

RECALIFICACIÓN DINÁMICA ESTRUCTURAL DE LA CAJA ACE DE ARSAT-2

DYNAMIC STRUCTURAL RE-QUALIFICATION OF ACE ELECTRONICS BOX OF ARSAT-2

Jorge E. Magoia^a, Nicolás Ponso^a, Facundo Martínez Grasso^b y Luis I. Soneyra^a

^a*Grupo de Análisis Mecánico, INVAP S.E., Cmte. Luis Piedrabuena 4950, 8403 S. C. de Bariloche, Río Negro, Argentina, jmagoia@invap.com.ar, <http://www.invap.com.ar>*

^b*Grupo de Ensayos Mecánicos, INVAP S.E., Cmte. Luis Piedrabuena 4950, 8403 S. C. de Bariloche, Río Negro, Argentina, fmartinezgrasso@invap.com.ar, <http://www.invap.com.ar>*

Palabras clave: Calificación estructural, electrónica, cargas dinámicas, daño acumulado.

Resumen. Se presenta el análisis y evaluación realizados para la calificación estructural de la ACE (Caja de Electrónica de Control de Actitud) de los satélites geoestacionarios ARSAT, y la definición de la recalificación necesaria para el ARSAT-2. Esta recalificación fue necesaria luego de que se debió reemplazar un componente electrónico en la caja de vuelo ACE cuando ya estaba integrada al modelo de vuelo del satélite y éste ya había sido calificado estructuralmente. Se debió encontrar un compromiso entre evitar la repetición del proceso completo de análisis y ensayos de vibraciones, la minimización de la acumulación de daño estructural, que aumenta la probabilidad de falla en vuelo, y a la vez la necesidad de demostrar la confiabilidad en la resistencia de la caja. Se evaluó la herencia aplicable, según los ensayos ya realizados en cajas de vuelo y modelo de ingeniería, y se comparó con las solicitaciones dinámicas esperables en forma realista durante el lanzamiento. Finalmente se definieron los ensayos vibratorios de recalificación mínimos y suficientes.

Keywords: Structural qualification, electronics.

Abstract. This document describes the analysis and evaluation processes carried out for the structural qualification of the ACE (Attitude Control Electronics Box) of the ARSAT geostationary satellites, and the definition of the re-qualification for ARSAT-2. It was necessary to carry out such re-qualification because an electronic component in the ACE Box had to be replaced when the Box was already integrated to the satellite flight model and the satellite had already been structurally qualified. It was necessary to work out a compromise in order to avoid going over the whole analysis and vibration testing process again, minimize structural damage accumulation, which increases the likelihood of flight fails, and demonstrate the reliability of the box resistance. The heritage was assessed according to the dynamic loads to be expected during launch. Finally, minimum and sufficient vibration re-qualification tests were defined.

1 INTRODUCCIÓN

La caja ACE (Caja de Electrónica de Control de Actitud) es un diseño realizado en INVAP que fue utilizado ya en los primeros satélites científicos diseñados y construidos por la empresa, y que fue evolucionando en forma significativa según las necesidades de satélites mayores y con diferente tipo de carga útil.

Cada modificación de la caja implicó nuevos análisis estructurales y la re-calificación estructural de la misma, en cada misión. En general, al tratarse de satélites de mayores dimensiones, fue aumentando la sensibilidad al ambiente acústico del lanzamiento, y por lo tanto los niveles probables de excitación aleatoria a la que estaría sometida la caja.

Para el proyecto de satélite geostacionario de comunicaciones [ARSAT-2] se realizó el proceso de calificación y aceptación estructural según la estrategia de modelos físicos estructural (prototipo de calificación) y prototipo de vuelo (PFM). Luego de completadas estas campañas, y debido a nuevas informaciones provenientes de sucesos acaecidos internacionalmente en otros satélites en vuelo, se decidió el reemplazo de un componente electrónico significativo (DC/DC) de forma de obtener mayor confiabilidad en la operación en órbita. Esta modificación implica la necesidad de rehacer el proceso de calificación y aceptación, que, de realizarse en su totalidad, implicaría:

- Calificación a nivel componente en EQM (Modelo de Ingeniería) por eje:
 - Aceleración cuasiestática - nivel de calificación
 - Excitación aleatoria - nivel de calificación
 - Barrido senoidal - nivel de calificación
- Aceptación y validación de ensamblado (workmanship) a nivel componente en PFM por eje:
 - Excitación aleatoria - nivel de aceptación y/o workmanship

La realización de esta secuencia completa de ensayos implica un deterioro por fatiga de las partes ensayadas, con un aumento de la probabilidad de falla posterior durante el lanzamiento, además de implicar un corrimiento excesivo del cronograma y un costo significativo en horas de ensayo. Por lo tanto se decidió un curso de acción que implicó:

- Revisar los requerimientos mínimos que deben cumplirse por norma
- Estimar la acumulación de daño en distintos escenarios
- Decidir el camino en que simultáneamente: i) se mantuviera el riesgo por acumulación de daño en valores aceptables, ii) se minimizara el riesgo de falla en lanzamiento por la no detección de fallas en componentes o en el ensamblado, y iii) se cumplieran los requerimientos mínimos de calificación y aceptación

La equivalencia entre distintos ensayos dinámicos y el correspondiente daño acumulado no es en general estimable en forma directa. Por ejemplo, es posible definir espectros equivalentes de excitaciones aleatorias ("random"), acústicas, senoidales y de espectro de respuesta, pero esta última no contiene información de la energía involucrada, y deben ser tomadas con reserva. En nuestro caso, se decidió aplicar el método de la potencia inversa a las cargas aleatorias.

Finalmente se definieron los pasos que cumplieran con estas restricciones, obteniéndose un producto que ha sobrevivido exitosamente las sollicitaciones del lanzamiento y tiene un funcionamiento correcto en órbita.

2 DESCRIPCIÓN DE LA SITUACIÓN AL MOMENTO DE LA FALLA

Al momento de detectarse el inadecuado nivel de confiabilidad del convertidor DC/DC de la caja ACE, ya se habían realizado la calificación estructural a nivel componente (caja

prototipo de ingeniería o EQM), la aceptación estructural del modelo de vuelo (caja de vuelo), la calificación estructural a nivel sistema (satélite completo) y se estaba completando la calificación térmica a nivel sistema (ensayo de termovacío sobre el satélite completo).

Se describen las verificaciones realizadas en los siguientes puntos 2.1, 2.2, 2.3, 2.4

2.1 Calificación cuasiestática

La calificación cuasiestática se realizó por análisis estructural, utilizando un modelo de elementos finitos (FEM), y aplicando un factor de seguridad global $SF = 2$, lo que cumple con los requerimientos de la Agencia Espacial Europea (ESA, 2002) y del lanzador, obteniéndose márgenes de seguridad positivos. Se indica la geometría utilizada en la Figura 1.



Figura 1: Geometría de la ACE usada como base del modelo FEM

El modelo FEM, de aproximadamente 375.000 elementos, se muestra en la Figura 2.

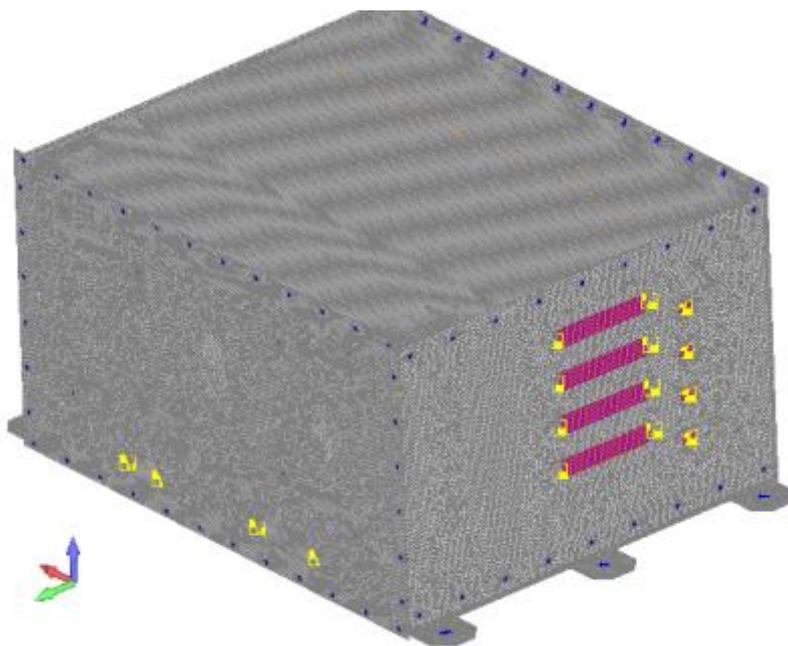


Figura 2: Visión general de la malla del FEM

La carga cuasiestática aplicada al FEM de la ACE completa, así como al FEM detallado de una placa de electrónica típica, se basan en una curva MAC (Curva Masa-Aceleración) típica, como la indicada en la Figura 3.

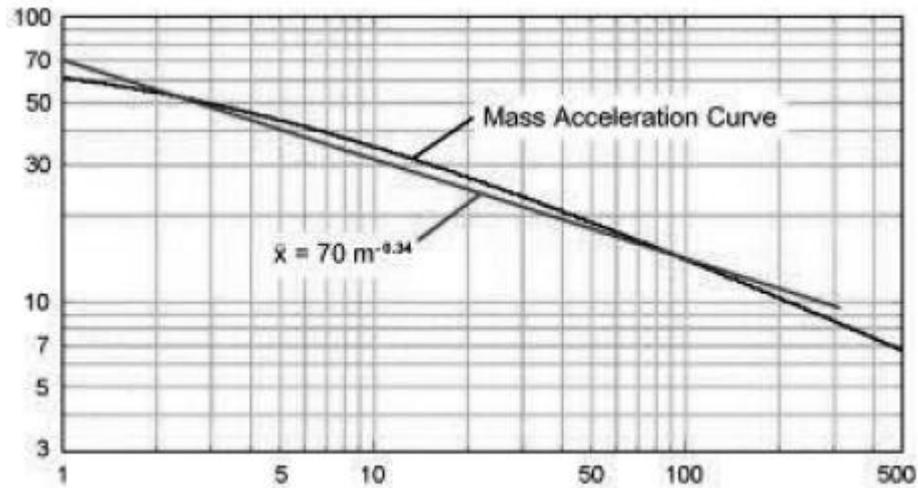


Figura 3: Cargas cuasiestáticas límites genéricas aplicables a componentes (aceleración, g vs masa, kg)

Los márgenes de seguridad resultan positivos para todo el modelo (Figura 4).

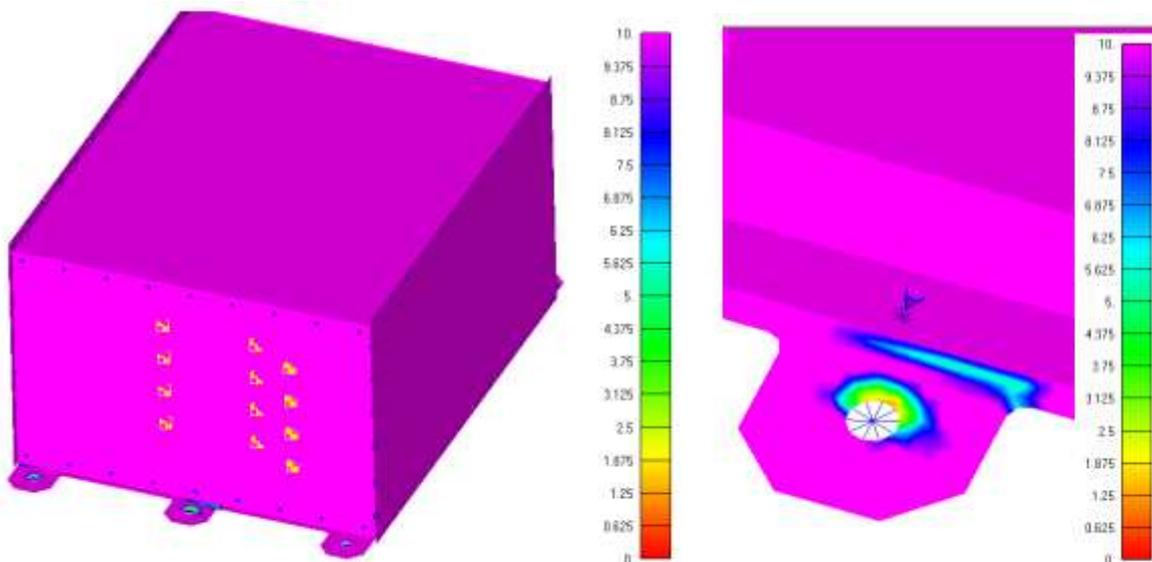


Figura 4: Márgenes de seguridad en todo el modelo, y detalle

El cambio de convertidor implica una modificación no significativa de las propiedades de masa de la caja, siendo la diferencia total de masa de aproximadamente un 0,4 %. Por lo tanto la calificación estática sigue siendo válida de acuerdo a la norma aplicada.

2.2 Calificación senoidal y aleatoria

La calificación se realizó mediante ensayos senoidales y aleatorios sobre la caja ACE EQM. La carga más relevante para nuestro caso es la carga aleatoria, de la que se indican los distintos niveles evaluados para la recalificación en la Figura 5, en la que se indican la densidad espectral de aceleración (ASD) de la especificación original del ensayo sobre el

EQM en dirección normal al plano de sujeción (out of plane, OP) y en las direcciones paralelas (in plane, IP), los valores reales medidos en el ensayo a nivel sistema en las tres direcciones, y el espectro de recalificación que cubre esas cargas medidas, así como la verificación de ensamblado y fabricación (workmanship).

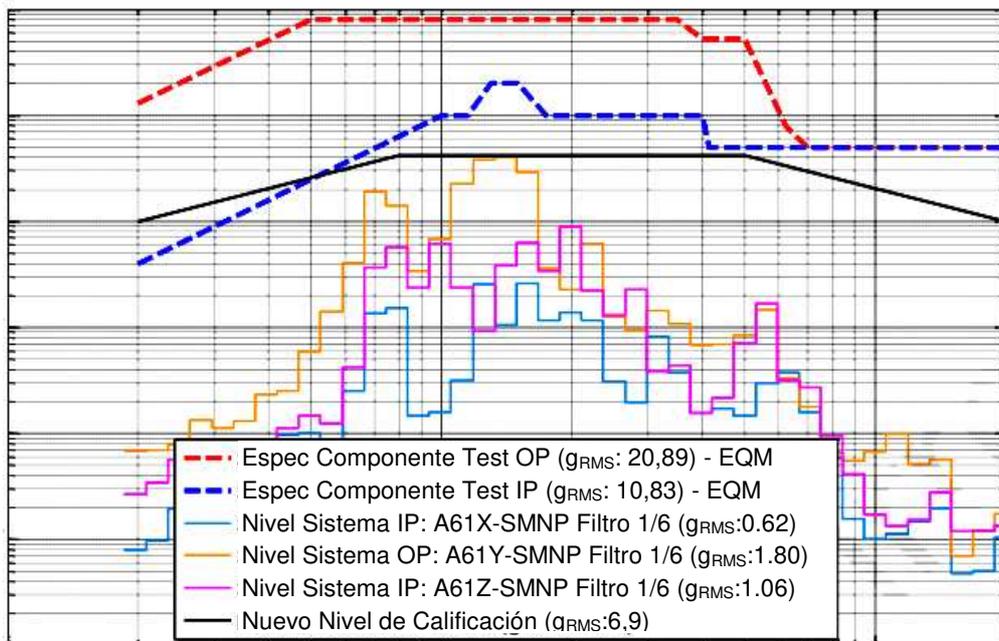


Figura 5: Niveles de cargas de calificación aleatoria de la ACE (ASD vs frecuencia)

2.3 Calificación de shock

Se sometió a la caja a un ensayo de shock mediante un ensayo de medio seno en mesa vibratoria (shaker), generando un espectro similar o superior al requerido (Figura 6).

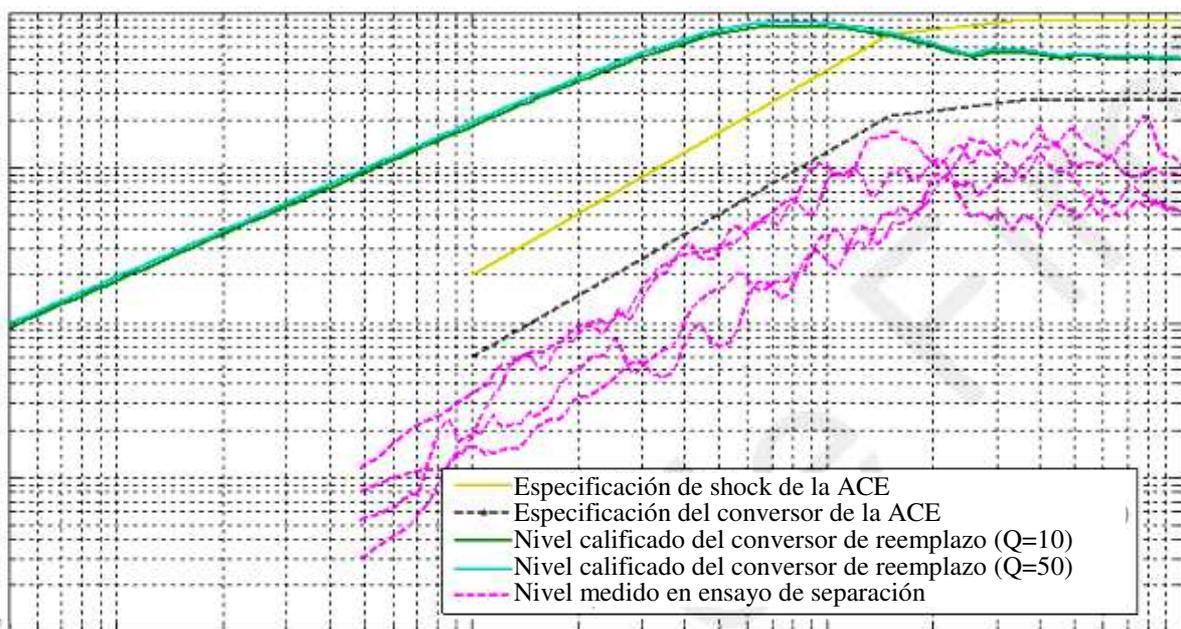


Figura 6: Cargas de calificación a shock de la ACE (aceleración vs frecuencia)

2.4 Necesidad de recalificación

La remoción de la ACE del satélite de vuelo, la apertura de la caja para el cambio de conversor DC/DC, y el rearme, plantea la necesidad de verificar el cumplimiento de los requerimientos estructurales de carga estática, senoidal, aleatoria, shock y ensamblado (workmanship) a cada uno de los tres niveles:

- Componente electrónico (conversor)
- Caja ACE
- Sistema (satélite completo)

La repetición completa de ensayos a cada nivel de ensamblado implica no sólo un elevado perjuicio en tiempo y costo, sino también un riesgo considerable por el aumento de daño acumulado sobre los componentes y por la manipulación excesiva de todo el sistema. Se hace necesario por lo tanto evaluar cuál es la estrategia óptima que permita cumplir con los requerimientos y a la vez mantener el riesgo acotado a valores aceptables o mínimos.

3 DAÑO EQUIVALENTE

Para la definición de la estrategia de recalificación, por lo tanto, se realizó una evaluación de daño equivalente acumulado, incluyendo los ensayos ya realizados, y según distintas estrategias posibles. Se cubrieron dos aspectos para este análisis:

- Daño equivalente: Método de la Ley de la Potencia Inversa
Se aplica según la metodología de NASA (National Air and Space Administration) (NASA, 2001)
- Recalificación estructural: Análisis FEM
Se califica por análisis estructural la integridad de las nuevas configuraciones de la placa modificada.

El estudio de daño equivalente comprende a los dos equipos, el Modelo de Calificación de Ingeniería (EQM) y el Prototipo de Vuelo (PFM).

En la cuantificación en tiempo del daño equivalente se incluyeron los ensayos aleatorios a nivel componente y el ensayo acústico a nivel sistema.

3.1 Etapas del análisis

Para llegar a la determinación de la estrategia preferida de recalificación, se realizaron los siguientes pasos:

- Identificación de los ensayos ya realizados sobre el componente ACE-PFM por eje.
- Determinación de los posibles ensayos a realizarse sobre el componente ACE-PFM de interés por eje, incluyendo las sollicitaciones de vuelo (lanzamiento)
- Traducción de todos los niveles y duraciones de ensayo a uno equivalente de calificación por eje
- Cálculo del tiempo acumulado de ACE-PFM incluyendo el tiempo de lanzamiento (t_{PFM}) y comparación con el tiempo de referencia conocido para ACE-EQM (t_{EQM}).

Se cuantifica el daño acumulado (t_{PFM}).

Si $t_{PFM} < t_{EQM}$:

- Realización de los ensayos faltantes en PFM:
Workmanship / aceptación a nivel componente
- Realización de ensayo de calificación en EQM
Calificación de prototipo EQM a nivel componente

Si $t_{PFM} > t_{EQM}$:

- Realización de los ensayos faltantes en PFM:
Workmanship / aceptación a nivel componente
- Realización de ensayo de calificación en EQM
Calificación de prototipo EQM a nivel componente con tiempo necesario para que se cumpla $t_{PFM} < t_{EQM}$

En todos los casos se debe verificar que el margen de seguridad (MoS) es positivo.

El flujo de análisis se ilustra en la Figura 7.

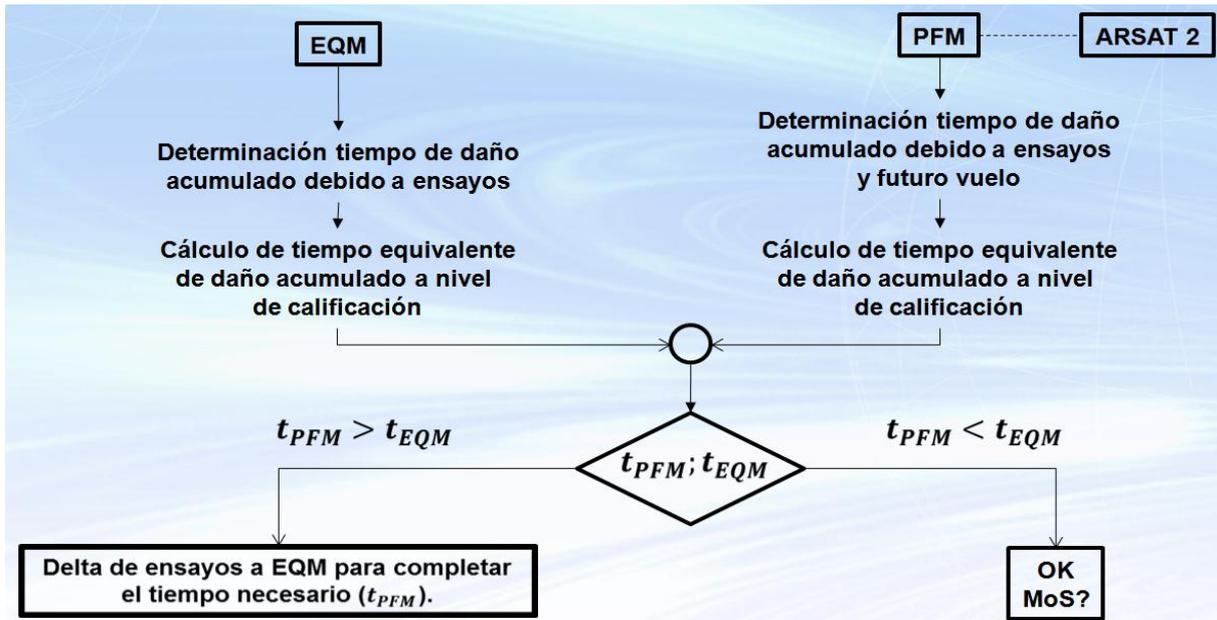


Figura 7: Flujo de análisis de estrategia.

3.2 Aplicación del método de la ley de la potencia inversa

El tiempo remanente T_F para hardware sometido a excitaciones dinámicas estacionarias con valor medio cero y desviación standard σ_x se define mediante la Ec. (1), donde B y c son constantes que dependen del tipo de hardware.

$$T_F = c \sigma_x^{-b} \tag{1}$$

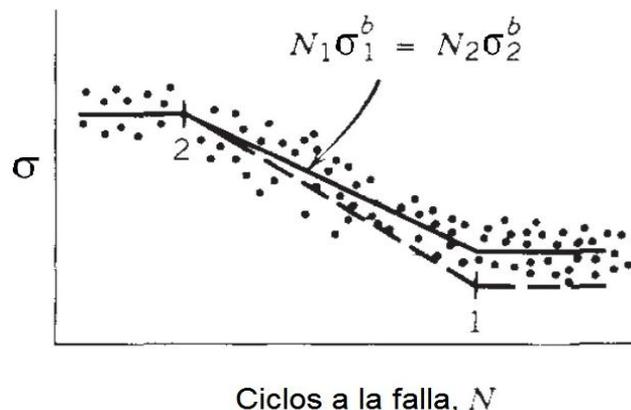


Figura 8: Correlación de daño y ciclos.

La equivalencia en tiempos T_1 y T_2 para dos niveles *rms* (valores medios cuadráticos, σ_1 y σ_2) de cargas dinámicas, suponiendo que tienen el mismo contenido espectral, queda determinada por la Ec. (2).

$$T_2 = T_1 \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_2} \right)^b \quad (2)$$

En términos de *rms* de los autoespectros de las excitaciones:

$$t_{eq \text{ calif.}} = t_{nivel 1} \left(\frac{G_{rms \text{ nivel 1}}}{G_{rms \text{ calif.}}} \right)^b \quad (3)$$

Para la determinación del exponente b , hay diferentes propuestas en función de las aplicaciones y el grado de conservatividad que se desee o necesite. Se tienen valores desde 2, pasando por 4 (NASA, 2001) hasta 7,5 u 8 (MIL-STD, 2008). En nuestro caso, se adopta conservativamente:

$$b = 2 \quad (4)$$

Por otro lado, de acuerdo a las definiciones dadas en el punto anterior, se tiene:

$$t_{PFM} = t_{PFM \text{ ensayo eq}} + t_L \quad (5)$$

$$t_{EQM} = t_{EQM \text{ ensayo eq}} \quad (6)$$

donde t_L es el tiempo equivalente al evento de lanzamiento, y el sub-subíndice "ensayo eq" se refiere al tiempo equivalente acumulado en los ensayos en tierra.

En la [Tabla 1](#) se indican los valores de tiempo equivalente obtenidos para los modelos de vuelo de ARSAT-1 y ARSAT-2.

En la [Tabla 2](#) se indican los valores finales obtenidos y los márgenes de seguridad correspondientes, calculados en función del tiempo demostrado de resistencia en el EQM y el tiempo equivalente acumulado en el PFM.

Estos tiempos equivalentes se calcularon usando los siguientes datos de entrada:

- Nivel grms de referencia a nivel componente: Eje paralelo 10,46 grms
Eje perpendicular 20,85 grms
- Ambientes y tiempos para lanzamiento: $t = 200$ s
(acústico a nivel sistema, 0 dB, para todos los ejes)

T_{eq} a 0 dB	Eje		
	Paralelo 1 (X)	Perpendicular (Y)	Paralelo 2 (Z)
ACE ARSAT 2 - PFM	102	69	107
ACE ARSAT 1 - PFM	138	102	111

Tabla 1: Tiempo equivalente [s] a 0 dB (lanzamiento) - Ensayos componente + Acústico + Lanzamiento

(T _{eq} EQM - T _{eq} PFM) a 0 dB	Eje		
	Paralelo 1 (X)	Perpendicular (Y)	Paralelo 2 (Z)
Sin calificación a EQM con nuevos convertidores [s]	32	79	16
MoS	0,31	1,15	0,15
Con calificación a EQM con nuevos convertidores [s]	160	199	144
MoS	1,58	2,90	1,35

Tabla 2: Tiempo equivalente [s] y MoS (Márgenes de Seguridad) para ACE PFM - ARSAT 2

Respecto de los tiempos equivalentes acumulados a nivel de calificación, se observa que el PFM ha acumulado menos tiempo de daño que el EQM.

Una posterior campaña de calificación para el EQM proporciona un margen mucho más amplio respecto al PFM, dejando un excedente de tiempo de por lo menos 144 s a nivel calificación en el eje más solicitado.

4 ESTRATEGIA DE RECALIFICACIÓN

En base al análisis precedente, se decidió adoptar una estrategia de recalificación que cumple con los requerimientos y condiciones definidas previamente.

La estrategia de recalificación propuesta se muestra en la Figura 9, y define el plan de verificación y validación mecánica para la caja ACE con los nuevos convertidores DC/DC, incluyendo los análisis y ensayos a ser realizados en ambas cajas, EQM y PFM. En la figura se resumen los pasos ya realizados al momento en el que se decidió el reemplazo de componentes, y los pasos propuestos a realizarse.

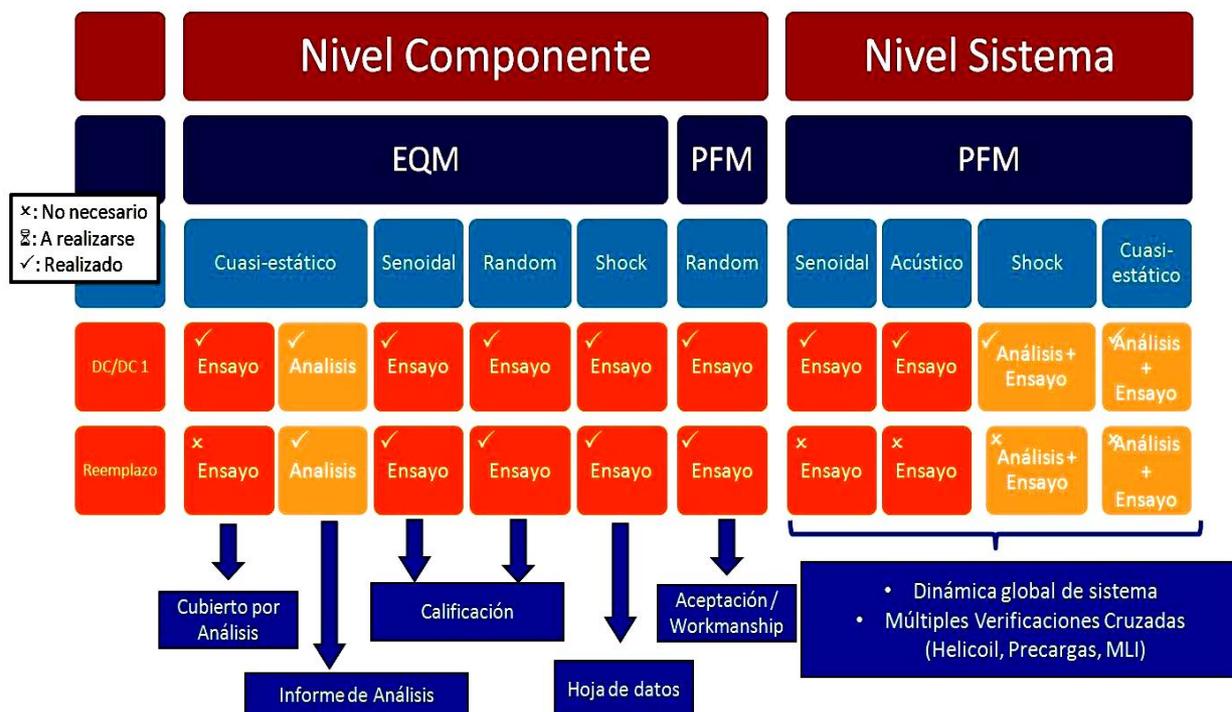


Figura 9: Estrategia adoptada

Esta estrategia permite cumplir los requerimientos mínimos de calificación, sin provocar un daño acumulado innecesario en los componentes de vuelo, y con un margen de confianza significativo en la resistencia demostrada de la ACE.

5 CONCLUSIONES

Se describe el proceso de análisis y ensayo realizado y propuesto para la recalificación de la caja ACE del proyecto ARSAT-2, con especial énfasis en el análisis de daño acumulado.

La estrategia de recalificación definida permite obtener una estructura calificada a nivel componente y a nivel sistema, con un margen razonable de seguridad y una confianza en una vida útil remanente significativa para soportar las cargas de lanzamiento y tener un funcionamiento correcto en órbita.

REFERENCIAS

- NASA-HDBK-7005 - "Dynamic Environmental Criteria" - National Aeronautics and Space Administration - Handbook, 2001
- MIL-STD-810G - "Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests" - Military Standard - U.S. Department of Defense - Standard, 2008
- ECSS-E-10-03A - "Space Engineering - Testing" - European Cooperation for Space Standardization - European Space Agency Standard, 2002