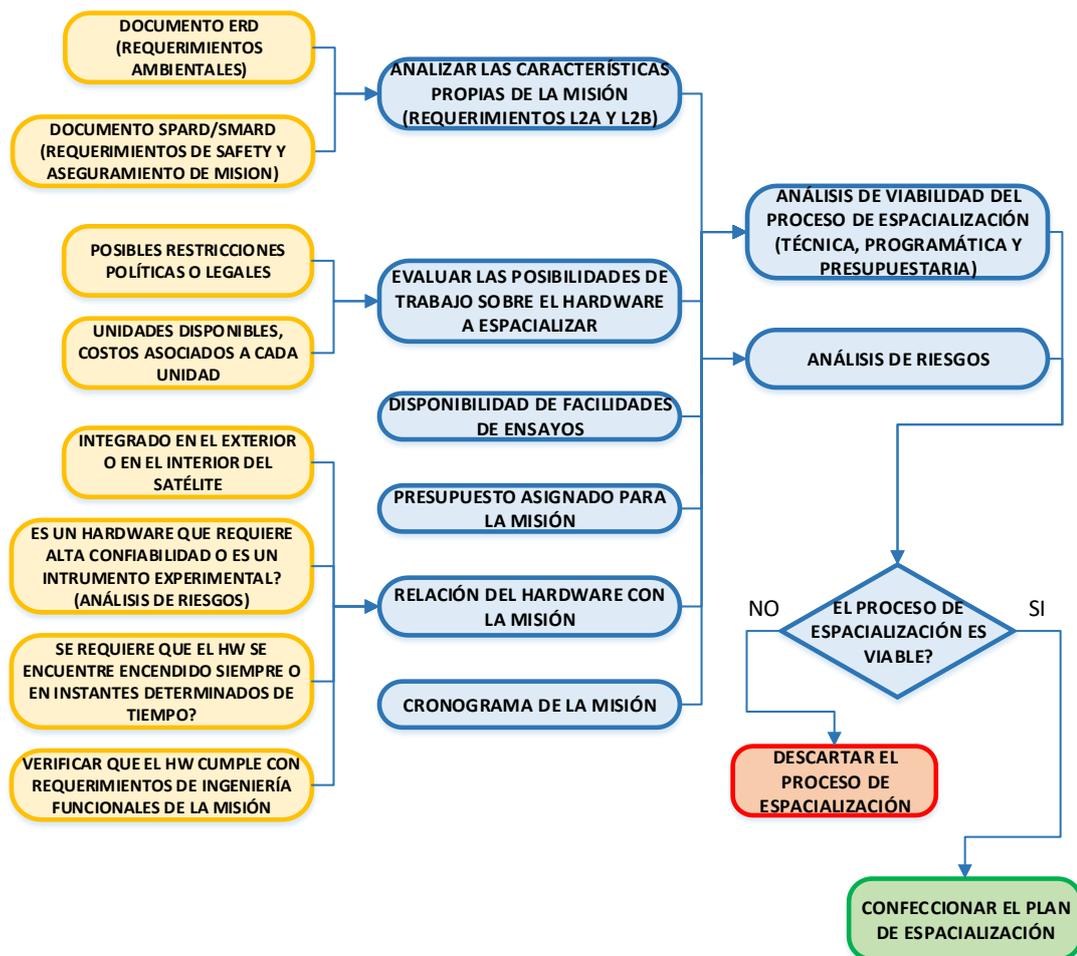


Figura 7.1: Ejemplos de posibles variables que intervendrán en el análisis de viabilidad y en la toma de decisiones al momento de confeccionar el plan de espacialización

7.2. PLAN DE ESPACIALIZACIÓN

Con el objetivo de organizar las actividades, es fundamental confeccionar un **plan de espacialización a seguir**, el cual debe contener todas las acciones que requieren ser implementadas organizadas de manera secuencial, separándolas en diferentes etapas (primera etapa, segunda etapa, etc). Este plan, será único para cada caso en particular, ya que las acciones contempladas dentro del mismo, dependerán de las variables mencionadas en la sección 7.1. El plan presentado a continuación constituye una guía o referencia para facilitar el desarrollo de los planes necesarios para cada caso de espacialización.

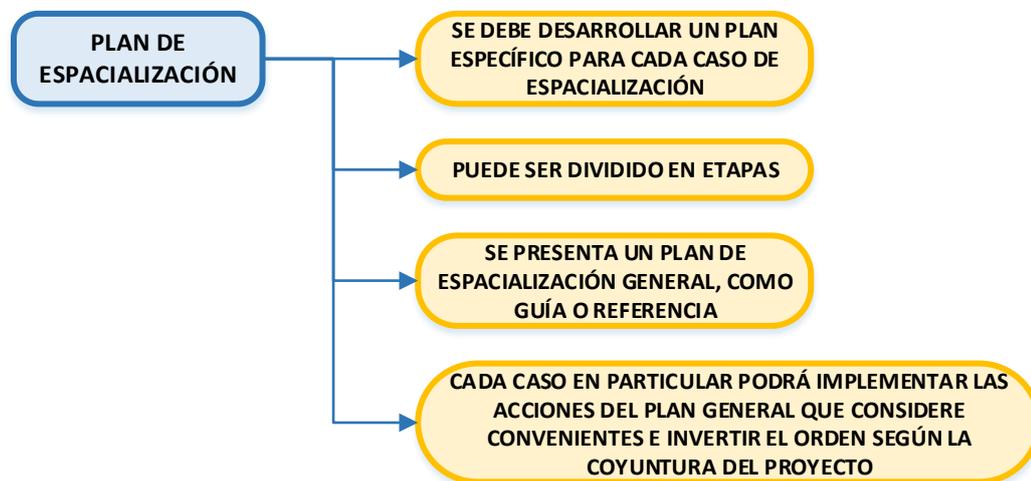


Figura 7.2: Información asociada al plan de espacialización

PRIMERA ETAPA:

Dentro de la primera etapa, es recomendable la búsqueda y lectura de información sobre aspectos relevantes, tanto en relación al hardware como a la misión. En cuanto al hardware, esto requerirá analizar la documentación disponible (EIDP) y en el caso de ser escasa o simplemente no contar con dicha información, es recomendable establecer un canal de comunicación con el fabricante. Con respecto a la misión, supondremos que la espacialización está enmarcada dentro de la misma, por lo que dicha información debería ser accesible. En el caso de no contar con una misión

definida, es recomendable tomar los requerimientos L2A y L2B de misiones satelitales anteriores de la CONAE.

- **Aspectos relacionados al hardware sobre el cual se está trabajando.**

Debe focalizarse el esfuerzo de trabajo en los siguientes temas:

- **Tipo de materiales utilizados** (estaño, polímeros, recubrimientos superficiales, encapsulados de partes/componentes, aislantes de los cables, etc).
- **Calidad de partes utilizadas** (comerciales, militares, espaciales).
- **Procesos involucrados durante la fabricación/ensamblaje** (que estándares siguió el fabricante al momento de fabricar/ensamblar el hardware).
- **Aspectos tenidos en cuenta durante el diseño del hardware** (diseño térmico, electrónico, mecánico, redundancias internas, etc).
- **Documentos de ingeniería.** ICD mecánico y eléctrico, planos, esquemáticos, códigos embebidos, listas de materiales y partes utilizados.
- **Ensayos funcionales/ambientales** realizados en el lugar de fabricación/ensamblaje.
- **Estándares de calidad** implementados por el fabricante.

- **Aspectos propios de la misión en la cual el hardware será utilizado.**

- Órbita seleccionada y vida útil esperada.
- Fecha de lanzamiento, estado del ciclo solar.
- Documentación de requerimientos de la misión. ERD y SPARD. Lectura y comprensión de requerimientos L2A y L2B de ingeniería, ambientales, calidad y confiabilidad.
- Restricciones contractuales, tratados internacionales, contacto con el proveedor.
- Configuración de vuelo: localización del hardware dentro del satélite (interior, exterior), interfaces necesarias (mecánicas, eléctricas).
- Nivel de confiabilidad requerido para el hardware a espacializar.

SEGUNDA ETAPA:

Dentro de la segunda etapa, se deben realizar aquellas acciones que se encuentran al alcance de los ingenieros y técnicos que pueden llevarse a cabo de manera casi inmediata una vez recibido el hardware, que no impliquen la apertura del mismo, descartando de esta manera los aspectos legales dentro de esta etapa. Vale la pena recordar que el hardware debe ser tratado como hardware de vuelo desde el momento que se lo recibe, esto implica entre otras cosas, trabajar en ambientes controlados, cuidados contra descargas ESD, contar con los procedimientos aprobados de todas las tareas que se fueran a desarrollar y registrar/documentar las acciones realizadas. A continuación, se mencionan las acciones principales asociadas a la segunda etapa.

- **Realizar inspecciones visuales del exterior del hardware.** Registro fotográfico. Acciones correspondientes al procedimiento que se pueden aplicar total o parcialmente (sobre el exterior) en esta instancia:
 - Materiales prohibidos (sección 7.3.1). Tornillería exterior, conectores y materiales visibles.
 - Venting (sección 7.3.2). Inspeccionar si el gabinete dispone de agujeros que permitan un correcto venteo de los gases internos.
- **Realizar una inspección del interior del hardware utilizando una cámara de rayos x.**
- **Ensayos funcionales.** Medición de parámetros básicos tales como tensiones, consumo de corriente durante todas las fases operativas, prestaciones funcionales (por ejemplo, si el hardware es un instrumento óptico, realizar diferentes adquisiciones). Se deben registrar/documentar las condiciones ambientales, set-up de ensayo y resultados obtenidos, de manera tal de poder replicarlos y comparar resultados luego de ensayos ambientales posteriores que pueden provocar una degradación en el hardware.
- **Estudio preliminar de materiales, partes/componentes utilizados.** En base a la documentación obtenida en la primera etapa, es posible comenzar a identificar los materiales, partes y componentes no aptos para vuelo. Dicho estudio es preliminar ya que no involucra instrumental alguno, limitándose

al análisis de la documentación escrita. Acciones correspondientes al procedimiento que se pueden aplicar total o parcialmente en esta instancia:

- Materiales prohibidos (sección 7.3.1).
- Oxígeno atómico (sección 7.3.3). Identificación por medio de documentación, de los materiales exteriores del hardware.
- Outgassing, materiales y partes EEE (sección 7.3.4).

TERCERA ETAPA:

En la tercera etapa, se pueden incluir aquellas acciones que requieran la apertura del hardware y su respectivo análisis de manera integral. **El alcance de esta etapa está limitado a la obtención de los resultados obtenidos por análisis** descartando cualquier acción correctiva o de mitigación. Como se mencionó anteriormente, dentro de esta etapa se supone que no existen restricciones legales que impidan la realización de los pasos mencionados a continuación.

- Realizar inspecciones visuales internas. Registro fotográfico. Identificación de materiales y/o partes prohibidas. Acciones correspondientes al procedimiento que se pueden aplicar total o parcialmente en esta instancia:
 - Materiales prohibidos (sección 7.3.1). En esta instancia se podrá desarmar el hardware, retirando las placas electrónicas (PWA) para un análisis de materiales más exhaustivo utilizando un espectroscopio de fluorescencia de rayos x. En este caso se deberá remover la capa protectora de coating previamente.
 - Evaluar la calidad de los procesos de producción. Por medio de inspecciones visuales y utilizando personal capacitado, es posible detectar si el hardware ha sido ensamblado utilizando las técnicas de workmanship acordes a la actividad espacial. En este punto se deben evaluar, entre otros, técnicas de montaje de partes/componentes, soldaduras realizadas, ruteos de cables, adhesivos utilizados (tipo de material, cantidad, lugares donde ha sido aplicado), capa protectora contra corrosión (coating) implementada (tipo de material, cantidad utilizada (espesor), zonas de cobertura), etc. El personal que evalúe

estos procesos debe estar capacitado en workmanship ya sea bajo estándares de NASA, IPC o ESA. A modo de referencia se enumeran los estándares aplicables de cada organización.

ESTÁNDARES PRINCIPALES NASA (DE PÚBLICO ACCESO):

NASA-STD-8739.1A Uso de polímeros en general (staking and coating). NASA-STD-8739.2 Soldadura tecnología de montaje superficial (SMT) (reemplazado por estándar IPC J-STD-001). NASA-STD-8739.3 Soldadura manual (reemplazado por estándar IPC J-STD-001). NASA-STD-8739.4A Cableado/harness en general.

ESTÁNDARES PRINCIPALES ESA (DE PÚBLICO ACCESO):

ECSS-Q-ST-70-08 Soldadura manual. ECSS-Q-ST-70-26 Cableado /harness en general. ECSS-Q-ST-70-38 Soldadura tecnología de montaje superficial (SMT).

ESTÁNDARES PRINCIPALES IPC (NO SON GRATUITOS):

IPC/WHMA-A-620 Cableado/harness en general.

IPC J-STD-001G Soldadura manual y tecnología de montaje superficial (SMT).

- Venting (sección 7.3.2). Controlar si el hardware tiene compartimentos internos cerrados que requieran áreas de venteo. Realizar el análisis teórico de todas las áreas de venteo necesarias asociadas al hardware.
- Oxígeno atómico (sección 7.3.3). Contar con los resultados de análisis en cuanto a los materiales exteriores del hardware y su resistencia al oxígeno atómico.
- Outgassing (sección 7.3.4). Inspecciones visuales en conjunto con documentación disponible para permitir identificar aquellos materiales y partes que serían potenciales generadores de outgassing.
- Cold welding o soldadura en frío (sección 7.3.5). Inspeccionar el hardware en busca de mecanismos móviles, materiales que componen el mecanismo, presencia de lubricantes, tipo de lubricante utilizado.
- Análisis térmico (sección 7.3.6). Generar un modelo térmico en base a inspecciones y datos obtenidos del modelo real. Realizar análisis preliminares para detectar posibles acciones correctivas.

- Radiación (sección 7.3.7). Identificar las partes/componentes más susceptibles a la radiación tales como memorias, microprocesadores, dispositivos programables. Analizar tipo y espesor del material exterior utilizado como envolvente del hardware, este dato será útil al momento de calcular un potencial blindaje.
- Análisis estructural (sección 7.3.8). Generar un modelo CAD en base a inspecciones y medidas obtenidas del modelo real. Realizar análisis preliminares para detectar posibles acciones correctivas.

CUARTA ETAPA:

En esta etapa se deben implementar todas las acciones de mitigación derivadas de los estudios y análisis realizados en la etapa tres. De esta manera se prepara el hardware para futuros ensayos ambientales y funcionales incrementando su probabilidad de éxito. Cuando la acción de mitigación implique una modificación en el hardware electrónico, reemplazo de estaño utilizado, reemplazo de partes/componentes, re-trabajos en soldaduras, re-grabado de códigos o cualquier otra acción que pueda modificar el funcionamiento del hardware, es recomendable realizar ensayos funcionales comparando los resultados con los ensayos realizados en la segunda etapa.

Acciones correspondientes al procedimiento que se pueden aplicar total o parcialmente en esta instancia:

- Materiales prohibidos (sección 7.3.1). Reemplazo de tornillería, tuercas, arandelas (partes mecánicas pequeñas). Reemplazo de conectores que no sean calidad vuelo. Reemplazo de materiales tales como el estaño sobre soldaduras.
- Mejora de procesos de ensamblado (re-trabajos de workmanship). Soldaduras, ruteo de cables, remontaje de partes/componentes, aplicación de adhesivos (staking), incorporación de alivio de estrés en extremos de partes o soldaduras, etc.
- Venting (sección 7.3.2). Mecanizado de áreas de venteo.

- Oxígeno atómico (sección 7.3.3). Acciones de mitigación implementadas sobre la superficie exterior del hardware.
- Outgassing (sección 7.3.4). Aislamiento y/o reemplazo de partes/componentes, materiales o elementos varios.
- Cold welding o soldadura en frío (sección 7.3.5). Implementación de lubricantes, cambio de materiales.
- Análisis térmico (sección 7.3.6). Mejoradores de contacto térmico, implementación de control térmico pasivo/activo, reemplazo de partes o componentes, entre otros.
- Radiación (sección 7.3.7). Fabricación e integración de blindaje, modificaciones de software entre otros.
- Análisis estructural (sección 7.3.8). Implementación de refuerzos estructurales o mecanismos de amortiguamiento, aplicación de adhesivos (staking), mecanizado e integración de partes mecánicas, entre otros.

Como último paso, se debe realizar el recubrimiento anticorrosivo sobre las placas electrónicas (coating).

QUINTA ETAPA:

Como última instancia se comienza con los ensayos ambientales. Si bien una de las reglas de oro dentro del área espacial recomienda ensayar el hardware en la misma secuencia en la cual experimentará los diversos factores tanto durante el despegue como en vuelo (por ejemplo, realizar primero ensayos mecánicos, vibraciones, shock, acústico, luego termo-vacío, ensayos de radiación, etc), en el caso de la espacialización puede ser conveniente no seguir esta regla. Una alternativa superadora puede ser realizar primero aquellos ensayos en los cuales existe una mayor probabilidad de éxito, sobre todo cuando algunos de ellos pueden llegar a degradar o romper el hardware. El objetivo de este cambio en la secuencia de ensayos, es maximizar la obtención de resultados por cada unidad de hardware disponible. Por ejemplo, es una buena alternativa dejar los ensayos de radiación para el final, ya que la probabilidad de ruptura del hardware es elevada.

Por otro lado, los ensayos a realizar y los niveles de los mismos pueden estar condicionados a la cantidad de unidades de hardware disponibles, probabilidad de ruptura y costos asociados, disponibilidad de facilidades de ensayos entre otros aspectos coyunturales de la misión. Por ejemplo, si se dispone de una sola unidad de hardware, y su posible ruptura afecta de manera significativa a la misión, es muy probable que se decida cancelar los ensayos que pueden ser destructivos (radiación) limitando este punto a una mitigación basada solo en análisis.

Los resultados de los ensayos complementarán los obtenidos por análisis, dando lugar a las acciones finales de mitigación de los diversos efectos generados por los factores presentes en una misión espacial o descartando el hardware. Ver Figura 4.1.

Cada uno de los ensayos ambientales realizados, debe ir acompañado de los ensayos funcionales correspondientes realizados antes y después del ensayo, con el objetivo de poder detectar degradaciones en las prestaciones funcionales del hardware. El ensayo de termo-vacío podrá incluir ensayos funcionales durante el ensayo ambiental.

Por último, además de los ensayos ambientales, en esta etapa se pueden incluir ensayos mecánicos sobre mecanismos móviles o testeos del software implementado.

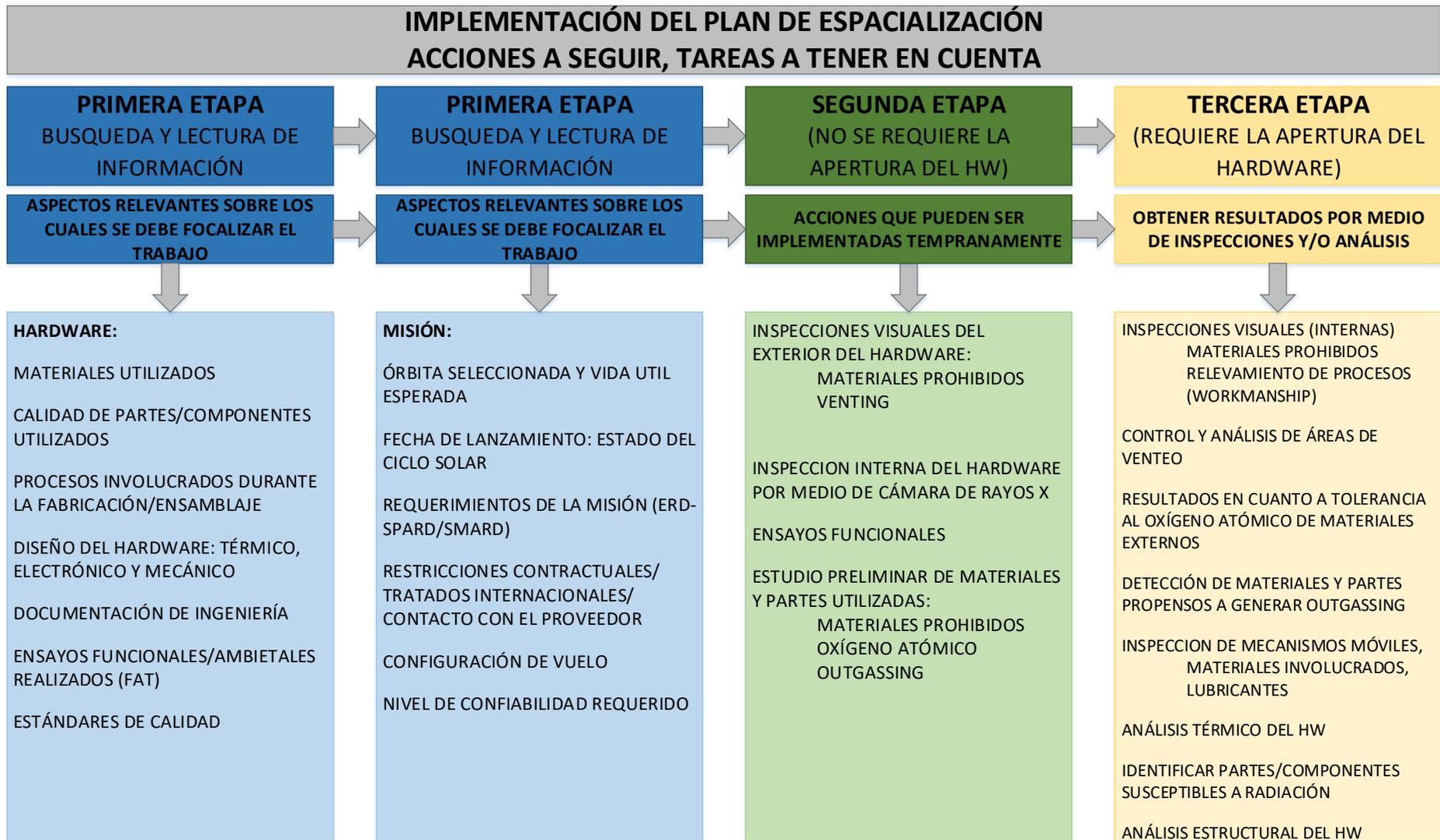


Figura 7.3: Etapas y contenido de un plan de especialización general

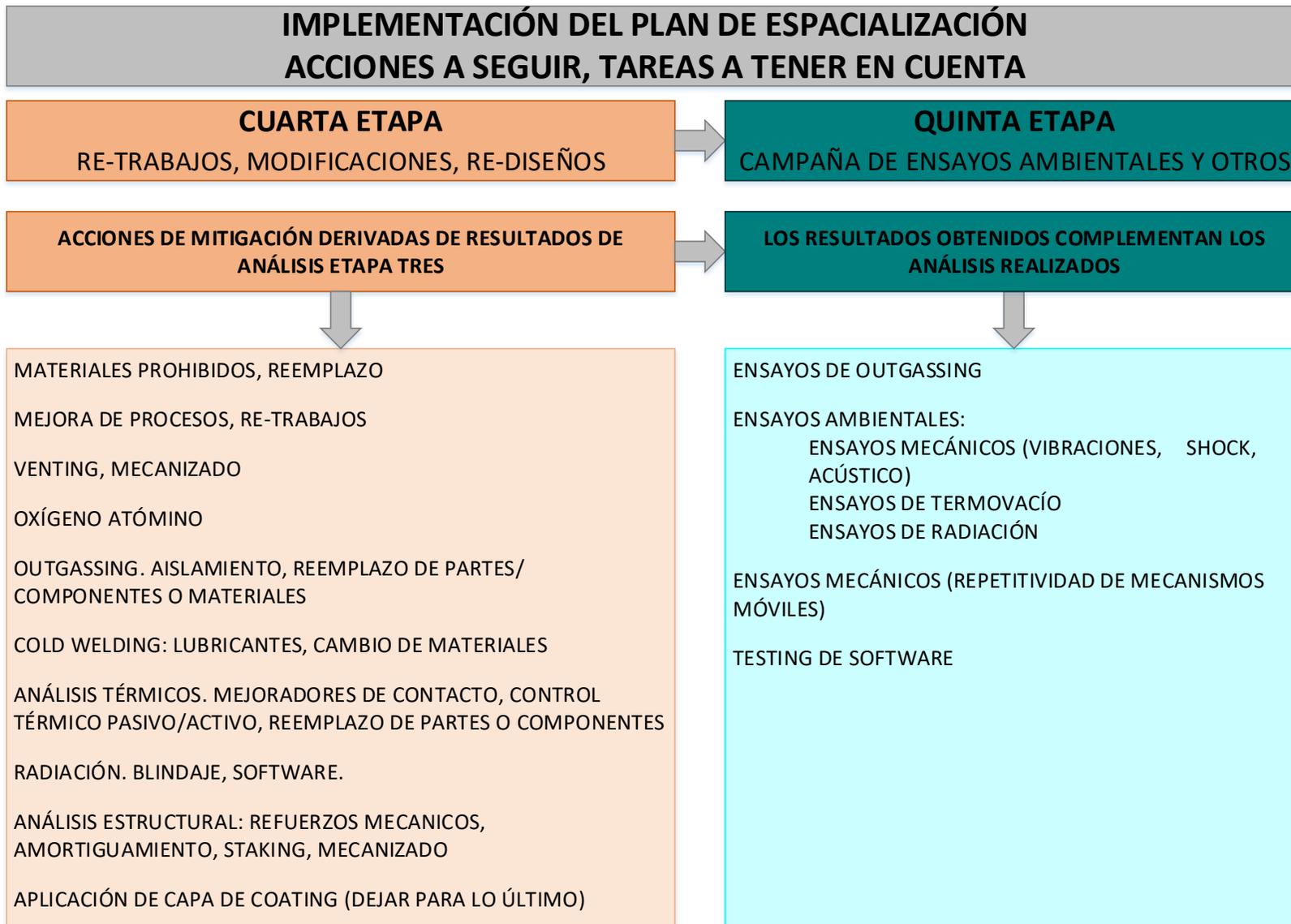


Figura 7.4: Etapas y contenido de un plan de especialización general

7.3. ACCIONES A REALIZAR DENTRO DEL PROCEDIMIENTO

A continuación, se desarrollan los diferentes pasos que componen el procedimiento de espacialización. En cada sección se desarrolla la manera de abordar cada uno de los efectos adversos que son generados por los distintos factores presentes en una misión espacial. Cada uno de estos pasos pueden implementarse de manera total o parcial y en etapas diferentes a las indicadas en el plan de espacialización correspondiente a la sección 7.2.

7.3.1. MATERIALES PROHIBIDOS

Como se mencionó en la sección 6.1, ciertos materiales como el estaño puro, cadmio, o zinc se encuentran prohibidos para uso espacial. Estos materiales pueden estar localizados en diferentes lugares, tales como recubrimientos en patas de integrados/partes EEE, soldaduras, recubrimiento de conectores y piezas mecánicas menores tales como tuercas, arandelas y tornillos.

Para verificar que el hardware con el cual se esté trabajando, no contenga alguno de estos materiales, se debe **solicitar al fabricante, la lista de partes y materiales utilizados**. Con esta información disponible, se deberá buscar que tipo de recubrimiento tienen las partes EEE utilizadas incluyendo conectores y piezas mecánicas. En cuanto a la lista de materiales, se deberá hacer foco en el tipo de estaño utilizado durante el montaje/poblado de las placas PCB.

Estaño puro	Cadmio	Zinc
Soldaduras realizadas en placa PCB	Recubrimiento en conectores	Recubrimiento en conectores
Recubrimiento en partes EEE		Recubrimiento de piezas mecánicas

Tabla 7.1: Materiales prohibidos, lugares donde pueden llegar a encontrarse

De no disponer de la lista de partes y materiales utilizados, o a modo de complemento, es recomendable realizar una **inspección visual**. Esto permite detectar fácilmente tuercas, arandelas y tornillos con cierto tipo de recubrimiento zincado (de color amarillento). Con respecto a conectores tipo Sub-D, generalmente tienen grabado el número de parte, y aquellos que no son aptos para vuelo, son relativamente fáciles de detectar ya que el material más utilizado en el recubrimiento de piezas de vuelo es el oro, dejando materiales como el zinc o el cadmio para piezas de calidad inferior. Con respecto a partes EEE tales como resistencias, capacitores, transistores, diodos, integrados, etc, la inspección visual será útil para reconocer aquellas partes que dispongan de algún tipo de identificación.

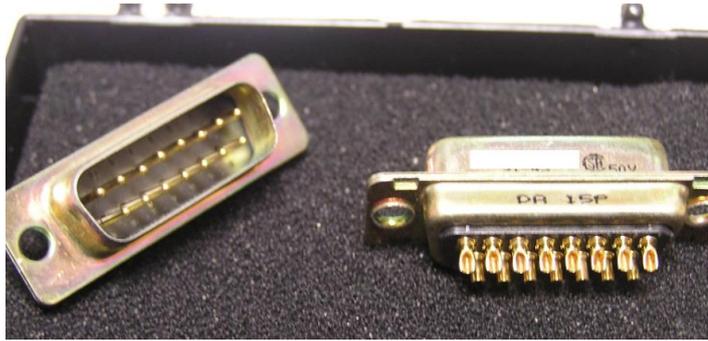


Figura 7.5: Conectores Sub-D con recubrimiento de zinc



Figura 7.6: Tornillos y arandelas con recubrimiento electrofítico de zinc con Cr III

Si la lista de materiales utilizados no contiene información con respecto al estaño empleado en el proceso de soldadura de las partes EEE sobre la placa PCB, es recomendable realizar ensayos no destructivos empleando un **espectroscopio de fluorescencia de rayos X**, con el objetivo de detectar la presencia de estaño puro o libre de plomo. Este tipo de instrumental permite determinar los elementos que componen un material específico tanto cualitativamente como cuantitativamente.

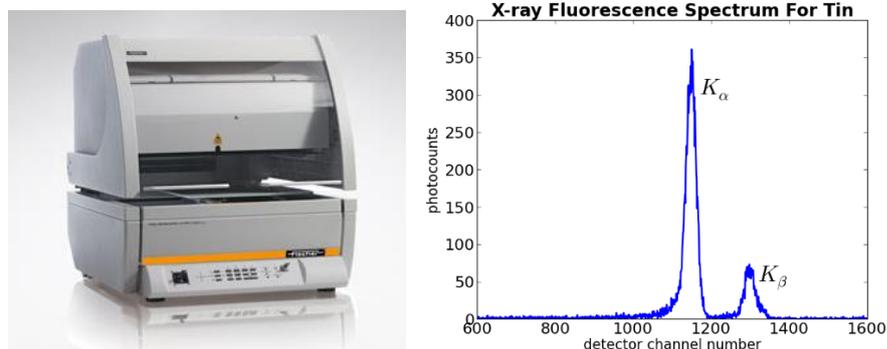


Figura 7.7: Espectroscopio de fluorescencia de rayos X marca Fischer, serie XDV- μ

A continuación, se presenta el conjunto de acciones correctivas que se pueden implementar para minimizar el impacto del uso de materiales prohibidos dentro del hardware a espacializar.

En primera instancia es recomendable **reemplazar las partes mecánicas** pequeñas tales como tornillos, arandelas y tuercas que tengan un recubrimiento anticorrosivo de zinc o desconocido, por piezas de tornillería preferentemente de acero inoxidable pasivado. Este proceso es relativamente sencillo por lo que no se entrará en detalles, a lo sumo se puede presentar la dificultad de retirar algún tipo de pegamento que se encuentre sosteniendo el tornillo o tuerca para lo cual se recomienda utilizar una pistola de calor, con el objetivo de disminuir las propiedades del pegamento, y un elemento no metálico (preferentemente madera-orange stick) para retirarlo sin dañar el resto de los componentes o el sustrato de la placa.

Otro ítem relativamente fácil de **reemplazar son los conectores Sub-D** no calificados para vuelo. Este tipo de conectores pueden estar vinculados directamente a la placa o por medio de cables, en ambos casos requiere un proceso de des-soldado. Este proceso es más complejo que el anterior ya que requerirá un re-trabajo sobre la placa. El primer paso será des-soldar el conector, este proceso debe ser hecho de manera manual, preferentemente por un operador calificado en workmanship o con conocimientos en la materia, utilizando un soldador de temperatura controlada $\pm 5^{\circ}\text{C}$, flux tipo R/RMA y cinta para des-soldar (chem-wik). Una vez que se logre retirar el conector se debe soldar el conector de vuelo en su lugar, en este paso se debe utilizar la siguiente combinación de estaño/plomo (Sn63 Pb37). Un paso importante que debe ser tenido en cuenta al momento de soldar el conector de vuelo, es la remoción del recubrimiento dorado en la zona que tendrá contacto con el estaño (patas o solder-cups). El proceso de remoción del oro debe ser realizado dos veces consecutivas, dejando la zona recubierta de estaño. La presencia del oro dentro de la soldadura genera una unión débil, propensa a resquebrajarse ante fatigas mecánicas y/o térmicas.

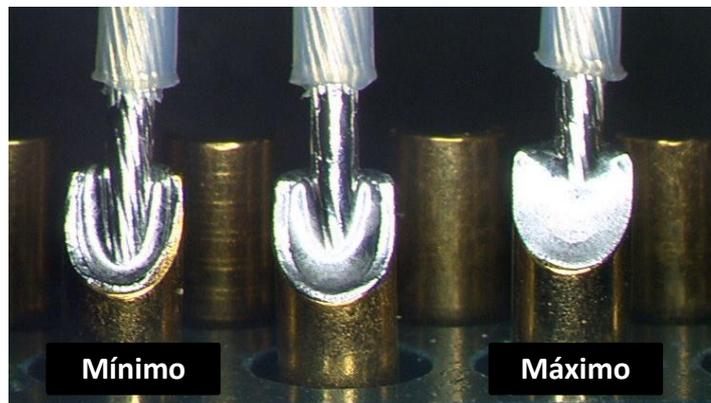
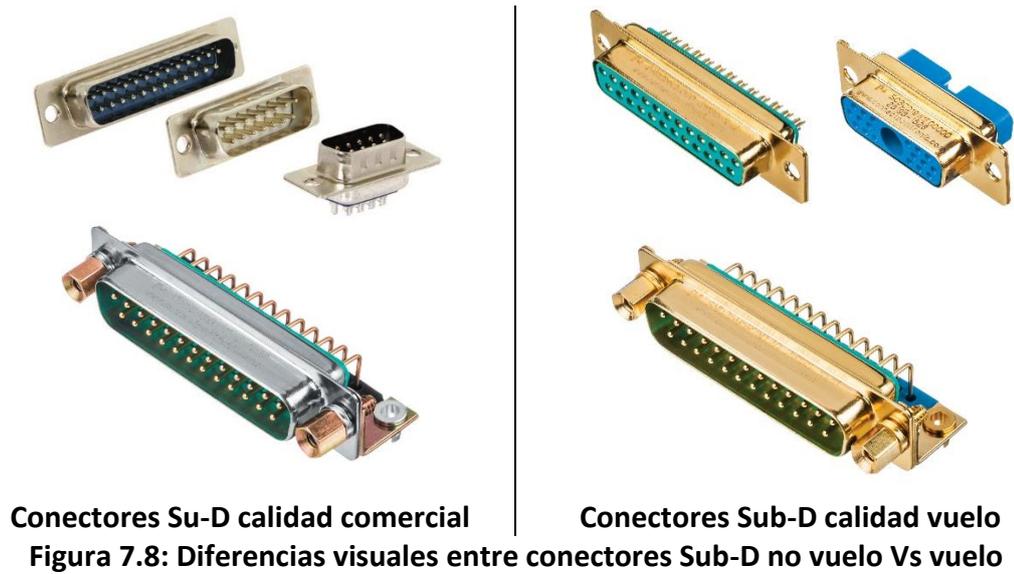


Figura 7.9: Criterio de aceptación en soldadura de conector con solder-cups

En el caso de detectarse la presencia de estaño puro o libre de plomo en las soldaduras realizadas sobre la placa, se recomienda retirar un porcentaje del material que conforma la soldadura y luego recubrirla con la combinación adecuada de estaño/plomo (Sn63Pb37). Este proceso debe ser realizado utilizando un soldador manual, de temperatura controlada $\pm 5^{\circ}\text{C}$, flux tipo R/RMA y cinta para des-soldar (chem-wik). El recambio del tipo de estaño utilizado debe ser realizado de forma rápida, evitando el daño de componentes/partes por sobre calentamiento o posibles levantamientos de las pistas de la placa por el excesivo calor (usar termal-shunt para proteger los componentes/partes más sensibles). Si bien el hecho de realizar una soldadura, en plated through hole, desde ambos lados de una placa (superior e inferior), no es una práctica recomendable ya que puede generar la presencia de

espacios vacíos de estaño, indetectables, dentro de un proceso de espacialización podría llegar a ser necesario para minimizar la exposición de los componentes/partes al calor del soldador. En este caso se recomienda utilizar la combinación de estaño/plomo (Sn60Pb40) sobre el primer plano de trabajo (superior o inferior) ya que tiene un punto de fundición más elevado que la combinación (Sn63Pb37), lo que evitará su fundición al momento de soldar el plano restante.

Como última herramienta de utilidad ante el crecimiento de whiskers, se puede mencionar la **aplicación de una capa protectora denominada (conformal coating)**, no conductiva cuya función principal es la protección del hardware ante la corrosión. La aplicación del “conformal coating” debe ser realizada como última instancia dentro de un proceso de espacialización, ya que es necesario disponer de la electrónica en su configuración final de vuelo, esto es con los componentes/partes definitivos, refuerzos mecánicos implementados, etc. Es recomendable que el personal que realice la aplicación esté calificado en el estándar NASA-STD-8739.1B o tenga conocimiento sobre la materia, ya que la aplicación de esta capa protectora puede traer consecuencias negativas si no se controlan correctamente los espesores y/o los lugares donde se deposita el material protector. Por ejemplo, no se debe permitir que el material quede concentrado por debajo de integrados (FPGAs, DIPs, etc) o componentes/partes de soldadura superficial, generando un contacto físico con la placa PCB, esto se debe a que, en general, los materiales utilizados para coating tienen un gran coeficiente de expansión térmica lo cual puede generar que alguna pata del integrado termine con una fractura por fatiga.

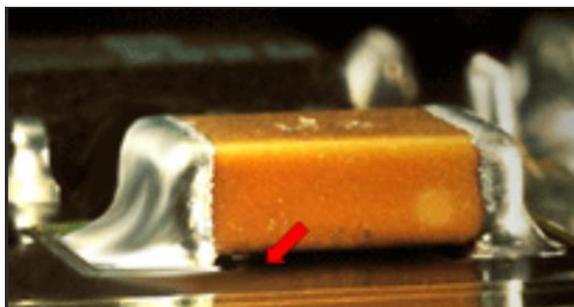


Figura 7.10: Los materiales utilizados para “conformal coating” no deben generar un puente entre la parte inferior de partes/componentes y la placa PCB

El material recomendado para conformal coating es Arathane 5750, el cual es transparente y consta de dos partes, A/B, que requieren ser mezcladas en sus proporciones correctas (18 “A” partes por peso, 100 “B” partes por peso). Es recomendable aplicar con spray o por deposición en vacío, métodos que permiten obtener una distribución uniforme y espesores controlados.



Figura 7.11: Deposición con spray o por vacío

Por último, se presenta un diagrama de flujo con los pasos necesarios para detectar materiales prohibidos dentro del hardware y sus acciones correctivas.

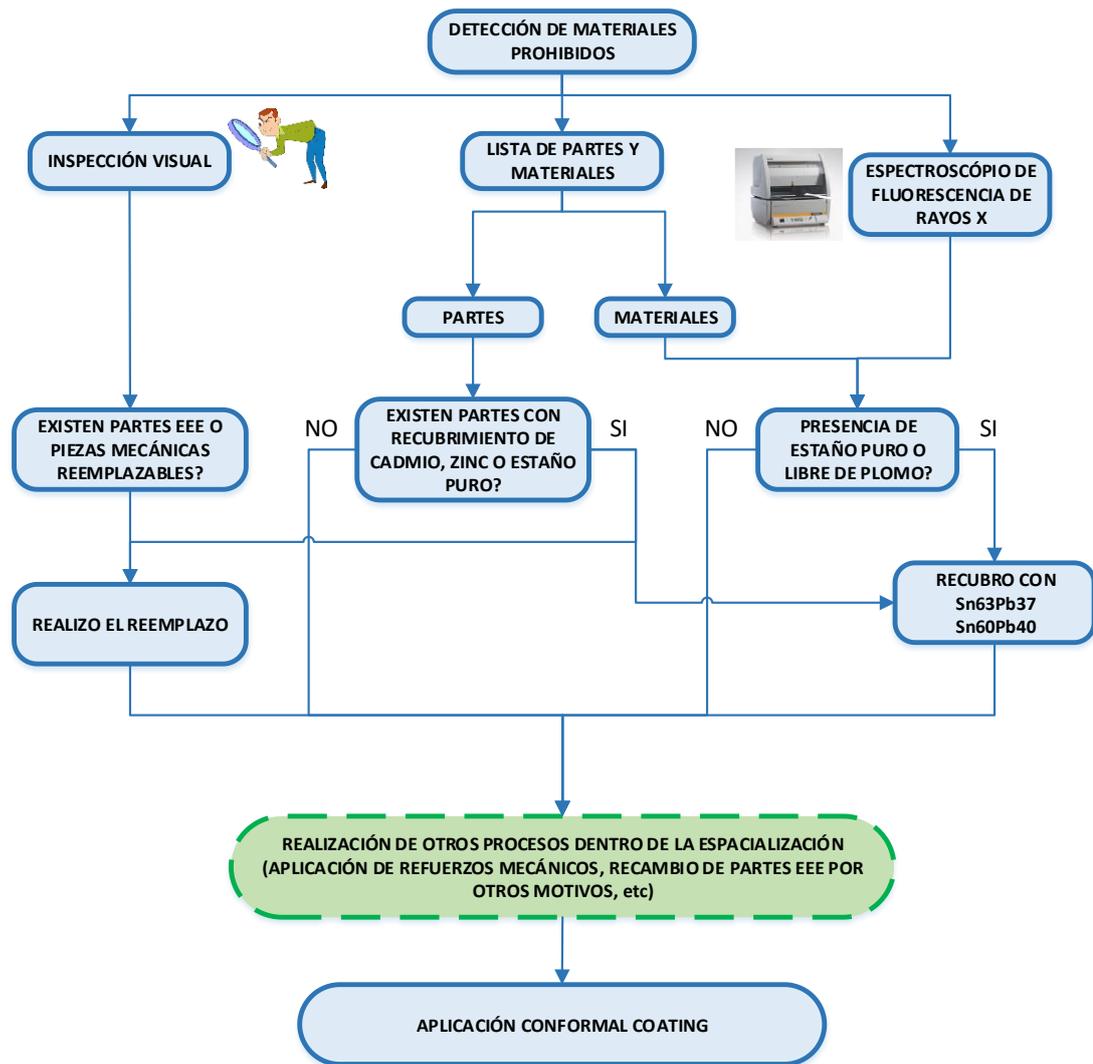


Figura 7.12: Acciones para detectar materiales prohibidos y minimizar su efecto sobre el hardware

7.3.2. DESPRESURIZACIÓN RÁPIDA (VENTING)

Con el objetivo de prevenir una sobre presión dentro de un hardware cerrado el cual es sometido a una despresurización durante el lanzamiento, es necesario evaluar técnicas de diseño en cuanto a agujeros de venteo que permitan evacuar el aire/gases encerrados a una tasa lo suficientemente alta que evite el aumento de la presión interna por sobre los valores máximos permitidos.

Además de los aspectos estructurales, dependiendo del hardware y misión en cuestión, pueden existir requerimientos de compatibilidad electromagnética (EMC) y radio frecuencia (RF). Los requerimientos de EMC buscarán que el área de los agujeros sea lo más reducida posible para evitar fugas de radio frecuencia innecesarias, mientras que, si se trata de un hardware de RF es importante permitir un venteo lo suficientemente alto, para reducir la probabilidad del efecto multipactor. Para realizar el encendido de equipos de RF de alta potencia, es necesario que la presión interna se encuentre por debajo de $1,5 \times 10^{-3} [Pa]$ [32].

Cuando se trabaja con un hardware, de gabinete/enclosure cerrado, que no fue diseñado para el espacio, es posible que no cuente con agujeros de venteo. Para verificar esto, hay que realizar una **inspección visual** del mismo en busca de pequeños espacios que permitan un escape adecuado del aire contenido en su interior. En caso de corroborar la ausencia de agujeros/pequeños espacios de venteo, se proponen dos alternativas.

- Perforar el gabinete/enclosure del hardware. Para realizar este paso es recomendable retirar la electrónica que se encuentra en su interior, realizar las perforaciones y luego volver a ensamblar la electrónica. En esta instancia, es conveniente analizar la necesidad de una perforación roscada, que permita la puesta a tierra del HW. De esta manera, se aprovecha este proceso de modificación del gabinete/enclosure para satisfacer dos objetivos en un solo paso.
- La segunda alternativa, se encuentra disponible para unidades que cuenten con conectores Sub-D como interfaz. En este caso, se puede evaluar la opción de usar contactos/pines, que no estén siendo utilizados, como agujeros de venteo. Este punto deberá ser una decisión tomada a nivel proyecto, y en caso

$$v = \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho_{int}}} \quad (x.1)$$

Donde " Δp " es la diferencia de presión entre el interior y el exterior en [Pa] y " ρ_{int} " es la densidad del aire dentro de un compartimento cerrado [kg/m^3] y " v " es la velocidad del gas en [m/s].

La presión dentro del compartimento cerrado está dada por:

$$p_{int} = R T_{int} \rho_{int} = R T_{int} \frac{m}{V} \quad (x.2)$$

Donde " m " es la masa total de aire dentro del compartimento cerrado, " R " es la constante del gas y la temperatura " T_{int} " [K] es considerada constante. La presión interna será:

$$p_{int}(t) = R T_{int} \frac{m_{int}(t)}{V} \quad (x.3)$$

La tasa de variación de la masa total de aire dentro del compartimento es:

$$-\frac{dm_{int}(t)}{dt} = v(t) \rho_{int}(t) A_{vh} \quad (x.4)$$

Donde " A_{vh} " es el área del agujero de venteo (venting hole).

La masa total de aire atrapado en función del tiempo queda de la siguiente manera:

$$m_{int}(t) = m_{int}(0) - \int_0^t v(\tau) \rho_{int}(\tau) A_{vh} d\tau \quad (x.5)$$

El decaimiento de la presión interna " p_{int} " usando la ecuación (x.4) es:

$$-\frac{dp_{int}(t)}{dt} = -\frac{R T_{int}}{V} \frac{dm_{int}(t)}{dt} = \frac{R T_{int}}{V} v(t) \rho_{int}(t) A_{vh} \quad (x.6)$$

Reemplazando (x.1) en (x.6) de obtiene:

$$-\frac{dp_{int}(t)}{dt} = \frac{R T_{int}}{V} \sqrt{\frac{2 \Delta p(t)}{\rho_{int}(t)}} \rho_{int}(t) A_{vh} = \frac{R T_{int}}{V} \sqrt{2 \rho_{int}(t) \Delta p(t)} A_{vh} \quad (x.7)$$

Por lo que, el área del agujero de venteo puede ser calculado con la siguiente ecuación.

$$A_{vh}(t) = \frac{dp_{int}(t)}{dt} \frac{V}{RT_{int}} \frac{1}{\sqrt{2\rho_{int}(t) \Delta p(t)}} \quad (x. 8)$$

Otra forma práctica de observar el mismo fenómeno, es plantear la relación entre la diferencia de presión interior y exterior " Δp " y " $\frac{V}{A_{vh}}$ ".

$$\Delta p(t) = \frac{1}{(RT_{int})^2} \left(\frac{V}{A_{vh}}\right)^2 \left(\frac{dp_{int}(t)}{dt}\right)^2 \frac{1}{2\rho_{int}(t)} \quad (x. 9)$$

$$\Delta p(t) = \frac{1}{2RT_{int}} \left(\frac{V}{A_{vh}}\right)^2 \left(\frac{dp_{int}(t)}{dt}\right)^2 \frac{1}{p_{int}(t)} \quad (x. 10)$$

Para obtener el valor de " $\rho_{int}(t)$ " se debe tomar el valor de la presión en la cual la tasa de variación de la presión en función del tiempo, es máxima. Este valor, es propio de cada lanzador, por ende, ocurre en instantes de tiempo diferentes. Generalmente, la variación máxima de la presión ocurre cuando la presión base se encuentra entre 8 y 6 [psi] (55158.1 y 41368.5 [Pa]). Además, es sabido que la variación máxima de presión ocurre durante la región transónica del vuelo. Una vez que disponemos de este dato " $p_{int}(t)$ ", se debe averiguar cuál es la variación de la presión en ese instante $\left(\frac{dp_{int}(t)}{dt}\right)$. Hasta este punto, son todos datos que deben ser obtenidos del lanzador. A continuación se debe averiguar cuál es la diferencia de presión que puede ser soportada por el hardware en cuestión " Δp ", este dato puede ser obtenido por parte del proveedor del hardware o puede ser estimado por cálculo en función de la forma geométrica, material utilizado, espesor de las paredes, etc. Por último hay que despejar el valor de $\left(\frac{V}{A_{vh}}\right)$, siendo el volumen un dato conocido, se despeja fácilmente el área de venteo " A_{vh} " mínima que satisface la ecuación.

Es recomendable distribuir ésta área de venteo en varios orificios distribuidos de manera simétrica sobre el hardware. En este punto pueden entrar en consideración los requerimientos de compatibilidad electromagnética, los cuales buscarán que el área de cada agujero sea lo más pequeña posible.

La figura siguiente, muestra la relación de la diferencia de presión " Δp " vs la relación " $\left(\frac{V}{A}\right)$ " para tres tasas de cambio de presión $\left(\frac{dp_{int}(t)}{dt}\right)$ diferente. La presión externa " $p_{int}(t)$ " es de 6 [psi], y la temperatura $T= 298$ [K], $R=29.2$ [m/K].

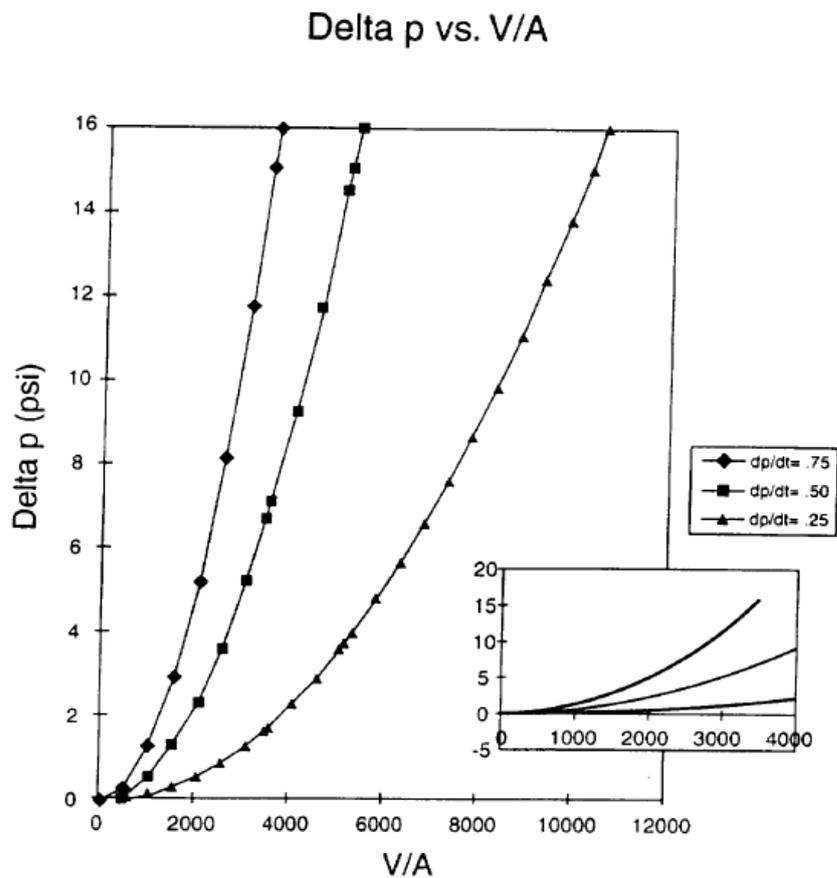


Figura 7.14: Presión diferencial " Δp " vs (V/A) para una presión externa de 6 [psi], cambiando a una tasa dp/dt [psi/s].

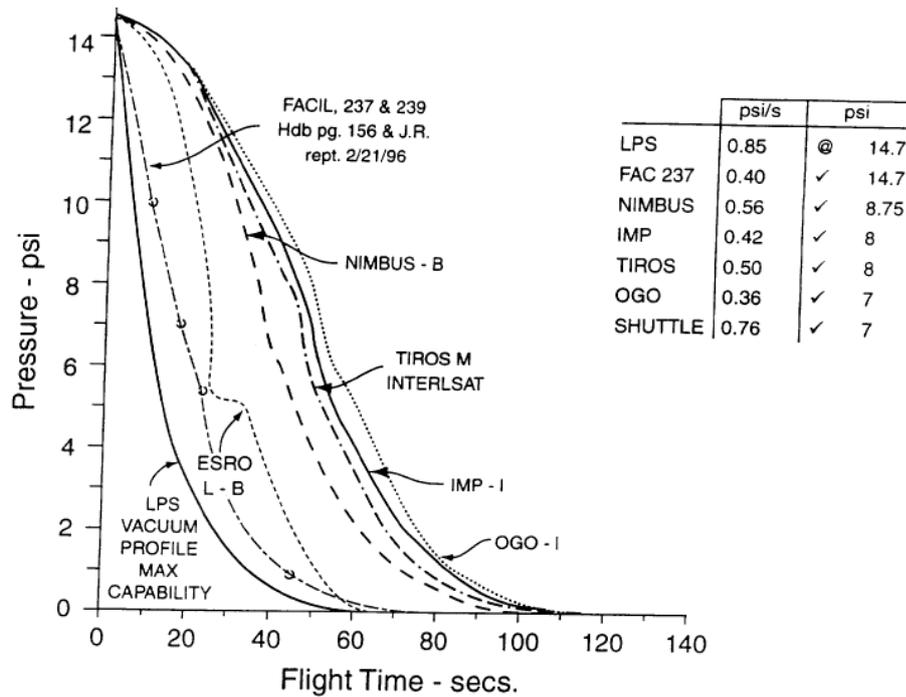


Figura 7.15: Presión interna dentro de la cofia de diferentes lanzadores y sus tasas de cambio.

EJEMPLO 1:

Se necesita definir el área de venteo necesaria para evitar una sobre-presión dentro de una caja cerrada. El tamaño de los agujeros debe ser definido para limitar la sobre-presión a un valor de 20×10^{-3} [Bar]. El volumen de la caja es de 33 litros. La constante característica del aire a temperatura ambiente ($T=300K$), es $R=287$. La máxima variación de la presión en función del tiempo afuera de la caja durante el lanzamiento está limitada a 2 [psi/s] = $0,1379$ [Bar/s], a una presión de 6 [psi] = $0,4137$ [Bar].

Solución:

La reducción de la presión interna en función del tiempo está dada por:

$$\frac{dp_{int}(t)}{dt} = -13790 \text{ [Pa/s]}$$

$$V = 33 \text{ [litros]} = 33 \times 10^{-3} \text{ [m}^3\text{]}$$

$$\Delta p(t) = 2 \times 10^3 \text{ [Pa]}$$

Para calcular el área de venteo aplicamos la ecuación (x.8):

$$A_{vh}(t) = \frac{dp_{int}(t)}{dt} \frac{V}{RT_{int}} \frac{1}{\sqrt{2\rho_{int}(t)\Delta p(t)}} = 13790 \frac{33 \times 10^{-3}}{287 \times 300} \frac{1}{\sqrt{\rho_{int}(t)}} \frac{1}{\sqrt{4 \times 10^3}}$$

Considerando que esto ocurre a una presión baja $p = 41370 [Pa]$, por lo tanto, la densidad del aire a esta presión puede ser obtenida por (x.2)

$$\rho_{int}(t) = \frac{p(t)}{RT} = \frac{41370}{287 \times 300} = 0.48 \text{ K/m}^3$$

Por lo tanto

$$A_{vh}(t) = 13790 \frac{33 \times 10^{-3}}{287 \times 300} \frac{1}{\sqrt{0.48}} \frac{1}{\sqrt{4 \times 10^3}}$$

$$A_{vh}(t) = 1.2 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

En el caso de tratarse de un agujero circular:

$$A_{vh} = \frac{\pi d^2}{4}$$

$$d = 12,4 \text{ mm}$$

Por último, se mencionan dos requerimientos ya utilizados en misiones anteriores, los cuales pueden ser útiles como una fórmula de cálculo exprés/referencia:

- Requerimiento que figuraba en versiones viejas del estándar GSFC-STD-7000A GEVS [33]:

El área mínima de venteo debe ser 0,86 [pulgadas²] por [pie³] de volumen.

Como vemos, este requerimiento es más conservador en relación al cálculo realizado en el ejemplo anterior, cuyo resultado equivalente en [pulgadas² por pie³] es de **0,16** [pulgadas²] por [pie³] de volumen.

- Por último, se menciona el requerimiento de venteo establecido para las últimas misiones de la CONAE, que establece como **mínimo 13 [mm²] por Litro de volumen**. Este requerimiento es menos conservador que el mencionado en las versiones antiguas del GSFC-STD-7000A GEVS, pero sigue siendo más conservador que el cálculo realizado en el ejemplo del caso práctico, cuyo resultado equivalente en mm² por litro es de **3,63** [mm²] por litro de volumen.

El área máxima de cada perforación realizada puede llegar a estar acotada por los requerimientos de EMI/EMC de la misión.

7.3.3. OXÍGENO ATÓMICO

Como se mencionó en la sección 5.1.6, el oxígeno atómico (OA) es un elemento que debe ser tenido en cuenta en misiones de órbita baja (LEO) y comienza a ser un factor relevante por debajo de los 500 Km de altitud. Al momento de espacializar un hardware es importante conocer la localización del mismo en el satélite, ya que la exposición del mismo al flujo de OA es directamente proporcional al deterioro que puede producir sobre diversos materiales. Por ejemplo, si el hardware a espacializar volará en un lugar interno dentro del satélite, protegido por la estructura principal del mismo, no será necesario implementar acción alguna en relación a este tema. Por el contrario, si el hardware se encuentra localizado en la parte exterior del satélite, se deben analizar los materiales expuestos, sus coeficientes de erosión por oxígeno atómico (γ) y la relación existente entre el vector normal de la superficie expuesta y el vector velocidad, alcanzando una exposición máxima al flujo de OA, cuando ambos vectores coinciden en dirección y sentido (dirección RAM).

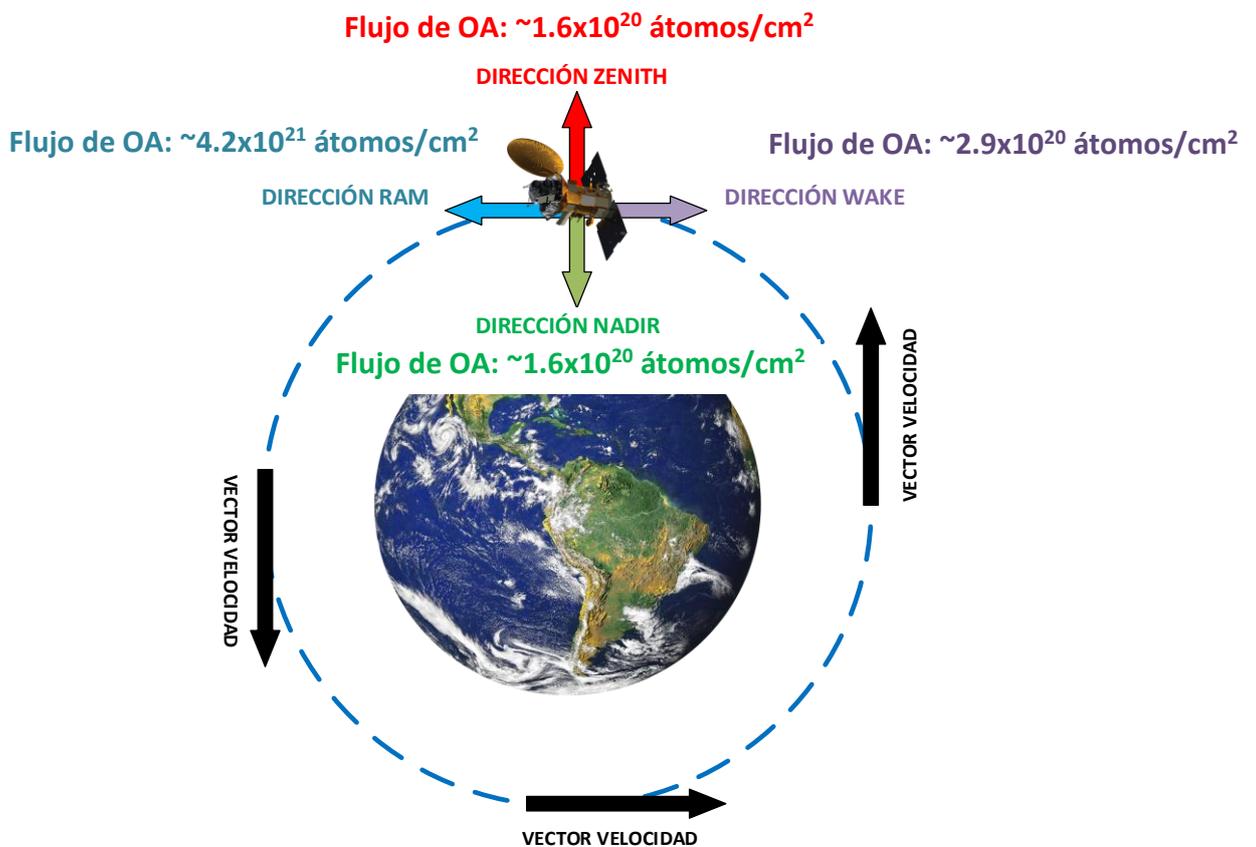


Figura 7.16: Flujo de oxígeno atómico según experimento de materiales de la estación espacial internacional. Órbita ~ 350 Km [34].

Con respecto a los materiales, los más usados y susceptibles al flujo de OA son los siguientes.

- Polímeros en general, kapton polyimide.
- Materiales compuestos, carbono, grafito.
- Teflón y pinturas utilizadas para control térmico.

El OA puede también afectar las superficies de diferentes metales produciendo la oxidación de los mismos. Sin embargo, para la mayoría de los metales, el óxido generado actúa como capa protectora para el material que se encuentra por debajo, impidiendo la continuidad del proceso de oxidación. La plata es la excepción a esta regla de los metales, ya que la oxidación tiende a desplazarse a las capas interiores.

Por ejemplo, al analizar la exposición de un hardware al flujo de OA, no es de esperarse que el gabinete/enclosure del mismo, generalmente conformado de aleaciones de metales tales como aluminio, sufra una degradación considerable. Mientras que, si el mismo cuenta con mantas térmicas, es de esperarse que estas sufran una degradación lo suficientemente alta como para alcanzar una pérdida de su performance con el paso del tiempo.

Con respecto a la mitigación del OA, existen diferentes maneras de reducir su efecto sobre los materiales susceptibles utilizados en el hardware.

1. **Aplicación de una fina capa protectora de un material durable al oxígeno atómico.** Una solución, relativamente sencilla de implementar, es el uso de capas protectoras contra el OA aplicadas sobre polímeros convencionales usados en el espacio. Esto ha mostrado mejorar la durabilidad de los materiales. Las capas protectoras más usadas están conformadas por átomos de metales o moléculas de óxido de metal. Típicamente los compuestos químicos más usados son el dióxido de silicio, dióxido de silicio con fluoropolímeros u óxido de aluminio/germanio, los cuales son aplicados mediante pulverización catódica (Sputter deposition). Este método consiste en la vaporización de los átomos del metal mediante el bombardeo de éste por iones energéticos. De esta manera se consigue la formación de capas

protectoras muy delgadas. Por ejemplo, las mantas de los paneles solares de la estación espacial internacional fueron cubiertos por 1300 Angstroms de óxido de silicio (SiO_2).

2. **Modificación de la superficie de los polímeros para hacerlos más resistentes al OA.** Se ha utilizado una conversión química de polímeros incorporando átomos de silicio, aluminio o Boro en la superficie de los mismos, con el propósito de generar una capa de óxido que actúe como protección de las capas interiores.
3. **Minimizar la exposición al flujo de OA de superficies sensibles.** Esta alternativa puede llegar a ser la más viable dentro de un proyecto de espacialización con recursos limitados. Consiste en orientar las superficies susceptibles en direcciones ortogonales a la dirección de desplazamiento. De esta manera se obtiene un flujo menor de oxígeno atómico maximizando el tiempo en el cual los materiales mantendrán sus propiedades originales.
4. **Recubrir los materiales susceptibles con un material resistente al oxígeno atómico.** Esta alternativa es aplicable, por ejemplo, al cableado expuesto al espacio exterior que contiene un aislante de FEP (Fluorinated ethylene propylene) u otro material susceptible. En este caso es recomendable envolver cada mazo de cables ya sea utilizando una malla o cinta. En el caso de utilizar cintas estas pueden ser de kapton con algún recubrimiento de óxido de silicio o aluminio [35] o cintas de aluminio la cual también servirá para satisfacer requerimientos de EMI/EMC. En éste último caso, es recomendable cubrir todo el conjunto con mantas térmicas (kapton).



Figura 7.17: Cableado cubierto por cinta de kapton y cableado envuelto con cinta de aluminio

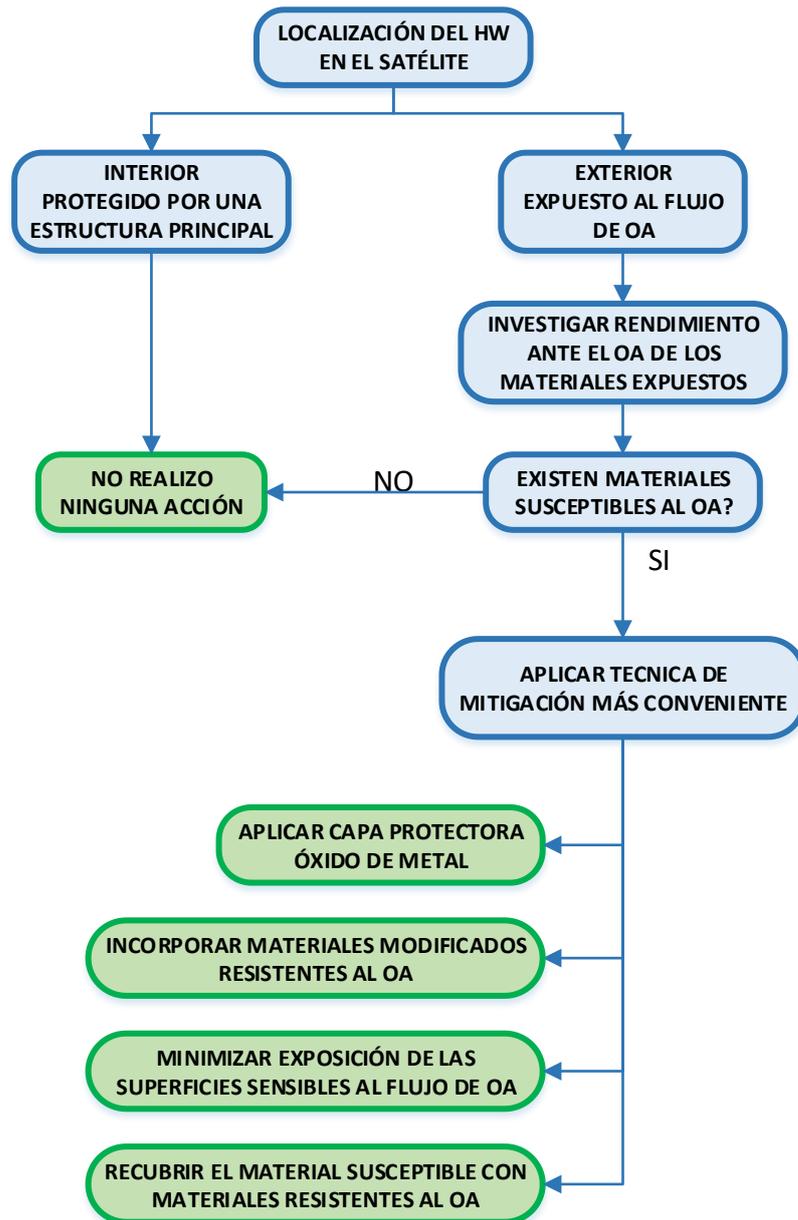


Figura 7.18: Diagrama de flujo, evaluación del riesgo en cuanto al OA y posibles técnicas de mitigación

7.3.4. VACÍO (OUTGASSING)

Como se mencionó en la sección 5.1.2, la presencia de vacío genera diferentes efectos sobre el hardware, entre los más relevantes se encuentran el **outgassing** de materiales y partes EEE, la disipación del **calor solo por conducción/radiación** y en lo que respecta a estructuras y partes móviles, la **soldadura en frío**.

Con respecto al outgassing, es recomendable como punto de partida, solicitar al fabricante del hardware la **lista de materiales y partes** que lo componen. De esta manera se podrá conocer como está conformado e identificar aquellos materiales y encapsulados de partes EEE que no cumplan con los requerimientos de outgassing. La cantidad de materia que es liberada por un material en vacío depende de sus características específicas. Para obtener estos datos, se toma una muestra (generalmente de unos 250 miligramos) y se la coloca en un plato de aluminio, el cual fue previamente limpiado y secado para evitar errores durante el ensayo. Luego se procede a pre-acondicionar la muestra dejándola a 25°C y 50% de humedad por un período de 24 horas, de esta manera se asegura que todas las muestras reciban el mismo tratamiento preliminar antes de ser pesadas. El ensayo en sí mismo consiste en calentar la muestra de material a 125° C por 24 horas a una presión menor a 7×10^{-3} Pascales [36], esto causa que los materiales volátiles escapen. A una distancia aproximada de 12,7mm, con respecto a la salida de los materiales volátiles, se coloca un plato colector, a una temperatura inferior (25°C), cuya función es evaluar la cantidad de material volátil que queda retenida en una superficie relativamente fría. En resumen, los tres parámetros claves obtenidos en un ensayo de outgassing son:

- **TML (Total Mass Loss)**: Se obtiene comparando la masa total inicial y final del material bajo ensayo. Este parámetro debe ser < al 1%.
- **CVCM (Collected Volatile Condensable Material)**: Se obtiene comparando la cantidad de masa encontrada en el plato colector con respecto a la masa inicial de la muestra. Este parámetro debe ser < al 0.1%.
- **WVR (Water Vapor Regained)**: Este último parámetro es obtenido sometiendo a una muestra post-ensayo, a una humedad relativa del 50% y

25º C por un período de 24 horas. La cantidad de masa ganada es usada para obtener el WVR.

El estándar “NASA 1124 Outgassing data for selecting spacecraft materials” constituye la mayor base de datos disponible en cuanto a propiedades de outgassing de materiales y partes EEE. Es de acceso público [37], y brinda la posibilidad de buscar información filtrando por categorías (adhesivos, lubricantes, cintas, pinturas, etc), abarcando todo tipo de materiales, no sólo aquellos que satisfacen los requerimientos espaciales de TML y CVCM, sino también aquellos que no los satisfacen.

Outgassing Section A: Materials

Data Last Updated: 04/10/2018 DISCLAIMER

622 records found:

MATERIAL	% TML	% CVCM	CURE TIME	CURE TEMP	AT-MOS	% WVR	DATA REF	APPLICATION	MFR CODE
SCOTCHWELD 2216 A/B AS 58/42 W %3 CABOSIL	0.66	0.03	1H	93	AIR	0.22	GSC26089	ADHESIVE	MMM
SCOTCHWELD 2216 A/B GRAY	0.99	0.02	7D	25	AIR	0.21	GSC35727	EPOXY	MMM
SCOTCHWELD 2216 A/B TRANSLUCENT	1.23	0.01	7D	25	AIR	0.36	GSC35670	EPOXY	MMM
SCOTCHWELD 2216 AMBER	1.60	0.26	4H	65		0.32	GSC31282	ADHESIVE	MMM
SCOTCHWELD 2216 AMBER	1.61	0.43	24H	25		0.24	GSC31294	ADHESIVE	MMM
SCOTCHWELD 2216 AMBER B/A AS 5/7 B/W FROZEN PREMIX	1.70	0.29	15M 7D	25	E-3 AIR	0.42	GSC27952	EPOXY	MMM
SCOTCHWELD 2216 AMBER B/A/M-5 AS 1/1 BW +50% BV M-5	2.85	0.16				0.44	GSC26677	ADHESIVE	MMM
SCOTCHWELD 2216 AMBER B/A/M-5 AS 1/1 BW +50% BV M-5	2.25	0.03	7D 2H	25	AIR	0.36	GSC26704	ADHESIVE	MMM

No satisface requerimientos de TML y CVCM

Satisface requerimientos de TML y CVCM

Figura 7.19: Lista de outgassing de adhesivos Scotch-Weld 2216

Una vez obtenida la lista de materiales y partes que se encuentran presentes en el hardware, se deben buscar sus respectivas características de outgassing dentro del estándar NASA 1124. En caso de existir materiales y partes que no satisfagan los requerimientos antes mencionados, se pueden seguir tres alternativas.

- **Reemplazar el material/parte por uno apto para vacío.**

De existir un material o parte EEE con alto nivel de outgassing, y su vez, su reemplazo es técnicamente posible, debe ser reemplazado. Esto hará que el nivel de outgassing del hardware como un conjunto, disminuya

significativamente. **Como regla general, se debe disminuir/eliminar los materiales plásticos que contiene el hardware.**

En cuanto a partes EEE, podemos mencionar resistencias, capacitores, transistores, diodos, etc. Se debe investigar las propiedades de sus respectivos encapsulados que generalmente están constituidos por resinas epoxis, cerámicos, vidrio o plástico. En cuanto a conectores de calidad comercial/militar, constituyen el primer conjunto de partes a reemplazar, ya que, son fácilmente detectables, contienen gran cantidad de materiales plásticos y su re-cambio no afecta las prestaciones funcionales de la electrónica.

Otros elementos/componentes que se encuentran en primer lugar para ser reemplazados son: **cableado interior** (generalmente su aislante no es apto para vuelo), **termo-contráctiles** (generalmente de materiales plásticos no aptos para vuelo), **precintos**, **pegamentos**, **cintas**, **terminales** y **materiales de coating**.

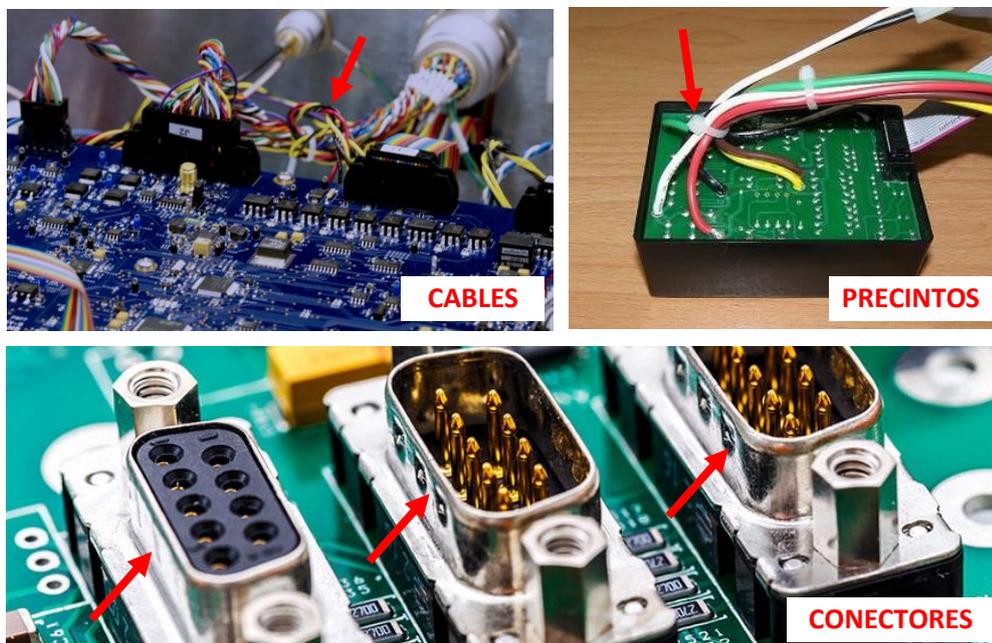


Figura 7.20: Elementos reemplazables dentro de un hardware comercial

A continuación, se presenta información de utilidad para facilitar la búsqueda en cuanto al reemplazo de partes y elementos mencionados anteriormente.

Partes/elementos (comerciales)	Información de utilidad para su reemplazo
Precintos	<ul style="list-style-type: none"> • Seleccionar precintos de Tefzel. Marca sugerida: Panduit.  • También pueden ser reemplazados por nudos utilizando cinta Natural polyester, marca Gudebroad, número de parte AA52081-C-2. 
Termo-contráíbles	Termo-contráíbles según norma MIL-DTL-23053/8. Transparentes para permitir inspección visual.
Cableado interno	Norma MIL-DTL-22759/44
Terminales	Terminales sin material aislante. Ejemplo: Terminal marca Panduit, PM1-4R-C. 
Pegamentos	Scotch-Weld 2216 para fijaciones mecánicas.
Cintas	Cinta de kapton para uso general y aislante. (Kapton tape permacel P222, P221). Cinta de fibra de vidrio para protecciones mecánicas (NITTO P-213LW). Cinta de aluminio para aislante EMI/EMC (CHOMERICS CCJ-36-201-0050).
Partes EEE	Lista de partes calificadas del GSFC (GSFC-311-QPLD-031). https://nepp.nasa.gov/index.cfm/12832

- **Aislar el material/parte con un material apto para vacío.**

De no poder reemplazar el material/parte con alto grado de outgassing, se puede evaluar la posibilidad de recubrirlo o encapsularlo con un **material de**

poteado calificado para vuelo. Esta técnica es conocida como “potting” y es ampliamente utilizada para proveer refuerzos mecánicos en conectores, bobinas y transformadores entre otros.

Esta forma de mitigar el outgassing requerirá validar el proceso de poteado desarrollado para cada caso en particular. Como regla general se puede mencionar la importancia de evitar que el material de poteado tome contacto con las patas de la parte/componente, ya que puede estresar mecánicamente la unión de la pata con el cuerpo de la parte ante cambios de temperatura, provocando una separación/ruptura por fatiga.

A continuación, se mencionan algunos materiales utilizados para poteado.

- Dow Corning RTV 3110 (es más elástico que el 2216 y por esta razón se utiliza como primer material de contacto con el hardware, para luego ser recubierto con 2216).
- Scotch-Weld 2216 B/A Gray (TML:0.99%, CVCM:0.02%).
- Scotchcast 281 (TML:0.44%, CVCM:0.01%) (poteado de transformadores/bobinas).



Figura 7.21: Poteado de conector Sub-D

Otra forma de aislar los materiales o partes con un alto grado de outgassing es aplicar una fina capa de **material de coating** (Arathane 5750), proceso que fue explicado como técnica de mitigación ante la presencia de materiales prohibidos. El Arathane 5750 (LV) A/B tiene un bajo nivel de outgassing, según NASA 1124 los valores son los siguientes, TML: 0.85%, CVCM:0%. Es importante señalar que, si el hardware ya contiene algún material de coating

aplicado, y sus respectivas características de outgassing son desconocidas, es recomendable removerlo completamente ya que la cantidad de material que involucra este proceso, es generalmente significativa pudiendo generar altos niveles de contaminación. La remoción del material de coating puede ser mecánica o química. Lo ideal es combinar ambos métodos, utilizando el mecánico para retirar la mayor cantidad de material posible dejando para lo último el método químico para aquellos lugares que resultan inaccesibles. De esta manera se minimiza la exposición del hardware a productos químicos que pueden traer efectos no deseados.

El método mecánico consiste en raspar suavemente y levantar el material con un elemento que no dañe las pistas o el sustrato de la placa (se recomienda utilizar la siguiente herramienta: orange sticks, double bevel both ends de Techni-Tool). Al finalizar se debe realizar una limpieza con alcohol isopropílico.



Figura 7.22: Orange stick, marca Techni-Tool

Antes de aplicar el método químico, para terminar de remover el material restante, es posible enmascarar las zonas de trabajo y proteger el resto de la placa y sus respectivas partes/componentes con un material provisorio, que sea fácilmente removible (Dow corning 3110 RTV con catalizador STO).

Con respecto al método químico, cada material de coating tiene su respectivo material removedor. En general el hecho de agitar el hardware dentro del material removedor, agiliza el proceso el cual puede llegar a requerir un tiempo aproximado de 15 minutos hasta que el producto logre aflojar el material de coating.

- **Usar sin modificación (use as is).**

Si la cantidad de material con alto nivel de outgassing es reducida y/o además se encuentra confinado en un lugar cerrado, es probable que no represente un riesgo de contaminación para el resto del hardware o facilidades de ensayos. Por ejemplo, el utilizar cantidades reducidas de adhesivo no calificado para vuelo (Loctite 242) en la rosca de tornillos correspondientes a insertos/agujeros sin salida.

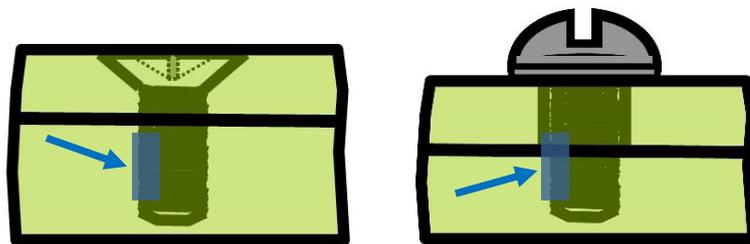


Figura 7.23: Aplicación de Loctite 242, TML: 13.74%, CVCM: 5.49% en rosca de tornillos sin salida

- **Dentro del satélite, integrar el hardware lejos de superficies sensibles a la contaminación.**

En relación a la distribución física dentro del satélite, si el hardware no satisface los requerimientos de outgassing, éste debe ser integrado lejos de las superficies sensibles a la contaminación tales como instrumentos ópticos (cámaras y/o star trackers) y superficies de control térmico.

Si no se dispone de la lista de materiales y partes utilizadas en el hardware, se recomienda remover los materiales plásticos en general (precintos, cableado interno, cintas, terminales, termo-contráctiles, pegamentos) finalizando con el reemplazo de la capa protectora de coating, utilizando un material conocido con bajo nivel de outgassing.

Si el proyecto para el cual se está desarrollando el proceso de espacialización cuenta con los recursos o instrumental necesario para realizar ensayos de outgassing

siguiendo el estándar ASTM E 595-77/84/90 “Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment”, es recomendable realizar la remoción de materiales mencionada en el párrafo anterior y, si el hardware lo permite, realizar los ensayos sobre las placas electrónicas individuales que lo conforman. De esta manera será más sencillo detectar las posibles fuentes de emisiones de gases.

A continuación, se presenta un diagrama de flujo con los pasos antes mencionados.

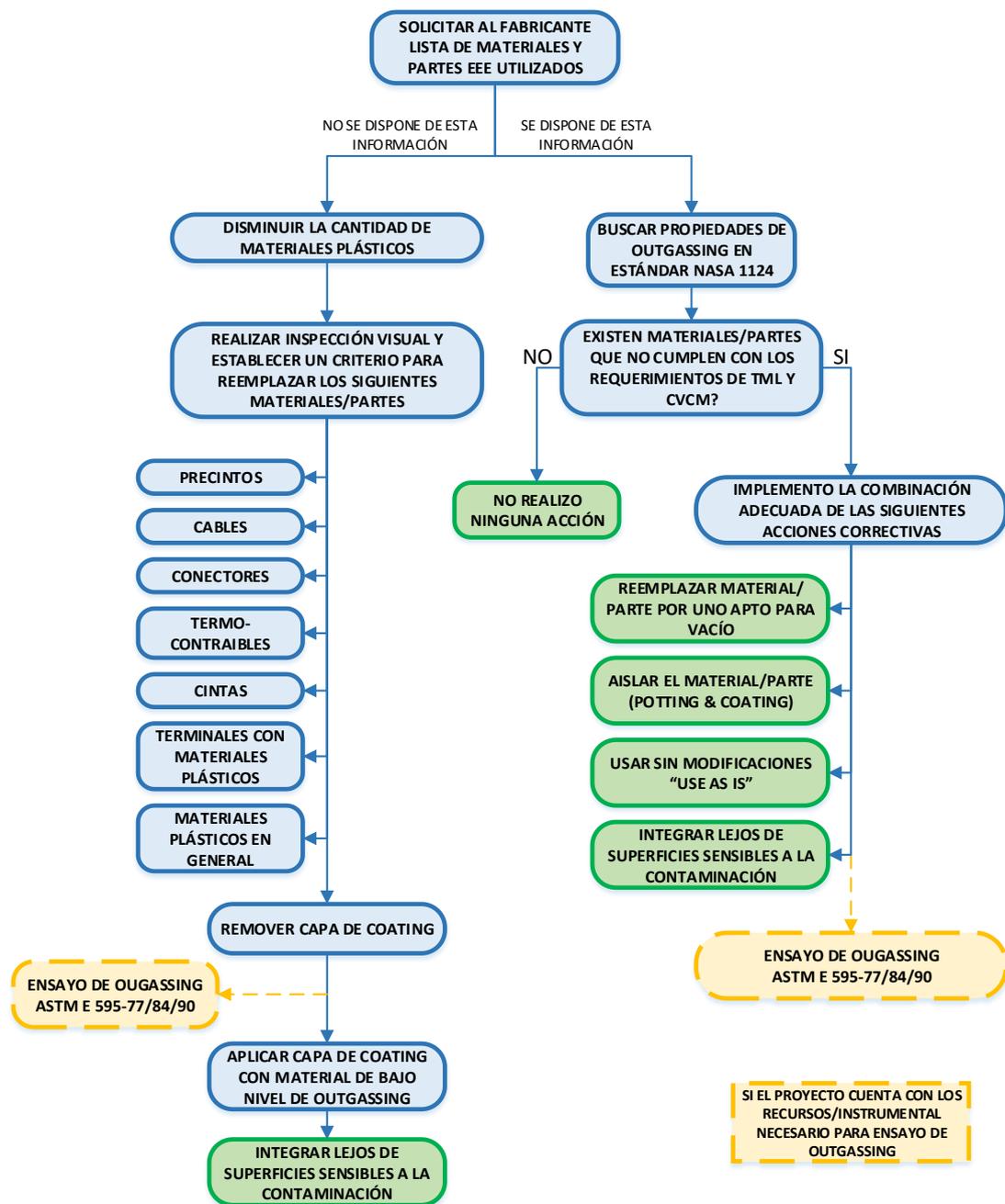


Figura 7.24: Diagrama de flujo acciones correctivas para disminuir los valores de outgassing

7.3.5. VACÍO (COLD WELDING-SOLDADURA EN FRÍO)

Con respecto a la soldadura en frío "cold welding", debe ser un factor a tener en cuenta si el hardware a espacializar consta de mecanismos metálicos móviles con fricción que requieran una operación constante o por un tiempo prolongado en el espacio.

Recordemos que este fenómeno ocurre debido a que la presencia de vacío impide la generación de una capa de óxido superficial la cual actúa como lubricante entre partes móviles metálicas. Dicha capa de óxido (generada en tierra), es removida a medida que el mecanismo se encuentra operando en el espacio, debido al rozamiento entre las partes involucradas. Esto hará que el coeficiente de rozamiento aumente hasta alcanzar un punto en cual es probable que ocurra un bloqueo del mecanismo debido a la unión definitiva por medio de soldadura en frío.

En el caso de contar con mecanismos metálicos móviles cuyo funcionamiento involucre fricción entre sus partes, es importante evaluar el accionar requerido de los mismos dentro de la misión. De tratarse de mecanismos de acción permanente, esto es que su movimiento es cíclico y constante a través de todo el tiempo de vida útil de la misión (por ejemplo, paneles solares móviles), o mecanismos cuyo accionar es por tiempo limitado pero cíclico, lo cual implica un rozamiento constante sobre las superficies, **es necesario evaluar el problema de soldadura en frío y posibles acciones para mitigarlo.**

Con respecto al movimiento cíclico de tiempo limitado, el tiempo máximo permitido dependerá del material en cuestión, presencia/ausencia de lubricantes, velocidad del movimiento relativo y la carga existente entre las partes. Como referencia podemos mencionar el caso de estudio de dos piezas de acero 52100 deslizándose entre ellas, sin lubricante, a una velocidad de 2 [m/s], en un ambiente de vacío de 3×10^{-5} [Pa] y con una carga de 1 [kg], cuya unión definitiva de las partes ocurrió a los 30 minutos [38] [39].

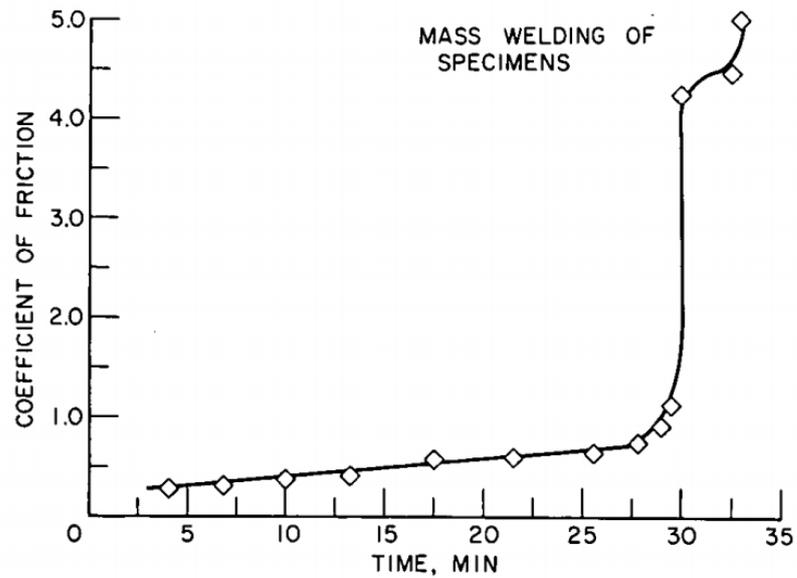


Figura 7.25: Coeficiente de fricción en función del tiempo para dos piezas de acero 52100 deslizando entre ellas, en vacío 3×10^{-5} Pa, velocidad relativa 2 m/s, carga de 1 Kg

Por otro lado, si el mecanismo es de acción única, esto es que se acciona una sola vez y no tiene un movimiento cíclico (por ejemplo, despliegue de antena), lo cual implica que las superficies involucradas no sufrirán un desgaste continuo, no es mandatorio implementar una acción correctiva, sin embargo, es decisión del proyecto evaluar la necesidad de una acción preventiva con el objetivo de disminuir las probabilidades de falla del mecanismo.

Hasta el momento, lo mencionado puede resumirse en el diagrama de flujo de la Figura 7.26.

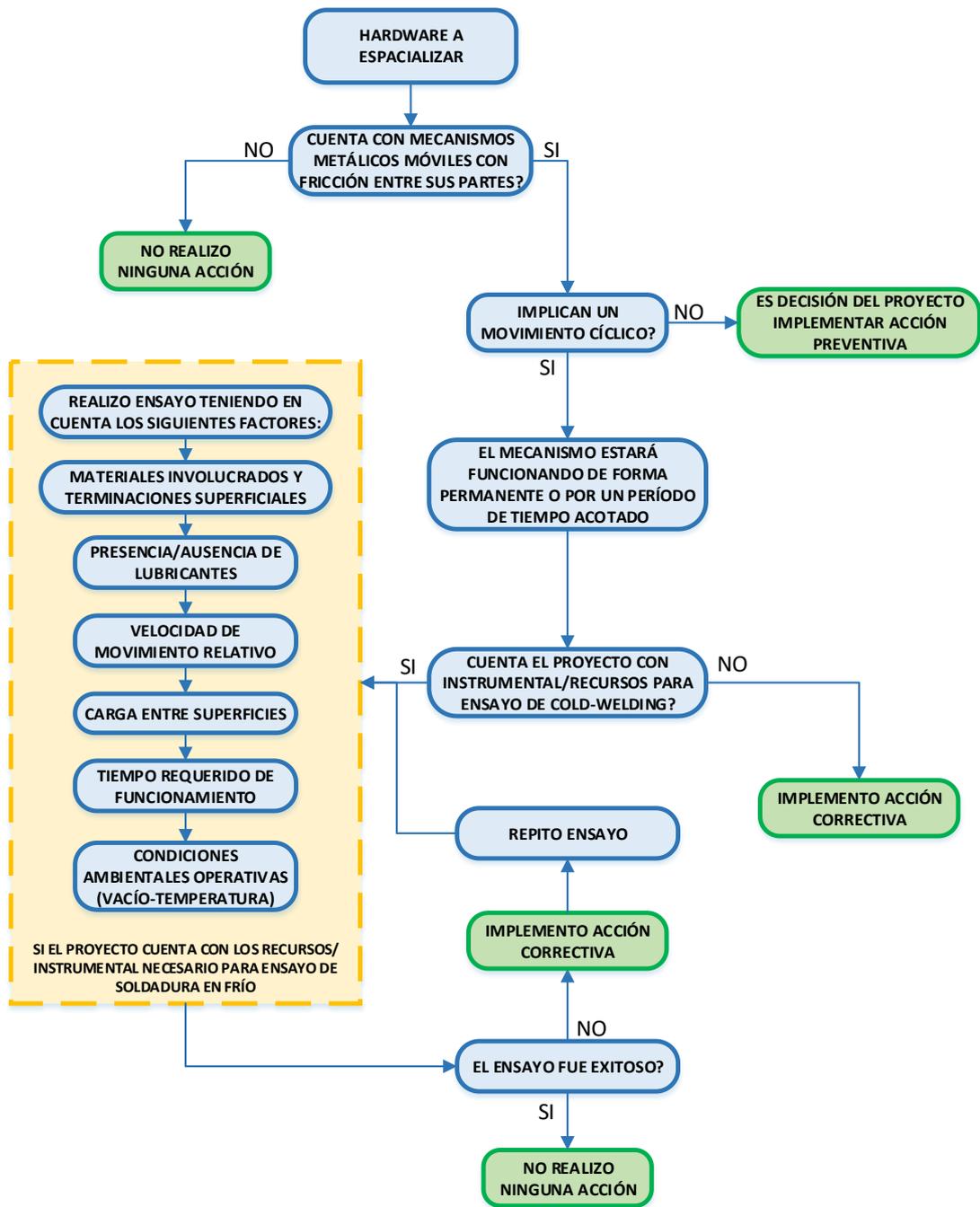


Figura 7.26: Toma de decisión en cuanto al problema de soldadura en frío (cold welding)

En cuanto a las acciones correctivas o de mitigación, se puede mencionar las siguientes alternativas:

- **Aplicación de lubricantes (siliconas/aceites/grasas).**

Si el lubricante que dispone el mecanismo es inadecuado para las condiciones ambientales y/o funcionales requeridas, o simplemente no cuenta con ningún tipo de lubricante, es necesario remover el material inadecuado y reemplazarlo por un lubricante que satisfaga ambos requerimientos (ambientales y funcionales). La función de los lubricantes es proveer un margen operacional y minimizar el desgaste. Los aspectos a tener en cuenta al momento de seleccionar un lubricante son, ambiente, tiempo de vida esperado, presión de contacto, temperatura, número de ciclos y velocidades mínima y máxima del movimiento. El vacío es una de las principales preocupaciones en cuanto a la lubricación.

Lubricantes de silicona: Los fluidos en base a siliconas tienden a tener una presión de vaporización muy baja, por esta razón fueron usados frecuentemente desde los comienzos de la exploración espacial. Sin embargo, existen algunos problemas en cuanto a su uso. Este tipo de lubricantes tiende a escurrirse fuera de la zona de contacto, formando depósitos de polímeros sobre superficies rodantes o con fricción, generando la falla temprana del mecanismo. Los fluidos en base a siliconas no deben ser considerados como lubricantes para misiones espaciales.

Aceites minerales: En general los aceites minerales no tienen una presión de vaporización baja. Sin embargo, son ampliamente usados en aplicaciones espaciales dentro de sistemas de lubricación completamente sellados (por ejemplo, ruedas de inercia).

Grasa lubricante: Este tipo de lubricante es recomendado para uso espacial. La grasa consiste de un lubricante líquido (aceite) y un material espesante. El aceite es el lubricante mientras que el espesante es usado para mantener el aceite en su lugar y evitar su escurrimiento. La consistencia de la grasa varía, puede ser lo suficientemente dura como para requerir un cuchillo para cortarla, o muy blanda. Las características de la grasa, está mayormente

determinada por el espesante. Si el espesante es resistente a altas temperaturas, la grasa funcionará a altas temperaturas. Usualmente, las grasas son espesadas con jabones. El jabón es un elemento metálico combinado con un ácido grasoso. Los elementos metálicos utilizados son el litio, calcio, sodio, aluminio y bario. Además, suelen contener otros aditivos (tales como grafito PTFE o plomo) que les proporcionan una mayor resistencia contra ciertos factores como la oxidación o corrosión entre otros. Por ejemplo, podemos mencionar el lubricante “Braycote 601EF High Vacuum Grease”, el cual tiene buenas propiedades de outgassing y una alta resistencia a la temperatura.



Figura 7.27: Grasa de alta performance en vacío Braycote 601EF. Temperatura operativa: de -80°C a 204°C. TML:0.41, CVCM:0.07 (NASA 1124). Presión de vaporización: 4×10^{-13} [torr] a 20°C

- **Aplicación de lubricantes sólidos.**

La aplicación de delgadas capas de lubricante sólido, como por ejemplo disulfuro de molibdeno (MoS_2), el cual es el lubricante sólido más usado en aplicaciones espaciales, produce un bajo coeficiente de rozamiento por períodos prolongados de tiempo en un ambiente de vacío. Los métodos más utilizados para su aplicación son el "burnishing", la deposición por vacío, o mediante el uso de spray cuando se mezcla el MoS_2 con resinas orgánicas (fenólico) o inorgánicas (silicato).

El “burnishing” implica frotar el material de MoS_2 sobre la superficie produciendo la adherencia del lubricante. Es una técnica sencilla pero sus prestaciones duran poco tiempo. La deposición por vacío, es la técnica más recomendada, se pueden obtener espesores muy delgados, menores a un

micrómetro, y mantiene las propiedades por períodos prolongados de tiempo. Por último, la aplicación con spray si bien permite lograr que el efecto lubricante se mantenga por tiempos prolongados, no permite obtener espesores reducidos, alcanzando en el mejor de los casos valores de 10 a 15 [μm] [40].

Además del disulfuro de molibdeno, existen otros minerales tales como el oro, plata, estaño y plomo que, al ser aplicados sobre diferentes sustratos, como por ejemplo acero inoxidable 440-C, reducen el coeficiente de rozamiento y tienen un buen comportamiento en entorno de vacío.

Al igual que en los lubricantes basados en aceites o grasas, la elección del mineral adecuado dependerá de cada caso en particular.

- **Utilizar materiales diferentes.**

Cuando se trata de mecanismos en los cuales ninguna de las partes posee lubricante, es recomendable utilizar materiales con una dureza mínima de 500 HV y en lo posible de diferente composición [41]. Por lo tanto, el reemplazar una de las partes del mecanismo por otra igual, pero de diferente material, puede ser una alternativa a tener en cuenta al momento de disminuir la probabilidad de soldadura en frío.

La siguiente tabla muestra que combinaciones de materiales son más propensas, o no, a sufrir el fenómeno de soldadura en frío [42].

Combinación propensa a soldadura en frío		Combinación no propensa a soldadura en frío	
Fe (Hierro)	Al (Aluminio)	Cu (Cobre)	Mo (Molibdeno)
Cu (Cobre)	Ag (Plata)	Ag (Plata)	Mo (Molibdeno)
Ni (Níquel)	Cu (Cobre)	Ag (Plata)	Fe (Hierro)
Ni (Níquel)	Mo (Molibdeno)	Ag (Plata)	Ni (Níquel)

Tabla 7.2: Propiedades de adherencia entre materiales

7.3.6. TEMPERATURA (ENSAYO DE TERMO-VACÍO)

Con el objetivo de evaluar si la electrónica del hardware es capaz de operar en vacío, y dentro de los límites de temperatura establecidos para la misión, es necesario realizar un ensayo de termo-vacío, dentro de una cámara que pueda emular dichas condiciones ambientales.

Generalmente, los problemas generados por la presencia de vacío (más temperatura), están asociados a fallas en circuitos electrónicos (defectos por diseño, partes o workmanship), circuitos de alto voltaje y radio frecuencia.

Por otro lado, se recomienda realizar un ensayo de ciclado térmico (sin vacío) para detectar posibles daños estructurales por fatiga térmica en mecanismos y materiales. Las temperaturas utilizadas en este ensayo, deben ser las máximas y mínimas calculadas para vuelo (peor caso) y la cantidad de ciclados se debe corresponder con el número de ciclados estimados para todo el tiempo de vida de la misión. Es posible reducir el número de ciclados, aumentando el rango y velocidad de cambio de las temperaturas de ensayo (siempre y cuando no represente un riesgo para el hardware bajo ensayo).

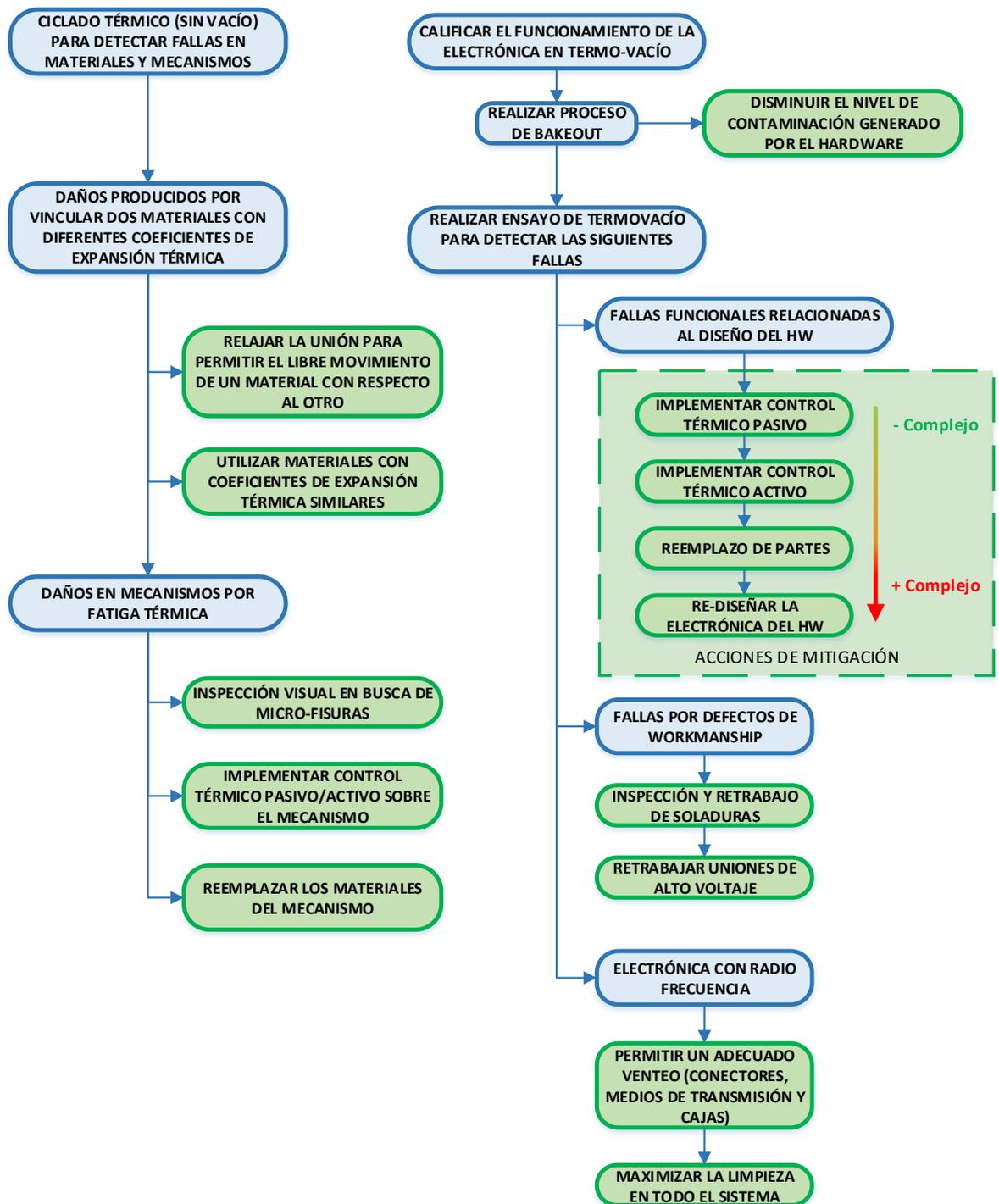


Figura 7.28: Calificación del hardware en termo-vacío y ciclado térmico. Fallas y daños potenciales con sus correspondientes acciones de mitigación

Previo a un ensayo de termo-vacío, es recomendable disminuir el nivel de contaminación del hardware que se quiera ensayar, realizando un proceso de “**bakeout**”. El proceso de bakeout consiste en exponer el hardware a altas temperaturas, preferentemente en un ambiente de vacío, provocando el outgassing de los materiales y la eliminación de residuos propios del proceso de ensamblaje de placas electrónicas, tales como restos de flux, alcohol isopropílico o suciedad contenida en el interior del cableado, entre otros. El proceso de bakeout debe ser realizado utilizando una cámara de vacío específica para este tipo de ensayos, generalmente de carácter precario, evitando la contaminación de la cámara de termo-vacío principal.

Vale la pena aclarar que este proceso si bien es recomendable que se realice antes de un ensayo de termo-vacío, suele ser mandatorio para todo hardware que forme parte de misiones que requieran alcanzar un bajo nivel de outgassing en vuelo y se encuentra incluido dentro del plan de control de contaminación.

A modo de resumen, se enumeran los puntos más relevantes en cuanto al proceso de bakeout establecido en el estándar MSFC-SPEC-1238-A “Thermal vacuum bakeout specification for contamination sensitive hardware”.

- El proceso de bakeout consiste en calentar el hardware de vuelo dentro de una cámara de vacío, a una presión inferior a 1×10^{-5} [torr], 1.31×10^{-8} [Atm] a la máxima temperatura permitida, sin dañar el hardware, pero al menos 10°C por encima de la máxima temperatura estimada en vuelo.
- El proceso se considera exitoso, si todo el hardware/materiales alcanzan los niveles de outgassing TML y CVCM establecidos en el standard de NASA 1124 Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials.
- Durante el proceso se controlan los niveles de outgassing con una micro-balanza de cristal de cuarzo. La balanza se mantiene, como mínimo, a 10°C por debajo de la temperatura esperada en vuelo en los elementos sensibles a la contaminación (por ejemplo, lentes de óptica, celdas solares y superficies de control térmico).

- Para que el proceso sea exitoso, la micro-balanza de cristal de cuarzo, debe mostrar una variación menor a 1-Hz/Hora, en promedio, por un período de 36 horas.

Por último, se enumeran los puntos más relevantes del estándar “ECSS-Q-ST-70-01C Cleanliness and contamination control.

- El objetivo del proceso de bakeout es disminuir el nivel de outgassing de un ítem o material y/o reducir el nivel de contaminación durante un ensayo.
- Generalmente este proceso es realizado sobre mantas térmicas, cableado, componentes de fibra de vidrio y carbono, materiales poteados, con pegamentos o recubrimientos de coating aplicados.
- El tiempo mínimo de duración del proceso de bakeout debe ser 72 horas. Este tiempo debe comenzar cuando el ítem/material alcanza la temperatura de horneado pre-definida.



Figura 7.29: Horno de vacío utilizado en procesos de bakeout

Con respecto al ensayo de termo-vacío en sí mismo, se recomienda considerar el hardware a espacializar como una unidad/componente y aplicar los requerimientos

y/o niveles de ensayo de calificación establecidos en el documento GSFC-STD-7000A General environmental verification standard (GEVS).

Se debe desarrollar una especificación de ensayo y procedimientos correspondientes. A continuación, se mencionan los requerimientos más relevantes mencionados en el GEVS.

- El subsistema térmico de la misión debe establecer por cálculo el rango de temperaturas máximas esperadas en vuelo.
- Para los sistemas con control térmico pasivo, el ensayo de calificación debe hacerse tomando las temperaturas máximas esperadas en vuelo más un margen de $\pm 10^{\circ}\text{C}$.

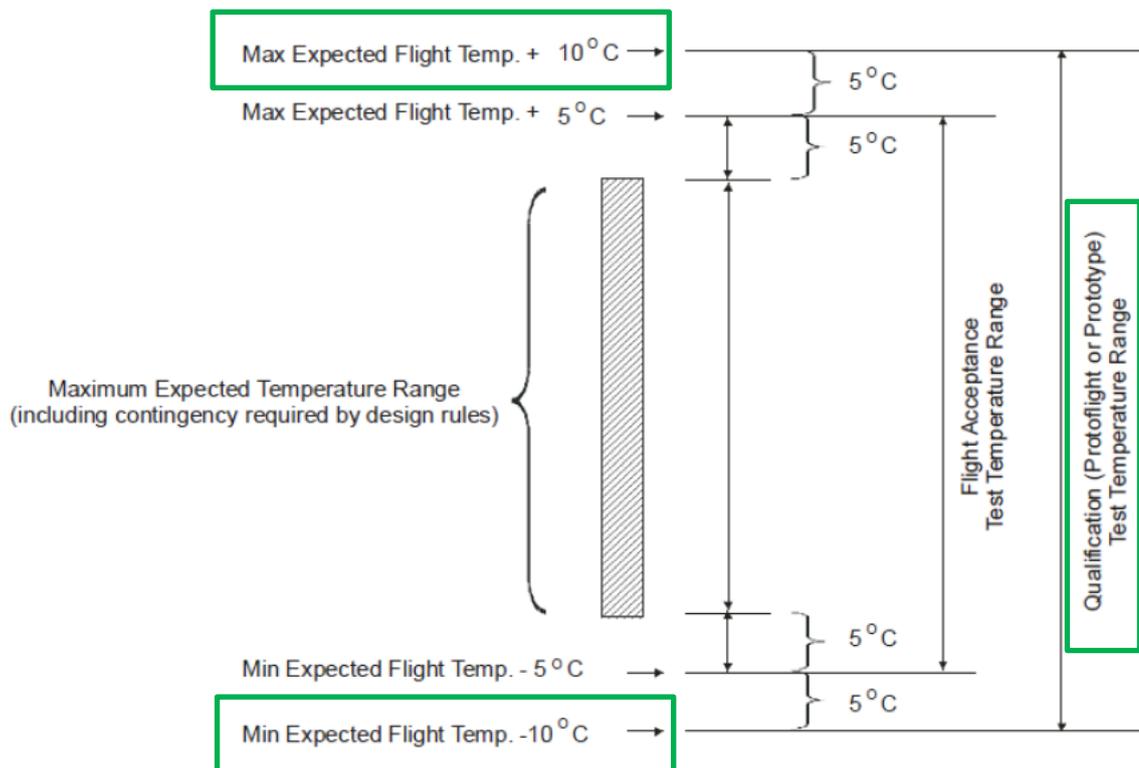


Figura 7.30: Márgenes de temperatura para ensayos de calificación y aceptación

- El hardware bajo ensayo debe demostrar un correcto funcionamiento en temperaturas nominales de operación, en el rango de temperaturas tomadas como margen y durante la transición de temperaturas. Además, se debe

demostrar que el hardware es capaz de encender tanto en temperaturas calientes como frías.

- Si el hardware contiene unidades redundadas, estas deben ser encendidas y probadas durante el ensayo, de igual manera que las unidades principales.
- La máxima variación de temperatura durante el ensayo (pendiente de rampa), debe ser establecida por las limitaciones del hardware o la variación de temperatura en órbita calculada.
- Cada unidad o componente debe ser ciclado, al menos ocho (8) veces en termo-vacío, antes de ser integrado en el satélite. Esto incluye los ciclados que puedan ser realizados a un nivel superior de integración, tales como nivel subsistema o instrumento.
- Las transiciones que van de mesetas frías a calientes aumentan el riesgo de contaminación del hardware, debido a que el material depositado en las paredes de la cámara, puede evaporarse y depositarse sobre superficies más frías. Es recomendable que esa transición sea realizada lentamente para minimizar el riesgo de contaminación. Además, es recomendable que el ensayo comience y termine con una meseta caliente.
- Si se está realizando un ensayo térmico (sin vacío) sobre hardware mecánico que no contenga ningún componente que genere calor, es aceptable reducir el número de ciclados a dos (2) o tres (3), aplicando un margen de calificación de $\pm 10^{\circ}\text{C}$. Ejemplos de hardware donde puede ser aplicada esta reducción de requerimientos son: ensayos térmicos de paneles de honeycomb con insertos poteados o ensayos que buscan verificar la operación de mecanismos a temperaturas extremas.
- Unidades y componentes deben ser expuestos al menos por cuatro (4) horas en cada temperatura extrema de cada ciclado (extender a seis (6) si el ensayo es realizado a presión ambiente). El tiempo de las mesetas debe ser lo suficientemente largo como para permitir que el hardware sea ensayado funcionalmente en todos sus modos de operación. Se debe realizar un encendido en caliente y otro en frío.

- La presión de la cámara de termo-vacío debe ser al menos 1.33×10^{-3} [Pa] (1×10^{-5} [torr]).
- Se debe demostrar la capacidad de encendido del hardware, tanto en unidades principales como redundantes, al menos una vez, en ambas temperaturas extremas (frías y calientes).
- Se requieren al menos cien (100) horas de ensayos funcionales en termo-vacío, sin fallas, tanto en caso caliente como frío (200 horas en total de ensayos en termo-vacío).

Test	Calificación Prototipo	Calificación Protoflight	Aceptación
Termo-vacío	Temp Max y Mín predicha $\pm 10^{\circ}\text{C}$	Temp Max y Mín predicha $\pm 10^{\circ}\text{C}$	Temp Max y Mín predicha $\pm 5^{\circ}\text{C}$
Ciclado térmico*	Temp Max y Mín predicha $\pm 25^{\circ}\text{C}$	Temp Max y Mín predicha $\pm 25^{\circ}\text{C}$	Temp Max y Mín predicha $\pm 20^{\circ}\text{C}$

Tabla 7.3: Ensayos de termo-vacío y ciclado térmico, temperaturas correspondientes a niveles de calificación y aceptación

* Se recomienda incrementar en un 50% el número de ciclados térmicos así también como los tiempos en mesetas (ensayos térmicos a presión ambiente).

A continuación, se presenta un perfil “teórico” de temperatura, correspondiente a un ensayo en termo-vacío de calificación de un componente/unidad. El mismo cuenta de ocho ciclos, variación de temperatura de 5°C por minuto, temperatura máxima de ensayo 85°C , temperatura mínima de ensayo -50°C , indicación de al menos un encendido en caliente (HS) y otro en frío (CS).

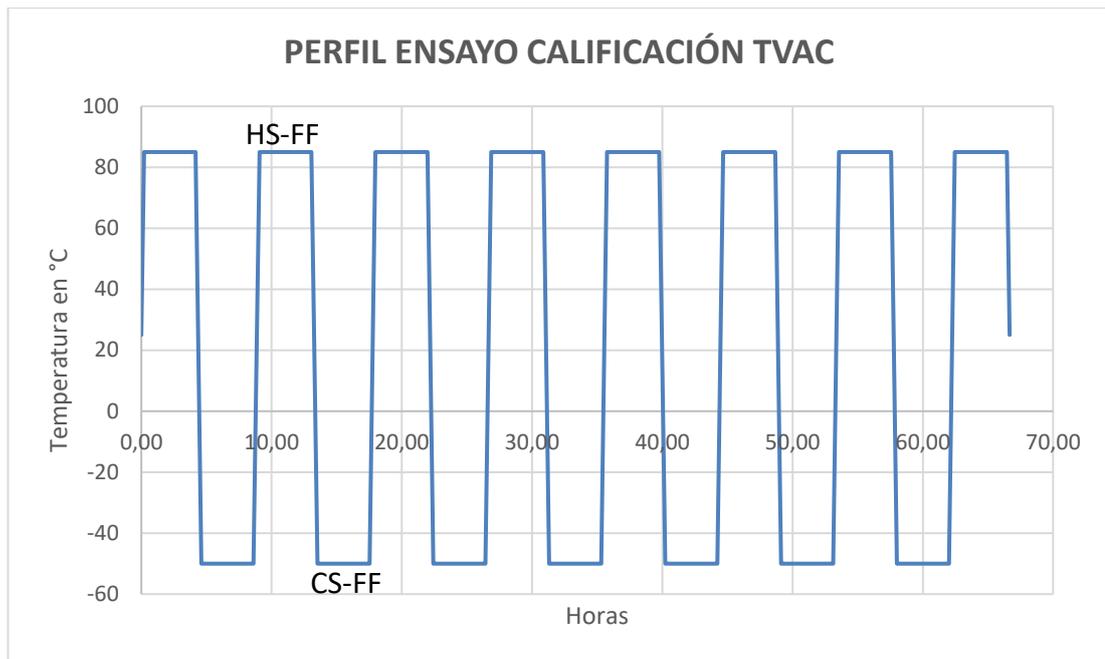


Figura 7.31: Perfil de ensayo de termo-vacío, 8 ciclos, 4 horas tanto en mesetas calientes como frías, variación de temperatura $\pm 5^{\circ}\text{C}$ por minuto, HS: Hot-Start up, CS: Cold-Start up, FF: Full Functional Test

FALLAS FUNCIONALES RELACIONADAS AL DISEÑO DEL HARDWARE

Si el hardware presenta alguna dificultad funcional durante la calificación del mismo en termo-vacío, debido a que su diseño térmico original no contemplaba la ausencia de un medio (aire) necesario para la transferencia del calor por convección, o simplemente no fue realizado diseño alguno, se pueden implementar diversas acciones de mitigación que pueden ser resumidas de la siguiente manera.

- **Implementación de control térmico pasivo.**

El control térmico pasivo es el más sencillo de implementar, no tiene mecanismos ni fluidos en movimiento, no consume energía, es relativamente fácil de diseñar, tiene un bajo costo y alta confiabilidad. Como desventaja, se puede mencionar que tiene una baja capacidad de transferencia de calor. Las diferentes formas de implementarlo son las siguientes:

RECUBRIMIENTOS SUPERFICIALES:

Al cambiar la terminación superficial exterior del hardware por medio de la utilización de cintas, pinturas o tratamientos superficiales, es posible alterar

la capacidad del mismo de emitir o absorber calor en un rango de longitud de onda determinada.

Por ejemplo, si el hardware se encuentra integrado en la parte exterior del satélite y tiene una exposición directa al flujo de energía solar, es posible utilizar reflectores solares (radiadores) tales como pinturas blancas, espejos como superficies secundarias o teflón metalizado (con aluminio o plata) con el objetivo de disipar el exceso de calor generado por el hardware. Los reflectores solares tienen una baja absorptividad " α " a frecuencias bajas del infrarrojo (espectro correspondiente a la energía solar), por lo cual minimizan la cantidad de energía proveniente del sol y a su vez tienen una buena emisividad " ϵ " a frecuencias superiores permitiendo así, disipar el calor sobrante por medio de radiación.

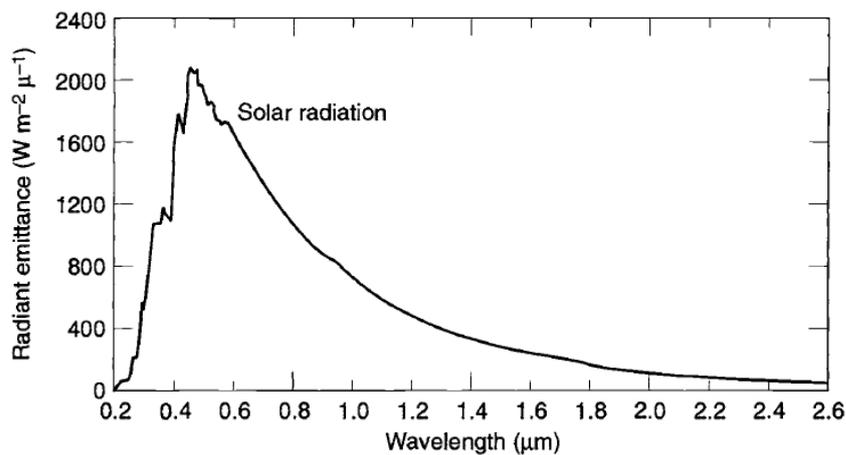


Figura 7.32: Espectro de frecuencia de la energía solar

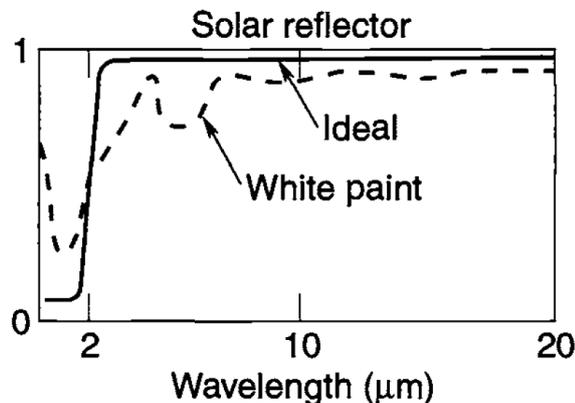


Figura 7.33: Absortividad y emisividad de pintura blanca, en función de la longitud de onda

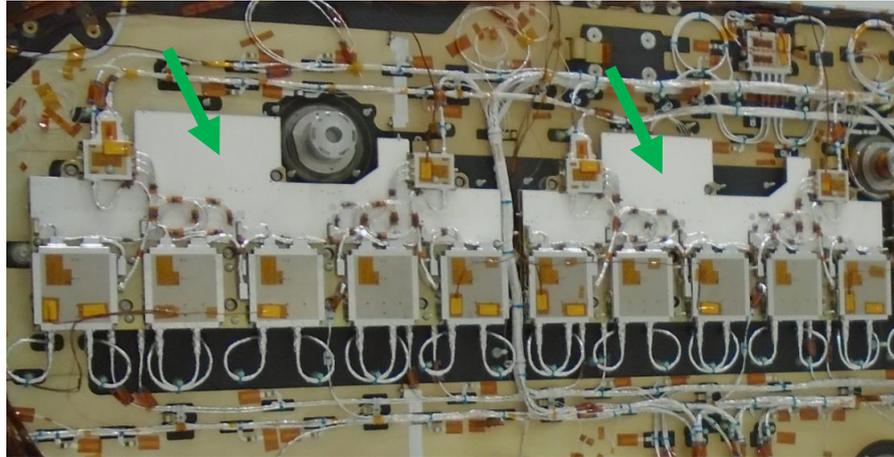


Figura 7.34: Radiadores de temperatura utilizados para disipar el calor excedente generado por el hardware de vuelo

Caso contrario, si el hardware será integrado en la parte interior del satélite (sin visibilidad del sol ni el espacio profundo), y necesita disipar el calor generado, se pueden utilizar pinturas como terminación superficial, las cuales en general tienen una gran emisividad sin importar el color, sin embargo, el color negro es el color convencional utilizado en aplicaciones interiores. Por otro lado, si el hardware no genera mucho calor, puede llevar un recubrimiento superficial de baja emisividad tales como el aluminio u oro.

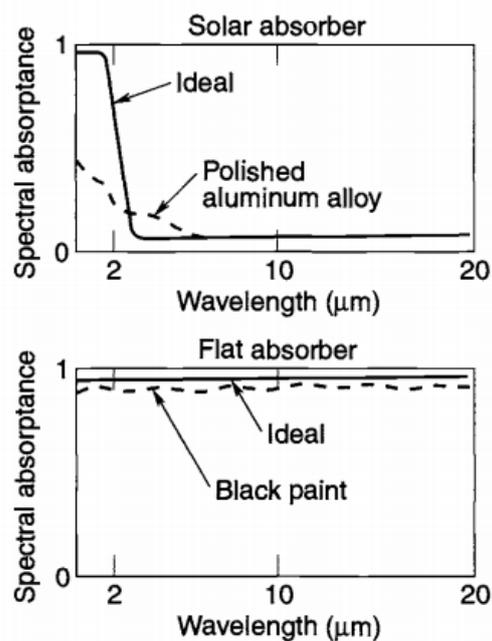


Figura 7.35: Absortividad y emisividad de pintura negra, en función de la longitud de onda

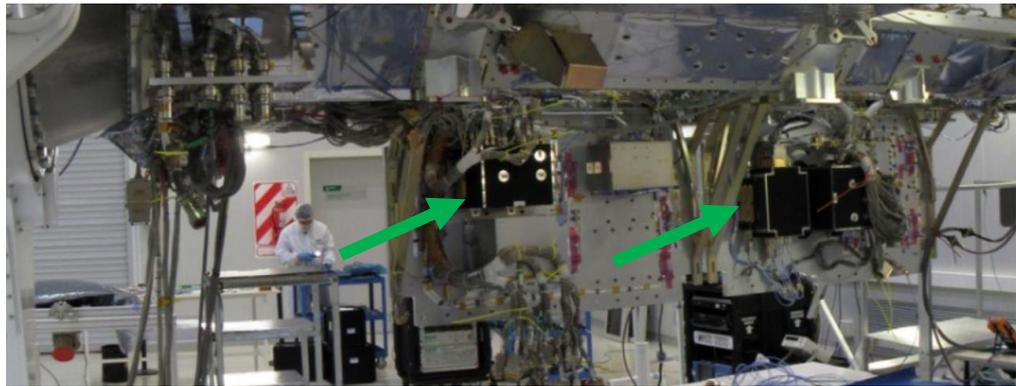


Figura 7.36: Cajas con electrónica integradas en la parte interior del satélite. Se observa la pintura negra utilizada como acabado superficial

A continuación, se presenta una lista con las propiedades “ α ” y “ ϵ ” de diferentes terminaciones superficiales.

Surface Finish	α —Absorptance (beginning-of-life)	ϵ —Emittance
Optical Solar Reflectors		
8-mil quartz mirrors	0.05 to 0.08	0.80
Quartz mirrors (diffuse)	0.11	0.80
2-mil silvered Teflon	0.05 to 0.09	0.66
5-mil silvered Teflon	0.05 to 0.09	0.78
2-mil aluminized Teflon	0.10 to 0.16	0.66
5-mil aluminized Teflon	0.10 to 0.16	0.78
White Paints		
S13G-LO	0.20 to 0.25	0.85
PCBZ	0.16 to 0.24	0.87
Z93	0.17 to 0.20	0.92
ZOT	0.18 to 0.20	0.91
Chemglaze A276	0.22 to 0.28	0.88
Black Paints		
Chemglaze Z306	0.92 to 0.98	0.89
3M Black Velvet	~0.97	0.84
Aluminized Kapton		
1/2 mil	0.34	0.55
1 mil	0.38	0.67
2 mil	0.41	0.75
5 mil	0.46	0.86
Metallic		
Vapor-deposited aluminum (VDA)	0.08 to 0.17	0.04
Bare aluminum	0.09 to 0.17	0.03 to 0.10
Vapor-deposited gold	0.19 to 0.30	0.03
SiOx on VDA tape	0.14	0.12
FSS-99 (overcoated silver)	0.03	0.02
Miscellaneous		
1/4-mil aluminized Mylar, Mylar side	(Material degrades in sunlight)	0.34
Beta cloth	0.32	0.86
Astro Quartz	~0.22	0.80
TiNOX	0.95	0.05
Maxorb	0.90	0.10

Figura 7.37: Propiedades de las terminaciones superficiales térmicas más utilizadas

MANTAS TÉRMICAS (MLI):

Si el hardware será integrado en la parte exterior del satélite, es recomendable realizar el diseño, fabricación e integración de mantas térmicas (Multi Layer Insulation) cubriendo todas las superficies exteriores que no actúen como radiadores térmicos (ciertas partes internas del satélite, tales como las tuberías del sistema de propulsión y el tanque de combustible, también suelen ser cubiertas por MLI). Dicho recubrimiento, minimiza el intercambio de calor por radiación entre el hardware y el ambiente, previniendo la pérdida excesiva de calor desde los componentes como el calentamiento excesivo debido a la exposición con el entorno ambiental.

Las mantas térmicas también cumplen funciones secundarias, tales como, protección contra el oxígeno atómico, micro-meteoritos y minimizan la acumulación de cargas eléctricas en la superficie del hardware.

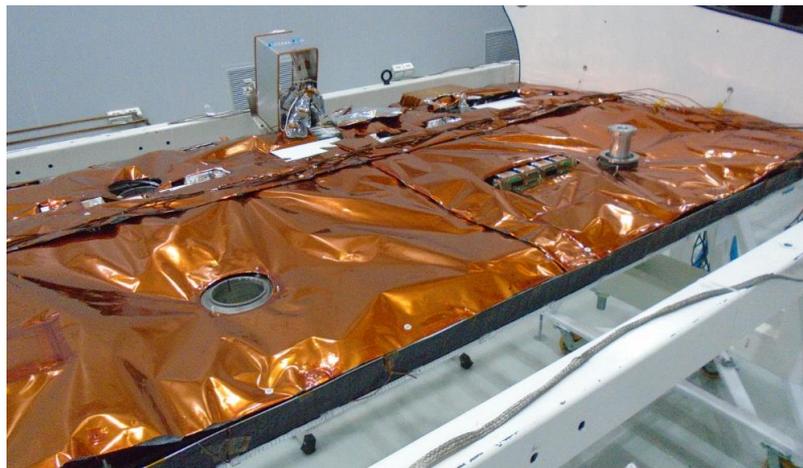


Figura 7.38: Mantas térmicas recubriendo superficies exteriores de hardware de vuelo

Las mantas térmicas de alto rendimiento, están conformadas por capas de mylar, metalizadas con aluminio u oro en ambos lados, de baja emisividad, con separadores de seda o red de dacron, los cuales minimizan los puntos de contacto entre capas y tienen una baja conductancia. Este diseño de mantas térmicas, es efectivo en vacío, sin presencia de aire/gas entre capas. Además, el diseño de mantas debe contemplar requerimientos de puesta a tierra, fijaciones mecánicas para soportar las cargas presentes en el lanzamiento, control de contaminación, decaimiento de la presión y venteo.



Figura 7.39: Composición interna de manta térmica de varias capas

La transferencia de calor dentro de las mantas térmicas, es una combinación de radiación y conducción. La transferencia de calor por radiación, es minimizada interponiendo varias capas de superficies reflectivas (láminas metalizadas), cercanas entre sí, pero sin contacto, entre el hardware que requiere ser aislado y el entorno. La transferencia de calor por conducción, es minimizada utilizando separadores de baja densidad y conductancia, localizados entre las superficies reflectivas, minimizando los puntos de contacto.

La emisividad teórica resultante de una manta térmica compuesta por " N " capas, sin contacto entre ellas, con una emisividad ε_1 y ε_2 en ambos lados opuestos, puede ser calculada mediante la siguiente ecuación.

$$\varepsilon = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1} \left(\frac{1}{N + 1} \right)$$

Dicha ecuación muestra que a medida que se incrementan las capas que componen la manta térmica, disminuye la emisividad resultante. En la práctica, el hecho de incrementar el número de capas, pasado cierto valor, no mejora las prestaciones de la manta. A medida que las capas aumentan, la transferencia de calor por radiación se vuelve menor en comparación con los caminos conductivos entre capas y otras pérdidas. Generalmente, la menor emisividad es alcanzada utilizando un número máximo de aproximadamente veinticinco (25) capas.

Dentro de laboratorios, se pueden lograr valores de emisividad menores a 0.005, mientras que en mantas que requieren un uso real dentro de satélites, se logran valores que van desde los 0.015 a 0.030.

En la práctica, el cálculo de la emisividad resultante, es generalmente calculada por ensayo y puede ser representada por la siguiente ecuación.

$$\varepsilon = \frac{Q}{A \sigma (T_H^4 - T_C^4)}$$

Donde “ T_H ” y “ T_C ” son las temperaturas externas límites, sobre el lado caliente y frío de la manta respectivamente, expresadas en grados kelvin [K], “ A ” el área superficial de la manta térmica expresada en [m^2], “ σ ” constante de boltzmann [W/m^2K^4] y “ Q ” la transferencia de calor de la red de dacron utilizada [W]. En la siguiente imagen se pueden observar los distintos valores de emisividad, teóricos y prácticos, en función del número de capas utilizadas.

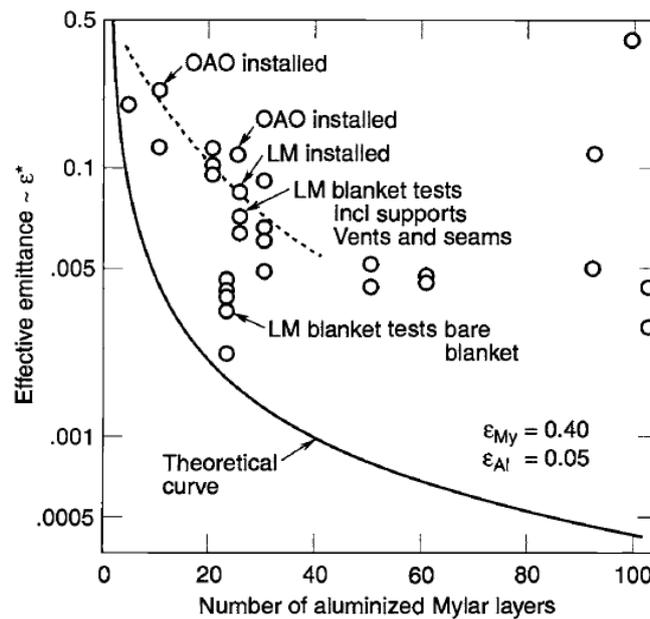


Figura 7.40: Emisividad resultante Vs. número de capas aluminizadas

INTERFACES DE CONTACTO:

Se pueden utilizar diferentes materiales como interfaces entre el hardware y la superficie con la cual se encuentra haciendo contacto, dependiendo si se quiere mejorar/disminuir la transferencia de calor entre ambas superficies. Es importante tener presente los requerimientos de control de contaminación al momento de elegir el material a utilizar.

Por ejemplo, si el objetivo es mejorar el contacto térmico entre superficies, el material más utilizado en la industria comercial son las grasas térmicas, sin embargo, este tipo de material genera contaminación en el lugar donde es aplicado (residuo oleoso) y puede generar outgassing en presencia de vacío. Además, las grasas no tienen una adherencia mecánica por sí mismas, requiriendo de una contención mecánica adicional para evitar su esparcimiento. Por todo esto, las grasas no son una buena elección para aplicaciones espaciales. Como reemplazo, es recomendable la utilización de “**thermal gap fillers**” los cuales vienen en forma de plancha y pueden recortarse según las dimensiones que requieran ser cubiertas. Este tipo de materiales son auto-adherentes, moldeables, pueden ser aplicados manualmente y algunos de ellos, satisfacen los requerimientos de outgassing. Una vez integrados, es recomendable un seguimiento periódico por parte de personal de calidad, ya que suelen desprender un residuo oleoso que debe ser removido.



Figura 7.41: Mejorador de contacto térmico THERM-A-GAP G579 (rosa), TML: 0.15, CVCM: 0.02 según estándar NASA 1124

- **Implementación de control térmico activo.**

Si el hardware a espacializar tiene requerimientos térmicos operativos más exigentes, por ejemplo, mantener la temperatura de operación dentro de un rango específico $\pm 2^{\circ}\text{C}$, será necesario implementar un sistema de control térmico activo. Estos sistemas, son más complejos que los pasivos y por lo tanto tienen menor confiabilidad, contienen mecanismos o fluidos en movimiento, consumen energía e implican un incremento en el costo y peso del sistema.

Los elementos más utilizados en un sistema de control térmico activo son:

SENSORES DE TEMPERATURA:

Son elementos pasivos que varían su resistencia interna en función del cambio de temperatura, cuanto mayor es la temperatura, mayor será su resistencia al paso de la corriente. Estos sensores vienen de varios materiales, como por ejemplo, cobre, níquel y platino (siendo este último el más usado) y deben ser colocados en los puntos térmicos de interés, preferentemente utilizando redundancia.

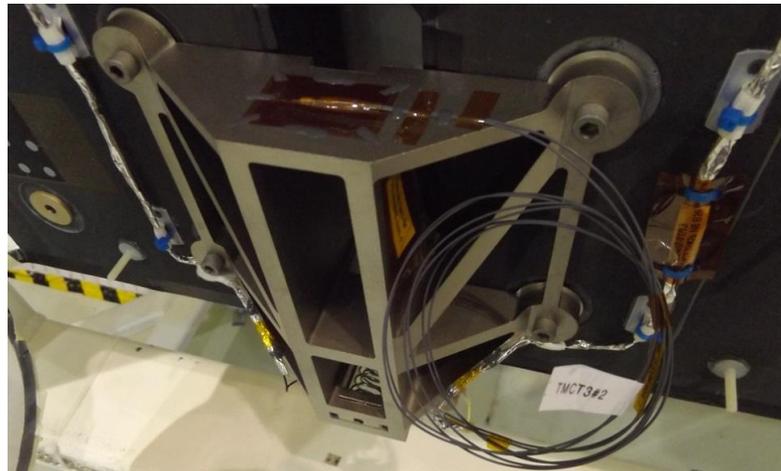


Figura 7.42: Sensor de temperatura PT2000 integrado en hardware de vuelo

TERMOSTATOS:

Son llaves electrónicas que forman parte del circuito de control térmico. Los termostatos abren o cierran un circuito eléctrico en función de una temperatura de referencia. Los termostatos son elementos más complejos ya que se requiere que tengan un determinado comportamiento ante diferentes temperaturas, por este motivo es recomendable adquirir unidades con ensayos ambientales realizados (MIL-PRF-24236), buen workmanship en su fabricación, alto grado de confiabilidad y preferentemente heritage de vuelo. Se deben implementar circuitos con redundancia, en serie o paralelo, según cual sea el modo de falla del termostato seleccionado (abierto/cerrado).

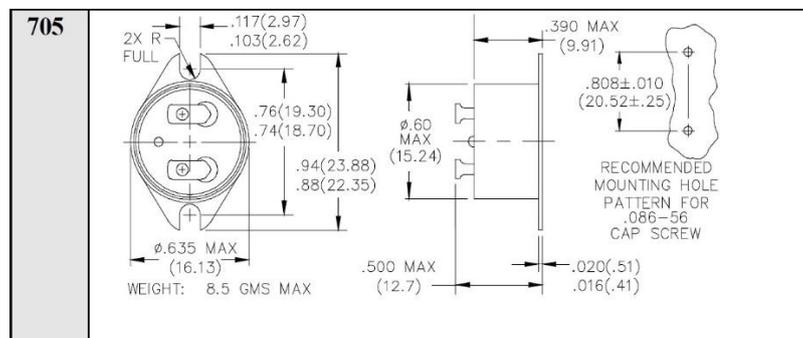


Figura 7.43: Termostato Honeywell 705, calificado bajo norma MIL-PRF-24236, dispositivos tipo I, clase 4

HEATERS:

Son elementos utilizados para proteger al hardware ante las bajas temperaturas o para compensar la falta de calor disipado cuando el hardware se encuentra apagado. Generalmente, son utilizados junto con termostatos, para proveer un control de temperatura preciso sobre determinado componente o para mantenerlo a una temperatura mínima de operación antes de ser encendido. El tipo de heater más común, utilizado en satélites, tiene forma de parche y consiste de una resistencia eléctrica en forma de "sandwich" entre dos laminas flexibles, de material aislante eléctricamente, tal como el kapton. Generalmente contienen redundancia en el circuito interno o puede implementarse la redundancia usando dos heaters diferentes separados.

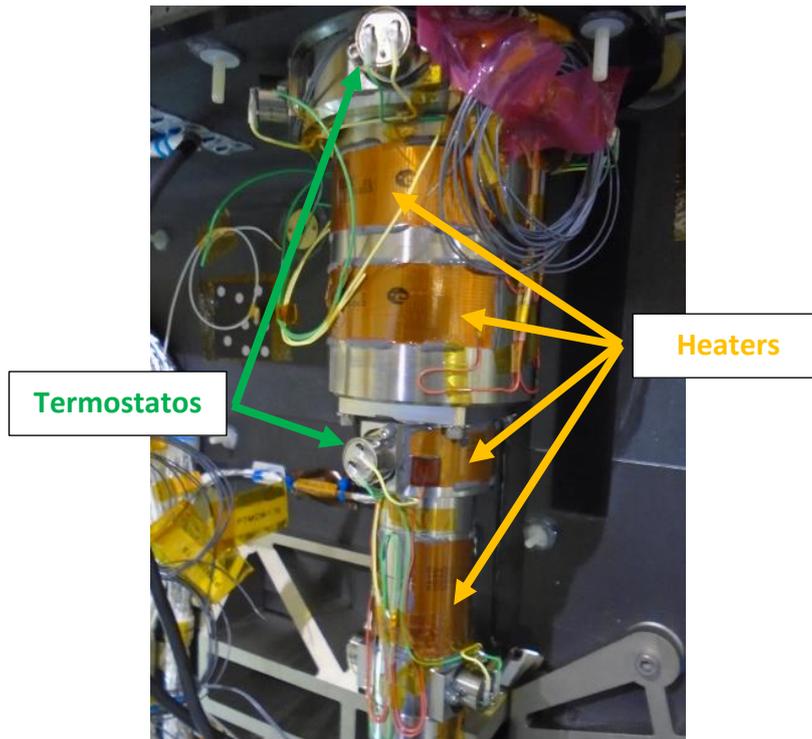


Figura 7.44: Circuito de control térmico constituido por heaters marca Minco, modelo FHK495FC07 y termostatos Honeywell 705

COOLERS:

Son dispositivos termo-eléctricos o mecánicos utilizados para refrigerar zonas específicas tales como amplificadores de bajo ruido, star trackers, y sensores infrarrojos.

Los coolers electromecánicos proveen enfriamiento utilizando el efecto Peltier que consiste en el paso de una corriente a través de una juntura de materiales disimiles. Las unidades más simples consisten de dos materiales semiconductores, uno tipo “p” y otro tipo “n” unidos por medio de un conductor metálico como se muestra en la Figura 7.41. El calor es transportado desde la unión fría hacia la unión caliente.

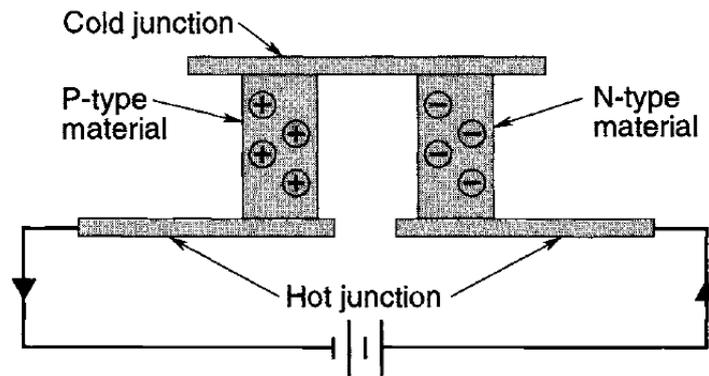


Figura 7.45: Unión termoeléctrica peltier

En el mercado se pueden encontrar coolers termo-eléctricos de una sola etapa o multi-etapa. Las unidades de una etapa generalmente contienen varios elementos eléctricos unidos en serie, con todas las uniones frías conectadas a una única superficie cerámica (fría) y todas las uniones calientes unidas a la superficie cerámica opuesta (caliente). Es recomendable consultar al proveedor por la configuración óptima del cooler a utilizar (cantidad de etapas y uniones) en función de los requerimientos de temperatura que se quieren alcanzar y cantidad de potencia disponible para alimentarlos.

- **Reemplazo de partes y/o componentes.**

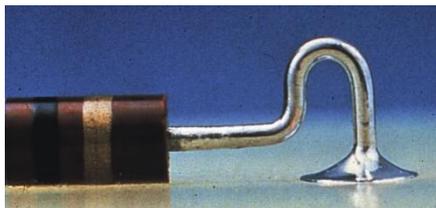
Luego de la detección de una falla electrónica durante un ensayo de termovació, para que el reemplazo de una parte o componente pueda ser factible, se debe cumplir lo siguiente.

- Se debe poder aislar la falla para identificar claramente las partes y/o componentes a reemplazar. Para poder lograr este paso es probable que se requiera realizar ensayos electrónicos adicionales para detectar el corrimiento por temperatura, en relación a las especificaciones funcionales nominales de cada parte en cuestión.
- En caso de lograr aislar la falla e identificar la parte y/o componente, es necesario encontrar en el mercado una parte de reemplazo, calificada para uso espacial, cuyas prestaciones funcionales sean acordes al diseño electrónico del resto del circuito y además que sea físicamente compatible con el foot-print de la placa electrónica.

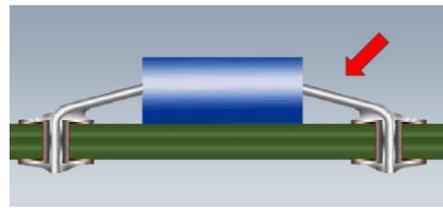
- **Re-diseño del hardware**

Por último, podemos mencionar la alternativa más compleja que consiste en re-diseñar la electrónica del hardware teniendo en cuenta las dificultades en cuanto a la transferencia de calor en el espacio (no implica un re-diseño funcional). De ser factible este proceso, es recomendable que se realice en conjunto con el fabricante del mismo y realizar un diseño integral teniendo en cuenta todos los factores ambientales mencionados en este trabajo. Desde el punto de vista térmico se deben considerar los siguientes puntos:

- **Técnicas de montaje de las partes y/o componentes sobre placas PCB.** Se recomienda incorporar métodos que permitan absorber las dilataciones y contracciones de los materiales por variaciones de temperatura. Por ejemplo, ampliar la longitud de los conductores en componentes axiales tales como resistencias, diodos, capacitores etc.



Incorporación de "alivio de estrés" en componentes axiales



Falta de "alivio de estrés"

Figura 7.46: Longitud extra en los terminales de los componentes para permitir libertad de movimiento y evitar fracturas en la soldadura o en la unión del conductor con el componente.

Incorporar el uso de terminales (bifurcated-turret) los cuales absorben el stress mecánico generado por variaciones de la temperatura.



Figura 7.47: Utilización de terminales tipo "bifurcated".

Realizar el montaje de componentes de manera tal de maximizar la transferencia de calor por conducción.



Figura 7.48: Montaje de componente considerando la disipación del calor

- Incorporar planos de masa (GND) que permitan disipar el calor, por conducción, a través del contacto con la estructura metálica del hardware y/o del satélite.
- Utilizar materiales y partes con coeficientes de expansión térmica compatibles entre sí. Esto minimizará las rupturas por fatiga mecánica debido a cambios de temperatura.

FALLAS POR DEFECTOS DE WORKMANSHIP

Con respecto a las fallas funcionales originadas por defectos de workmanship, estas pueden deberse a la presencia de **soldaduras frías o excedidas en temperatura**, que suelen resquebrajarse ante los ciclados en temperatura. En este caso, la acción de mitigación es aplicable a todas las uniones eléctricas del hardware y no a una parte en particular, realizando una inspección visual completa del mismo utilizando instrumental de aumentación óptica de al menos 10x. Este tipo de soldaduras presentan una superficie porosa, opaca, cristalina con líneas que demarcan la unión entre el estaño y el conductor soldado. En el extremo opuesto, se encuentran las soldaduras bien realizadas, las cuales presentan un aspecto brillante, superficies lisas y suaves con una unión armónica entre el conductor y el estaño.

En el caso de detectar una soldadura fría o sobrecalentada, se debe remover el estaño con soldador manual y cinta para des-soldar (chem-wik). Luego volver a realizar la soldadura con estaño Sn63Pb37.



Figura 7.49: Soldadura fría, presenta un aspecto opaco y el estaño no a fluido adecuadamente sobre el conductor



Figura 7.50: Soldadura recalentada. Presenta un aspecto opaco, poroso y/o cristalino

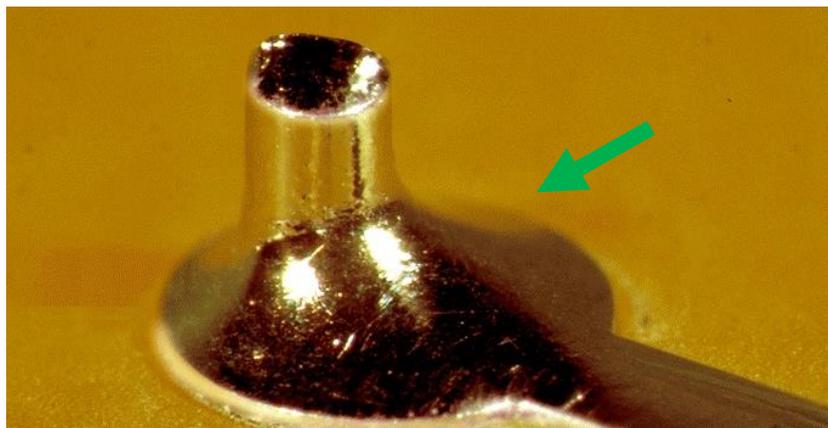


Figura 7.51: Soldadura aceptable. De aspecto brillante, superficies suaves, lisas y con una unión armónica entre el estaño y el conductor

Otro punto importante que se debe tener en cuenta son las soldaduras en uniones que involucran señales de alto voltaje, en las cuales se puede producir el fenómeno conocido como **efecto corona**. Dichas soldaduras deben ser cubiertas por una buena cantidad de estaño (contrariamente a lo indicado en soldaduras de uniones de bajo voltaje) con terminaciones lisas, sin bordes o filos. Además, es recomendable incrementar los niveles de limpieza en estas uniones.



Soldadura en unión de alto voltaje en terminal bifurcado



Soldadura en unión de bajo voltaje en terminal bifurcado

Figura 7.52: Diferencia entre soldaduras en uniones de alto y bajo voltaje

El efecto corona es una descarga eléctrica (algunas veces visible) causada por la ionización del gas que se encuentra alrededor de un conductor en el cual existe un gradiente de voltaje que excede la fortaleza del dieléctrico del medio. El voltaje necesario para causar la ruptura del dieléctrico depende de varios factores tales como frecuencia, amplitud de la señal (magnitud), factores estructurales, geométricos y condiciones del medio. Pueden tener el orden de los 10 voltios, en sistemas de micro-ondas o miles de voltios en circuitos industriales. **Los circuitos electrónicos son más susceptibles a este fenómeno cuando operan en un entorno gaseoso a baja presión** ya que el voltaje de ruptura se encuentra en función tanto de la densidad como del contenido del ambiente gaseoso.

El vacío es normalmente considerado un excelente aislante. De hecho, la fortaleza del dieléctrico del aire seco a una presión de 10^{-6} [Torr] es mayor a 5×10^5 [V/cm], un valor 16 veces mayor a la del aire a nivel del mar. Por este motivo, una de las maneras

de prevenir este efecto es diseñar el sistema con una capacidad de venteo que se encuentre en equilibrio con la generación del outgassing producido por los materiales y componentes del hardware.

- Cuando el voltaje del circuito se encuentra en el rango que va de 0 a 50 voltios, usualmente se considera libre de "efecto corona" para señales en continua "dc" o picos de voltajes de baja frecuencia (menores a 500 MHz.).
- Cuando el voltaje del circuito se encuentra en el rango que va de 50 a 250 voltios, usualmente se considera libre de "efecto corona" para señales en continua "dc" o picos de voltajes de baja frecuencia (menores a 50 KHz.).
- Por arriba de los 250 voltios, la mayoría de los daños por efecto corona se producen por el estrés producido debido al alto voltaje o por superar el voltaje del medio (dieléctrico).

Esto asume que el ambiente tiene una temperatura menor a 250 °C y se encuentra libre de gases nobles y contaminación.

ELECTRÓNICA CON RADIO FRECUENCIA

El **efecto multipactor** es una descarga de RF sostenida por la emisión de electrones secundarios desde las paredes de los dispositivos de RF tales como guías de onda y conectores. La ocurrencia de este fenómeno depende del voltaje de RF, niveles de frecuencia (usualmente, no ocurre a frecuencias por debajo de los 70 MHz.), espacio entre superficies internas, rugosidad, limpieza y presión del medio (vacío).

El efecto multipactor depende de las características del medio gaseoso en el cual el sistema de RF se encuentra operando. Dado un sistema de RF, con su respectiva rugosidad, espacios, limpieza, etc, siempre existe una frecuencia determinada por debajo de la cual este efecto no ocurre.

La ocurrencia de este fenómeno no necesariamente representa una falla en el sistema, sin embargo, puede erosionar progresivamente las superficies de los cables y otros componentes produciendo con el tiempo una falla.

Como acciones de mitigación se pueden mencionar la limpieza en las placas electrónicas, cables y conectores y un adecuado diseño de venteo (seleccionar conectores con agujeros de venteo y no obstruir los mismos).

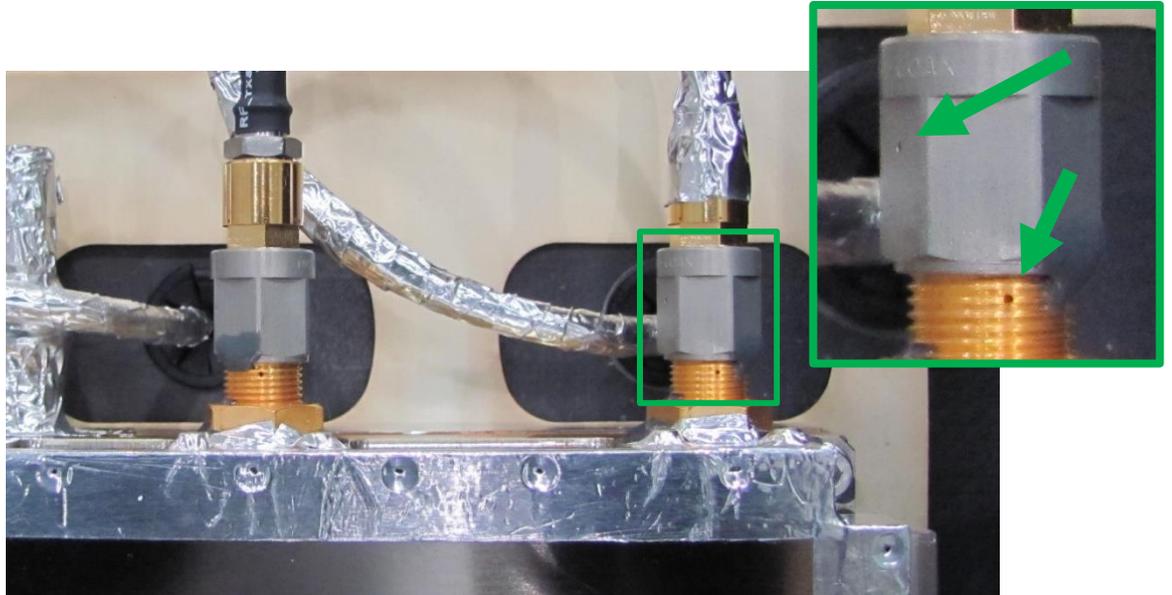


Figura 7.53: Conectores TNC con orificios de venteo

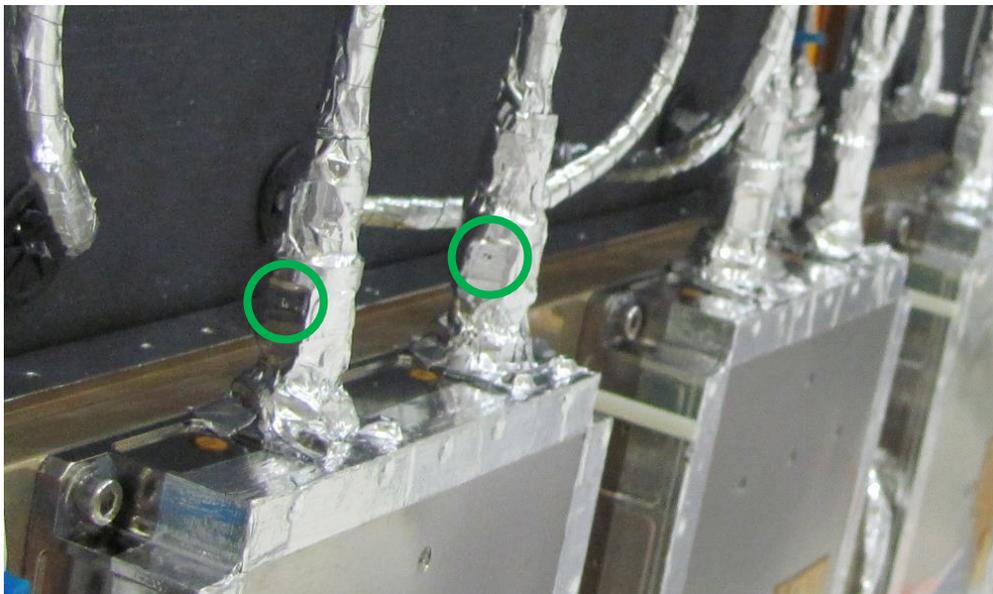


Figura 7.54: Conectores TNC recubiertos con cinta de aluminio. Perforación de la cinta para mantener las propiedades de venteo

7.3.7. RADIACIÓN

Para poder mitigar o reducir los distintos efectos que genera la radiación sobre la electrónica del hardware, es necesario implementar un conjunto de acciones en paralelo, las cuales se mencionan a continuación.

- Estudiar el ambiente de radiación al cual estará expuesto el hardware.
- Implementar un blindaje. En base a la información obtenida en el punto anterior en conjunto con la tolerancia a la radiación del hardware a espacializar (tomar como primera aproximación, el valor de 2KRad para electrónica convencional), se puede optimizar el espesor y tipo de material a utilizar. El blindaje es efectivo para minimizar ciertos efectos de la radiación, tales como (TID, SEL, SEU) pero no lo es tanto para partículas de alta energía que provienen del espacio profundo o eventos solares (iones y protones).
- Definir un set de ensayos a realizar (destruktivos/no-destruktivos).
- Implementar diferentes técnicas de diseño (redundancia).
- Software. De ser posible acceder y modificar el software, existen técnicas para proteger ciertas partes/componentes programables contra la radiación.
- Establecer la fecha de la misión, por fuera del período de máxima actividad solar.

Se descarta la utilización de circuitos de protección contra latchup, debido a que implica una modificación interna mayor del hardware.

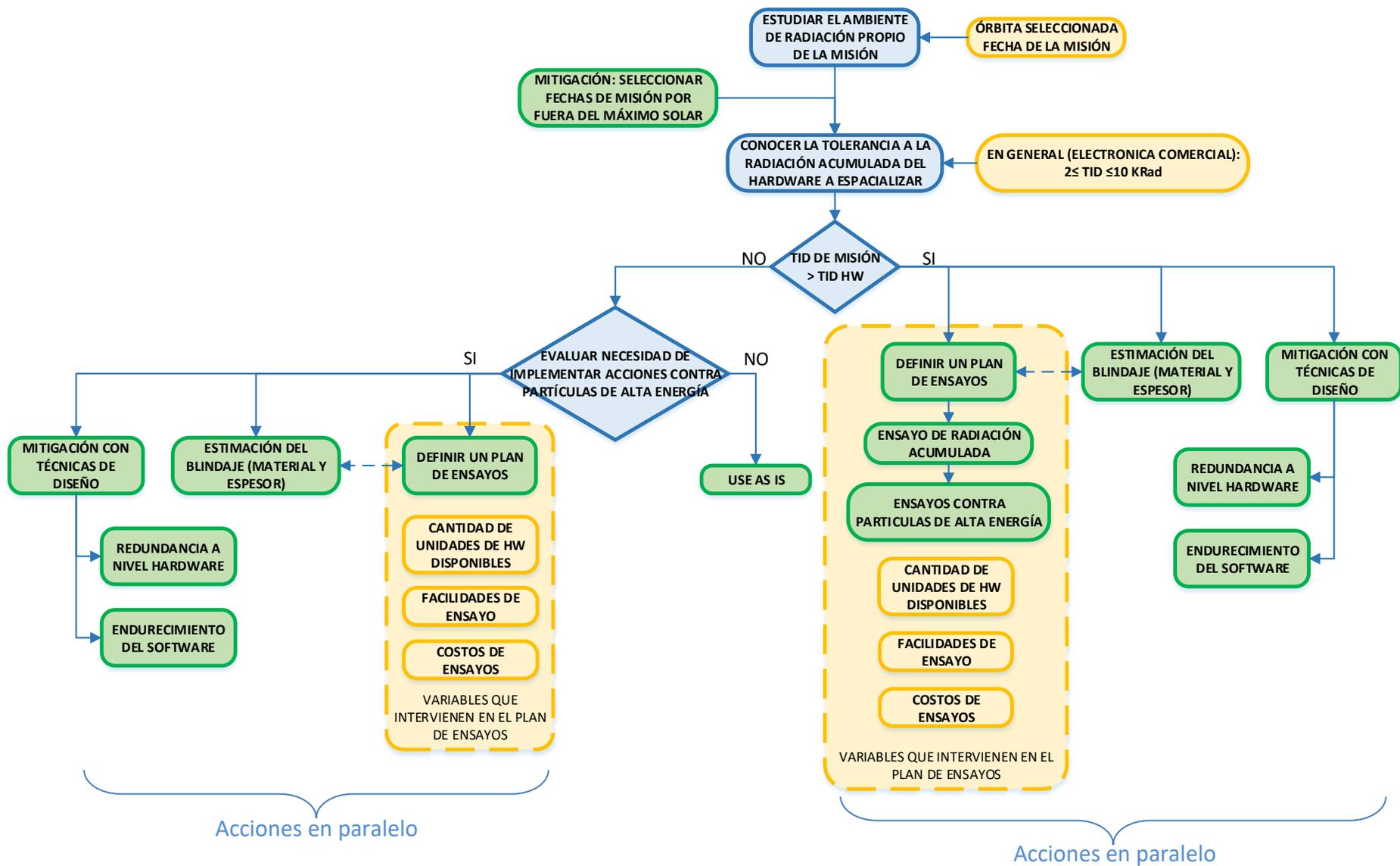


Figura 7.55: Diagrama de flujo de acciones a implementar con el objetivo de mitigar los efectos de la radiación

- **Estudiar el ambiente de radiación.**

Una de las primeras acciones a realizar es simular y conocer el entorno de radiación al cual será expuesto el hardware que se requiera espacializar. Para misiones de órbita LEO, se pueden tomar como referencia las siguientes fuentes de radiación.

Órbita:	Efecto	Fuentes primarias	Fuentes secundarias
LEO	Dosis total ionizante (TID)	Protones atrapados en la atmósfera. Electrones atrapados en la atmósfera. Protones solares.	Electrones de rayos-X
	Daños por desplazamiento (DD)	Protones atrapados en la atmósfera. Electrones atrapados en la atmósfera. Protones solares.	
	Efectos de Eventos Singulares (SEE)	Protones atrapados en la atmósfera. Partículas energéticas solares Rayos cósmicos	Neutrones

Tabla 7.4: Fuentes de radiación para órbitas LEO

Para esto, se puede utilizar el programa **SPENVIS**, el cual tiene un set de funciones básicas, gratuitas y de libre acceso, que permiten obtener información valiosa que puede servir con input para la realización de ensayos de calificación o la aplicación de diferentes técnicas de mitigación. A continuación, y a modo de resumen, se establecen los pasos básicos para poder obtener información útil de este programa.

El primer paso consiste en **cargar los datos relacionados con el tipo de órbita y fecha en la cual se requiere simular el entorno**. Se requiere la fecha en la cual será la misión (fecha de inicio y final), tipo de órbita (para el caso de las misiones de CONAE se utilizan órbitas heliosincrónica), altitud de la órbita y hora local de nodo ascendente.

Trajectory generation:	use orbit generator ▼
Number of mission segments:	1 ▼
Mission end:	date of mission end ▼
End date:	01 ▼ Jan ▼ 2025 ▼ 00 ▼ : 00 ▼ : 00 ▼
Account for solar radiation pressure:	no ▼
Account for atmospheric drag:	no ▼

Segment title:

Orbit type:	heliosynchronous ▼
Orbit start:	calendar date ▼
	01 ▼ Jan ▼ 2020 ▼ 00 ▼ : 00 ▼ : 00 ▼
Representative	number of orbits ▼ : 20
Altitude [km]:	657
Local time of ascending node [hr]:	18

Figura 7.56: Ejemplo para misión planificada para los años 2020-2025, con órbita heliosincrónica de 657 Km, hora local nodo ascendente 6:00 PM, inclinación 98°

Paso siguiente se puede simular el entorno de protones y electrones atrapados en la atmósfera, seleccionando el modelo AP-8 y AE-8 respectivamente. Ambos parámetros tienen influencia principalmente en los efectos TID y DD. Para realizar un cálculo conservativo, se recomienda seleccionar el peor ambiente para ambos casos. En el caso de los electrones, la peor condición ocurre durante un máximo solar mientras que los protones ocurre durante un mínimo solar. Por último, se debe seleccionar un modelo de protones solares, el cual no representa un flujo constante de radiación, pero está asociado con eventuales llamaradas solares.

- **Estimar el blindaje.**

Se define como blindaje a aquel material que se interpone entre el hardware o unidad funcional y el ambiente exterior, atenuando los efectos de la radiación. El cálculo del blindaje (materiales y espesores) puede ser realizado en forma teórica o puede ser una consecuencia de los resultados de los ensayos de radiación. Esto depende del plan de ensayos que se decida implementar, por ejemplo, se puede realizar el cálculo teórico del blindaje y comenzar los ensayos con el blindaje incluido buscando superar exitosamente el valor máximo de radiación acumulada calculada para la misión, o se

pueden realizar los ensayos sin blindaje y medir empíricamente la tolerancia máxima del hardware.

Para minimizar gran parte de los efectos producidos por la radiación, es recomendable utilizar materiales de alta densidad, tales como aluminio, titanio, tantalio y wolframio o tungsteno. Sin embargo, estos materiales no son tan efectivos contra partículas de alta energía provenientes del espacio profundo o eventos solares. Para estos casos, es recomendable utilizar materiales con hidrógeno tales como el polietileno (CH₂) que ha demostrado ser más afectivo que el aluminio.

En general, la electrónica comercial soporta niveles de radiación que van desde los 2 KRad a los 10 KRad [43]. Estos valores de radiación, dan un espesor de blindaje equivalente, en aluminio, que va desde los 6mm (si el componente más sensible a la radiación soporta hasta 2 KRad) hasta de 2.7mm (si el componente más sensible a la radiación soporte hasta 10 KRad).

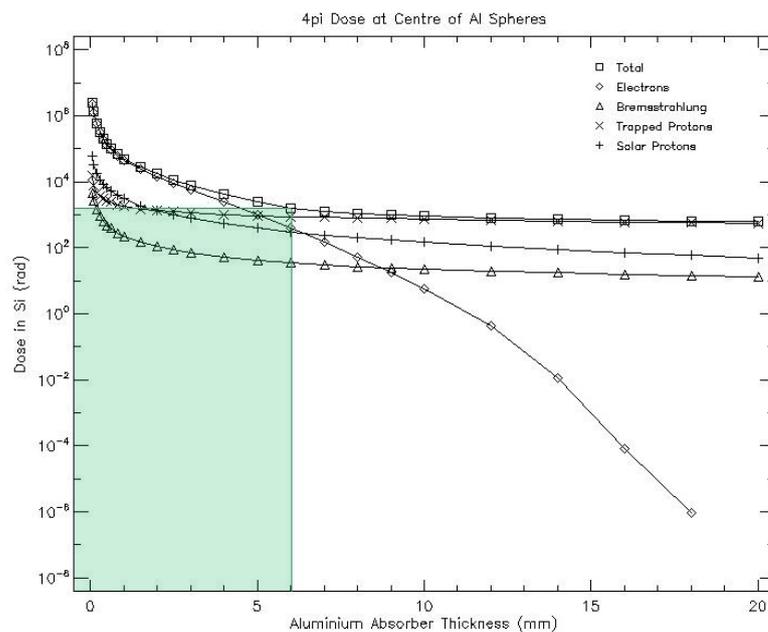


Figura 7.57: Espesor de blindaje de aluminio necesario para tolerar dosis de radiación de hasta 2KRad (6mm)

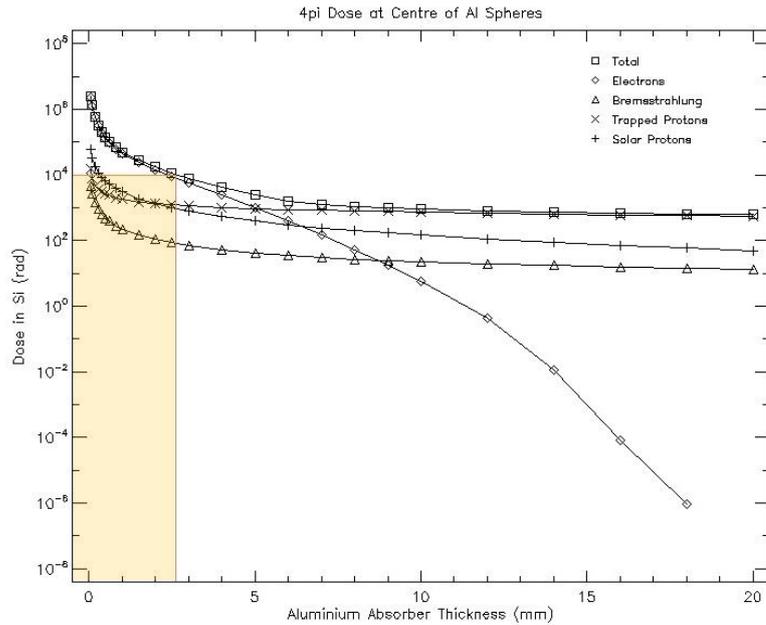


Figura 7.58: Espesor de blindaje de aluminio necesario para tolerar dosis de radiación de hasta 10 KRad (2,7mm)

En cuanto a radiación acumulada se refiere, un material de mayor densidad será más efectivo que otro menos denso, siendo posible obtener la misma protección con un espesor mas delgado. Por ejemplo, en el caso mencionado anteriormente se requiere un espesor de 6[mm] de aluminio 6061 suponiendo que, la parte EEE más sensible a la radiación dentro del hardware, tolera una dosis máxima de 2KRad. Si se utiliza un material mas denso, como el titanio, se puede obtener la misma protección con un espesor de 3,6[mm]. Por supuesto, al momento de seleccionar el material tambien hay que tener en cuenta otros aspectos tales como, disponibilidad, costo, facilidad de mecanizado, peso, conductividad térmica y dureza entre otros, haciendo del aluminio el material más utilizado en la industria espacial. A continuación se presenta una tabla con cuatro materiales utilizados para la protección contra la radiación.

Material	Densidad	Dureza Peso	Dificultad Mecanizado	Conductividad térmica	Material
Aluminio	2700 Kg/m ³	- +	- +	+ - 	Aluminio
Titanio	4500 Kg/m ³				Wolframio o Tungsteno
Tantalio	16650 Kg/m ³				Tantalio
Wolframio o Tungsteno	19350 Kg/m ³				Titanio

Tabla 7.5: Materiales utilizados contra la radiación acumulada

Por último, es posible reducir el espesor del blindaje, siempre y cuando el hardware se encuentre integrado en el interior del satélite. El hardware integrado en la parte exterior, expuesto al espacio, sufrirá más los efectos de la radiación que aquellos que se encuentren en el interior protegidos por la estructura principal del satélite. Si la estructura principal está conformada por paneles sandwich con facing de aluminio, es factible reducir el espesor del blindaje calculado, entre 1 y 2 mm, reduciendo así el peso resultante. Por otro lado, si la diferencia en cuanto al peso no es relevante para la misión, se puede considerar como margen a la protección ofrecida por la estructura principal.

Con respecto a la protección contra partículas de gran energía provenientes de eventos solares o el espacio profundo, se utilizan técnicas de blindaje que consisten en aplicar capas de diversos materiales con diferente peso atómico. En comparación con blindajes conformados por un solo material, estas técnicas han demostrado reducir la penetración de electrones en un 60% con la misma masa equivalente.

Generalmente este tipo de blindajes tiene una capa exterior de un material con alto peso atómico (por ejemplo, tantalio) con capas sucesivas de materiales de menor peso atómico, tales como estaño, acero o cobre, finalizando con una capa de aluminio. Los materiales con un peso atómico elevado, minimizarán el efecto de los protones y electrones. Además, absorberán los rayos gamma, reduciendo el nivel de energía para las capas subsiguientes. Se ha demostrado, que la configuración óptima de blindaje, es implementar una estructura sandwich con dos materiales de alto peso atómico, entre dos materiales de bajo peso atómico. Para mitigar el efecto de los protones, es recomendable la utilización de un solo material de bajo peso atómico. Sin embargo, una estructura multi-capa es casi tan efectiva como utilizar un solo material, siempre y cuando se coloque el material de bajo peso atómico contiguo a los componentes electrónicos.

En cuanto a protección contra la radiación de rayos cósmicos galácticos (GCR), el uso de Tantalio o Tungsteno en conjunto con polietileno de alta densidad, (HDPE 5 g/cm²) ha demostrado ser más efectivo que el aluminio o el polietileno de alta densidad por sí solo. Por otro lado, el uso de polietileno de alta densidad por sí solo, ha demostrado ser levemente superior para la protección contra partículas solares [44].

- **Ensayos a realizar**

Los ensayos de radiación, en general son de carácter destructivo, o en su defecto, si el hardware continúa operativo, su vida útil se verá disminuida haciendo del mismo una unidad no apta para vuelo. Por este motivo el primer requerimiento para realizar ensayos de radiación, es contar con más de una unidad disponible e instalaciones con capacidad de llevar a cabo este tipo de ensayos.

Se debe desarrollar un plan de ensayos de radiación específico para cada caso de espacialización, el cual dependerá de los parámetros de la misión y de las características propias del hardware (materiales y tecnologías implementadas). En líneas generales existen tres categorías de ensayos: cobalto 60 (rayos gamma), protones de alta energía y iones pesados, siendo estos últimos dos, los más difíciles en cuanto a disponibilidad de facilidades o instalaciones que puedan llevarlos a cabo [45].

Los **ensayos de radiación acumulada** pueden realizarse utilizando una fuente o bomba de cobalto 60. La aplicación de la dosis de radiación debe realizarse de manera periódica y controlada, realizando mediciones sobre placas testigos con el objetivo de verificar la tasa y uniformidad de la radiación. La dosis aplicada no debe variar más de $\pm 10\%$ en toda la superficie de la placa testigo.

Tanto la tasa de radiación aplicada como la dosis total del ensayo, deben ser requerimientos que deriven del análisis ambiental de radiación y deben figurar en el documento de requerimientos ambientales de la misión.

Se debe realizar una verificación eléctrica del hardware antes de comenzar el ensayo, durante los intervalos de radiación, y al finalizar el mismo. Pudiendo variar el instrumental requerido en función de los parámetros funcionales que se desean observar en cada etapa del ensayo.

El dispositivo bajo ensayo, debe ser colocado a una distancia determinada desde la salida de la fuente de radiación, de manera tal de recibir la tasa y dosis total de radiación adecuada. El nivel de dosis total de radiación entregado puede ser determinado por una cámara de ionización o calculado previamente por medio de ensayos realizados por el personal de la facilidad de ensayos.

Debido a que algunos efectos que evidencian la degradación de una unidad con electrónica, pueden llegar a evidenciarse con el paso del tiempo, pueden realizarse ensayos pos-radiación a diferentes intervalos de tiempo, (desde 1 hora hasta más de 30 días). Es recomendable realizar ensayos funcionales luego de un período prolongado de tiempo, con el objetivo de detectar cualquier tipo de falla que no se presente en el corto plazo. Los ensayos funcionales realizados en el corto plazo (desde 1 hora hasta 10 días), ponen de manifiesto la mayoría de los efectos de la radiación.

Con respecto a los **ensayos de partículas de alta energía (protones y iones pesados)**, la fuente de radiación consiste en un acelerador de partículas con la capacidad de entregar tanto el flujo como valores de energía requeridos, de protones o iones pesados. Al igual que en los ensayos de radiación acumulada, se requiere que se irradie el dispositivo bajo ensayo de una manera uniforme, con desviaciones que no superen el $\pm 10\%$ sobre toda la superficie.

El acelerador de iones pesados debe ser capaz de entregar iones con un rango de al menos $40\mu\text{m}$ en silicio, con una variación de flujo que va desde los $10\text{ iones/cm}^2/\text{s}$ hasta $10^5\text{ iones/cm}^2/\text{s}$. Algunas facilidades de ensayos tienen una buena capacidad de penetración, pudiendo llegar al corazón del componente/parte (silicio) que se encuentra siendo ensayado. Sin embargo, si el ensayo se realiza en una facilidad con capacidad de penetración limitada, puede llegar a ser necesario "desencapsular" los componentes para permitir una exposición adecuada al flujo de iones pesados. Este proceso puede llegar a ser complejo y debe realizarse con mucho cuidado para no dañar el silicio o las uniones internas de cada integrado.

En el caso de la fuente de protones, debe ser capaz de emitir protones con energías que van desde los 20 a los 200 MeV. Con respecto al flujo de protones requerido, debe ser capaz de entregar desde $10^5\text{ p/cm}^2/\text{s}$ hasta $10^8\text{ p/cm}^2/\text{s}$.

Los componentes o partes electrónicas más modernas, los cuales tienen un alto nivel de integración ($\leq 90\text{ [nm]}$), pueden también ser sensibles al flujo de protones de baja energía, típicamente menos de 60-50 MeV. En estos casos es recomendable utilizar como fuente un acelerador de protones de baja energía en lugar de interponer materiales de diversos espesores, previamente calculados, entre la fuente y el

dispositivo bajo ensayo, los cuales reducen el nivel de energía recibido pero a su vez generan dispersión. La fuente debe ser capaz de entregar un flujo de protones desde 100 hasta 10^8 p/cm²/s.

En ambos casos, tanto en ensayos de iones pesados como protones de alta energía, se debe registrar la dosis de radiación total acumulada, depositada en el dispositivo bajo ensayo. La radiación recibida “D” está dada por la siguiente ecuación [46]:

$$D = F \times LET \times 1.6 \times 10^{-5}$$

Donde,

D = Dosis total de radiación expresada en [rad]

F = Flujo medido en un plano normal a la fuente/haz [iones/cm²]

LET = [MeV/mg/cm²]

- **Redundancia.**

La implementación de redundancias de una unidad funcional completa, como podría ser un instrumento o una caja con electrónica que forme parte de un subsistema, puede ser una alternativa de diseño para mitigar posibles efectos provocados por la radiación. Existen numerosas maneras de implementar redundancias (ver sección de confiabilidad), utilizando 2, 3 unidades funcionales idénticas, utilización de unidades de diseños diferentes, redundancias activas (las unidades redundantes se encuentran operativas), redundancias en frío (las unidades redundantes sólo entran en funcionamiento ante la falla de la unidad principal), etc. Lo importante a señalar en este punto, es que cualquiera sea la estrategia de redundancia elegida, implica un incremento en el peso, ya que no sólo se debe duplica/triplicar el hardware, sino que también, se debe tener en cuenta el incremento del peso debido al cableado necesario para las unidades redundantes. Además del peso, implica un incremento en el espacio físico necesario, aumentar la complejidad del sistema debido a la incorporación de electrónica adicional capaz de detectar fallas y conmutar entre las unidades redundantes, incrementar la potencia necesaria para alimentar unidades adicionales, aumento de los costos de la misión y tiempos de desarrollo. Es necesario

hacer un balance entre los pros y contras que implica la implementación de una unidad redundada.

Dentro de este trabajo, supondremos que de ser positivo el análisis mencionado en el párrafo anterior, la factibilidad de implementar una redundancia es por medio de unidades funcionales iguales. En este caso, sería esperable que ambas unidades cuenten con el mismo material y espesor de blindaje y serán afectadas de la misma manera por la radiación acumulada. Por otro lado, es recomendable implementar una redundancia en frío, protegiendo de esta manera la unidad redundante de los efectos temporales generados por partículas de alta energía.

- **Software**

El hecho de poder implementar técnicas de mitigación por software dentro de la unidad que se quiere espacializar, implica que la misma contenga unidades lógicas programables, las cuales puedan ser re-programadas o reemplazadas en caso de ser OTP (one time programmable). Este camino, requerirá la autorización del fabricante, al cual probablemente habrá que solicitarle el código embebido para su futuro endurecimiento. Al igual que en la implementación de redundancias por hardware, esta opción también implica una complejidad adicional en el sistema además del tiempo requerido para desarrollar y validar el nuevo software.

A continuación, se enumeran los conceptos generales del endurecimiento por software para aquellos proyectos que requieran tomar este camino [47].

El término "implementación de software tolerante a fallas" (SIFT) se refiere a un conjunto de técnicas que permiten a una pieza de software detectar y posiblemente corregir una falla no destructiva que afecte al hardware en el cual el software se encuentra corriendo. Estas técnicas pueden ser implementadas en procesadores COTS, o en procesadores embebidos en ASICs o FPGAs que no contemplen ninguna técnica de mitigación para las fallas debido a la radiación o donde las acciones de mitigación por hardware no han sido suficientes debido a restricciones del sistema (por ejemplo, consumo de potencia).

En esencia, para detectar errores estas técnicas implican el uso de un hardware adicional, diferente al cual se encuentra corriendo el software (ejemplo, watchdog corriendo en un chip dedicado). Una vez detectado, se lleva el hardware a un estado seguro, previamente conocido.

El denominador común de todas las técnicas SIFT, consiste en insertar instrucciones adicionales de código al programa original con el objetivo de permitir la detección de fallas. Estas instrucciones pueden ser individuales o en grupos/bloque y son eficientes para contrarrestar fallas transitorias o SEUs. La redundancia es obtenida duplicando ciertos cálculos computacionales e insertando controles que permiten detectar posibles diferencias en los resultados. Esta duplicación del software puede realizarse a varios niveles:

- **Redundancia a nivel instrucción:** se aplica sobre los estados del programa del código fuente, insertando controles que evalúan las salidas de pares de estados replicados. Se ejecuta el mismo bloque de instrucciones “n” veces y se comparan los resultados antes de pasar a un próximo estado del programa. Esto permite detectar un error cuando $n=2$ o detectar y corregir un error cuando $n \geq 3$. Se debe tener cuidado al momento de compilar el programa ya que algunos compiladores diseñados para optimizar los recursos del programa, pueden llegar a eliminar los bloques redundados. Como aspectos negativos podemos mencionar la utilización de mayores recursos dentro de las unidades programables, incrementos en el tiempo debido a la necesidad de ejecutar “n” veces conjuntos idénticos de instrucciones y un incremento en el tiempo de ejecución del programa que puede llegar hasta 10x al eliminar las optimizaciones del compilador, no es posible detectar errores en señales de clock y reset y no es compatible con programas que contengan interrupciones.
- **Redundancia a nivel tareas:** Implica un nivel de redundancia mayor que la aplicada a nivel instrucciones. En general, todas las aplicaciones pueden dividirse en tres tipos de tareas: tareas de adquisición, procesamiento y finalmente presentación de los datos. Los controles

son implementados a nivel tarea, de forma tal que los datos adquiridos son comparados antes de comenzar el procesamiento y los resultados del procesamiento son comparados antes de comenzar la presentación de los mismos. La redundancia a nivel tarea es potencialmente menos cara de implementar que la redundancia a nivel instrucciones, además permite utilizar las optimizaciones del compilador. Sin embargo, mantiene las mismas limitaciones con respecto a las interrupciones y posibilita la propagación del error dentro del software debido al tiempo existente entre la generación del error y el control de los resultados. Para mitigar este problema, esta técnica hace uso de recursos adicionales tales como unidades de protección de memoria (MPU) y watchdogs.

- **Redundancia a nivel aplicación (uso de hipervisores):** Es el nivel más alto de redundancia, en el cual se duplican programas enteros o un conjunto numeroso de tareas. En este tipo de redundancia se usa más de una máquina virtual, interrupciones y un sistema operativo dedicado a las máquinas virtuales, luego se encuentra una posible solución con el uso de un hipervisor tolerante a fallas. La idea en general consiste en el uso de un hipervisor "especial" (adaptado para su uso en el espacio, esto es, enfocado en ser resistente a fallas y no en obtener una mejor performance como el común de los hipervisores) para generar dos o más máquinas virtuales. Cada máquina virtual ejecuta el programa en su propio espacio de direcciones, adquiriendo un conjunto de datos, procesándolos y produciendo sus propios resultados. Las aplicaciones pueden ser codificadas sin ningún tipo de cuidado especial. Las interrupciones son derivadas hacia las dos máquinas virtuales por el hipervisor, ejecutándose en paralelo proveyendo de este modo la redundancia en interrupciones. Se pueden usar diversos sistemas operativos, siempre que sean soportados por el hipervisor (ejemplo, RTEMS para Xtratum o VxWorks para un hipervisor Wind River). El hipervisor se encarga de la protección de la memoria y los recursos, por lo que cada máquina

virtual está estratégicamente ubicada en su propio espacio de direcciones. En caso de que una falla afecte a una de ellas, no podrá interferir con la otra máquina virtual. Luego, el hipervisor o aplicaciones de soporte, tomarán las acciones adecuadas para mitigar la falla.

- **Fecha de la misión.**

En cuanto a radiación se refiere, la actividad del sol tiene gran importancia en cuanto a la cantidad de partículas de alta energía presentes en el espacio. Se ha observado que la actividad del sol tiene un comportamiento cíclico, con máximos y mínimos que se repiten cada aproximadamente 11 años. Cuando el sol tiene su pico máximo de tormentas solares, su campo magnético se invierte, aunque al día de hoy no se tiene la certeza en cuanto a la relación de ambos eventos.

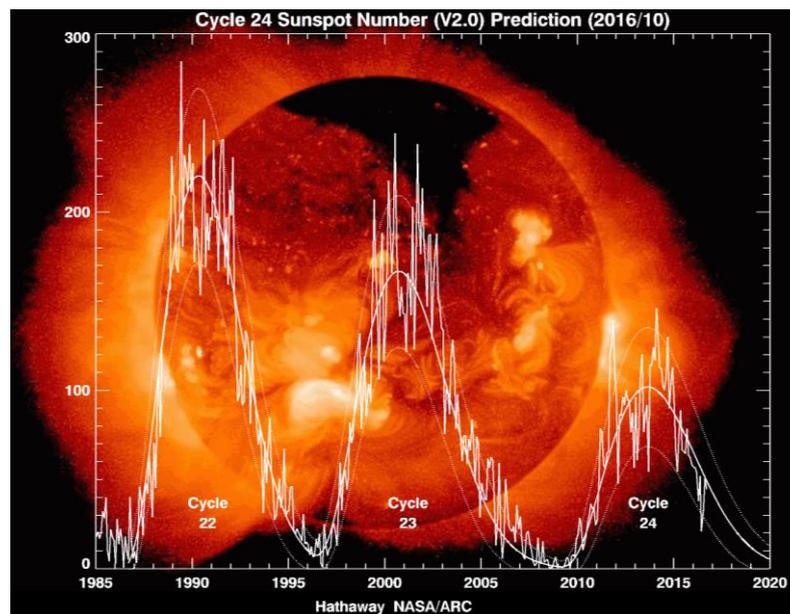


Figura 7.59: Ciclo de actividad solar 1985-2020 (NASA)

Para la planificación de misiones con uso de electrónica no endurecida contra la radiación, es recomendable seleccionar aquellos períodos que se encuentren fuera del máximo de actividad solar. Actualmente, en el año 2019, se encuentra finalizando el ciclo solar número 24, por lo que se presenta un mínimo de actividad solar el cual continuará hasta el año 2022 [48].

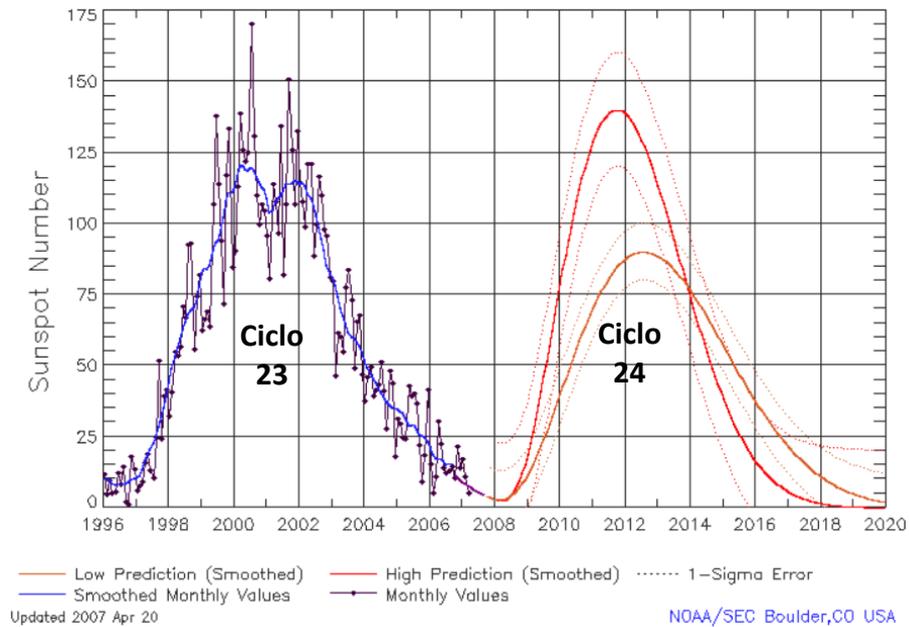


Figura 7.60: Predicción del ciclo solar número 24

Predicción de número de manchas solares y valores de flujo de radio 10.7cm

Año	Mes	N° Manchas Solares			Flujo Solar (10.7cm)		
		Valor Esperado	Alto	Bajo	Valor Esperado	Alto	Bajo
2019	Marzo	4.7	11.7	0.0	67.1	72.1	62.1
2019	Mayo	5.1	13.1	0.0	66.1	73.1	60.0
2019	Julio	5.2	14.2	0.0	64.8	72.8	60.0
2019	Septiembre	5.3	15.3	0.0	63.6	72.6	60.0
2019	Noviembre	4.4	14.4	0.0	62.8	71.8	60.0
2020	Enero	3.8	13.8	0.0	62.2	71.2	60.0
2020	Marzo	3.3	13.3	0.0	61.7	70.7	60.0
2020	Mayo	2.8	12.8	0.0	61.3	70.3	60.0
2020	Julio	2.4	12.4	0.0	60.9	69.9	60.0
2020	Septiembre	2.0	12.0	0.0	60.6	69.6	60.0
2020	Noviembre	1.7	11.7	0.0	60.3	69.3	60.0
2021	Enero	1.5	11.5	0.0	60.0	69.0	60.0
2021	Marzo	1.2	11.2	0.0	59.8	68.8	60.0
2021	Mayo	1.0	11.0	0.0	59.6	68.6	60.0
2021	Julio	0.9	10.9	0.0	59.5	68.5	60.0
2021	Septiembre	0.7	10.7	0.0	59.4	68.4	60.0
2021	Noviembre	0.6	10.6	0.0	59.2	68.2	60.0
2022	Enero	0.5	10.5	0.0	59.2	68.2	60.0
2022	Marzo	0.4	10.4	0.0	59.1	68.1	60.0
2022	Mayo	0.3	10.3	0.0	59.0	68.0	60.0
2022	Julio	0.3	10.3	0.0	59.0	68.0	60.0
2022	Septiembre	0.2	10.2	0.0	58.9	67.9	60.0

Tabla 7.6: Predicción de número de manchas solares y valores de flujo de radio en la banda de 10.7cm

7.3.8. ACELERACIONES, VIBRACIONES, ONDAS ACÚSTICAS Y DE SHOCK

Con el objetivo de minimizar los riesgos en cuanto a posibles daños que pueda sufrir el hardware debido a las cargas estructurales, acústicas y de shock presentes durante la fase de lanzamiento, se deben realizar ensayos mecánicos de calificación en conjunto con análisis estructurales que garanticen que el hardware no sufrirá una falla o una deformación permanente durante los ensayos o en el lanzamiento.

En cuanto a los análisis estructurales se refiere, en los trabajos de espacialización se debe proceder de manera inversa a lo comúnmente realizado durante el diseño, desarrollo y fabricación de un hardware espacial. Esto es, se debe partir de la información extraída de un hardware ya fabricado, identificando la estructura principal y estructuras secundarias (por ejemplo, placas PCB), su correspondiente forma, nervios estructurales, espesores de paredes, puntos de unión con placas electrónicas, materiales utilizados y sus respectivas propiedades, entre otros.

Una vez realizado este relevamiento, es recomendable realizar un análisis estructural preliminar (tensiones y modos) sobre la estructura principal, utilizando las propiedades mecánicas de los materiales involucrados y los valores de carga que figuran en la curva de aceleraciones de masas (MAC, Mass Acceleration Curve) provista por el lanzador. Dicha curva se basa en el hecho de que el hardware responde inversamente proporcional a su masa ante aceleraciones de baja frecuencia y permite obtener una buena aproximación sin contar con el análisis acoplado satélite/lanzador. Este valor de carga, multiplicado por el factor de seguridad (fluencia o rotura) y por un factor de incerteza, constituye la carga límite de diseño que debe ser aplicada en el centro de masa del hardware.

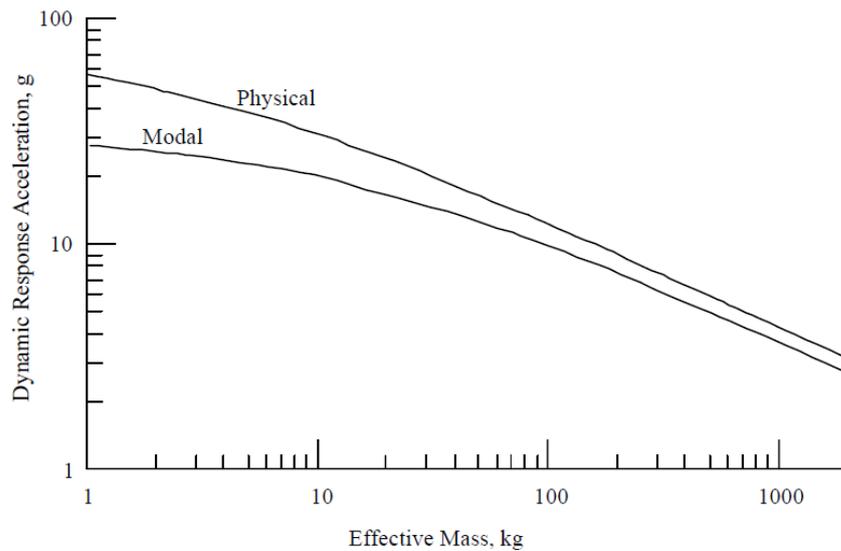


Figura 7.61: Ejemplo de MAC para satélite Galileo lanzado en transbordador espacial

Con respecto al factor de seguridad utilizado para la calificación del hardware, se debe utilizar un valor de **1.25** cuando se diseña a fluencia y **1.4** cuando se diseña a rotura (ultimate). Cuando no se tiene la posibilidad de realizar los ensayos ambientales adecuados, es posible calificar el hardware solamente por análisis, incrementando el factor de seguridad a un valor de **2.0** para fluencia y **2.6** para rotura. Los materiales compuestos y el berilio no pueden ser calificados solamente por análisis.

FACTOR DE SEGURIDAD GEVS-STD-7000	Diseño a fluencia	Diseño a rotura
HARDWARE CALIFICADO POR ANÁLISIS Y ENSAYOS	1.25	1.4
HARDWARE CALIFICADO SOLAMENTE POR ANÁLISIS	2	2.6

Tabla 7.7: Márgenes de seguridad utilizados en la calificación mecánica del hardware. GEVS-STD-7000

Por último, se debe realizar un análisis estructural intermedio, incluyendo estructuras secundarias, para identificar todos los modos por debajo de una frecuencia indicada por el lanzador (generalmente es una frecuencia baja, 50 Hz) o establecida en el documento de requerimientos ambientales de la misión (ERD).

En caso de que las cargas obtenidas en esta etapa de análisis sean superiores a las soportadas por el hardware, o las frecuencias fundamentales se encuentren dentro del rango de frecuencias de oscilación del lanzador, se pueden tomar las siguientes acciones de mitigación.

- **Revisar las cargas de diseño.**

En caso que los resultados obtenidos en el análisis estructural preliminar no sean satisfactorios, se pueden revisar las cargas límites obtenidas en la MAC, los márgenes de seguridad aplicados como así también el factor de incerteza implementado.

$$DUL = LL * FSU * FU$$

$$DYL = LL * FSY * FU$$

DUL: Carga límite de diseño a rotura (ultimate).

DYL: Carga límite de diseño a fluencia (yield).

FSU: Factor de seguridad a rotura.

FSY: Factor de seguridad a fluencia.

FU: Factor de incerteza.

LL: Carga límite.

La reducción de los factores de seguridad implementados trae aparejado el incremento de los riesgos, por cuya decisión debe ser tomada en conjunto con el área de aseguramiento de la misión y el responsable del proyecto.

- **Cambiar el material del hardware, y posibles modificaciones al diseño original.**

Una posible acción es rediseñar la estructura del hardware utilizando materiales con propiedades acordes a las cargas establecidas en la fase de análisis de diseño. De implementarse esta acción, no debe limitarse solamente al cambio del material utilizado, sino que también se pueden incorporar refuerzos estructurales no contemplados en la estructura original. La selección del material tiene que ser acorde al parámetro que se quiera mejorar. Como regla general es recomendable seleccionar Aluminio y realizar mecanizados de piezas completas evitando las soldaduras.

En cuanto a las frecuencias naturales del hardware, se debe lograr que se encuentren por fuera del ancho de banda especificado por el lanzador.

MATERIAL	VENTAJAS	DESVENTAJAS	APLICACIONES
ALUMINIO	Buena fortaleza en relación al peso. Fácil de mecanizar, bajo costo y buena disponibilidad.	Aluminio 7075 propenso a stress corrosion. Alto coeficiente de expansión térmica.	Estructuras varias en general.
TITANIO	Buena fortaleza en relación al peso. Bajo coeficiente de expansión térmica. Baja conductividad térmica.	Más pesado que el aluminio. Costoso y difícil de mecanizar.	Insertos de materiales compuestos. Aislador térmico. Flexores.
ACERO	Alta rigidez y fortaleza. Bajo costo y soldable.	Pesado, magnético	Tornillería, partes roscadas, rodamientos y engranajes.
ACERO RESISTENTE A TEMPERATURA	Alta rigidez y fortaleza a altas temperaturas. No magnético. Buena resistencia a la oxidación.	Pesado y difícil de mecanizar.	Tornillería, partes expuestas a altas temperaturas.
BERILIO	Muy alta rigidez en relación al peso. Bajo coeficiente de expansión térmica.	Muy costoso, frágil y es tóxico durante el mecanizado.	Espejos, partes con alta rigidez.

Tabla 7.8: Materiales metálicos, ventajas y desventajas

- **Incrementar la masa del hardware.**

Como se puede observar en la Figura 7.61 (MAC), el incrementar la masa del hardware disminuirá la carga límite que actuará sobre el mismo. Este factor, puede ser tenido en cuenta dentro de un conjunto de acciones a implementar, ya que por sí sólo no tendrá un cambio significativo, sobre todo cuando la masa del hardware es inferior a los 10 Kg. (observar la poca pendiente de la MAC en la región que va de 1-10Kg).

- **Amortiguamiento (Damping pasivo).**

Por último, puede ser factible el diseño de una interfaz que disminuya las cargas vistas por el hardware. El término “damping pasivo” implica que el amortiguamiento es una consecuencia de los materiales y mecanismos seleccionados sin requerir de energía externa para contrarrestar las

vibraciones transmitidas por la estructura. Generalmente, disipan la energía transmitida por las vibraciones en forma de calor (fricción). La fricción de las uniones mecánicas por medio de bulones, puede constituir la principal fuente de amortiguamiento para la estructura.

Los materiales más utilizados para implementar un amortiguamiento pasivo son, viscoelásticos (VEM), fluidos viscosos, materiales magnéticos y piezoeléctricos, siendo los primeros los de mayor popularidad para uso espacial. El uso de materiales (VEM) tiene la ventaja de que genera un incremento leve en cuanto al peso se refiere, por otro lado, tienen la desventaja de que sus propiedades varían con la frecuencia y la temperatura además de generar outgassing.

Una vez concluida satisfactoriamente la etapa de análisis, se puede pasar a la fase de ensayos mecánicos y refuerzos de componentes con resina epoxi (staking).

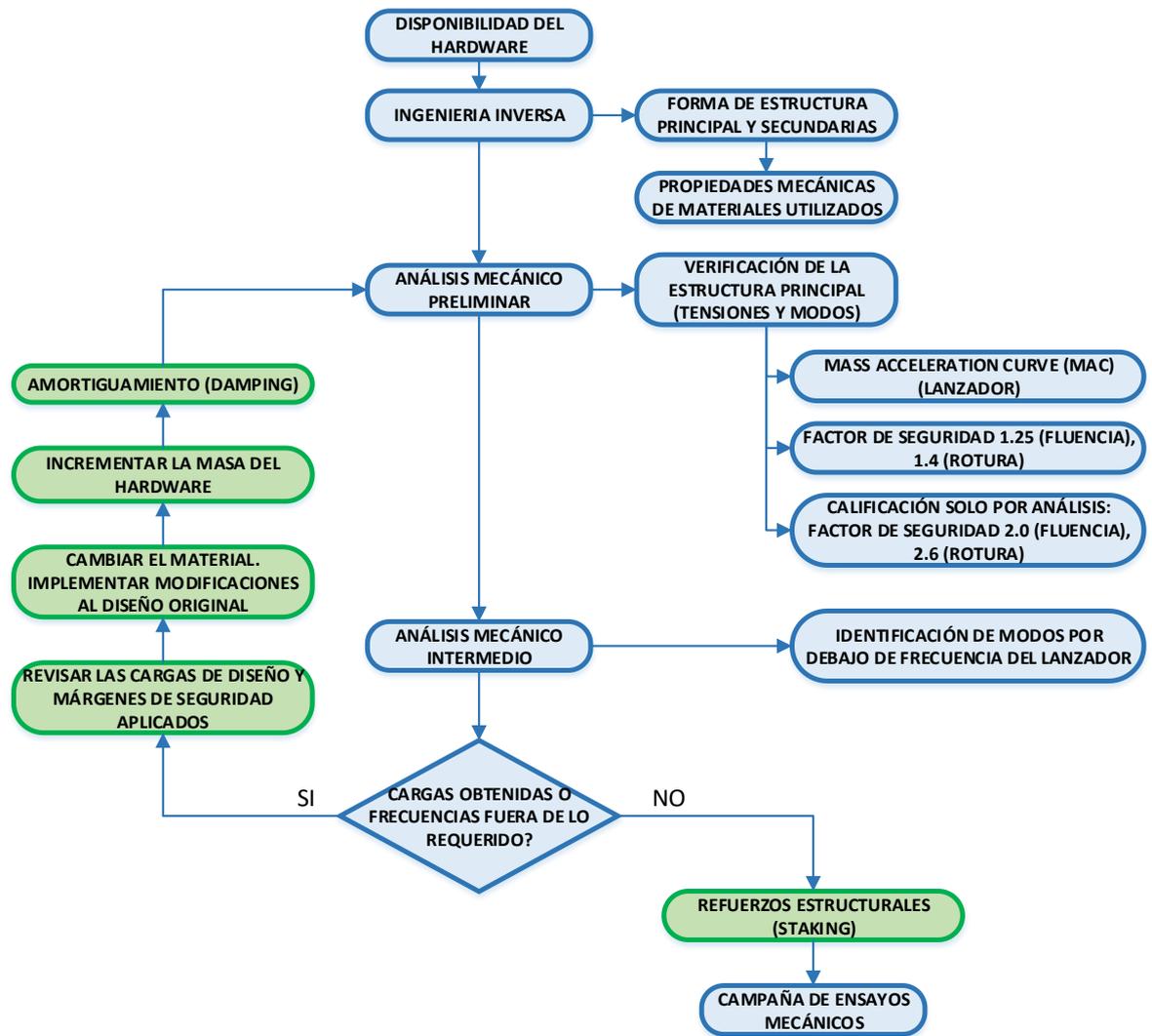


Figura 7.62: Flujo de análisis mecánicos y correspondientes acciones de mitigación

- **Refuerzos estructurales (Staking).**

El proceso de staking se define como la aplicación de materiales (epoxi) como refuerzo estructural sobre componentes y partes soldadas en placas electrónicas, cables, tuercas y piezas de tornillería en general. El objetivo del mismo es minimizar el movimiento de los componentes/partes resguardando así las uniones por soldadura, como así también, evitar el desprendimiento de piezas metálicas pequeñas (tuercas, arandelas, tornillos) los cuales pueden provocar daños físicos o cortocircuitos eléctricos.

El capítulo nueve del estándar NASA-STD-8739.1B establece el conjunto de recomendaciones que deben ser seguidas en este proceso, definiendo claramente los lugares donde debe ser colocado el material, el cual depende

de la forma de la parte/componente y distribución de los mismos dentro de la placa electrónica. A continuación, se listan algunos requerimientos generales:

- El material aplicado no debe ser un material conductor y debe tener un bajo nivel de outgassing (TML<1%, CVCM<0.1%).
- Las superficies y partes/componentes donde se aplicará el material, deben encontrarse limpias, libre de residuos o huellas dactilares.
- El material de staking debe ser aplicado antes de realizar el proceso de coating.
- El material no debe tocar las patas de las partes/componentes ni las pistas conductoras de la placa electrónica.
- El material no debe ingresar por debajo de las partes/componentes, generando un estrés mecánico ante variaciones de temperatura.
- El material aplicado no debe impedir el libre movimiento de las patas de las partes/componentes ante variaciones de temperatura (stress-relief).

En cuanto al proceso en sí mismo, debe estar claramente definido en un procedimiento. Dicho procedimiento debe indicar el material a utilizar, proporciones de mezcla (partes por peso o volumen), instrumental y herramientas necesarias (jeringas descartables, espátulas, vasos de precipitado, balanza de precisión 0.1g. entre otros), imágenes con ejemplos de aplicación de staking en diversos tipos de componentes/partes (DIPs, FPGAs, transistores, diodos, resistencias, etc), criterios pasa/no pasa acompañados de imágenes, formato de planillas que sirvan para registrar la mezcla preparada y lugar de aplicación.

El material más utilizado en el proceso de staking es el adhesivo de dos partes Scotch-Weld 2216 B/A Gray. Es recomendable realizar la mezcla por peso y no volumen para obtener mayor precisión, mezclar evitando generar burbujas de aire, realizar registro fotográfico de la mezcla preparada, desgasear la

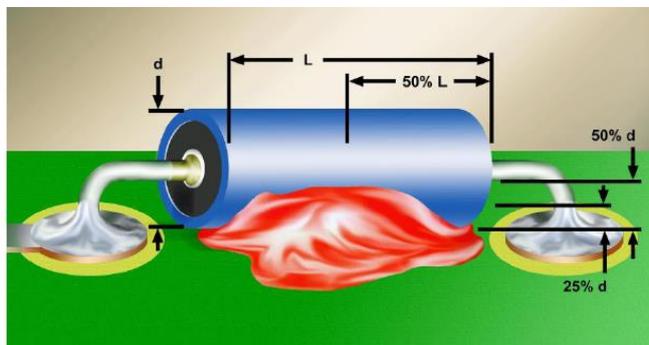
mezcla preparada, volcar el material dentro de las jeringas, dejar que corra libremente para evitar que quede aire atrapado, preparar material de más con el objetivo de tomar una muestra de la mezcla realizada, la cual debe ser curada de la misma forma en la cual cura el material de vuelo aplicado (natural, horno, etc). Una vez curada la muestra, se debe realizar un ensayo de dureza para validar el trabajo realizado.



Figura 7.63: Adhesivo epoxi Scotch-Weld 2216 B/A Gray



Figura 7.64: Scotch-Weld 2216 B/A Gray, proceso de mezcla y desgaseado



Fillet Length: $\geq 50\%L$ to $100\%L$.
Fillet Height: $\geq 25\%d$ to $50\%d$.
Top of component is visible for its entire length.



Figura 7.65: Requerimiento y aplicación de aplicación de staking en componentes axiales

En cuanto a su aplicación sobre el cableado interior de una placa electrónica, debe colocarse mínimamente cada una pulgada y el material debe cubrir la totalidad del conjunto de cables. No colocar en las curvas (siempre antes y después de la misma). Si el mazo de cables es conformado utilizando lacing, colocar una gota de pegamento en cada nudo realizado.

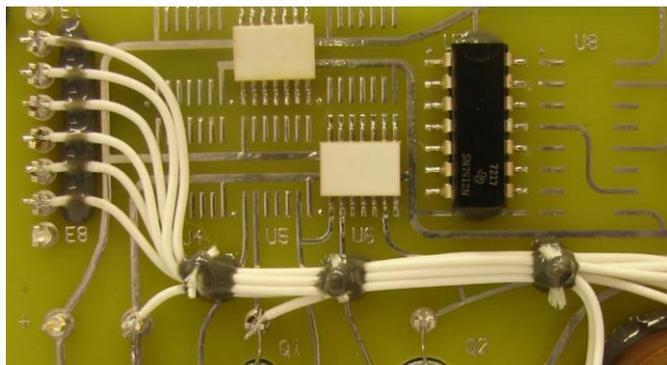


Figura 7.66: Material de staking aplicado sobre el cableado interno de una placa electrónica

Por último, se debe aplicar staking en todos los tornillos, tuercas y arandelas, ya sean internos (sujeción de placas) como externos (enclosure, gabinete exterior y conectores).

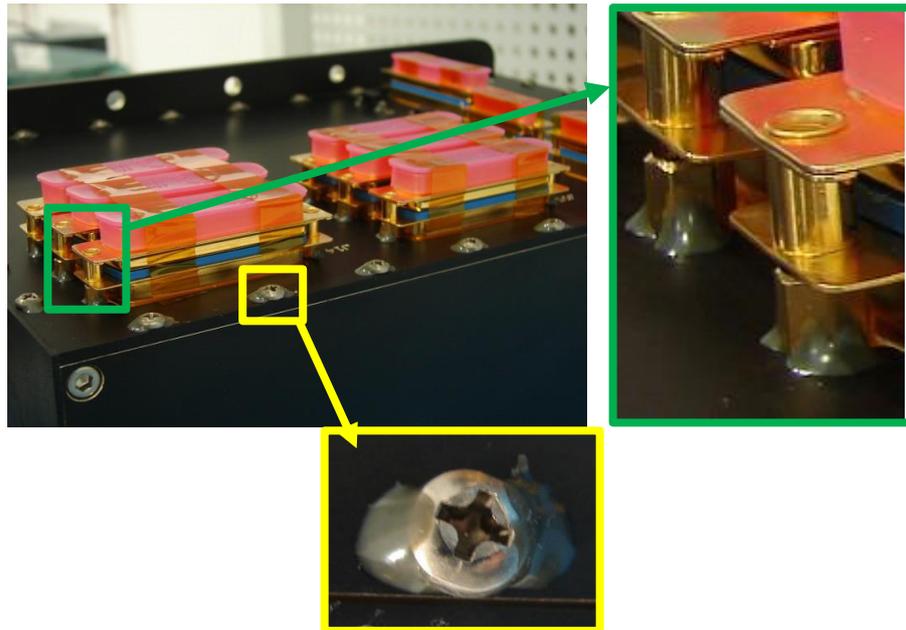


Figura 7.67: Staking aplicado en tornillos de gabinete y conectores de computadora de vuelo

- **Campaña de ensayos mecánicos.**

La campaña de ensayos mecánicos debe ser realizada una vez finalizada o en paralelo con la etapa de análisis con el objetivo de calificar el hardware bajo ensayo como así también validar el modelo matemático utilizado. Antes y después de realizar el conjunto de ensayos mecánicos, se debe realizar una prueba funcional del hardware (Aliveness Test), controlando los parámetros principales que nos indiquen el correcto funcionamiento del mismo o una posible degradación al finalizar un ensayo.

A continuación, se enumeran a modo de ejemplo, un conjunto de ensayos a realizar, debiendo adaptar los mismos a los requerimientos ambientales de cada misión. De detectarse alguna degradación en la firma del hardware (LLSS), posterior a un ensayo determinado, se podrá continuar o no con el resto de los ensayos mecánicos dependiendo del contexto en cual se esté realizando la calificación (riesgo de rotura del hardware, costo del hardware bajo ensayo, cantidad de unidades disponibles, cronograma y contrato de las facilidades de ensayo, etc).

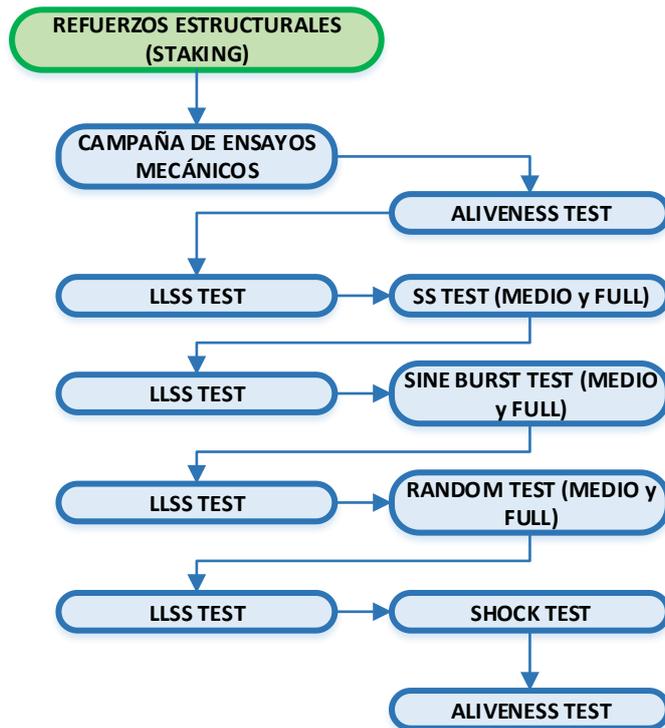


Figura 7.68: Conjunto de ensayos mecánicos de calificación

SINE SWEEP VIBRATION TEST:

Se debe realizar un ensayo sinusoidal de bajo nivel (LLSST) para detectar todos los modos del hardware hasta una frecuencia indicada por el lanzador o en el documento de requerimientos ambientales de la misión (generalmente entre 100 y 150 Hz). Este ensayo de bajo nivel, es denominado “firma” y es recomendable que se realice antes y después de cada ensayo con un nivel de cargas full, con el objetivo de poder detectar modificaciones sufridas por el hardware durante el ensayo. A su vez, el hardware debe ser instrumentado basado en la información obtenida en los análisis previamente realizados (puntos de mayor interés).

Una vez realizado el ensayo de bajo nivel, generalmente se vibra a un nivel medio, para finalizar con el ensayo sinusoidal full. Como se mencionó en la sección 5.3.3, el ensayo sinusoidal es representativo de los eventos transitorios más significativos ocurridos durante el despegue y es el método más utilizado para excitar el hardware en frecuencias bajas [49].

Para calificar el hardware se recomienda implementar un factor de seguridad de 1.25 sobre la carga límite establecida. Implementar una tasa de barrido de 4 oct/minuto (GEVS-STD-7000).

SINE-BURST LOAD TEST:

Consiste en **aplicar una carga cuasi-estática con el objetivo de calificar tanto la fortaleza del hardware como su diseño.** El ensayo implica aplicar a cada uno de los ejes ortogonales del hardware, entre cinco a diez ciclos de una onda sinusoidal cuyo valor pico es equivalente al nivel de carga de calificación. Es un método simple que permite aplicar una carga cuasi-estática utilizando un shaker en lugar de ensayos estáticos o de aceleración centrífuga (generalmente más costosos).

Para unidades o componentes, los ensayos sine-burst y random, pueden ser realizados secuencialmente compartiendo la misma configuración de ensayo, pudiendo ser realizados ambos test durante la misma jornada ahorrando tiempo y recursos.

Es importante que la frecuencia seleccionada para el ensayo se encuentre por debajo de la frecuencia fundamental de resonancia del hardware. Como guía general, la frecuencia de ensayo debe estar por debajo de un tercio de la frecuencia de resonancia (primer modo) para evitar amplificaciones dinámicas durante el ensayo. En algunos casos (por ejemplo, cuando el shaker utilizado no puede alcanzar el valor de carga requerido), es posible utilizar una frecuencia cercana a la frecuencia de resonancia, con el objetivo de poder alcanzar los valores de carga utilizando la amplificación natural de la carga aplicada.

La forma de implementar el ensayo es aplicando un número de ráfagas sinusoidales de bajo nivel que son una fracción de la carga final de ensayo. Por ejemplo, 1/8 y luego 1/2 del valor final. La siguiente figura muestra una típica forma de onda utilizada para estos ensayos. Esta consiste en una señal sinusoidal con una rampa hasta alcanzar el nivel máximo, algunos ciclos al máximo nivel (generalmente de cinco a diez), para luego descender hasta un valor cero [50].

Para calificar el hardware se recomienda implementar un factor de seguridad de 1.25 sobre la carga límite establecida. Ensayar 30 segundos, 5 ciclos a nivel full por eje (GEVS-STD-7000).

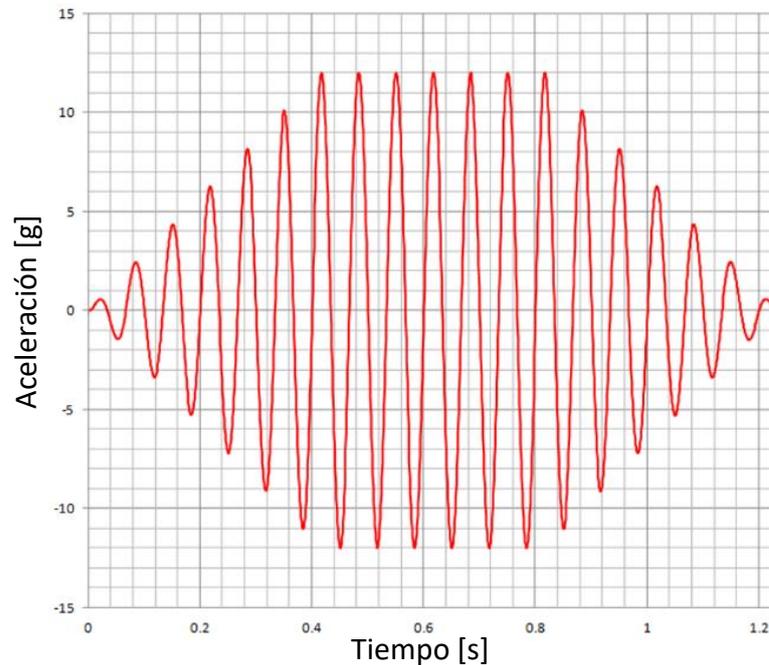


Figura 7.69: Forma de onda de ensayo Sine-Burst 15 Hz. 12 g

VIBRACIONES RANDOM:

A diferencia del ensayo sinusoidal, el ensayo random implica excitar al hardware dentro de un amplio espectro de frecuencias, que van generalmente desde los 20 Hz a los 2000 Hz. El objetivo del mismo es tanto la calificación del diseño del hardware como la aceptación del workmanship involucrado (defectos en soldaduras, tornillos flojos o sueltos, partes/componentes mal montados entre otros).

El hardware debe ser vibrado en cada uno de sus tres ejes ortogonales durante un tiempo no menor al ocurrido en vuelo en el cual el ambiente vibro-acústico se encuentre dentro de los 6dB del valor máximo esperado, o en su defecto, 60 segundos (elegir el mayor de las dos opciones).

El criterio del ensayo debe ser realizado siguiendo el proceso descrito en los siguientes cuatro pasos [51].

- Determinar la función de densidad de potencia espectral (PSD) correspondiente a las vibraciones random transmitidas directamente al hardware a través de sus vínculos/uniones desde las diversas fuentes del lanzador (encendido de motor, turbo-bombas, etc). Esta información es generalmente provista por el lanzador.

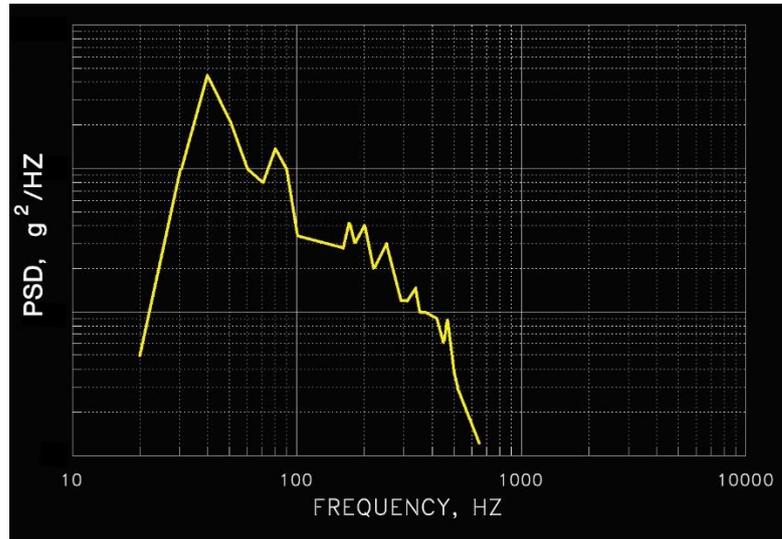


Figura 7.70: Representación de función de densidad de potencia generada por las diversas fuentes del lanzador

- Realizar un análisis predictivo de la respuesta del hardware ante las vibraciones producidas por el ambiente del lanzador. Métodos de análisis de energía estática (SEA) tales como VAPES (VibroAcoustic Payload Environment Prediction System) son efectivos como métodos predictivos para altas frecuencias. Para las predicciones en baja frecuencia, se recomiendan métodos como análisis de elementos finitos (NASTRAN).

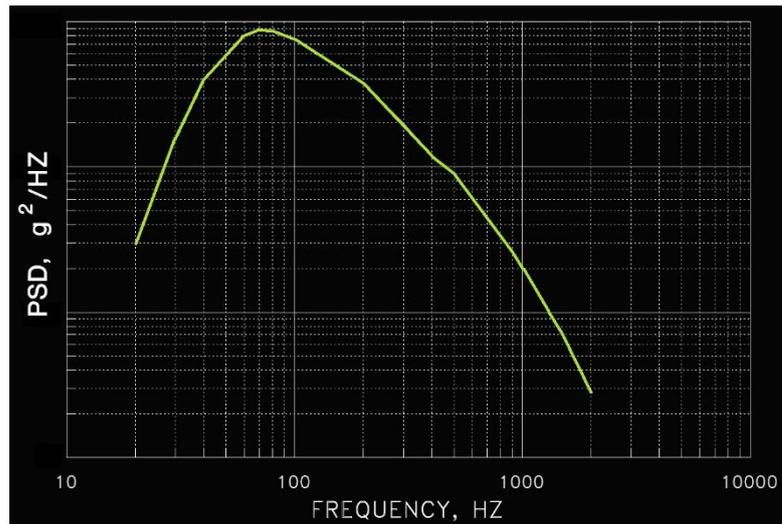


Figura 7.71: Respuesta del hardware al entorno vibro-acústico del lanzador

- Establecer un nivel mínimo de vibraciones necesario para detectar defectos de workmanship, tanto existentes como potenciales. Esto es particularmente aplicable a cajas/idades con electrónica, para los cuales se ha establecido un nivel mínimo efectivo de ensayo, basado en una vasta experiencia.

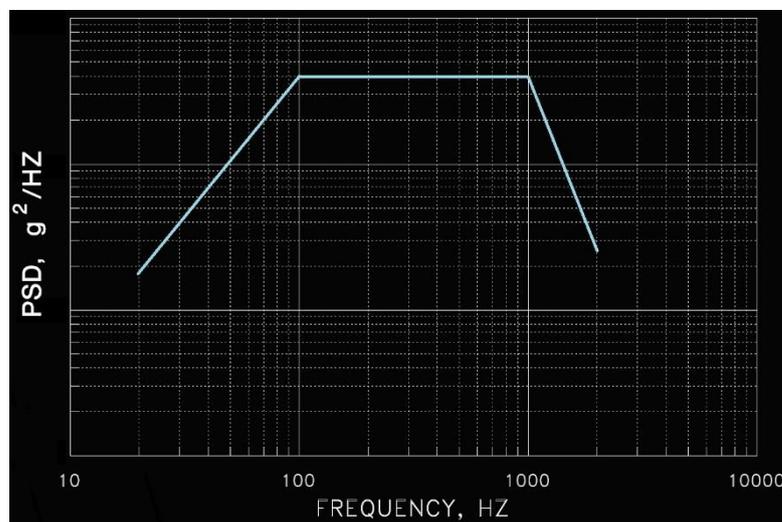


Figura 7.72: Nivel mínimo de ensayo para detectar defectos de workmanship

- Por último, realizar la envolvente (curva 4) de los tres puntos anteriores para obtener el espectro resultante de ensayo. **Al realizar la calificación del hardware, incrementar los niveles de la curva obtenida un valor de +3 dB y ensayar 60 segundos por eje (GEVS-STD-7000).**

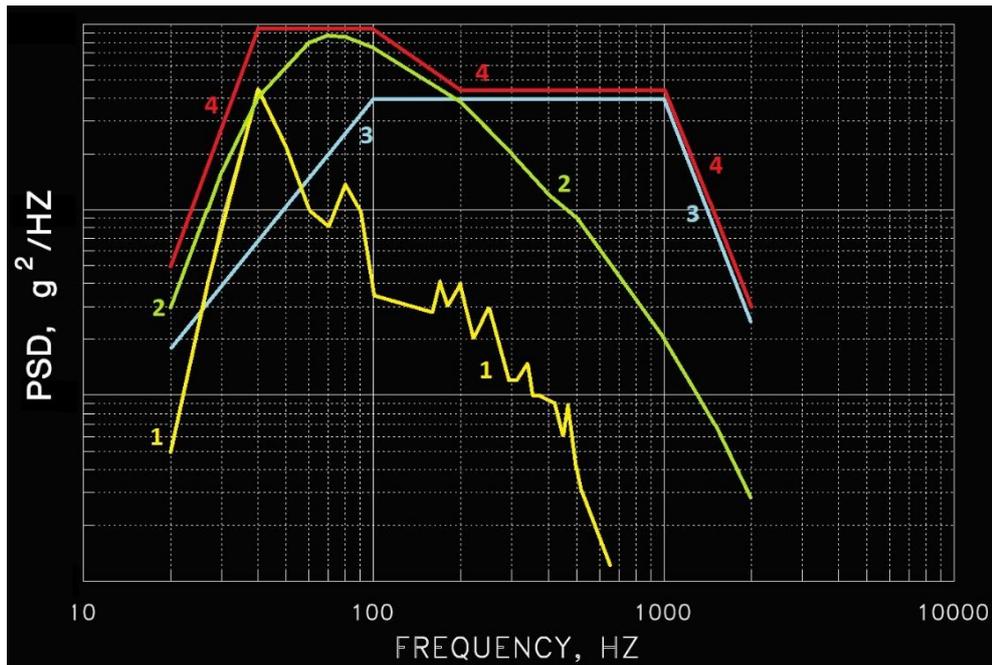


Figura 7.73: Curva resultante, aplicable al ensayo de vibraciones random

ENSAYOS DE SHOCK:

Al calificar el hardware, se deben tener en cuenta las cargas de shock tanto externas como aquellas auto inducidas. En caso de que las cargas de shock sean solamente externas y el riesgo de generar un daño en el hardware sea bajo, este ensayo, puede no ser necesario a nivel unidad/componente, siempre y cuando se realice en un nivel superior (satélite).

El ensayo puede ser realizado usando alguno de los siguientes métodos.

- Utilizando un dispositivo explosivo.
- Realizando un impacto sobre una parte estructural (viga, plato, carcasa, etc) por ejemplo, utilizando un martillo.
- Realizando una excitación utilizando un shaker, para generar un impulso transitorio de corta duración (**este es el método más utilizado**).

Durante la calificación del hardware, se recomienda realizarlo dos veces con un factor de seguridad de 1.4 con respecto al valor máximo esperado en vuelo, excitando los tres ejes en cada uno de los dos eventos (GEVS-STD-7000). Usualmente el hardware se encuentra encendido durante el ensayo, aun cuando en vuelo se encuentre apagado al ocurrir los eventos de shock.

Se debe realizar un análisis de datos para obtener el espectro de respuesta de shock (SRS). Usualmente la señal SRS es utilizada con frecuencias seleccionadas a 1/3 o 1/6 de octava, con un factor de calidad constante ($Q=10$). La gráfica de la Figura 7.74, sirve como guía/referencia para determina cuando un ensayo de shock es necesario a nivel unidad/componente. En el caso de que el ambiente de shock presente durante el vuelo esté comprendido dentro de la gráfica, el riesgo de generar un daño en el hardware es bajo y el ensayo puede no ser realizado a nivel unidad [52].

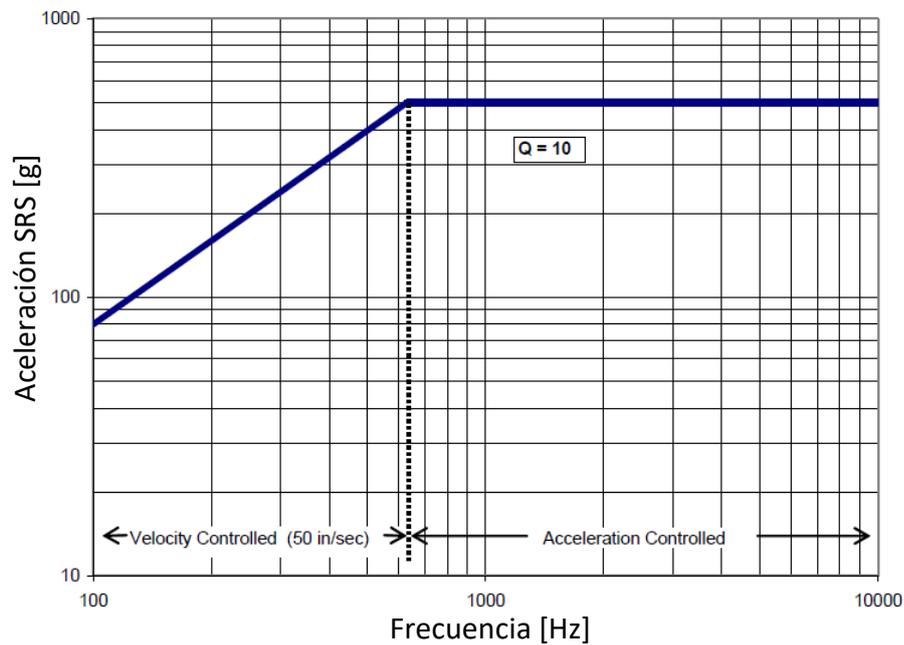


Figura 7.74: Gráfica que sirve como guía/referencia para determinar cuándo un ensayo de shock es necesario a nivel unidad/componente.

8. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

8.1. CONCLUSIONES

- Se cumplieron los objetivos, tanto primario como secundarios, preestablecidos para este trabajo.
- Se desarrolló una metodología (formalizada a través de un procedimiento concreto) para llevar a cabo la espacialización de un hardware diseñado y fabricado para una industria diferente a la espacial.
- El proceso de espacialización de un hardware requiere conocer los factores presentes dentro de una misión espacial y sus respectivos efectos, los cuales no son considerados dentro de otras industrias tales como la militar o el mercado comercial de componentes electrónicos.
- Cada caso o proceso de espacialización será único y estará condicionado por las características propias del hardware, la misión y la relación entre ambos.
- Si bien en la sección 7.1 se menciona que los aspectos programáticos y presupuestarios de una misión, intervienen en el análisis de viabilidad del proceso de espacialización (los cuales pueden hacer que el proceso de espacialización no sea la mejor opción), pueden existir casos en los cuales la espacialización sea la única manera de alcanzar o satisfacer una necesidad tecnológica requerida por una misión.

8.2. TRABAJOS FUTUROS

- Se pueden realizar trabajos futuros profundizando en detalle algunos de los factores mencionados en el proceso de espacialización (vacío, radiación, microgravedad, OA, despresurización rápida, vibraciones, etc). Se puede incluir información específica y más detallada sobre los efectos que puede generar cada uno de estos factores sobre el hardware, incluyendo simulaciones, estimación de valores, etc. Especificaciones y set-up de ensayos necesarios, procedimientos paso a paso incluyendo valores, tiempos, ensayos funcionales (de ser aplicables), calibraciones necesarias para obtener resultados validados, etc.
- Un trabajo que complementa lo expuesto en este procedimiento, es la espacialización a nivel de partes, componentes y/o integrados en general. Microprocesadores, memorias, dispositivos programables, etc. De esta manera, se podrán combinar ambos procesos, reemplazando partes comerciales por sus respectivas partes espacializadas, maximizando la probabilidad de éxito de espacialización de unidades funcionales completas.
- Por último, mencionaremos la posibilidad de desarrollar un trabajo a futuro, sobre un caso concreto particular real, tomando como referencia lo expuesto en este trabajo. Se podrá observar en qué proporción se pudieron aplicar las acciones y pasos mencionados, secuencia elegida, y resultados obtenidos.

9. ACRÓNIMOS Y DEFINICIONES

9.1. ACRÓNIMOS

CAD:	Diseño Asistido por Computadora
CET:	Coeficiente de Expansión Térmica
CONAE:	Comisión Nacional de Actividades Espaciales
CVCM:	Collected Volatile Condensable Material
DD:	Displacement Damage
DIP:	Dual-In-Line Package
EEE:	Electrical Electronic and Electromechanical
EIDP:	End Item Data Package
EMC:	Electromagnetic Compatibility
EMI:	Electromagnetic Interference
ERD:	Environmental Requirements Document
ESA:	European Space Agency
ESD:	Electrostatic Discharge
ESDS:	Electrostatic Discharge Sensitive
FMECA:	Failure Modes, Effects and Criticality Analysis
FPGA:	Field Programmable Gate Array
HW:	Hardware
ICD:	Interface Control Document
ITAR:	International Traffic Arms Regulations
LEO:	Low Earth Orbit
MM:	Micro-Meteoritos
MTCR:	Missile Technology Control Regime
NASA:	National Aeronautics and Space Administration

OA:	Oxígeno Atómico
OD:	Orbital Debris
PCB:	Printed Circuit Board
PWA:	Printed Wiring Assembly
PWB:	Printed Wiring Board
RF:	Radio Frequency
SEE:	Single Event Effects
SCC:	Stress Corrosion Cracking
SMARD:	Safety and Mission Assurance Requirement Document
SPARD:	Safety and Product Assurance Requirement Document
TID:	Total Ionizing Dose
TML:	Total Mass Loss

9.2. DEFINICIONES

Coating: Es la aplicación de una capa protectora muy delgada, no conductiva, sobre placas electrónicas (PCB) y sus componentes con el objetivo de evitar cortocircuitos y brindar protección contra la corrosión.

Parte/Componente: Un elemento que forma parte de un circuito electrónico, subsistema o sistema, el cual generalmente no es divisible o desarmable sin la destrucción del mismo (capacitores, resistencias, integrados, etc).

Harness: Uno o más cables aislados, con o sin giro helicoidal; con o sin cobertura común, envoltura, trenzado; con o sin múltiples terminaciones; ensamblados con dos o más dispositivos terminales eléctricos; y dispuestos de modo tal que pueden ser tratados como una unidad siendo ensamblados y manejados como una sola pieza.

Offgassing: Emisión de gases provenientes de un material líquido o sólido debido a la exposición del mismo a presiones bajas, calor o ambos que puedan afectar a miembros de una tripulación.

Outgassing: Emisión de gases provenientes de un material líquido o sólido debido a la exposición del mismo a presiones bajas, calor o ambos.

Potting: Envolver por completo en resina un componente, parte o módulo. Equivalente a “encapsularlo”.

Staking: Es el proceso de asegurar componentes o partes pertenecientes a una placa electrónica (PCB) mediante la colocación de material adhesivo con la intención de proveer un mejor soporte mecánico.

Workmanship: Se define como el control de las características del diseño, materiales y procesos de ensamblaje para alcanzar la vida útil y confiabilidad deseada para las interconexiones de sub-ensamblajes, especialmente en placas electrónicas y cableados, y el uso de técnicas de inspección y criterios para asegurar la calidad de las interconexiones. Promueve la estandarización de los diseños, y prácticas de fabricación para mejorar la durabilidad y confiabilidad y restringe el uso de procesos y prácticas conocidas por reducir estas cualidades.

10. BIBLIOGRAFÍA

- [1] James R. Wertz; Wiley J. Larson, Space Mission Analysis and Design, Third Edition ed., 1999.
- [2] Astronautics Community; James R. Wertz; David F. Everett; Jeffery J. Puschell, Space Mission Engineering: The New SMAD, 2011.
- [3] H.-P. R. Rainer Sandau, Small Satellites for Earth Observation, 2010.
- [4] M. Macdonald y V. Badescu, The International Handbook of Space Technology, 2014.
- [5] A. Bradford, L. M. Gomes y M. Sweeting, «BILSAT-1: A low-cost, agile, earth observation microsatellite for Turkey,» Guildford, Surrey, UK, 2003.
- [6] W. G. Ireson y C. Coombs, Handbook of Reliability Engineering and Management, 1995.
- [7] D. Kececioglu, Reliability Engineering Handbook, 1991.
- [8] M. J. Sampson y J. Plante, «Cost Impacts of Upgrading Electronic Parts for Use in NASA Space Flight Systems».
- [9] Franco Piccato, La Voz del Interior, Agosto 2011. [En línea]. Available: <http://www.lavoz.com.ar/blogs/aventura-satelite-victor>.
- [10] Facultad Regional Haedo Grupo de Tecnología Aeroespacial, [En línea]. Available: https://grupodetecnologiaaeroespacial.wordpress.com/proyectos-finalizados/mecanismos-espaciales__trashed/proyecto-resume/.
- [11] Shinichi Kimura y Masato Terakura, «High-Performance Low-Cost Image Processing Unit for Small Satellite Earth Observation using COTS Devices,» 2013.
- [12] NASA, «The NASA Engineering & Safety Center,» 2014.

- [13] Edward Demko, Northrop Grumman Melbourne, «Commercial-Off-The Shelf (COTS): A Challenge To Military Equipment Reliability,» 1996.
- [14] NASA, «Rules for the Design, Development, Verification, and Operation of Flight Systems, NASA-GSFC-STD-1000-F,» 2013.
- [15] NASA, «General Environmental Verification Standard, NASA GSFC-STD-7000A,» 2013.
- [16] P. P. Rochus y A. L. Salvador, «Spacecraft thermal control,» 2011.
- [17] NASA, «NASA-STD-8739.1A Workmanship standard for polymeric application on electronic assemblies,» 2011.
- [18] NASA ISS Program Science Office, Miria M. Finckenor, Kim K. de Groh, «Space Environmental Effects».
- [19] Aviation Federal Administration, «The Space Environment,» [En línea]. Available:
https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/aam/cami/library/online_libraries/aerospace_medicine/tutorial/media/III.4.1.2_The_Space_Environment.pdf.
- [20] JPL/NASA, «Space Radiation Effects on Integrated Circuits,» [En línea]. Available: <https://parts.jpl.nasa.gov/asic/Appendix.3.html#A0>.
- [21] Banks, B.A., Rutledge S.K., «Low Earth Orbital Atomic Oxygen Simulation for Materials,» Fourth European Symposium on Spacecraft Materials in Space Environment, Toulouse, France, 1988.
- [22] Bruce A. Banks, S.K. Rutledge, Phillip E. Paulsen and Thomas J. Steuber, «Simulation of the Low Earth Orbital Atomic Oxygen Interaction With Materials by Means of an Oxygen Ion Beam,» Clearwater Beach, Florida, 1989.
- [23] Integrity Testing Laboratory Inc. Final Report, «Prediction of Erosion of Polymer-Based Materials by Atomic Oxygen in LEO,» 1998.

- [24] European Cooperation for Space Standardization, «ECSS-E-ST-10-04C Space environment,» 2008.
- [25] United Launch Alliance, «Delta IV Launch Services User's Guide,» 2013.
- [26] A.C. Tribble, B. Boyadjian, J. Davis, J. Haffner, and E. McCullough, «Contamination Control Engineering Design Guidelines for the Aerospace Community (NASA),» 1996.
- [27] Goddard Space Flight Center, «Contamination Engineering Design Guidelines,» [En línea]. Available: https://epact2.gsfc.nasa.gov/tycho/STEREOContamControl.htm#_Toc511378225.
- [28] NASA, «NASA-HANDBOOK 8739.21 Workmanship manual for electrostatic discharge control,» 2010.
- [29] J.H. Richardson, and B.R. Lasley, «Tin Whisker Initiated Vacuum Metal Arcing in Spacecraft Electronics,» de *Government Microcircuit Applications Conference, Vol. XVIII, pp. 119 - 122, November 10 - 12, 1992, 1992*.
- [30] NASA, «NASA Corrosion Technology Laboratory,» [En línea]. Available: <https://corrosion.ksc.nasa.gov/stresscor.htm>.
- [31] Agencia Espacial Europea, «ECSS-Q-ST-70-36C Material selection for controlling stress-corrosion cracking,» 2009.
- [32] European cooperation for space standardization, «ECSS-E-20-01A Multipaction design and test,» 2013.
- [33] NASA, Stephen C. Leiter, «The History of Venting,» 2017.
- [34] NASA Technical Reports Server (NTRS), [En línea]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170010655.pdf>.
- [35] Dunmore Corporation, [En línea]. Available: <https://www.dunmore.com/index.html>.

- [36] The American Society for Testing and Materials, «ASTM E 595 Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment».
- [37] NASA, «Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials,» [En línea]. Available: <https://outgassing.nasa.gov/index.cgi>.
- [38] Donald Bickley, Max swikert, Robert Johnson, «Friction, Wear, and evaporation rates of various materials in vacuum to 10⁻⁷ mm Hg,» 1962.
- [39] Robert L. Fusaro, Michael M. Khonsari, «NASA Technical Memorandum 105198, Liquid lubrication for space applications,» 1992.
- [40] Robert W. Bruce, Handbook of Lubrication and Tribology, Volume II: Theory and Design, Second Edition, 2012.
- [41] ESA, «ECSS-E-ST-33-01C Space engineering Mechanisms,» 2017.
- [42] Henry E. Frankel, NASA-Goddard Space Flight Center, «Effect of vacuum on materials».
- [43] M. Ottavi, Dependable Multicore Architectures at Nanoscale, 2017.
- [44] William Atwell, Kristina Rojdev, Sukesh aghara, Sirikul Sriprisan, «Mitigating the Effects of the Space Radiation Environment, A Novel Approach of Using Graded-Z Materials».
- [45] Doug Sinclair, Jonathan Dyer, «Radiation effects and COTS parts in Smallsats,» 2013.
- [46] European Space Components Coordination, «ESCC Single event effects test method and guidelines, Basic specification No. 25100,» 2014.
- [47] European Cooperation For Space Standardization, «ECSS-Q-HB-60-02A Techniques for radiation effects mitigation in ASICs and FPGAs handbook,» 2016.

- [48] NATIONAL OCEANIC AND ATMOSPHERIC ADMINISTRATION, «SPACE WEATHER PREDICTION CENTER,» [En línea]. Available: <https://www.swpc.noaa.gov/>.
- [49] NASA-JPL, «NASA Preferred Reliability Practices No. PT-TE-1406, Sinusoidal Vibration».
- [50] GSFC-NASA, «NASA Preferred reliability practices, Sine-Burst Load Test».
- [51] NASA-JPL, «NASA Preferred Reliability Practices No. PT-TE-1413, Random Vibration Testing».
- [52] NASA-JPL, «NASA Preferred Reliability Practices No. PT-TE-1408, Pyrotechnic Shock Testing».