

ALGUNOS APRENDIZAJES DE 27 AÑOS DE ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE SATÉLITES

SOME LESSONS LEARNED FROM 27 YEARS OF STRUCTURAL ANALYSIS OF SATELLITES

Jorge E. Magoia^a, Marcos Franceschini^{b,1}, Luis I. Soneyra^a, Juan P. Canal^a, Carlos A. Passadore^a, Martín Arregui^a y Carlos E. Pedalino^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*Skyloom, CEO, 2612a Eighth Street, Berkeley, CA 94710, Estados Unidos de América, mark@skyloom.co, <http://www.skyloom.co>*

Palabras clave: Análisis estructural, satélites, calificación estructural.

Resumen. Se presenta un panorama de la evolución del análisis estructural de satélites, según la experiencia del Grupo de Análisis Mecánico de INVAP, desde su comienzo en 1992 con el primer satélite científico argentino, el SAC-B, hasta la actualidad, pasando por los satélites SAC-A, SAC-C, SAC-D, ARSAT-1, ARSAT-2, SAOCOM 1A, y los actuales SAOCOM 1B y Sabiamar. Se discute la evolución ocurrida con los medios de cálculo disponibles -hardware y software-, la estrategia de modelado numérico, los cambios en su relación con los ensayos de calificación estructural, las modificaciones de las exigencias de análisis en función del cambio de agencias e instituciones espaciales involucradas, del tipo de satélite y de misión (científica o comercial, y con diferente grado de recurrencia), y de la complejidad de la estructura. Se mencionan las diferencias de criterio encontradas entre distintas agencias y centros. Se concluye con algunas lecciones aprendidas en este proceso de crecimiento tecnológico espacial nacional.

Keywords: Structural Analysis, satellites.

Abstract. This document provides an overview of the evolution of structural analysis of satellites, according to the experience of the Mechanical Analysis Group at INVAP S.E., starting with SAC-B, the first Argentinean scientific satellite in 1992, and continuing with SAC-A, SAC-C, SAC-D, ARSAT-1, ARSAT-2, SAOCOM 1A, to present-day SAOCOM 1B and Sabiamar. The trends in available calculation tools – hardware and software – are discussed, as well as the numerical modeling strategy, changes in its relation to structural qualification testing, changes in analysis requirements according to the different space agencies and institutions involved and to the type of satellite and mission in question (scientific or commercial, and with different degrees of recurrence), the complexity of the structure. Different criteria across agencies and centers, and finally some lessons learned along this space technology growth process in the country are also mentioned.

¹ El trabajo aquí incorporado fue desarrollado durante su pertenencia a INVAP S.E.

1 INTRODUCCIÓN

Desde el inicio en firme de las actividades aeroespaciales de INVAP S.E., en 1992, se avanzó en el campo del modelado y análisis estructural de satélites, y de los ensayos de calificación de los mismos, que fue incorporando nuevas herramientas, conceptos y prácticas.

El inicio de esta práctica se realizó con una reconversión de capacidades de análisis estructural aplicados principalmente a reactores y equipamiento nuclear, mediante el asesoramiento de la NASA (National Aeronautics and Space Administration) a través de su centro GSFC (Goddard Space Flight Center), para la misión SAC-B de la entonces recientemente creada CoNAE. En el aspecto estructural, se desarrolló el diseño mecánico de la estructura primaria de satélites, estructuras secundarias, equipos y componentes espaciales. La evolución de estas actividades implicó el crecimiento en experiencia implicados por:

- La creciente complejidad de los satélites
- Las diferencias de criterios entre diferentes interlocutores en NASA (GSFC, JPL)
- La diferente aproximación y requisitos de los lanzadores (Pegasus, Delta II, Ariane, SpaceX)
- La diferencia de aplicaciones y enfoques entre las agencias de EEUU (NASA) y Europa (ESA - European Space Agency)
- La diferencia de criterios aplicables a misiones científicas y misiones comerciales (satélites geoestacionarios de comunicaciones)

La aplicación del modelado numérico al área espacial presenta similitudes y diferencias con el área nuclear. Las diferencias más significativas son fáciles de notar, tales como el énfasis en la optimización de masa o el diferente rango de frecuencias estructurales en los que se debe realizar el análisis numérico ([Figura 1](#)).

La necesidad de mantener a la estructura satelital dentro de límites que permitan mantener un costo razonable de fabricación y lanzamiento, lleva a algunos compromisos no siempre sencillos de resolver. Algunos ejemplos de los enfoques aplicados son:

- Las estructuras nucleares en general permiten refuerzos que saquen a los modos globales de vibración fuera de las frecuencias de mayor excitación sísmica. En el caso de los satélites se pueden encontrar zonas de excitación en rangos significativamente más elevados, de manera que solucionar un problema estructural rigidizando una estructura, puede ser contraproducente. El problema es más complejo si el lanzador no está definido aún, y deben compatibilizarse diferentes zonas de frecuencia.
- La masa de estructuras y componentes espaciales interviene de maneras a veces conflictivas entre sí: una masa más baja puede bajar el costo de lanzamiento y disminuir las sollicitaciones debidas a aceleraciones de baja variabilidad, pero también puede mover las frecuencias a rangos de frecuencias con mayores niveles de excitación.
- Todo el proceso de ingeniería de una misión espacial suele tener una mayor formalización de requerimientos y mayor número de hitos de revisión (ver [Figura 2](#)) que lo habitual en proyectos nucleares de reactores de investigación y/o producción de radioisótopos. En este caso se incorporaron algunas metodologías espaciales a proyectos nucleares. Por otro lado, un excesivo énfasis en formalidades y revisiones puede llevar a un aumento de costos que no se vea reflejado en una mayor confiabilidad o eficiencia de la misión.

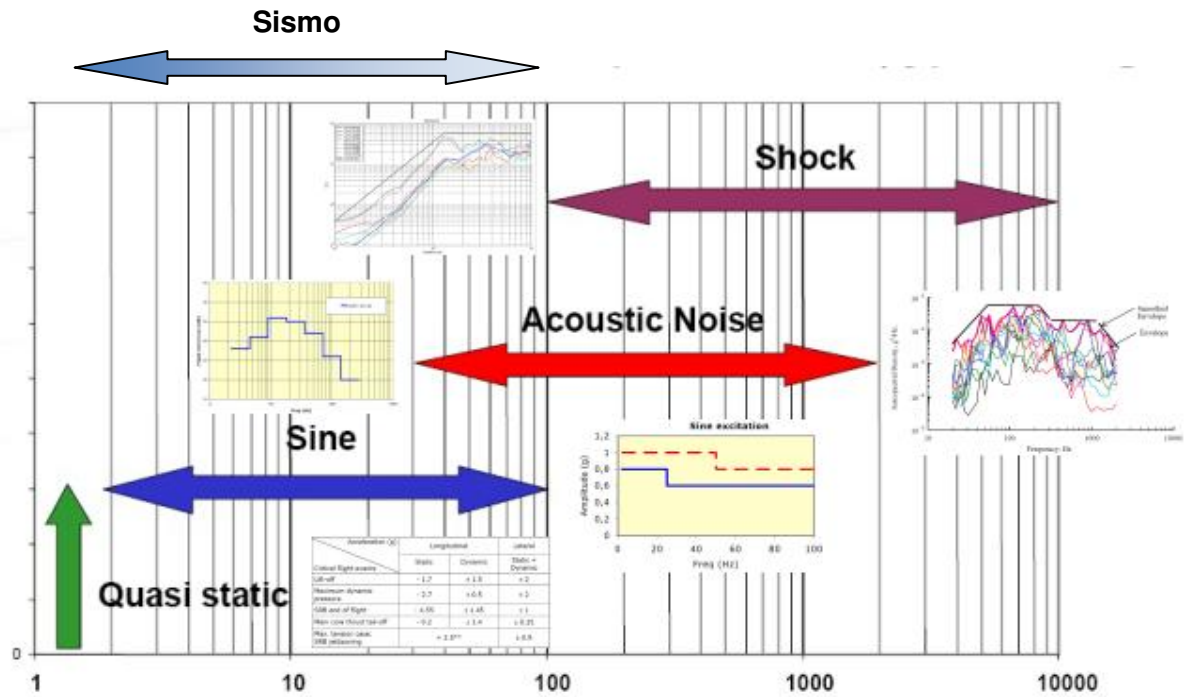


Figura 1: Rangos de frecuencia de distintos tipos de carga

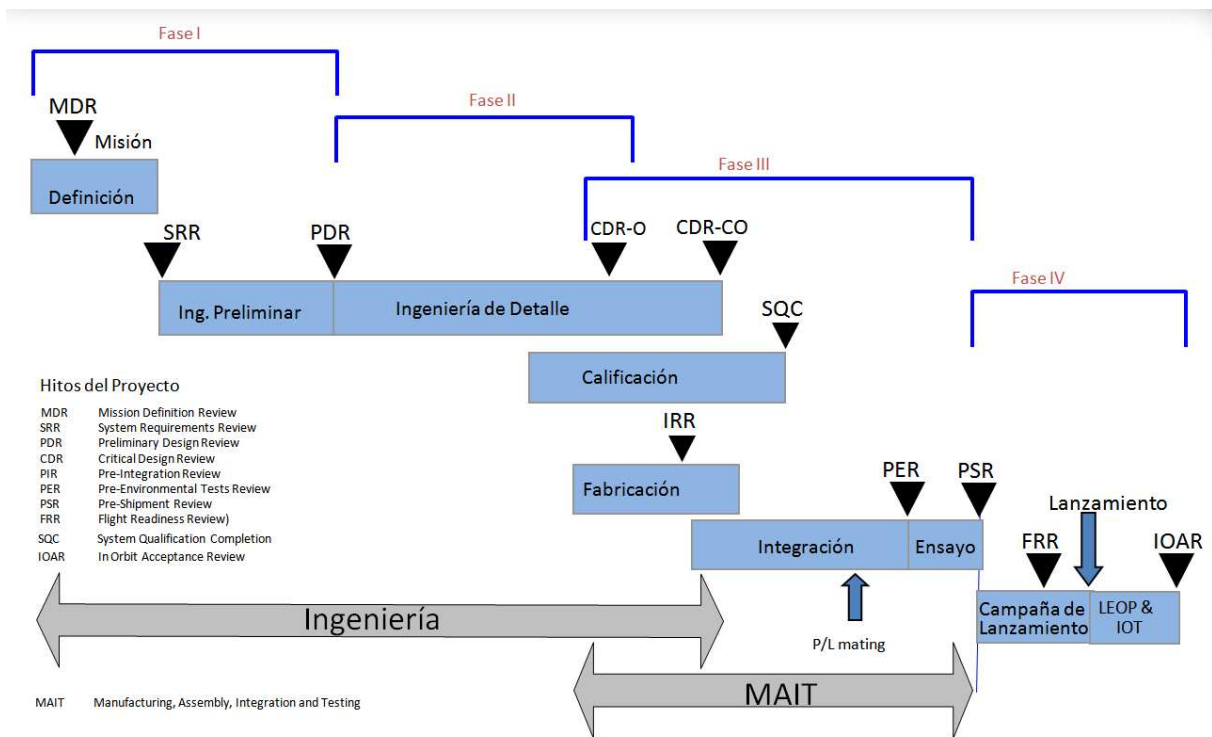


Figura 2: Fases con hitos de revisión de un proyecto satelital.

2 COMPLEJIDAD DEL SATÉLITE

El tamaño y complejidad de los requerimientos que la estructura del satélite debe cumplir, y por lo tanto los requerimientos de fabricación, ensamblado, modelado y análisis estructural, y ensayo, influyen en las decisiones de diseño a poner en práctica.

Ejemplos de factores que influyen estas decisiones de diseño son:

- Exigencias del uso de sandwich de honeycomb y de insertos, respecto de la confiabilidad estadística de la resistencia utilizada, frente a soluciones más robustas, simples y predecibles, como el uso de vigas y placas perforadas. Para los casos más habituales de satélites pequeños (más de 100 kg) medianos y grandes, se prefiere la primera opción.
- Exigencias de diferentes tipos de uniones estructurales, tales como el uso de "manos" (edge-clamps), frente al uso de esqueleto y tapas, o de tapas y plataformas unidas directamente entre sí.
- Dificultades derivadas del uso de materiales con diferencias significativas en su comportamiento termoelástico, tales como aluminio y compuesto de carbono.
- Solicitaciones derivadas de la geometría del satélite, como en el caso de grandes superficies que son sensibles a la excitación acústica y donde se deben aislar o resolver cargas aleatorias elevadas sobre algunos componentes.
- La necesidad de definir y analizar equipos de soporte para ensayos en tierra, que permitan simular el ambiente de un satélite diseñado para funcionar en el espacio. Esto ocurre para casos diversos como despliegues o pruebas en termovacío.

En todos estos casos, se debe llegar a una solución de compromiso adecuada y favorable entre el mayor o menor énfasis en modelado numérico o en ensayos, de forma de poder asegurar la confiabilidad requerida para el satélite. La utilización de elementos sólidos, materiales o comportamientos no lineales debe ser cuidadosamente analizada y sistematizada tanto para la definición de la estructura como para el procesamiento de resultados ([Tempone et al, 2015](#))

3 FILOSOFÍA DE FACTORES Y MÁRGENES DE SEGURIDAD

Diferentes agencias espaciales poseen diferentes filosofías respecto de los factores de seguridad y márgenes que se deben requerir en el caso de análisis y ensayos de satélites.

Nuestro trabajo con diferentes centros espaciales de NASA (de Estados Unidos) y con la ESA (Agencia Espacial Europea) debió adaptar los criterios de requerimientos desarrollados en INVAP a las metodologías y normativas particulares de cada misión, según la agencia interviniente.

Un caso particular lo constituyen las misiones "man-rated" en donde están involucradas vidas humanas, y donde los requerimientos de análisis son más exigentes, particularmente en lo referido a mecánica de fractura y propagación de fallas. Ese fue el caso del segundo satélite, lanzado desde el transbordador espacial

4 RIESGO RELATIVO DE ENSAYO Y ANÁLISIS NUMÉRICO

Diferentes instituciones y agencias espaciales tienen valoraciones distintas del riesgo de ensayar o de no ensayar. Hemos encontrado que un centro espacial de NASA con una experiencia de algunas fallas de satélites durante los ensayos -principalmente por fallas de procedimiento durante los ensayos, tanto referentes al ensayo en sí como a la verificación de los dispositivos y equipamiento de ensayo-, prefiere evitar todo ensayo con menor capacidad de control, como los ensayos de barrido senoidal, y confía más en un análisis detallado con validaciones parciales con ensayos limitados en rango y nivel.

Otros centros de la misma agencia ([NASA, 2013](#)) confían menos en los análisis y modelados numéricos, aplicando factores de seguridad más altos para verificación por análisis (2,6 para carga última), y prefiriendo ensayos a mayores niveles y rangos de frecuencia más comprensivos.

Asesores con experiencia en la verificación estructural con la misma agencia espacial (ESA), tienden a veces a descartar de plano cualquier posibilidad de calificación por análisis, mientras que otros lo aceptan sin innecesarias restricciones y exigencias (por ejemplo, aplicando un factor de 2,0 para calificación a carga última).

Las autoridades de aplicación -y frecuentemente las empresas responsables del lanzamiento- suelen requerir ensayos para todas las etapas de calificación, maximizando la verificación experimental, algo que es razonable para la disponibilidad de facilidades y recursos de ensayo de los países desarrollados, pero resulta a veces directamente inviable en el caso de nuestro país.

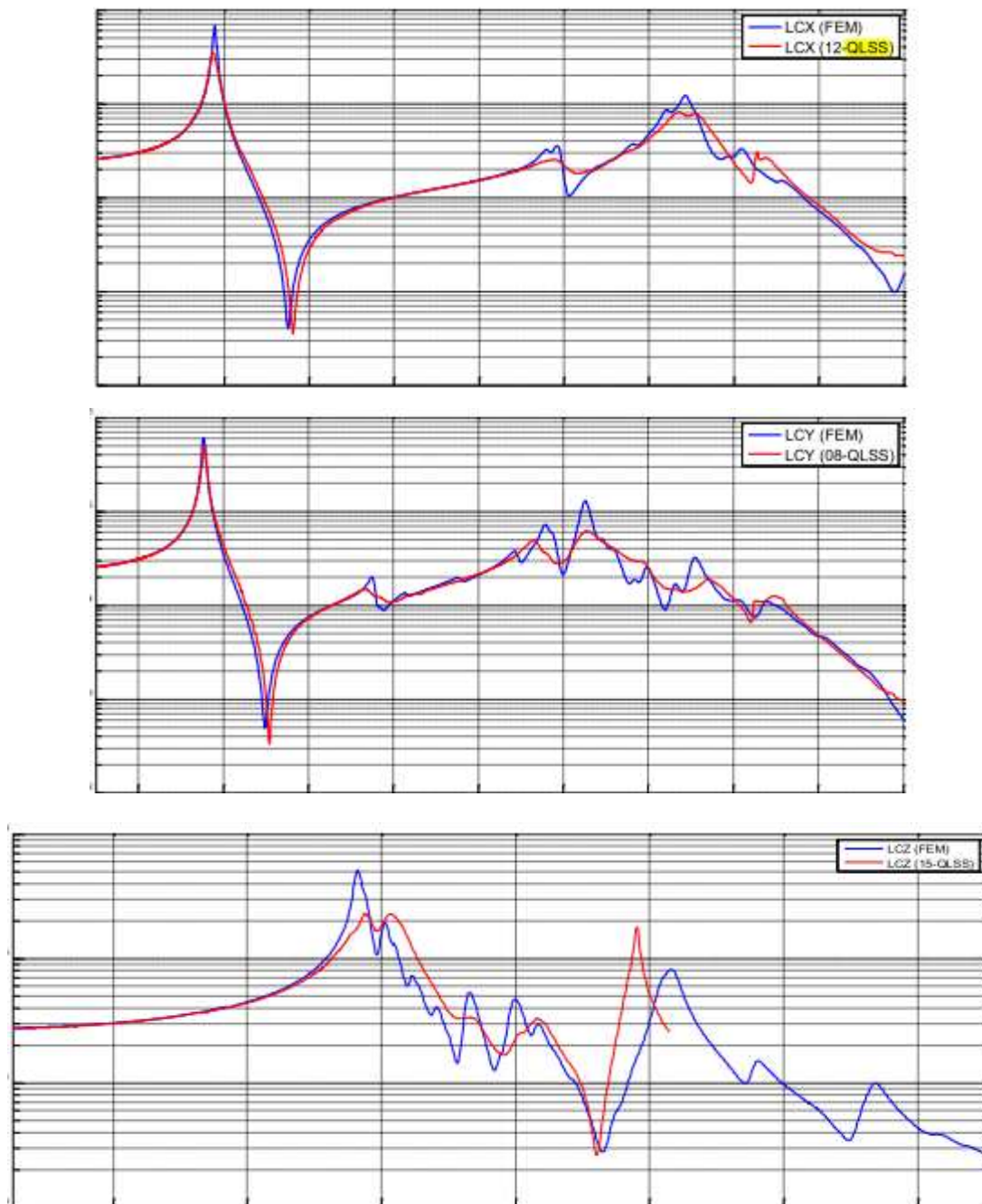


Figura 3: Comparación de respuestas numéricas (FEM) y de ensayo de un satélite de comunicaciones - Fuerza en función de la frecuencia

Se enumeran a continuación algunas metodologías que se fueron incorporando para bajar el riesgo del proceso de calificación.

4.1 Limitación de Fuerza

A partir del SAC-D, se comenzó a utilizar la limitación de fuerza ("force limiting") transmitida en la base del satélite, mediante la incorporación de dispositivos de medición de fuerza en la interfaz entre el satélite y la mesa vibratoria. Esta metodología está justificada por el hecho de que la relación de masas entre una carga útil y la estructura que la soporta (por ejemplo un satélite y su lanzador) limita la amplificación real que puede sufrir esa carga útil, acotando la fuerza que se puede transmitir, en general por debajo de la que la mesa vibratoria puede impartir, que en la práctica equivale a una masa infinita. Este método es considerablemente más confiable y simple que la derivación de límites por análisis FEM.

La ecuación básica para force limiting en un ensayo de carga aleatoria ("random") es:

$$\begin{array}{l|l} f < f_0 & S_{FF} = C^2 * M_o^2 * S_{AA} \\ f \geq f_0 & S_{FF} = C^2 * M_o^2 * S_{AA} * (f_0/f)^2 \end{array} \quad (1)$$

Nota: f es la frecuencia considerada, f_0 la frecuencia del primer modo global (o el último de un primer grupo de modos globales, si presentan masas efectivas y respuestas semejantes), S_{FF} es la densidad espectral de fuerza, C es una constante adimensional que depende de la configuración, M_o es la masa total del equipo ensayado, y S_{AA} es la densidad espectral de aceleración. El valor de C^2 puede derivarse usando la metodología de NASA (NASA, 2003)

4.2 Limitación de carga senoidal

Al crecer el tamaño y masa de los satélites, se complejizó la utilización de la limitación ("notching") de perfiles senoidales de calificación, debido a la mayor complejidad del comportamiento dinámico y de las posibles resonancias resultantes a los niveles de partes de la estructura principal, estructuras secundarias, equipos y partes de equipos.

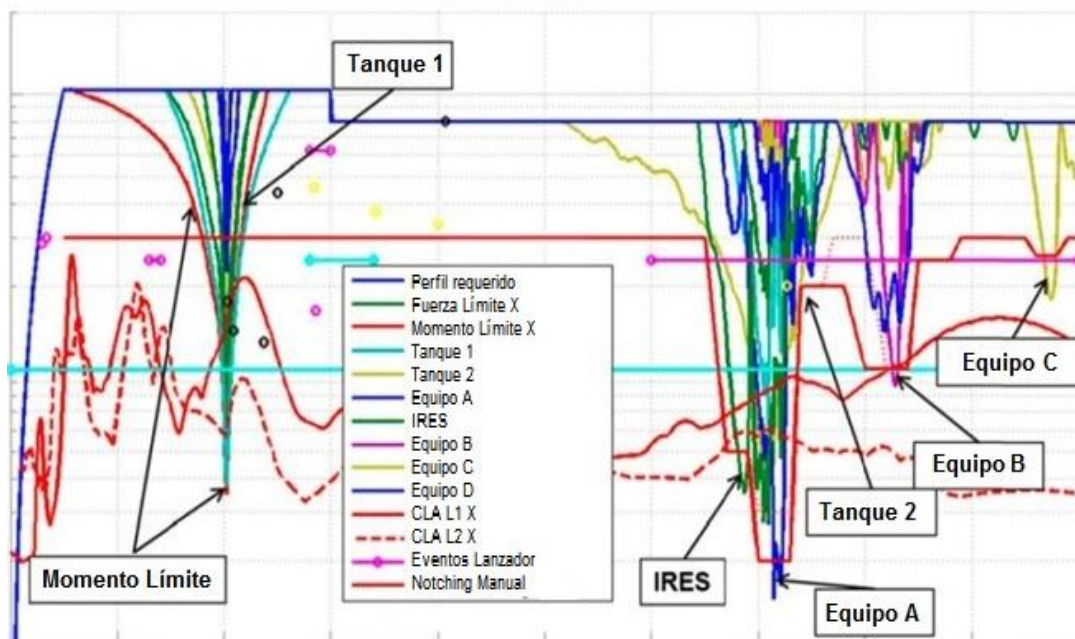


Figura 4: Ejemplo de perfil de limitación de carga senoidal - Aceleración en función de la frecuencia

La necesidad de modelos FEM más detallados y su ajuste o sintonización con datos experimentales se fue volviendo más crítica. Se puede ver en la [Figura 4](#) un ejemplo típico de perfil de notching, incluyendo limitación por fuerza de interfaz, limitaciones manuales programadas y limitaciones automáticas alimentadas por mediciones de aceleraciones.

4.3 Limitación (notching) de carga acústica

Al pasarse a satélites de mayor tamaño, y por lo tanto mayor sensibilidad a la carga acústica, aumentó el esfuerzo de análisis dedicado a la predicción de carga aleatoria sobre los componentes del satélite. El análisis detallado de la transmisión de la excitación acústica a aleatoria mostró que no era posible asegurar que los componentes no superaran la capacidad demostrada de soportar esas cargas.

La posibilidad de pedir al lanzador la reducción de la carga acústica en determinados rangos de frecuencia aparece debido principalmente a dos factores:

- El espectro acústico especificado por el lanzador es una envolvente que ignora los picos y valles de los espectros realmente medidos dentro de la cofia del lanzador
- Cuando el satélite es parte de un lanzamiento dual, y es el que va dentro del adaptador inferior

4.4 Capacidades de cómputo

En todos estos casos, es posible tener un soporte cada vez más amplio en el análisis numérico, con la evolución de las capacidades de cálculo. Se ilustra en la [Figura 5](#) el crecimiento del tamaño de los modelos FEM de detalle del satélite completo.

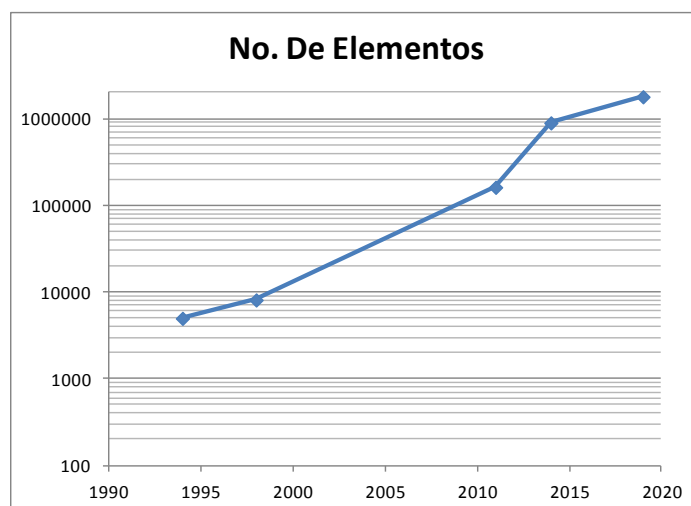


Figura 5: Evolución del tamaño de los modelos FEM de detalle

5 DIFICULTADES CON PROVEEDORES EXTERNOS

La inclusión en los proyectos de proveedores provenientes de países de importante trayectoria en el área aeroespacial, no excluye la posibilidad de errores y la necesidad de un trabajo de verificación y seguimiento muy preciso, involucrando en ocasiones un proceso engorroso de negociación con el proveedor. Así lo comprobamos en casos como:

- La provisión de panel solar para el SAC-C
- La provisión de antena según metodología "de estantería" para el ARSAT-2

- Los formatos de intercambio de modelos - modelos reducidos
- La falta de convergencia de las cargas dadas por el lanzador

La actitud crítica es esencial, incluso ante el asesoramiento de expertos con una historia de larga experiencia en este campo, ya que no siempre están suficientemente actualizados con nuevos procedimientos, o pueden presentar una hostilidad no justificada técnicamente ante metodologías que se aparten de lo habitual en los proyectos de los países y agencias con los que han interactuado. Nuestra experiencia muestra que se puede confiar en las capacidades y criterios de los profesionales argentinos, y en ocasiones ha terminado prevaleciendo técnicamente su propuesta por sobre la oposición firme de expertos extranjeros.

6 ALGUNOS APRENDIZAJES GENERALES

Durante el camino recorrido en estos 27 años, hubo variadas experiencias según los tipos de misión satelital, las agencias involucradas, las exigencias de los clientes, el cambio de las tecnologías, como se ha descrito, así como algunas conclusiones generales, de las que se pueden citar algunas:

- La cantidad del análisis necesario para diseños nuevos presenta baja flexibilidad si no se desea bajar la calidad o aumentar el riesgo de la misión, y no responde a las necesidades comerciales o políticas que aparecen como restricciones o presiones externas.
- Las exigencias aplicadas al análisis provenientes de agencias y asesores frecuentemente responde a causas no técnicas, tales como desconocimiento de los antecedentes, prejuicios, temores subjetivos debido a sucesos históricos acaecidos en la agencia, etc. Hemos encontrado que las capacidades desarrolladas en el país son adecuadas, si bien es posible adaptarse a las características del cliente en ocasiones, y en otras es necesario invertir en un esfuerzo extra -no justificado técnicamente- para que sea aceptado un enfoque presentado desde nuestro grupo
- La disponibilidad de herramientas de cálculo cada vez más poderosas no debe dejar nunca de lado la utilización de cálculos manuales simplificados que respondan a una comprensión conceptual clara de los fenómenos estructurales involucrados
- Los requerimientos de calificación provenientes del lanzador no son homogéneos, abarcando desde el cumplimiento de requerimientos mínimos que no pongan en riesgo la integridad del cohete, hasta el pedido comprensivo de la demostración de la adecuada calificación estructural de todos los componentes. Se debe considerar cada situación con cuidado, para que la calificación no carezca de ninguno de los pasos necesarios para asegurar la confiabilidad de la misión.
- Existe cierta flexibilidad en la aplicación de los requerimientos de lanzamiento en cuanto a apartarse de alguna metodología habitual en la industria, siempre que esté técnicamente bien justificada y demostrada su aceptabilidad (por ejemplo en cuanto a la calificación por análisis o al notching de ambiente acústico).
- La continuidad de los proyectos es muy importante para asegurar el aprovechamiento de la experiencia acumulada por el personal. El país ha adquirido capacidades que no todo país desarrollado tiene (caso ARSAT-1), que han sido desarrolladas gracias a la alta capacidad técnica a la que contribuyó la universidad pública gratuita y por la inversión en tecnología mediante el uso inteligente del poder de compra del Estado, y deben ser valoradas.
- Mientras más complejo sea el satélite, más beneficioso es una cuidadosa revisión preliminar del balance óptimo entre análisis numérico, ensayos de partes -

especialmente para nuevos diseños- y ensayos a nivel sistema.

- La metodología de hitos y revisiones habitual en la industria es un medio valioso para detectar tempranamente en qué medida se está avanzando adecuadamente . Sin embargo, se debe evitar un posible exceso o proliferación de reuniones que obstaculice innecesariamente el avance del proyecto.
- Los proyectos realizados con distintos países, cuya realización depende de agencias gubernamentales, frecuentemente presentan cambios tardíos del proyecto técnico, debido a cambios presupuestarios y redefiniciones de prioridades técnicas que producen duplicaciones de algunas tareas durante el desarrollo del proyecto, por encima del presupuesto y cronograma original.
- La definición de criterios de muy alto nivel desde las agencias espaciales, tales como el "*faster, cheaper, better*" o la codificación detallada y unificada de requerimientos, son importantes. Sin embargo, el criterio ingenieril y la experiencia acumulada plasmada en procedimientos y documentos de requerimientos, prueban ser los aspectos críticos que definen la probabilidad de éxito de un proyecto.
- Es esencial la periódica incorporación de nuevas metodologías y herramientas de cálculo (generalmente en el sentido de adquirir nuevas capacidades de modelado dinámico o no lineal) para mantenerse en línea con las prácticas y costos que van predominando en la industria. Se vuelve cada vez más posible reducir costos utilizando programas más sofisticados y limitando y optimizando la utilización de modelos estructurales y ensayos específicos.
- La incorporación de nuevas características de diseño -tales como nuevas combinaciones de materiales o nuevos dispositivos de unión estructural- presenta desafíos propios que muchas veces no permite prever cuál será el diseño más conservativo o de menor riesgo. Esto dificulta lograr un acortamiento de cronograma mediante la realización de una evaluación preliminar simplificada en lugar de esperar al análisis más detallado.
- Cuando el lanzador no tiene suficiente herencia -en particular cuando es nuevo-, o no la tiene la configuración de lanzamiento, es conveniente cubrirse de posibles aumentos futuros de cargas, por encima de los informados.

7 CONCLUSIONES

El análisis estructural aplicado a los satélites en los que INVAP participó en el diseño y construcción desde 1992 ha evolucionado en función de los clientes, agencias involucradas, requerimientos de misión, herramientas disponibles y capacidades adquiridas.

REFERENCIAS

- ECSS-E-10-03A - "Space Engineering - Testing" - European Cooperation for Space Standardization - European Space Agency Standard, 2002
- GSFC-STD-7000A - "General Environmental Verification Standard", National Aeronautics and Space Administration - Standard, 2013
- NASA-HDBK-7004B - "Force Limited Vibration Testing", National Aeronautics and Space Administration - Handbook, 2003
- Tempone, S., Franceschini, M., and Dvorkin, E. N., Structural Models and Mechanical Tests in the Development of a Communications Spacecraft. *1st Pan-American Congress on Computational Mechanics - PANACM 2015, XI Argentine Congress on Computational Mechanics - MECOM 2015*, 1480-1496, 2015.