



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

CAMPUS D'ALCOI

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Politécnica Superior de Alcoy

Desarrollo conceptual de un tanque metálico presurizado
destinado a aplicaciones en vehículos lanzadores

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería, Procesado y Caracterización de
Materiales

AUTOR/A: Cabanes Carbonell, Manel

Tutor/a: Quiles Carrillo, Luis Jesús

CURSO ACADÉMICO: 2025/2026

RESUMEN

Desarrollo conceptual de un tanque metálico presurizado destinado a aplicaciones en vehículos lanzadores

El presente Trabajo Fin de Máster aborda el desarrollo preliminar de un tanque metálico destinado al modelo de calificación de un vehículo lanzador, integrando una perspectiva centrada en la ingeniería estructural y en la caracterización de materiales. El estudio contempla la definición de la configuración geométrica inicial del tanque y la selección fundamentada de aleaciones metálicas, sustentada en una revisión bibliográfica y en el análisis comparado de propiedades mecánicas y de procesabilidad. La investigación se focaliza en evaluar materiales candidatos considerando su resistencia específica, tenacidad, soldabilidad, compatibilidad con los procesos de fabricación previstos y su posible comportamiento frente a condiciones térmicas extremas, incluyendo si el diseño final así lo requiriese, temperaturas propias de entornos criogénicos. A partir de esta preselección se establecen los criterios estructurales que condicionan el diseño, con especial atención a los requisitos de presión interna, estabilidad frente al pandeo y adecuación a las cargas típicas de operación en vehículos lanzadores. La metodología empleada combina análisis conceptual, identificación de parámetros críticos y modelado CAD iterativo, con el objetivo de definir una arquitectura fabricable y alineada con las exigencias operativas del sistema. Asimismo, se analizan las implicaciones del procesado del material en el rendimiento mecánico final, destacando los aspectos relevantes para su futura producción e integración. Este trabajo sienta las bases para fases posteriores de dimensionado detallado, verificación estructural mediante simulación avanzada y ensayos, y optimización del comportamiento mecánico del tanque bajo las condiciones ambientales y de misión propias de un vehículo lanzador.

SUMMARY

Conceptual Development of a Pressurized Metallic Tank for Launch Vehicle Applications

This Master's Thesis addresses the preliminary development of a metallic tank intended for the qualification model of a launch vehicle, integrating a perspective focused on structural engineering and materials characterization. The study includes the definition of the initial geometric configuration of the tank and the justified selection of metallic alloys, supported by a literature review and a comparative analysis of mechanical properties and processability. The research focuses on evaluating candidate materials by considering their specific strength, toughness, weldability, compatibility with the planned manufacturing processes, and their potential behavior under extreme thermal conditions, including—if required by the final design—temperatures associated with cryogenic environments. Based on this preselection, the structural criteria governing the design are established, with particular attention to internal pressure requirements, buckling stability, and suitability under the typical operational loads of launch vehicles. The adopted methodology combines conceptual analysis, identification of critical parameters, and iterative CAD modeling, with the aim of defining a manufacturable architecture aligned with the system's operational requirements. Additionally, the implications of material processing on final mechanical performance are analyzed, highlighting aspects relevant for future production and integration. This work establishes the foundation for subsequent phases involving detailed sizing, structural verification through advanced simulation and testing, and optimization of the tank's mechanical behavior under the environmental and mission conditions characteristic of a launch vehicle.

RESUM

Desenvolupament conceptual d'un tanc metàl·lic pressuritzat destinat a aplicacions en vehicles.

El present Treball Fi de Màster aborda el desenvolupament preliminar d'un tanc metàl·lic destinat al model de qualificació d'un vehicle llançador, integrant una perspectiva centrada en l'enginyeria estructural i en la caracterització de materials. L'estudi contempla la definició de la configuració geomètrica inicial del tanc i la selecció fonamentada d'aliatges metàl·lics, sustentada en una revisió bibliogràfica i en l'anàlisi comparativa de propietats mecàniques i de processabilitat. La investigació se centra en avaluar materials candidats considerant la seua resistència específica, tenacitat, soldabilitat, compatibilitat amb els processos de fabricació previstos i el seu possible comportament davant condicions tèrmiques extremes, incloent-hi, si el disseny final així ho requerira, temperatures pròpies d'entorns criogènics. A partir d'aquesta preselecció s'estableixen els criteris estructurals que condicionen el disseny, amb especial atenció als requisits de pressió interna, estabilitat davant el vinclament i adequació a les càrregues típiques d'operació en vehicles llançadors. La metodologia emprada combina anàlisi conceptual, identificació de paràmetres crítics i modelatge CAD iteratiu, amb l'objectiu de definir una arquitectura fabricable i alineada amb les exigències operatives del sistema. Així mateix, s'analitzen les implicacions del processament del material en el rendiment mecànic final, destacant els aspectes rellevants per a la seua futura producció i integració. Aquest treball estableix les bases per a fases posteriors de dimensionament detallat, verificació estructural mitjançant simulació avançada i assajos, i optimització del comportament mecànic del tanc sota les condicions ambientals i de missió pròpies d'un vehicle llançador.

AGRADECIMIENTOS

Este Trabajo Fin de Máster no es solo el cierre de una etapa académica, sino el resultado de un año especialmente intenso. Un año de cambios, de decisiones valientes y de reajustes personales y profesionales. Tras replantear mi camino y apostar por un nuevo máster, asumí el reto de redefinir mis prioridades y adaptarme a una de las etapas más exigentes de mi vida en un periodo muy corto de tiempo. Este trabajo es, en parte, consecuencia de ese proceso. Quiero agradecer, en primer lugar, a mi madre. Por su apoyo incondicional, por su presencia constante y por esa forma suya de sostener sin imponer. Por escucharme en los momentos de duda, por confiar en mí incluso cuando yo necesitaba un poco más de tiempo para hacerlo, por su cariño diario y por enseñarme, con el ejemplo, el valor del esfuerzo, la constancia y la responsabilidad. Gran parte de lo que soy, y de lo que hoy puedo cerrar con orgullo, nace de ella. A Néstor, por acompañarme con una implicación absoluta. Por interesarse cada día por lo que hago, por celebrar conmigo los avances y por sostenerme cuando el cansancio apretaba. Su pasión, su curiosidad y su forma de vivir lo que hago casi como si fuera suyo han hecho que este camino haya sido mucho más compartido y mucho más bonito. A mi padre, por estar siempre ahí, por su apoyo firme y por su interés genuino en cada paso que doy. Saber que cuento con él ha sido, y es, una tranquilidad enorme. A mi tía Nela, por su cariño, por compartir su genética, sus consejos y su manera de acompañarme, siempre cercana y siempre atenta. A mis hermanos, Paula y Néstor, por concederme su espacio y, sobre todo, su tiempo de calidad. Por comprender mis ausencias, por hacer que los momentos compartidos valieran el doble y por contribuir a que esta etapa haya sido mucho más llevadera. A mis amigos y amigas, sobre todo a los dos Marios, a Jaime, a Pablo, a Julia y a Virginia, que han formado parte esencial de mi camino como ingeniero y de vida. Pero especialmente, en este caso, a los dos Marios, porque con ellos he compartido proyectos, retos y muchas horas de trabajo codo con codo y con quienes la ingeniería ha sido mucho más que una carrera: ha sido pasión, debate constante, ambición por hacer las cosas mejor y una motivación que se retroalimenta. Gran parte del entusiasmo que siento por esta profesión ha crecido a su lado. A Zeus, mi gran compañero de trabajo, por su sinceridad, por sus opiniones directas y por el valor que aporta a cada conversación técnica. Compartir inquietudes y reflexiones ha sido parte fundamental de este proceso. Y, por último, a Luis, mi tutor, por su capacidad de entenderme y adaptarse a mi situación con cercanía y profesionalidad. Su acompañamiento ha sido clave para dar forma a este proyecto.

Este trabajo lleva mi nombre, pero está construido sobre el apoyo, la confianza y la energía de todos vosotros. Si algo he aprendido este año es que las estructuras se calculan, los materiales se seleccionan y los diseños se optimizan; pero lo que realmente sostiene cualquier proyecto es la fuerza de quienes están detrás.

Tabla de Contenidos

RESUMEN	1
SUMMARY	2
RESUM.....	3
AGRADECIMIENTOS	4
ABREVIATURAS, SÍMBOLOS Y VARIABLES EMPLEADAS EN FORMULACIÓN	16
LISTADO DE FIGURAS	19
LISTADO DE TABLAS.....	23
I. INTRODUCCIÓN.....	24
1.1. Contexto del proyecto en el ámbito de los vehículos lanzadores	25
1.2. Justificación del desarrollo del tanque de modelo de calificación	26
1.3. Alcance del trabajo y límites del estudio	27
1.4. Metodología general seguida.....	28
II. ESTADO DEL ARTE	29
2.1. Tipologías de tanques metálicos en la industria aeroespacial	30
2.1.1. Clasificación según la integración estructural.....	30
2.1.2. Configuraciones geométricas.....	33
2.1.3. Tipologías de pared y rigidización: orthogrid e isogrid	34
2.2. Arquitectura general del tanque y subsistemas asociados	36
2.2.1. Virola y domos.....	37
2.2.2. Elementos internos y sistemas anti-slosh.....	41

2.2.3. Interfaces estructurales con el lanzador	46
2.3. Fenomenología estructural y modos de fallo que condicionan el diseño	51
2.3.1. Interacción presión interna – cargas externas	51
2.3.2. Inestabilidad estructural y sensibilidad a imperfecciones.....	52
2.3.3. Concentraciones de tensión y discontinuidades	53
2.3.4. Dinámica de fluidos y cargas transitorias	54
2.3.5. Efectos térmicos y gradientes	54
2.3.6. Modos de fallo asociados	55
2.4. Tecnologías de fabricación relevantes para tanques presurizados	55
2.4.1. Procesos de conformado de virolas y domos	56
2.4.2. Tecnologías de unión	59
2.4.3. Fabricación de estructuras rigidizadas integrales.....	60
2.4.4. Influencia de la fabricación en el comportamiento estructural.....	61
2.5. Evolución histórica y tecnológica de los materiales en tanques de lanzadores.....	62
2.5.1. Primeras implementaciones: aceros y el concepto de tanque membrana	62
2.5.2. La era del aluminio: estructuras integrales y aleaciones de la serie 2000	63
2.5.3. Aleaciones avanzadas: aluminio-litio y la optimización de masa.....	64
2.5.4. Titanio y aplicaciones específicas.....	65
2.5.5. Materiales compuestos y aplicaciones híbridas	65
2.5.6. Síntesis evolutiva.....	66
2.6. Tendencias y desarrollos recientes en tanques de vehículos espaciales	66

2.6.1. Evolución de materiales metálicos y tecnologías de unión	66
2.6.2. Soluciones híbridas y el desafío de los materiales compuestos	67
2.6.3. Optimización arquitectónica y estrategias de integración.....	69
2.6.4. Integridad estructural y tolerancia al daño.....	69
III. MARCO DE VERIFICACIÓN	71
3.1. Marco de verificación	72
3.1.1. Normativa aplicable	72
3.1.2. Entorno de cargas y condiciones de misión que gobiernan la verificación estructural	77
3.2. Cargas principales: presión interna, ciclos térmicos y solicitaciones mecánicas	80
3.2.1. Presión interna y estados tensionales asociados	80
3.2.2. Ciclos térmicos y gradientes de temperatura	82
3.2.3 Solicitaciones mecánicas externas	83
3.2.4. Combinación de cargas y verificación estructural.....	84
3.3. Requisitos de seguridad, certificación y validación.....	85
3.3.1. Clasificación de elementos estructurales críticos.....	85
3.3.2. Enfoques de diseño y certificación.....	86
3.3.3. Factores de seguridad	88
3.3.4. Procesos de validación y verificación estructural	88
3.3.5. Papel de la normativa aeroespacial.....	89
3.4. Materiales empleados en tanques de combustible para lanzadores	90
3.4.1 Aleaciones metálicas empleadas en tanques de combustible para lanzadores espaciales.....	91

3.4.2. Materiales compuestos avanzados empleados en tanques de combustible	97
3.4.3. Implicaciones para la validación estructural y los ensayos destructivos	101
3.5. Influencia del proceso de fabricación en el comportamiento mecánico	102
3.5.1. Generación de defectos en tanques metálicos	102
3.5.2. Influencia del procesamiento en tanques compuestos.....	103
3.5.3. Implicaciones para los ensayos destructivos	105
3.5.4. Variabilidad del proceso y márgenes de seguridad	105
3.6. Ensayos destructivos aplicados a tanques de combustible.....	106
IV. Ensayos destructivos aplicados al tanque.....	108
4.1. Ensayos de presión interna hasta fallo	109
4.1.1. Objetivo y fundamento en la validación estructural	109
4.1.2. Tipología de ensayos de presurización extrema	110
4.1.3. Instrumentación y metodología experimental	112
4.1.4. Modos de fallo y comportamiento del material	113
4.1.5. Interpretación de resultados y certificación.....	115
4.2. Ensayos de tracción y caracterización mecánica asociada	116
4.2.1. Objetivos y parámetros de certificación	117
4.2.2. Influencia del entorno criogénico.....	117
4.2.3. Caracterización de uniones y zonas afectadas por el calor (HAZ)...	118
4.2.4. Relación entre tracción uniaxial y comportamiento biaxial del tanque	119
4.3. Ensayos de fatiga y daño acumulado	119
4.3.1. Naturaleza de las cargas cíclicas y espectros de carga	120

4.3.2. Procedimientos de ensayo de vida a presión (<i>Pressure Cycling Tests</i>)	121
4.3.3. Influencia de defectos iniciales y daño acumulado	122
4.3.4. Mecanismos de propagación y modelos de crecimiento de grieta... ..	122
4.3.5. Certificación estructural y criterios de aceptación.....	123
4.4. Normativas y estándares aplicables	124
4.4.1. Aplicación práctica de NASA-STD-5019A en ensayos de vida y rotura	125
4.4.2. Papel de la normativa ECSS en la definición de parámetros de prueba	126
4.4.3. Soporte metodológico de estándares ASTM e ISO	126
4.4.4. Coherencia entre resultados experimentales y aceptación normativa	127
V. Mecanismos de fallo	128
5.1. Fallo dúctil y frágil en tanques presurizados	129
5.1.1. Características del fallo dúctil y respuesta bajo carga biaxial	129
5.1.2. Mecánica de la fractura frágil	130
5.1.3. Influencia de la temperatura y la microestructura	131
5.1.4. Concentradores de tensión y zonas soldadas.....	132
5.2. Iniciación y propagación de grietas	132
5.2.1. Origen y nucleación de defectos.....	132
5.2.2. Propagación estable y crecimiento subcrítico.....	133
5.2.3. Umbrales de propagación y relación de carga	135
5.2.4. Comportamiento en materiales compuestos (COPV)	135
5.3. Influencia de defectos de fabricación	136
5.3.1. Defectos en tanques metálicos y concentración de tensiones	136

5.3.2. Defectos característicos en materiales compuestos y COPV	137
5.3.3. Relación entre defecto y modo de fallo	138
5.3.4. Dispersión estadística y valores de diseño	139
5.3.5. Implicaciones para la certificación estructural	139
VI. Requisitos del sistema	141
6.1. Condiciones de operación del modelo de calificación	142
6.1.1. Definición y alcance del modelo de calificación	142
6.1.2. Fases operativas de referencia	142
6.1.3. Condiciones operativas globales e hipótesis de carga	144
6.1.4. Suposiciones y simplificaciones para la calificación.....	145
6.2. Requisitos estructurales: presión, cargas axiales y pandeo	146
6.2.1. Requisitos de presión interna	146
6.2.2. Requisitos frente a cargas axiales y combinadas.....	148
6.2.3. Criterios de estabilidad estructural y pandeo	150
6.2.4. Márgenes de seguridad	151
6.3. Requisitos térmicos generales	152
6.3.1. Temperaturas de operación interna y fluidos de trabajo.....	152
6.3.2. Entorno térmico externo.....	153
6.3.3. Gradientes térmicos admisibles y transitorios	154
6.3.4. Interacción termo-mecánica y factores de corrección (ECF)	156
6.4. Restricciones de integración con el lanzador.....	157
6.4.1. Restricciones geométricas y de volumen	157
6.4.2. Interfaces estructurales y transmisión de cargas	158
6.4.3. Requisitos de rigidez y compatibilidad de deformaciones	159
6.4.4. Integración de subsistemas y penetraciones.....	160

6.4.5. Restricciones de transporte y manipulación.....	160
6.5. Criterios de margen estructural adoptados	161
VII Selección de Materiales.....	163
7.1. Identificación de aleaciones candidatas	164
7.1.1 Definición de requisitos de selección.....	164
7.1.2 Filtrado inicial mediante Granta EduPack.....	165
7.1.3 Selección del conjunto final de materiales	166
7.2 Comparativa de propiedades mecánicas relevantes	167
7.2.1 Límite elástico	167
7.2.2 Módulo de elasticidad y rigidez estructural.....	168
7.2.3 Resistencia específica	169
7.2.4 Masa por unidad de resistencia e índice de rendimiento estructural.....	170
7.3 Comportamiento a baja temperatura.....	172
7.4 Procesabilidad y soldabilidad	173
7.5 Justificación del material seleccionado.....	175
VIII. Bases del Diseño Estructural del Tanque	177
8.1. Rol estructural del tanque dentro del lanzador	178
8.1.1. Flujo de cargas globales y función portante	178
8.1.2. Rigidez equivalente y estabilidad longitudinal	179
8.1.3. Interacción física presión-compresión	180
8.2. Modelos simplificados de cálculo	181
8.2.1 Modelo de membrana para cascarón cilíndrico delgado.....	181
8.2.2 Modelo equivalente de viga cilíndrica de pared delgada.....	183
8.2.3 Representación mediante propiedades estructurales homogenizadas	184

8.2.4 Alcance y limitaciones del modelo simplificado.....	185
8.3. Criterios de pandeo y estabilidad	186
8.3.1 Formulación clásica de la tensión crítica de pandeo	187
8.3.2 Naturaleza modal del pandeo	188
8.3.3 Influencia de parámetros geométricos y presión interna	188
8.3.4 Influencia de las condiciones de contorno reales.....	190
8.3.5 Sensibilidad a imperfecciones y factor de abatimiento.....	190
8.3.6 Estabilidad en configuraciones rigidizadas	191
8.4. Influencia del material y del espesor	192
8.5. Hipótesis generales del diseño conceptual.....	193
8.5.1 Hipótesis analíticas fundamentales	194
8.5.2 Delimitación del alcance conceptual y fenómenos pospuestos	195
8.5.3 Marco de cargas para pre-dimensionado.....	196
8.5.4 Criterio de optimización preliminar: convergencia de modos críticos	197
IX. Desarrollo Conceptual	198
9.1 Definición de la configuración geométrica inicial	199
9.1.1 Arquitectura resistente global del tanque.....	199
9.1.2 Selección conceptual de la geometría de los domos.....	202
9.2 Parámetros estructurales principales	207
9.2.1 Variables geométricas fundamentales.....	208
9.2.2 Influencia paramétrica sobre estabilidad y masa.....	211
9.3 Restricciones de fabricación del modelo de calificación.....	213
9.3.2 Conformado de la virola mecanizada.....	216
9.3.3 Fabricación del domo elipsoidal.....	217

9.3.4 Uniones y zonas macizas.....	218
9.3.5 Tolerancias geométricas e imperfecciones iniciales.....	219
9.3.6 Escalabilidad y representatividad del modelo de calificación.....	220
9.4 Uniones estructurales e interfaces del tanque: criterios de diseño conceptual.....	221
9.4.1 Rol mecánico de la tornillería: precarga, fricción y estados límite	221
9.4.2 Criterio frente a deslizamiento y demostración numérica de orden de magnitud	222
9.4.3 Carga de apertura por presión interna y condición frente a separación	223
9.4.4 Verificaciones mínimas en unión en apoyo: aplastamiento y arrancamiento	224
9.4.5 Reglas geométricas de patrón: separación entre tornillos, distancias a borde y debilitamiento por agujereado.....	226
9.5 Selección del concepto base	227
9.5.1 Selección del patrón estructural de la virola.....	228
9.5.2 Selección de la geometría de los domos	230
9.5.3 Configuración estructural final adoptada.....	231
9.5.4 Cierre del concepto estructural.....	232
9.6 Idealización estructural para el análisis comparativo de patrones de rigidización	232
9.6.1 Fundamento mecánico de la idealización por dominio representativo	233
9.6.2 Justificación técnica de la modelización mediante placas representativas.....	234
9.6.3 Metodología adoptada para el estudio comparativo	235
9.6.4 Alcance y limitaciones de la aproximación adoptada.....	236

9.6.5 Coherencia con la filosofía de diseño adoptada.....	236
X. Modelado CAD y consideraciones de manufactura	238
10.1 Modelado CAD de la envolvente resistente	239
10.1.1 Virola cilíndrica: modelado paramétrico y definición de zona de unión axial	239
10.1.2. Modelado CAD de los domos: definición geométrica elipsoidal, espesor y detalles de integración	246
10.1.3 Diseño e implementación CAD del sistema <i>anti-sloshing</i>	250
10.2 Procesos de fabricación y uniones	254
10.2.2 Fabricación de los domos	256
10.2.3 Proceso de unión	257
10.3 Influencia del procesado en el comportamiento mecánico.....	259
Tensiones residuales inducidas por el curvado	260
Efectos térmicos de la soldadura y degradación de la HAZ	261
Introducción de imperfecciones geométricas iniciales.....	261
Sensibilidad al pandeo local y tolerancias de mecanizado.....	262
XI. Validación preliminar del diseño	263
11.1 Objetivo y planteamiento del análisis numérico.....	264
11.2 Modelo numérico	265
11.2.1 Geometría del dominio representativo	265
11.2.2 Modelo constitutivo	266
11.2.3 Estrategia de discretización y calidad de mallado.....	267
11.3. Caso 1 - Análisis de resistencia bajo presión máxima de diseño (MDP).....	270
11.3.1. Resultados del Caso 1 - Configuración Orthogrid	272

11.3.2. Resultados del Caso 1 – Configuración Isogrid	276
11.3.3. Comparación entre configuraciones de rigidización.....	278
11.4. Caso 2 – Ensayo de cortante en el plano (Racking Shear Test)	280
11.4.1. Resultados Caso 2 – Configuración Orthogrid.....	282
11.4.2. Resultados Caso 2 – Configuración Isogrid.....	287
11.4.3. Comparación entre configuraciones	291
11.5. Caso 3 – Comparativa numérica avanzada mediante modelo homogenizado (MATLAB).....	293
11.5.1. Enfoque de homogenización: fundamentos de la Smeared Theory	293
11.5.2. Propiedades equivalentes homogenizadas: Orthogrid e Isogrid ...	295
11.5.3. Resultados y discusión detallada	297
11.5.4. Interpretación estructural global	303
XII. Conclusiones y futuras líneas de investigación	304
12. Conclusiones y futuras líneas de investigación	305
XIII. Bibliografía	311

ABREVIATURAS, SÍMBOLOS Y VARIABLES EMPLEADAS EN FORMULACIÓN

Abreviaturas

AE	Acoustic Emission
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
ANSI	American National Standards Institute
BBA	Building Block Approach
BVID	Barely Visible Impact Damage
CAD	Computer-Aided Design
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Polymer
CMC	Ceramic Matrix Composite
COPV	Composite Overwrapped Pressure Vessel
ECF	Environmental Correction Factor
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EA	Rigidez axial equivalente
EI	Rigidez a flexión equivalente
FSW	Friction Stir Welding
HAZ	Heat Affected Zone
HBK	Hottinger Brüel & Kjær
LEFM	Linear Elastic Fracture Mechanics
LH ₂	Hidrógeno líquido
LN ₂	Nitrógeno líquido
LOX	Oxígeno líquido
MDP	Maximum Design Pressure
MEOP	Maximum Expected Operating Pressure
NASA	National Aeronautics and Space Administration
QM	Qualification Model
SLS	Space Launch System
TPS	Thermal Protection System
VDT	Visual Damage Threshold

Símbolos y variables

C	Capacidad resistente admisible
C_d	Carga aplicada multiplicada por el factor de seguridad
D	Diámetro del tanque
E	Módulo de elasticidad
E^*	Módulo equivalente homogenizado
EA^*	Rigidez axial equivalente
EI^*	Rigidez a flexión equivalente
F_{tu}	Resistencia última a tracción
I^*	Momento de inercia equivalente homogenizado
J_{burst}	Factor de seguridad frente a estallido
M	Margen de Seguridad
m_{piel}	Masa superficial de la piel
p	Presión interna
P	Carga axial aplicada
P_{design}	Presión de diseño de estallido
R	Radio medio del tanque
t	Espesor de pared
t^*	Espesor equivalente homogenizado
R/t	Relación de esbeltez transversal
t/R	Parámetro geométrico de estabilidad

σ	Tensión normal
σ_{θ}	Tensión circunferencial (hoop stress)
σ_z	Tensión longitudinal
σ_{cr}	Tensión crítica de pandeo ideal
$\sigma_{cr,real}$	Tensión crítica reducida por imperfecciones
ν	Coeficiente de Poisson
ρ	Densidad del material
γ	Factor de reducción por imperfecciones

LISTADO DE FIGURAS

Figura 1: Esquema de estructura de un tanque de la etapa Centaur (NASA)	31
Figura 2: Tanque autoportante (NASA)	32
Figura 3: Domo común en comparación con seres humanos (NASA)	34
Figura 4: Elementos antislosh Starship (SpaceX)	42
Figura 5: Esquema de interfaces de una etapa del Centaur (NASA)	50
Figura 6: Esquema de proceso de fluencia y envejecimiento (Wan, Y., Mai, Y.-W., & Xin, J. (2011). Mechanisms of forming and spring-back in composite panel forming. Composite Structures)	57
Figura 7: Esquema de proceso del conformado por explosión (Lazarevic, M. S., Živković, V., & Nedic, B. (2020). Application of processing by explosion in the automotive industry. Proceedings of the 8th International Congress “Motor Vehicles & Motors 2020”)	58
Figura 8: Esquema de proceso de repulsado (Sharma, N. (2020). Design and preparation of aluminium nozzle using metal spinning process. B.Tech thesis, National Institute of Technology Tiruchirappalli)	58
Figura 9: Esquema de proceso de mecanizado químico (IQS directory)	60
Figura 10: Tanque del lanzador Neutrón llevado a condiciones criogénicas (RocketLab)	82
Figura 11: Cohete principalmente fabricado en aluminio (Saturn V, NASA)	94
Figura 12: Cohete principalmente fabricado en acero (Starship, SpaceX)	95
Figura 13: Cohete fabricado principalmente en CFRP (Electron, RocketLab)	97
Figura 14: COPV integrado en la estructura de un lanzador suborbital (NASA)	98
Figura 15: COPV de la Starship (SpaceX)	99
Figura 16: Delaminación de fibras de un cohete y vista del honeycomb (SpaceX)	100
Figura 17: Rotura de fibras de un lanzador en un test (Space X)	100

Figura 18: Esquema del proceso de soldadura "Friction Stir Welding" (aheri, H., Kilpatrick, M., Norvalls, M., Harper, W. J., Koester, L. W., Bigelow, T., & Bond, L. J. (2019). Investigation of nondestructive testing methods for friction stir welding)	103
Figura 19: Esquema de "fitting" del liner de aluminio y el COPV de compuesto (Canal, J. P., Micuzzi, A., Logarzo, H., Terlisky, A., Toscano, R., & Dvorkin, E. (2019). On the finite element modeling of COPVs. Composite Structures).....	104
Figura 20: Tanque de la SLS en un banco de ensayos (NASA).....	107
Figura 21: Proof test de la Starship (SpaceX).....	109
Figura 22: Burst Test del Miura 5 (PLD Space)	110
Figura 23: Burst test de la Starship (SpaceX)	111
Figura 24: Colocación de galgas en un lanzador de estudiantes suizos (HBK).....	113
Figura 25: Colocación de sensores en un tanque de isogrid (Sierra-Perez, J., Frovel, M., del Olmo, E., & Guemes, A. (2014). A robust procedure for damage identification in a lattice spacecraft structural element by mean of strain field pattern recognition techniques)	113
Figura 26: Rotura dúctil de la unión soldada de un tanque (NASA).....	114
Figura 27: Análisis de fallo bajo presión y temperatura de un COPV (SPE)	115
Figura 28: Ensayo de fatiga de un F-35 (BAE).....	120
Figura 29: Banco de pruebas de la NASA (NASA).....	121
Figura 30: Modos de propagación de una grieta (González, L. (2014). Filosofía de la mecánica de fractura: primera parte, MFEL. Universidad, Ciencia y Tecnología, 18(72), Puerto Ordaz, septiembre 2014)	123
Figura 31: Fisuración del recubrimiento superficial causada por la dilatación térmica del material del NewGlenn (Blue Origin)	131
Figura 32: Variación del radio de curvatura de la grieta con el número de ciclos (González, L. (2014). Filosofía de la mecánica de fractura: primera parte, MFEL. Universidad, Ciencia y Tecnología, 18(72), Puerto Ordaz, septiembre 2014.).....	134
Figura 33: Ejemplo de ondulación de fibra (Ichihara, N., Ueda, M., Kajiwar, K., & Le Duigou, A. (2023). 3D printing with tension and compaction: prevention of fiber waviness in 3D-printed continuous carbon fiber-reinforced thermoplastics. Advanced Composite Materials).....	138

Figura 34: Cuaderna de la SLS (NASA)	159
Figura 35: Primera etapa del Falcon 9 siendo transportada (SpaceX)	161
Figura 36: Diagrama Ashby Límite Elástico / Densidad (Elaboración propia)	166
Figura 37: Comparación del límite elástico (Elaboración propia)	168
Figura 38: Comparación del módulo de elasticidad (Elaboración propia)	169
Figura 39: Comparación resistencia específica (Elaboración propia)	169
Figura 40: Diagrama de rendimiento (Elaboración propia)	170
Figura 41: Comparación de resistencia específica (Elaboración propia)	171
Figura 42: Comparación del coeficiente de expansión térmica (Elaboración propia) ..	172
Figura 43: Coeficientes del buckling soportado por un cilindro isotrópico circular sujeto a presión externa (NASA)	186
Figura 44: Modos de fallo característicos en estructuras de cascarón rigidizadas sometidas a compresión y presión interna: pandeo global del cilindro (arriba izquierda), colapso local de rigidizadores (rib crippling, arriba derecha), pandeo local de piel entre nervios (abajo izquierda) y delaminación en estructuras compuestas rigidizadas (abajo derecha). (Li, M., Sun, F., Lai, C., Fan, H., Ji, B., Zhang, X., Liu, D., & Fang, D. (Year). Fabrication and testing of composite hierarchical isogrid stiffened cylinde)	192
Figura 45: Modelo en plano para fabricación de la virola de orthogrid (Elaboración propia)	242
Figura 46: Virola curvada y conformada con el cordón de soldadura (Elaboración propia)	242
Figura 47: Patrón de isogrid con hollow nodes integrados (NASA)	243
Figura 48: Incremento de espesor en la sección de soldadura (Elaboración propia)	244
Figura 49: Vista de sección de los domos y virola (Elaboración propia)	248
Figura 50: Domos(+Y/-Y) integrados con la virola (Elaboración propia)	250
Figura 51: Elemento representativo de anti-sloshing del tanque (Elaboración propia)	253
Figura 52: Curvado de una virola (PLDSpace)	255
Figura 53: Domo de la SLS (NASA)	256

Figura 54: Comprobación de espesores en metrología (PLDSpace)	257
Figura 55: Esquema de proceso de FSW (TWI)	258
Figura 56: malla del patrón de orthogrid (Elaboración propia).....	267
Figura 57: Malla del patrón de isogrid (Elaboración propia).....	268
Figura 58: Campo de desplazamiento fuera del plano (UZ) – Orthogrid (Elaboración propia).....	272
Figura 59: Campo de tensiones equivalentes de Von Mises (Elaboración propia)	273
Figura 60: Campo de desplazamiento fuera del plano (UZ) – Isogrid (Elaboración propia)	276
Figura 61: Campo de tensiones equivalentes de Von Mises – Isogrid (Elaboración propia)	277
Figura 62: Desplazamiento en X (Elaboración propia)	282
Figura 63: Tensiones equivalentes de Von Mises (Elaboración propia)	283
Figura 64: Desplazamiento en Z (Elaboración propia)	284
Figura 65: Fuerza de reacción en X (Elaboración propia).....	285
Figura 66: Desplazamiento en X (Elaboración propia)	287
Figura 67: Tensiones equivalentes de Von Mises (Elaboración propia)	288
Figura 68: Desplazamiento en Z (Elaboración propia)	289
Figura 69: Fuerza de reacción en X (Elaboración propia).....	290
Figura 70: Rigidez direccional equivalente y comparativa global (Elaboración propia)	297
Figura 71: Mapa de tensiones Orthogrid (Elaboración propia)	299
Figura 72: Mapa de tensiones Isogrid (Elaboración propia)	300
Figura 73: Mapa diferencia de tensiones Isogrid – Orthogrid (Elaboración propia)....	301
Figura 74: Eficiencia estructural normalizada por masa (Elaboración propia)	302

LISTADO DE TABLAS

Tabla 1: Resumen de restricciones (Elaboración propia) 220

I. INTRODUCCIÓN

I Introducción

1.1. Contexto del proyecto en el ámbito de los vehículos lanzadores

Los vehículos lanzadores constituyen sistemas altamente complejos en los que la eficiencia estructural, la fiabilidad y la optimización de la masa resultan determinantes para el éxito de la misión. En este contexto, los tanques presurizados desempeñan un papel crítico, ya que no solo almacenan los propelentes necesarios para la propulsión, sino que, en muchos casos, forman parte activa de la estructura resistente del lanzador. Su diseño debe responder simultáneamente a exigencias estrictas de presión interna, cargas axiales y laterales, estabilidad frente al pandeo y compatibilidad con entornos térmicos severos, todo ello bajo severas restricciones de masa.

Durante las fases de desarrollo de un lanzador, los modelos de calificación permiten validar soluciones estructurales y tecnológicas antes de su aplicación en configuraciones de vuelo. En estos modelos, el tanque metálico adquiere una especial relevancia como elemento representativo del comportamiento real del sistema, al concentrar buena parte de los retos asociados al diseño estructural aeroespacial: selección de materiales avanzados, integración con el resto del vehículo, viabilidad de los procesos de fabricación y robustez frente a condiciones operativas exigentes. El desarrollo conceptual de estos tanques constituye, por tanto, un paso clave para reducir los riesgos técnicos y mejorar la madurez del diseño global.

En este marco, el presente proyecto se sitúa en la intersección entre el diseño estructural preliminar y la ingeniería de materiales aplicada a sistemas aeroespaciales. El estudio de un tanque metálico presurizado para un modelo de calificación de un vehículo lanzador permite abordar de forma integrada los principales condicionantes que rigen este tipo de componentes, estableciendo una base sólida para posteriores etapas de dimensionado detallado, verificación y validación experimental.

I Introducción

1.2. Justificación del desarrollo del tanque de modelo de calificación

El desarrollo de un tanque metálico asociado a un modelo de calificación se justifica por su capacidad para servir como plataforma de verificación temprana de los principios estructurales que gobiernan el diseño de vehículos lanzadores. En este tipo de elementos confluyen fenómenos característicos de los cascarones delgados presurizados, como la distribución de esfuerzos de membrana, la aparición de modos de inestabilidad global y local, y la sensibilidad del comportamiento estructural a pequeñas variaciones geométricas y de material. La evaluación de estos aspectos en una fase preliminar resulta esencial para garantizar la coherencia del diseño antes de abordar configuraciones de vuelo.

Desde el punto de vista del proceso de diseño, el modelo de calificación permite aplicar criterios de dimensionado comúnmente aceptados en la ingeniería aeroespacial, tales como el establecimiento de márgenes frente a presión interna, la verificación de la estabilidad frente al pandeo y la consideración de imperfecciones geométricas inherentes a la fabricación. A diferencia de un enfoque puramente analítico, el desarrollo conceptual de un tanque de calificación posibilita analizar la interacción entre estos criterios y las decisiones geométricas adoptadas, proporcionando una visión más realista del comportamiento estructural esperado.

Asimismo, el tanque de modelo de calificación constituye un elemento adecuado para integrar consideraciones de fabricación en etapas tempranas del diseño. Aspectos como la selección del material, los procesos de conformado y mecanizado, o la definición de uniones estructurales influyen de manera directa en la respuesta mecánica final y deben ser evaluados de forma conjunta con los criterios estructurales. Este enfoque es consistente con las prácticas habituales de desarrollo en la industria aeroespacial, donde la validación progresiva de conceptos estructurales permite reducir riesgos técnicos y optimizar iteraciones posteriores.

En este contexto, el estudio de un tanque metálico de calificación ofrece un equilibrio adecuado entre complejidad técnica y alcance del proyecto, permitiendo

I Introducción

abordar de manera rigurosa problemas reales de diseño estructural, materiales y fabricación. El conocimiento generado en esta fase preliminar sienta las bases para futuras etapas de análisis detallado, simulación avanzada y validación experimental, alineadas con los procedimientos estándar de desarrollo de sistemas lanzadores.

1.3. Alcance del trabajo y límites del estudio

El presente Trabajo Fin de Máster se enmarca en una fase de desarrollo conceptual y preliminar, centrada en el estudio de un tanque metálico presurizado destinado a un modelo de calificación de un vehículo lanzador. El alcance del trabajo comprende la definición de una configuración geométrica inicial del tanque, el establecimiento de criterios estructurales básicos y la evaluación comparativa de materiales metálicos candidatos, con el objetivo de construir una base técnica coherente para etapas posteriores de diseño y validación.

El estudio se limita a un nivel de análisis compatible con una fase temprana de desarrollo, en la que se emplean modelos simplificados y supuestos representativos para evaluar el comportamiento estructural general del tanque frente a condiciones típicas de operación. Se consideran aspectos como la presión interna, la estabilidad frente al pandeo y la influencia de los parámetros geométricos y del material en la respuesta mecánica global, sin entrar en un dimensionado exhaustivo ni en procesos de certificación propios de configuraciones de vuelo.

Quedan fuera del alcance del presente trabajo los análisis estructurales de alta fidelidad, la definición final del sistema de propulsión y la realización de ensayos experimentales a escala real. No obstante, el estudio se orienta a facilitar su futura ampliación, de modo que los resultados obtenidos puedan servir como punto de partida para simulaciones avanzadas, optimizaciones de diseño y validaciones experimentales en fases posteriores del desarrollo del lanzador.

I Introducción

1.4. Metodología general seguida

La metodología seguida en este trabajo se estructura de forma progresiva, alineada con las prácticas habituales en el desarrollo preliminar de sistemas aeroespaciales. En una primera etapa se realiza una revisión bibliográfica orientada a identificar soluciones existentes, criterios de diseño y materiales comúnmente empleados en tanques metálicos para aplicaciones en vehículos lanzadores. Esta revisión permite establecer un marco técnico de referencia sobre el que fundamentar las decisiones posteriores.

A continuación, se procede a la definición de los requisitos funcionales y estructurales del tanque de modelo de calificación, así como a la identificación de los parámetros críticos que condicionan su diseño. Sobre esta base se desarrolla la configuración geométrica inicial del tanque, incorporando desde fases tempranas consideraciones relativas a la fabricación y al procesamiento del material. El modelado CAD se emplea como herramienta central para la parametrización del diseño y para la evaluación cualitativa de distintas alternativas conceptuales.

Finalmente, se realiza un análisis preliminar del comportamiento estructural del tanque, apoyado en modelos simplificados y estimaciones de ingeniería, con el objetivo de verificar la coherencia del diseño propuesto y de identificar posibles limitaciones o líneas de mejora. Esta metodología permite abordar el problema de forma integrada, combinando diseño, materiales y fabricación, y establece una base sólida para el desarrollo de estudios más detallados en etapas posteriores.

II. ESTADO DEL ARTE

II Estado del arte

2.1. Tipologías de tanques metálicos en la industria aeroespacial

El diseño de tanques metálicos en vehículos lanzadores está condicionado por la necesidad de contener propulsores, a menudo bajo condiciones de presión y, en muchos casos, a temperaturas muy bajas, al tiempo que se minimiza la masa estructural del vehículo. Desde una perspectiva de ingeniería estructural, la clasificación y selección de la tipología del tanque dependen fundamentalmente de su grado de integración con el resto del lanzador y de la estrategia adoptada para soportar simultáneamente las cargas de vuelo (compresión axial, flexión y cizalladura) junto con la presión interna.

2.1.1. Clasificación según la integración estructural

Una primera distinción en el diseño de tanques metálicos se establece entre aquellos que actúan exclusivamente como recipientes a presión y aquellos que, además de contener el fluido, desempeñan un papel estructural primario dentro del vehículo.

Estructuras presurizadas (tanques integrales): En la mayoría de los vehículos lanzadores, los tanques principales de propulsante se clasifican técnicamente como estructuras presurizadas. Estos tanques forman parte integral del fuselaje del lanzador y deben transmitir las cargas primarias de vuelo, incluyendo el empuje del sistema de propulsión, las cargas aerodinámicas y los momentos flectores globales, además de resistir la presión interna del propelente. Esta doble función impone requisitos muy exigentes al diseño de la pared del tanque, que debe optimizarse para evitar la inestabilidad estructural bajo cargas de compresión y flexión, manteniendo al mismo tiempo un espesor reducido con el objetivo de minimizar la masa.

II Estado del arte

Dentro de esta categoría pueden distinguirse dos filosofías de diseño principales:

Tanques estabilizados por presión (balloon tanks)

Ejemplificados por el vehículo Atlas y la etapa Centaur, estos tanques utilizan paredes de acero inoxidable extremadamente delgadas (membranas). Emplean paredes monocasco extremadamente delgadas que no son estructuralmente estables bajo su propio peso ni frente a las cargas de vuelo en ausencia de presurización interna. La estabilidad axial y la resistencia al pandeo se consiguen mediante la presión interna del fluido o mediante la aplicación de tensión mecánica cuando el tanque se encuentra vacío. Esta configuración ofrece una eficiencia de masa muy elevada, pero impone restricciones operativas severas, ya que una pérdida de presurización puede conducir al colapso estructural.

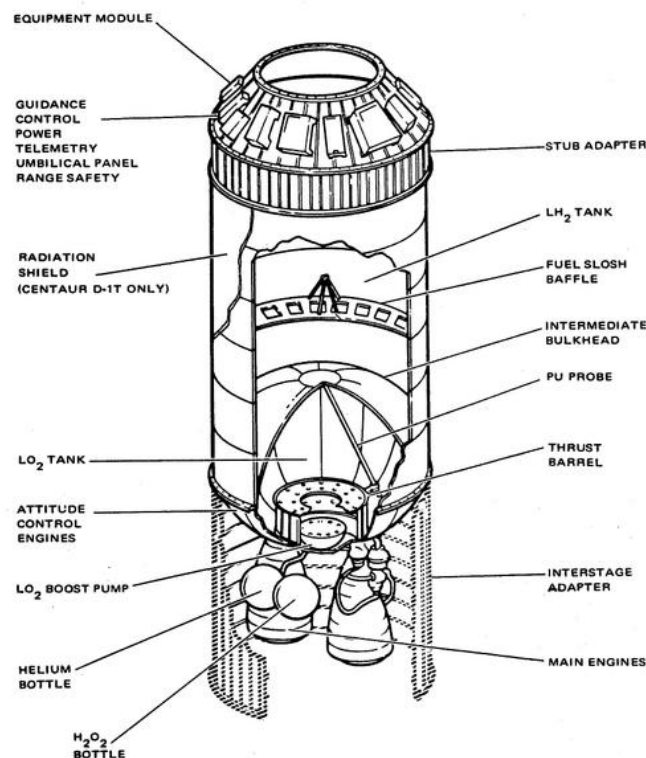


Figura 1: Esquema de estructura de un tanque de la etapa Centaur (NASA)

II Estado del arte

- **Tanques autoportantes o rigidizados**

Constituyen la configuración más habitual en lanzadores modernos. Estos tanques presentan la rigidez necesaria para soportar su propio peso y las cargas de vuelo incluso sin presurización interna, aunque esta contribuya a incrementar la capacidad resistente. Para lograr esta estabilidad con un peso contenido, se recurre a configuraciones de pared rigidizada, que permiten aumentar la rigidez y la resistencia al pandeo sin un incremento significativo de masa.



Figura 2: Tanque autoportante (NASA)

- **Tanques de subsistemas (recipientes a presión)**

De forma diferenciada, los tanques utilizados en subsistemas auxiliares (control de actitud, presurización o sistemas hidráulicos) se diseñan como recipientes a presión convencionales. Estos tanques se montan internamente y se desacoplan de las cargas estructurales principales del lanzador mediante interfaces específicas. Su diseño está gobernado casi exclusivamente por la eficiencia para contener presiones internas elevadas, que suelen ser significativamente superiores a las de los tanques principales.

II Estado del arte

2.1.2. Configuraciones geométricas

La geometría del tanque se define buscando un compromiso entre el volumen de propulsante requerido, la longitud total de la etapa y las penalizaciones de masa asociadas a los fondos y a las estructuras de unión con otros elementos del lanzador. La configuración más habitual consiste en secciones cilíndricas cerradas por domos o mamparos, cuya geometría influye de forma directa en la distribución de tensiones y en la estabilidad estructural.

- Cuerpos cilíndricos y geometría de los domos

Las principales configuraciones de domos empleadas en tanques metálicos son:

- **Domos hemisféricos:** Representan la solución teóricamente más eficiente para resistir presión interna, ya que permiten una distribución uniforme de tensiones con el mínimo espesor de material. Sin embargo, en vehículos de gran diámetro incrementan de forma significativa la longitud de la etapa, lo que conlleva un aumento del peso de las estructuras adyacentes y del momento flector global del vehículo.
- **Domos elipsoidales y esferoides oblatos:** Se emplean para reducir la longitud total del lanzador, utilizando relaciones altura-radio inferiores a la unidad. Estas configuraciones permiten disminuir la masa de los faldones y estructuras intermedias, aunque introducen tensiones de compresión circunferencial en regiones como el nudillo y el ecuador del domo, que pueden requerir rigidización adicional para evitar fenómenos de pandeo.
- **Mamparos comunes (common bulkheads):**

Una solución geométrica avanzada, especialmente relevante en etapas criogénicas, es el uso de mamparos comunes que separan directamente los tanques de combustible y oxidante. Esta configuración elimina la necesidad de fondos independientes y de una estructura de intertanque, permitiendo una reducción significativa de longitud y masa. Este diseño, empleado en el Saturn S-II, impone condiciones severas de servicio y

II Estado del arte

diseños estructuralmente complejos, ya que el mamparo debe soportar la presión diferencial de estallido o colapso y, en el caso de propulsantes criogénicos, actuar como aislante térmico para prevenir la transferencia de calor entre fluidos a diferentes temperaturas (ej. LH2 y LOX).



Figura 3: Domo común en comparación con seres humanos (NASA)

2.1.3. Tipologías de pared y rigidización: orthogrid e isogrid

En tanques integrales sometidos a cargas significativas de compresión y flexión, el uso de paredes monocasco lisas conduciría a espesores excesivos para evitar la inestabilidad elástica. Para optimizar la relación resistencia-peso, se emplean configuraciones de rigidización integral, en las que se mecanizan patrones de nervaduras directamente en la pared del tanque, incrementando el momento de inercia local sin añadir la masa equivalente de una pared sólida.

Configuración orthogrid (waffle): Utilizado en etapas como la Saturn S-IVB, consiste en un patrón de nervaduras integrales que se cruzan ortogonalmente, formando

II Estado del arte

una retícula rectangular o cuadrada .Se emplea cuando la estabilidad general de la cáscara (shell) es prioritaria.

- **Comportamiento estructural:** Es eficiente cuando las cargas principales se alinean con las direcciones de las nervaduras, pero presenta una rigidez limitada frente a esfuerzos de cortante y torsión en el plano, lo que reduce su eficacia bajo cargas combinadas.
- **Aplicación:** Ha sido utilizada extensamente en tanques de etapas históricas y resulta adecuada para niveles moderados de carga axial, aunque menos eficiente que configuraciones trianguladas en situaciones de carga compleja.

Configuración isogrid: Emplea una red de nervaduras que forman triángulos equiláteros, aprovechando la eficiencia geométrica de la triangulación.

- **Isotropía y eficiencia:** Presenta propiedades elásticas prácticamente isotrópicas (independientes de la orientación de la rejilla) en el plano, y carece de acoplamiento entre la rejilla y la piel debido al efecto Poisson. Esto permite modelarlo analíticamente como una cáscara monocasco de espesor equivalente, simplificando la optimización.
- **Ventajas frente al orthogrid:**
 - mayor rigidez a cortante y torsión en el plano,
 - tensiones críticas de pandeo más elevadas para un peso equivalente,
 - mayor tolerancia al daño debido a la multiplicidad de caminos de carga,
 - facilidad para la integración de equipos en los nodos de la retícula.

II Estado del arte

2.2. Arquitectura general del tanque y subsistemas asociados

La arquitectura de un tanque metálico principal para un vehículo lanzador se define no solo por su función de contención de fluidos, sino por su integración como elemento constitutivo del fuselaje del cohete. A diferencia de los recipientes a presión convencionales, los tanques principales de propulsante se clasifican como estructuras presurizadas (pressurized structures), diseñadas para soportar de forma simultánea la presión interna del fluido y las cargas estructurales externas inducidas durante el vuelo (cargas axiales, de flexión y de cizalladura). Esta dualidad funcional condiciona una arquitectura compleja en la que confluyen requisitos estructurales, funcionales y de integración.

Desde un punto de vista arquitectónico, el tanque puede entenderse como un sistema compuesto por varios subsistemas interrelacionados, cuyo diseño conjunto garantiza la integridad estructural, la correcta gestión del propelente y la compatibilidad con el resto del lanzador. De forma general, la arquitectura del tanque se articula en torno a tres bloques principales:

- la envolvente de presión, que constituye la estructura primaria resistente y define el volumen de almacenamiento,
- los subsistemas internos de gestión de fluidos, destinados a controlar la dinámica del propelente y asegurar una alimentación estable al motor,
- y las interfaces externas e instalaciones auxiliares, encargadas de la transmisión de cargas, la protección térmica y la integración de servicios.

La envolvente de presión está formada por una membrana metálica delgada, optimizada para minimizar la masa estructural, que adopta habitualmente una geometría de revolución. Esta configuración incluye una sección cilíndrica o virola, cerrada en sus extremos por domos o mamparos, y actúa como estructura primaria del vehículo, transmitiendo las cargas de empuje y maniobra a lo largo del conjunto del lanzador. La continuidad estructural entre la virola, los domos y las estructuras

II Estado del arte

adyacentes se asegura mediante elementos de transición específicos, que desempeñan un papel clave en la redistribución de cargas.

En el interior del tanque se integran diversos elementos funcionales destinados a controlar el comportamiento del fluido durante las distintas fases de la misión. Estos subsistemas permiten mitigar fenómenos dinámicos asociados al movimiento del propelente, garantizar condiciones de aspiración adecuadas y alojar instrumentación necesaria para la operación del sistema, todo ello sin comprometer la integridad de la envolvente estructural.

Finalmente, la arquitectura del tanque incorpora una serie de interfaces y sistemas externos necesarios para su operación e integración en el lanzador. Entre ellos se incluyen los sistemas de protección térmica, los accesos para inspección y mantenimiento, las conexiones de fluidos y los dispositivos de soporte de líneas y cableado. Estos elementos deben diseñarse de forma que minimicen las concentraciones de tensiones y mantengan la continuidad estructural de la envolvente.

Esta arquitectura general responde al compromiso fundamental entre eficiencia estructural y fiabilidad, equilibrando el aprovechamiento de la resistencia a tracción proporcionada por la presurización interna con la necesidad de estabilidad frente a cargas de compresión durante el vuelo.

2.2.1. Virola y domos

La envolvente de presión del tanque, constituida por la sección cilíndrica (virola) y los cierres extremos (domos), representa el componente estructural primario en la mayoría de los vehículos lanzadores modernos. Su diseño no se limita a la contención eficiente de los fluidos bajo presión (propulsantes y gases de presurización), sino que debe garantizar la integridad del vehículo frente a las cargas combinadas de vuelo, actuando como el fuselaje principal de la etapa.

- Comportamiento estructural de la virola:

II Estado del arte

La virola o sección lateral (sidewall) se encuentra sometida a un estado tensional biaxial¹ complejo derivado de la superposición de cargas operativas. En dirección circunferencial (hoop direction), la estructura trabaja principalmente a tracción debido a la presión de ullage² y a la presión hidrostática generada por la columna de fluido, así como por las fuerzas inerciales durante el ascenso. En dirección longitudinal, la virola debe soportar la combinación de la presión interna (que induce tracción), las cargas axiales de compresión derivadas del empuje y de la masa de las etapas superiores, y los momentos flectores inducidos por maniobras aerodinámicas y ráfagas de viento.

La criticidad del diseño de la virola depende de la magnitud relativa de estas cargas. En tanques donde las cargas compresivas de vuelo son dominantes, la estabilidad elástica (pandeo general y local) se convierte en el modo de fallo dimensionante, dictando a menudo el uso de construcciones rigidizadas (por ejemplo, configuraciones tipo skin-stringer o waffle) para aumentar la inercia local sin penalizar excesivamente el peso. Por el contrario, en vehículos donde la presión interna es suficiente para estabilizar la membrana frente a las cargas compresivas (como en diseños monocasco estabilizados por presión), el espesor de la pared viene determinado fundamentalmente por la resistencia a la tracción circunferencial necesaria para soportar la presión de estallido con el factor de seguridad adecuado.

Desde un punto de vista analítico simplificado, el comportamiento tensional descrito puede ilustrarse mediante las expresiones clásicas de la teoría de cascarones delgados. Para una sección cilíndrica sometida a presión interna uniforme, la tensión circunferencial dominante puede aproximarse como:

$$\sigma_{\theta} \approx \frac{p r}{t}$$

¹ El estado tensional biaxial de la virola constituye uno de los aspectos más críticos en el diseño de tanques integrales, al combinar tracción por presión interna con compresión por cargas de vuelo.

² Volumen de gas presente en el interior del tanque por encima del nivel del propelente líquido. Este gas, generalmente un gas presurizante o vapor del propio propelente, permite acomodar la expansión térmica del fluido, mantener la presión interna del tanque y garantizar el correcto funcionamiento de los sistemas de alimentación durante las distintas fases de la misión.

II Estado del arte

mientras que la tensión longitudinal asociada es aproximadamente

$$\sigma_z \approx \frac{p r}{2t}$$

donde p representa la presión interna, r el radio medio de la virola y t el espesor de la pared. Estas relaciones ponen de manifiesto que, en un cilindro delgado, la tensión circunferencial es del orden del doble de la longitudinal, lo que explica que el dimensionado de la virola frente a presión interna esté generalmente gobernado por el estado tensional en dirección circunferencial.

Este comportamiento contrasta con el de una geometría esférica ideal, en la que la tensión de membrana inducida por presión interna puede expresarse como

$$\sigma \approx \frac{p r}{2t}$$

mostrando una distribución más eficiente de las tensiones. Esta diferencia fundamental justifica el uso de domos de curvatura pronunciada desde el punto de vista de la resistencia a presión, así como las penalizaciones estructurales asociadas a la transición entre el cilindro y el domo, que deben gestionarse cuidadosamente en el diseño del tanque.

- Configuraciones geométricas de los domos:

Los domos o mamparos (bulkheads) cierran la geometría cilíndrica del tanque y deben gestionar la transición de cargas hacia la virola. Aunque teóricamente existe una amplia variedad de superficies de revolución aplicables, la industria aeroespacial ha estandarizado el uso de determinadas formas geométricas que optimizan la relación volumen-peso y facilitan la fabricación. Las configuraciones más habituales son:

- **Hemisférica**

Desde el punto de vista de un recipiente a presión ideal, la semiesfera es la forma

II Estado del arte

más eficiente, ya que minimiza el espesor de membrana requerido para una presión dada (la tensión es aproximadamente la mitad de la existente en un cilindro de radio equivalente). Esta configuración se ha empleado en tanques como los del vehículo Titan y la etapa S-IV del Saturno. Sin embargo, en vehículos de gran diámetro, el uso de hemisferios conlleva una penalización significativa en la longitud total de la etapa y requiere faldones interetapa excesivamente largos y pesados, lo que a menudo anula la eficiencia estructural del domo en sí.

- **Elipsoidal y esferoide oblato**

Para mitigar la penalización de longitud asociada a los hemisferios, se emplean habitualmente domos con relaciones de aspecto reducidas (altura/radio < 1), como elipsoides (por ejemplo, relaciones 2:1) o esferoides oblatos. Esta configuración, utilizada en vehículos como Atlas, Centaur y en las etapas S-IC y S-II del Saturno, permite reducir la altura del domo y la longitud de los faldones adyacentes. No obstante, estas geometrías introducen tensiones de compresión circunferencial en la zona del nudillo (knuckle) y en el ecuador, asociadas a la discontinuidad de curvatura, lo que puede requerir un aumento del espesor local o la incorporación de refuerzos para prevenir el pandeo, especialmente en domos traseros sometidos a elevadas columnas hidrostáticas.

- Función diferenciada de los domos delantero y trasero:

El diseño estructural de los domos varía en función de su posición dentro del tanque, debido a las diferencias en el régimen de carga al que se ven sometidos:

- **Domo delantero (forward bulkhead)**

Generalmente presenta una superficie convexa hacia el exterior y está cargado principalmente por la presión de estallido, trabajando en régimen de membrana a tracción. Para minimizar el peso, el espesor de la pared suele reducirse

II Estado del arte

progresivamente desde el ecuador hacia el polo (tapering), ajustándose a la distribución de tensiones meridionales.

- **Domo trasero (aft bulkhead)**

El domo de fondo soporta la máxima presión hidrostática, combinada con las aceleraciones de vuelo. La geometría más plana en la región ecuatorial puede inducir fuerzas de compresión circunferencial durante el llenado o el ascenso, lo que obliga a considerar explícitamente la estabilidad frente al pandeo en el diseño. En consecuencia, los domos traseros suelen requerir construcciones más robustas, como configuraciones tipo waffle o estructuras sándwich en las zonas sometidas a compresión, manteniendo diseños monocasco en regiones dominadas por tracción. Además, estos domos integran habitualmente las interfaces principales para las líneas de alimentación del motor, introduciendo discontinuidades geométricas y concentraciones de tensión que deben ser reforzadas de manera adecuada.

La selección final de la geometría del domo es el resultado de estudios de optimización que buscan minimizar el peso total de la estructura combinada, considerando conjuntamente el domo, la virola del tanque y las estructuras auxiliares (faldones o intertanques) necesarias para alojar el volumen de propulsante requerido.

2.2.2. Elementos internos y sistemas anti-slosh

La incorporación de elementos internos en los tanques de propulsante de vehículos lanzadores responde a la necesidad crítica de controlar la dinámica de fluidos durante las distintas fases del vuelo y garantizar la alimentación continua del motor. Estos componentes no solo cumplen funciones hidrodinámicas, sino que interactúan directamente con la integridad estructural del tanque, actuando en algunos casos como elementos rigidizadores y, en otros, introduciendo cargas locales que deben ser consideradas en el diseño de la envolvente.

II Estado del arte

- Fenómenos dinámicos del propulsante: sloshing y vorticidad

El movimiento de grandes masas de líquido dentro de un vehículo sometido a aceleraciones y maniobras genera fenómenos dinámicos que pueden comprometer la estabilidad y la integridad del sistema. El sloshing³ (oleaje del propulsante) se define como la oscilación de la superficie libre del líquido inducida por perturbaciones dinámicas del vehículo, tales como vibraciones estructurales, ráfagas de viento o maniobras de control.

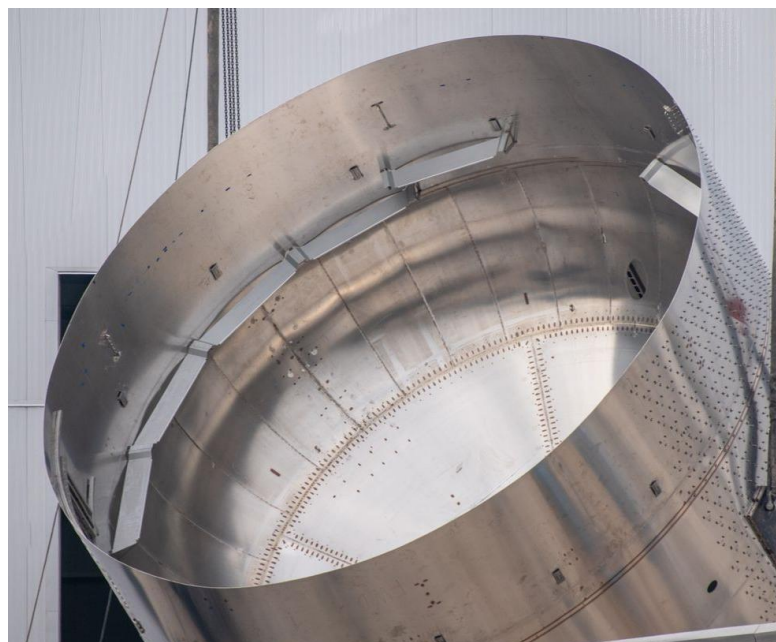


Figura 4: Elementos antislosh Starship (SpaceX)

Este fenómeno presenta dos riesgos principales:

1. **Inestabilidad del vehículo:** El desplazamiento del centro de masas del propulsante puede acoplarse con las frecuencias naturales del sistema de control del lanzador, dando lugar a respuestas dinámicas amplificadas e inestabilidades potencialmente incontrolables.

³ El fenómeno de sloshing constituye uno de los principales mecanismos de acoplamiento fluido-estructura en vehículos lanzadores y ha sido históricamente una fuente de problemas de estabilidad dinámica.

II Estado del arte

2. **Integridad estructural:** El impacto periódico del líquido contra las paredes del tanque genera cargas hidrodinámicas localizadas que pueden superar los niveles considerados en el dimensionado de la estructura, especialmente en zonas sensibles como uniones, refuerzos o transiciones geométricas.

De forma adicional, durante el vaciado del tanque, la combinación de la geometría del flujo y los efectos inerciales puede inducir la formación de vórtices en la zona de salida del propulsante. Este fenómeno resulta crítico, ya que puede provocar la ingestión prematura de gas de ullage en las líneas de alimentación del motor antes de que se agote el propulsante líquido, lo que podría derivar en fallos de combustión o cavitación en las turbobombas.

- **Sistemas de supresión de slosh (deflectores)**

Para mitigar las oscilaciones del líquido y reducir los efectos asociados al sloshing, se instalan deflectores internos (baffles) en forma de anillos planos fijados a la pared cilíndrica. Estos elementos amortiguan el movimiento del líquido y contribuyen a la rigidez de la virola. Su configuración depende de la geometría del tanque y del régimen de aceleración previsto.

- **Tanques cilíndricos**

En la sección cilíndrica de los tanques de vehículos lanzadores, los deflectores adoptan generalmente la forma de anillos planos fijados a la pared estructural. Estos elementos proporcionan amortiguamiento viscoso al movimiento del fluido y, desde el punto de vista estructural, contribuyen a la estabilidad de la cáscara cilíndrica, actuando como anillos de refuerzo frente al pandeo general.

II Estado del arte

- **Tanques esferoidales**

En tanques con geometrías de esferoide oblato⁴, los deflectores pueden adoptar la forma de conos truncados, ya sea perforados o con estructuras de celosía abierta. Estos elementos suelen apoyarse en la región ecuatorial del tanque y están diseñados para inhibir el movimiento del líquido tanto en la superficie libre como a lo largo de su altura.

Desde el punto de vista estructural, la instalación de deflectores introduce cargas concentradas en la pared del tanque. En configuraciones avanzadas, como tanques con paredes rigidizadas tipo isogrid, las cargas laterales transmitidas por los deflectores deben introducirse de forma controlada en la envolvente, minimizando los momentos flectores locales. Esto puede requerir refuerzos específicos en las zonas de unión para asegurar una adecuada distribución de esfuerzos.

- Dispositivos antivórtice y gestión de la salida (Anti-vortex baffles)

Para prevenir la formación de vórtices y garantizar el aprovechamiento máximo del propulsante residual, se instalan dispositivos específicos en el fondo del tanque, generalmente en el domo trasero, donde este fenómeno es más acusado.

Los deflectores antivórtice suelen configurarse como paletas radiales unidas directamente a la membrana del domo o dispuestas en voladizo desde una fijación central situada sobre la salida del fluido. Estos elementos rompen el movimiento rotacional del líquido (efecto Coriolis) durante el vaciado, favoreciendo un flujo más uniforme hacia la turbobomba y evitando la ingestión prematura de gas en las líneas de alimentación del motor y minimizar el volumen de propulsante residual no utilizable.

⁴ Sólido geométrico obtenido por la revolución de una elipse alrededor de su eje menor, dando lugar a una forma achatada en los polos y ensanchada en la zona ecuatorial. Se caracteriza por tener el radio ecuatorial mayor que el radio polar.

II Estado del arte

- Dispositivos de gestión de propulsante y efectos de tensión superficial

En etapas superiores o vehículos que operan en condiciones de microgravedad, las fuerzas gravitatorias son despreciables frente a las fuerzas capilares, lo que provoca que el propulsante no se acumule de forma natural en la salida del tanque. Para garantizar la alimentación del motor en estas condiciones se emplean dispositivos de gestión de propulsante (PMD, Propellant Management Devices).

Estos sistemas aprovechan los efectos de tensión superficial para posicionar el líquido en la zona de salida. Se basan habitualmente en mallas metálicas finas y galerías tubulares que retienen el propulsante mediante presión capilar, impidiendo el paso de burbujas de gas mientras la diferencia de presión a través de la malla no supere el umbral de ruptura. Este tipo de dispositivos resulta esencial para permitir el reencendido del motor en órbita y asegurar un suministro de propulsante libre de gas.

Otros elementos internos

La arquitectura interna del tanque se completa con otros subsistemas funcionales que requieren una cuidadosa integración estructural:

- **Sistemas de expulsión positiva:** En tanques de subsistemas de menor tamaño, como los empleados en sistemas de control de reacción, se utilizan vejigas, diafragmas metálicos o fuelles para separar físicamente el gas presurizante del propulsante líquido, garantizando la expulsión del fluido en cualquier orientación.
- **Difusores y tuberías internas:** Las líneas de presurización y venteo suelen incorporar difusores internos para evitar que el gas entrante impacte directamente sobre la superficie del líquido a alta velocidad, lo que podría generar perturbaciones indeseadas. Asimismo, las tuberías verticales utilizadas para sensores de nivel (standpipes o stillwells) deben estar soportadas estructuralmente para resistir las cargas inducidas por el sloshing, incorporando en muchos casos juntas deslizantes que permitan acomodar las contracciones y expansiones térmicas diferenciales entre la tubería y la pared del tanque.

II Estado del arte

2.2.3. Interfaces estructurales con el lanzador

La integración del tanque metálico dentro de la arquitectura del vehículo lanzador se materializa a través de interfaces estructurales⁵ críticas que deben garantizar la continuidad en la transmisión de cargas entre la envolvente presurizada y los segmentos no presurizados del fuselaje (faldones, interetapas y estructuras de empuje). El diseño de estas uniones resulta determinante para la viabilidad estructural del vehículo, ya que en ellas convergen las cargas asociadas a la presión interna (tensiones circunferenciales y meridionales), las cargas inerciales del propulsante y las cargas globales de vuelo (compresión axial, flexión y cortadura).

- Transición faldón-tanque y anillos en Y (Y-rings, cuadernas)

La interfaz principal en tanques que actúan como estructura primaria se localiza en la intersección entre la virola cilíndrica, el domo de cierre y el faldón (skirt) adyacente. Esta unión representa una discontinuidad geométrica y de rigidez significativa que, si no se diseña adecuadamente, puede inducir momentos flectores locales y concentraciones de tensión incompatibles con los márgenes estructurales requeridos.

Para gestionar esta transición, la solución más extendida en la industria aeroespacial es el empleo de anillos en Y (Y-rings), denominados así por la geometría de su sección transversal. Este componente, fabricado habitualmente mediante forjado y mecanizado, o mediante la soldadura de segmentos, cumple de forma simultánea varias funciones esenciales:

1. **Continuidad del camino de carga:** Proporciona una ruta estructural continua para redistribuir las cargas axiales y de flexión desde el faldón no presurizado hacia la envolvente del tanque.

⁵ Las discontinuidades geométricas y de rigidez asociadas a las interfaces son una de las principales fuentes de concentraciones de tensión en tanques estructurales de lanzadores.

II Estado del arte

2. **Integridad de presión:** Actúa como elemento de cierre hermético entre el domo y la virola, garantizando la estanqueidad del sistema presurizado.
3. **Facilidad de inspección y reparación:** Permite la inspección y reparación de las soldaduras críticas del tanque antes de la instalación definitiva del faldón o de la integración en la etapa.

Desde el punto de vista del diseño estructural, el anillo en Y debe minimizar las excentricidades entre la línea neutra del faldón y la pared del tanque con el objetivo de reducir los momentos flectores secundarios inducidos por la carga axial. Asimismo, es práctica habitual realizar un adelgazamiento progresivo (tapering) del espesor de la membrana del domo y de la virola a medida que se aproximan a la soldadura circunferencial con el anillo, con el fin de suavizar las discontinuidades de rigidez y atenuar las concentraciones de tensión.

En tanques fabricados con aleaciones avanzadas, como las aleaciones aluminio-litio, la unión de estos anillos puede realizarse mediante soldadura por fricción-agitación (FSW), lo que reduce la extensión de la zona afectada térmicamente y mejora el comportamiento mecánico de la unión. No obstante, el proceso de unión sigue siendo un factor crítico que condiciona las propiedades locales de la estructura.

Como alternativa al anillo en Y, en algunos vehículos se ha empleado el uso de anillos de sección en T o perfiles angulares mecanizados a partir de forjas circulares, a los que se empalma mecánicamente el faldón. Esta solución reduce la complejidad asociada a la soldadura⁶ de grandes anillos forjados, pero introduce penalizaciones en términos de número de uniones, masa estructural y complejidad de la separación de etapas.

⁶ La soldadura por fricción-agitación (Friction Stir Welding) se ha consolidado como una tecnología clave para la unión de grandes estructuras de aluminio en aplicaciones aeroespaciales, debido a su buen comportamiento mecánico y repetibilidad

II Estado del arte

- Interfaces de empuje y estructuras intertanque

En la región inferior del tanque, la interfaz con la estructura de propulsión es especialmente crítica. Las cargas de empuje generadas por el motor no suelen aplicarse directamente sobre la membrana del domo trasero, debido a su naturaleza de pared delgada. En su lugar, el empuje se transmite habitualmente a través de una estructura de empuje (thrust structure), de tipo celosía o cono, hacia el faldón trasero o el anillo de transición del tanque, desde donde se redistribuye hacia la virola cilíndrica.

En determinadas configuraciones, cuando el domo trasero está presurizado y estabilizado, es posible emplear soluciones semimonocasco, como el uso de un barril de empuje interno (thrust barrel) que distribuye las cargas de forma más uniforme, tal y como se ha implementado en algunos vehículos de etapas superiores.

La conexión entre los tanques de combustible y oxidante se realiza mediante estructuras intertanque, generalmente de geometría cilíndrica o cónica. Estas estructuras, que normalmente no están presurizadas, deben transmitir las cargas globales de vuelo y mantener la alineación estructural entre tanques. Cuando se emplea un mamparo común (common bulkhead), la interfaz adquiere una complejidad adicional, ya que debe gestionar simultáneamente las cargas mecánicas y los gradientes térmicos severos existentes entre los propulsores criogénicos y el entorno externo.

- Puntos fuertes y fijaciones locales (bosses)

Además de las uniones circunferenciales principales, el tanque debe integrar interfaces discretas para la fijación de subsistemas externos (líneas de alimentación, túneles de cableado o elementos auxiliares) e internos. Estas fijaciones se resuelven mediante protuberancias estructurales o bosses integrados en la envolvente.

El diseño de estos elementos debe evitar, siempre que sea posible, la penetración directa de la membrana. En configuraciones en las que la estructura se mecaniza a partir de placas gruesas (como en diseños isogrid u orthogrid), los bosses pueden integrarse directamente mediante fresado, creando zonas localmente rígidas o puntos duros. Estas regiones presentan un comportamiento deformacional distinto al de la membrana

II Estado del arte

circundante bajo presión interna, lo que obliga a diseñar transiciones suaves con refuerzos locales y radios de acuerdo amplios para minimizar los esfuerzos de flexión inducidos.

Cuando se emplean accesorios soldados no integrales, resulta necesario incrementar el espesor local de la membrana para compensar la reducción de propiedades mecánicas asociada a la zona soldada y garantizar la integridad estructural de la unión.

- Interfaces estructurales y sistemas de protección

La superficie exterior del tanque integra, además de las interfaces estructurales principales, una serie de subsistemas esenciales para la operatividad y la supervivencia del vehículo lanzador. Estos elementos deben incorporarse sin comprometer la integridad de la envolvente presurizada ni introducir concentraciones de tensión incompatibles con los márgenes estructurales requeridos.

- **Sistema de protección térmica (TPS)**

Debido al uso frecuente de propulsores criogénicos, como hidrógeno u oxígeno líquidos, el tanque debe estar adecuadamente aislado térmicamente para controlar la tasa de evaporación (boil-off) y prevenir fenómenos indeseados como la formación de hielo o la licuefacción del aire en la superficie exterior. En etapas criogénicas, el aislamiento térmico, habitualmente mediante espumas poliméricas aplicadas externamente, forma parte integral de la arquitectura del tanque y condiciona tanto su masa como su comportamiento térmico y estructural.

- **Registros y conexiones de fluidos**

El acceso al interior del tanque para operaciones de inspección, limpieza o mantenimiento se realiza mediante tapas de registro (manhole covers), que se sitúan típicamente en regiones de baja sollicitación estructural, como los polos de

II Estado del arte

los domos, con el fin de minimizar las discontinuidades geométricas. De forma similar, las conexiones para líneas de alimentación, presurización y drenaje se integran mediante protuberancias reforzadas, diseñadas para redistribuir las concentraciones de tensión local inducidas por la penetración en la membrana.

- **Túneles y carenados externos**

Para proteger las líneas de alimentación, presurización y el cableado que discurren longitudinalmente a lo largo del vehículo, se integran túneles externos o carenados fijados a la estructura del tanque o a los faldones adyacentes. Estos elementos deben diseñarse de forma que no introduzcan rigideces locales excesivas ni interfieran con la deformación global de la envolvente presurizada.

En conjunto, la arquitectura del tanque debe responder a los requisitos de masa mínima y elevada fiabilidad estructural, equilibrando la eficiencia de la membrana trabajando a tracción bajo presión interna con la estabilidad frente a las cargas de compresión y flexión inducidas durante el vuelo. Este compromiso arquitectónico condiciona el diseño de todos los subsistemas descritos y pone de manifiesto la naturaleza altamente integrada del tanque dentro del vehículo lanzador.

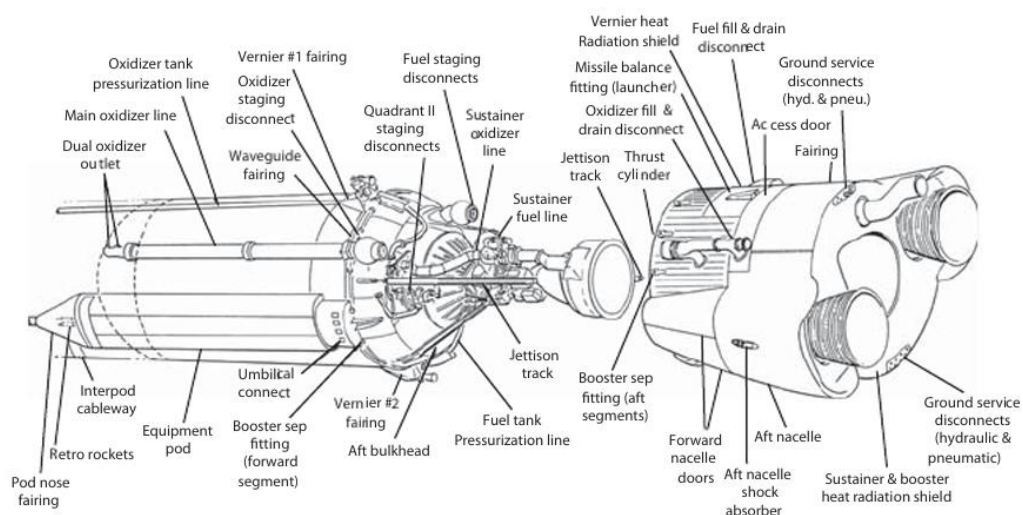


Figura 5: Esquema de interfaces de una etapa del Centaur (NASA)

II Estado del arte

2.3. Fenomenología estructural y modos de fallo que condicionan el diseño

El diseño estructural de tanques metálicos para vehículos lanzadores está gobernado por una fenomenología compleja en la que interactúan la termodinámica de los fluidos, la resistencia de los materiales bajo condiciones extremas y la estabilidad elástica de cascarones delgados. A diferencia de los recipientes a presión estacionarios, estos componentes se clasifican como estructuras presurizadas, lo que implica que su integridad depende de la capacidad para soportar simultáneamente la presión interna y las cargas de vuelo (axiales, de flexión y de cortadura). Esta superposición de efectos define los márgenes estructurales admisibles y condiciona los modos de fallo potenciales que influyen directamente en la arquitectura del tanque.

2.3.1. Interacción presión interna – cargas externas

El estado tensional en la pared del tanque es de naturaleza biaxial y evoluciona a lo largo del perfil de misión. La presión interna genera tensiones de tracción circunferencial (hoop) y longitudinal, mientras que las cargas de vuelo introducen esfuerzos de compresión axial y momentos flectores que se superponen al estado de membrana.

Desde el punto de vista estructural, esta interacción presenta efectos tanto beneficiosos como adversos:

- **Efecto estabilizante de la presión interna:** La presurización incrementa la rigidez efectiva del cascarón cilíndrico y aumenta su resistencia frente al pandeo bajo cargas de compresión axial y flexión. En diseños de membrana pura, la estabilidad estructural depende de que la presión interna sea suficiente para mantener un estado tensional dominado por tracción en toda la envolvente.
- **Contribución de la presurización en tanques rigidizados:** En configuraciones con rigidización integral (isogrid u orthogrid), aunque la estructura es estable por sí misma, la presión interna contribuye de forma significativa a la rigidez global y local, retrasando la aparición de inestabilidades y mejorando el reparto de cargas.

II Estado del arte

- **Efectos adversos del estado biaxial sobre el material:** En determinados materiales con ductilidad limitada, los campos de tensión biaxial, especialmente próximos a una relación 1:1 como los presentes en domos esféricos, pueden reducir la resistencia efectiva o la capacidad de detención de grietas respecto a estados de carga uniaxiales. Este comportamiento condiciona los márgenes admisibles y debe considerarse en la selección de materiales y en la definición geométrica.

2.3.2. Inestabilidad estructural y sensibilidad a imperfecciones

La optimización de masa conduce a espesores de pared muy reducidos, con relaciones radio-espesor elevadas, lo que hace que la inestabilidad elástica o pandeo sea frecuentemente el modo de fallo dimensionante, por delante del fallo por agotamiento resistente del material.

La fenomenología del pandeo en tanques estructurales se manifiesta en distintos niveles:

- **Pandeo general:** Corresponde al colapso global del cilindro bajo cargas axiales y momentos flectores, con un comportamiento análogo al de una columna o viga hueca.
- **Pandeo local de la piel:** En estructuras rigidizadas, la piel delgada entre costillas puede pandear localmente antes de que se alcance el colapso global. En configuraciones optimizadas, se busca que este fenómeno ocurra de forma simultánea al fallo general para maximizar la eficiencia estructural.
- **Inestabilidad de los rigidizadores (crippling):** Los propios elementos rigidizadores pueden sufrir inestabilidad local bajo compresión, condicionando la separación óptima entre costillas y la geometría de la retícula.

Un aspecto crítico asociado al pandeo de cascarones delgados es su extrema sensibilidad a las imperfecciones geométricas iniciales. En la práctica, pequeñas desviaciones respecto a la geometría ideal reducen de forma significativa la carga crítica teórica, lo

II Estado del arte

que ha motivado históricamente el uso de factores empíricos de penalización basados en resultados experimentales para garantizar la fiabilidad estructural.

2.3.3. Concentraciones de tensión y discontinuidades

Las discontinuidades geométricas y de rigidez constituyen focos preferentes de concentración de tensiones y de nucleación de mecanismos de daño. En estas regiones, el comportamiento de membrana pura se ve alterado y aparecen tensiones de flexión localizadas que pueden resultar dominantes.

Los puntos más críticos incluyen:

- **Uniones virola-domo y elementos de transición:** La transición entre el cilindro y los domos, así como las uniones con faldones mediante anillos de transición, introducen cambios abruptos de rigidez que pueden generar momentos secundarios elevados si no se diseñan adecuadamente.
- **Bosses y puntos fuertes:** Las fijaciones locales para líneas de alimentación o soportes externos introducen incompatibilidades de deformación entre la membrana presurizada y las regiones localmente rígidas, requiriendo transiciones geométricas suaves y refuerzos locales.
- **Soldaduras:** Las uniones soldadas combinan reducciones locales de propiedades mecánicas con cambios geométricos asociados al engrosamiento de la pared, lo que las convierte en zonas especialmente sensibles a la fatiga y a la iniciación de grietas.

II Estado del arte

2.3.4. Dinámica de fluidos y cargas transitorias

La interacción entre el fluido contenido y la estructura flexible del tanque introduce fenómenos dinámicos que pueden condicionar tanto la estabilidad del vehículo como la integridad estructural del tanque.

- **Sloshing del propulsante:** El movimiento oscilatorio del líquido puede generar desplazamientos del centro de masas del propulsante y cargas hidrodinámicas localizadas sobre paredes y domos, contribuyendo a fenómenos de fatiga o inestabilidad estructural.
- **Fenómenos de acoplamiento dinámico:** En determinadas condiciones, la interacción entre la estructura del vehículo, el sistema de alimentación de propelente y el empuje del motor puede dar lugar a oscilaciones longitudinales amplificadas, imponiendo cargas cíclicas significativas sobre el tanque.

2.3.5. Efectos térmicos y gradientes

Los gradientes térmicos inducen tensiones internas que se superponen a las cargas mecánicas. En tanques criogénicos, el enfriamiento rápido de la pared interior durante el llenado, mientras que la superficie exterior y las estructuras adyacentes permanecen a temperaturas más elevadas, genera estados tensionales adicionales que pueden influir en la estabilidad y en la resistencia al pandeo.

En configuraciones con mamparo común, los gradientes térmicos a través del espesor, asociados a la separación de fluidos a temperaturas muy diferentes, constituyen un factor crítico de diseño. La contracción térmica diferencial entre materiales disimilares o entre zonas de distinto espesor masivo puede inducir tensiones residuales y distorsiones geométricas que afectan a las tolerancias críticas del cascarón.

II Estado del arte

2.3.6. Modos de fallo asociados

Como consecuencia de la fenomenología descrita, los modos de fallo relevantes en tanques estructurales no se limitan al agotamiento resistente estático del material. Entre los mecanismos más relevantes se encuentran:

- **Fatiga de bajo ciclo**, asociada a los ciclos de presurización y despresurización durante pruebas, llenado y vuelo.
- **Iniciación y propagación de grietas**, favorecidas por defectos iniciales y concentraciones de tensión bajo carga sostenida o cíclica.
- **Fuga antes de rotura**, como filosofía de diseño orientada a evitar fallos catastróficos, influyendo en la selección de materiales y en la definición de espesores y uniones.

Estos modos de fallo condicionan de forma directa las decisiones de diseño estructural y establecen el marco conceptual sobre el que se apoyan las estrategias de validación y certificación de tanques para vehículos lanzadores, que se desarrollarán en capítulos posteriores.

2.4. Tecnologías de fabricación relevantes para tanques presurizados

La selección de las tecnologías de fabricación para tanques de vehículos lanzadores no constituye una decisión aislada, sino que determina de forma directa la arquitectura del tanque, sus márgenes estructurales y la eficiencia global del sistema. La evolución⁷ desde estructuras de chapa conformada y soldada hasta diseños integrales mecanizados y unidos mediante procesos avanzados ha permitido incrementar la fiabilidad y reducir

⁷ La evolución de las tecnologías de fabricación ha estado históricamente ligada a cambios significativos en la arquitectura de los tanques de lanzadores, permitiendo la transición desde estructuras ensambladas a configuraciones integrales de mayor eficiencia estructural.

II Estado del arte

la masa inerte, aunque introduciendo nuevas restricciones de diseño asociadas a las capacidades y limitaciones de la manufactura.

2.4.1. Procesos de conformado de virolas y domos

La fabricación de las grandes superficies de revolución que componen los tanques (virolas cilíndricas y domos de cierre) ha evolucionado con el objetivo de minimizar el número de uniones y controlar las tolerancias geométricas, factores críticos para la estabilidad estructural de cascarones delgados. El conformado por fluencia y envejecimiento se desarrolló inicialmente para grandes componentes aeronáuticos de aluminio y fue posteriormente adoptado en aplicaciones espaciales debido a su capacidad para reducir tensiones residuales y mejorar la precisión dimensional en estructuras de gran tamaño.

- Conformado de paneles y virolas

En tanques de gran diámetro, donde la fabricación a partir de anillos continuos forjados o laminados resulta inviable por limitaciones de tamaño del material base, la virola se construye mediante la unión de paneles curvos previamente conformados.

- **Conformado por prensado y frenado (brake forming):** Utilizado históricamente para paneles gruesos con rigidización integral (tipo waffle o isogrid), como en etapas del Saturno y en tanques del Thor-Delta. El proceso se basa en la deformación progresiva mediante sucesivos plegados en una prensa de gran longitud. Aunque efectivo, presenta una fuerte dependencia de la experiencia del operario y requiere sobreconformado para compensar la recuperación elástica del material.
- **Conformado por fluencia y envejecimiento (creep/age forming):** Empleado en aleaciones de aluminio de alta resistencia, este proceso combina la aplicación de carga con un ciclo térmico de envejecimiento. El panel se fija a un útil con la curvatura deseada y, durante el tratamiento térmico, el material fluye lentamente hasta adoptar la forma final. Este método reduce tensiones residuales y mejora

II Estado del arte

la precisión dimensional respecto al conformado en frío, siendo especialmente adecuado para componentes de gran tamaño y curvatura controlada.

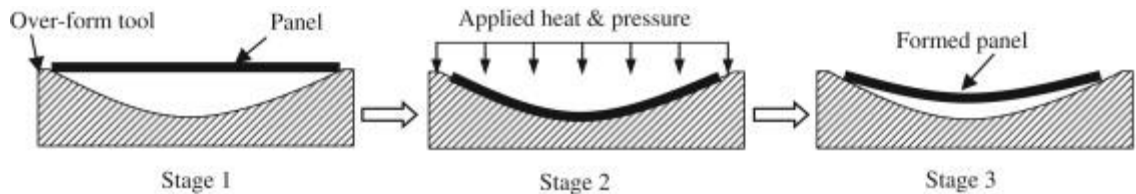


Figura 6: Esquema de proceso de fluencia y envejecimiento (Wan, Y., Mai, Y.-W., & Xin, J. (2011). *Mechanisms of forming and spring-back in composite panel forming*. *Composite Structures*)

- Fabricación de domos

La geometría de los domos condiciona el método de fabricación. Aunque la solución ideal sería un domo monopieza, las limitaciones en el tamaño de las chapas obligan con frecuencia a la construcción segmentada mediante gajos (gores) soldados a una sección central.

- **Conformado por estirado (stretch forming):** Es uno de los métodos más eficientes en términos de coste para membranas delgadas. Se emplea ampliamente en la fabricación de segmentos de domos, como en el tanque externo del Space Shuttle, donde el material se estira sobre un troquel para adquirir la forma deseada antes del tratamiento térmico final.
- **Conformado por explosión (explosive forming):** Utilizado para componentes de gran tamaño, mayor espesor o geometrías complejas, como los domos de la etapa S-II del Saturno. El conformado se realiza mediante una onda de choque generada en un medio líquido, permitiendo deformaciones elevadas y controladas. En estructuras rigidizadas, los huecos pueden rellenarse previamente con aleaciones de bajo punto de fusión para evitar el pandeo local durante el proceso. Permitió fabricar componentes de gran tamaño en una época en la que las prensas de alta capacidad y el control numérico avanzado no estaban disponibles, siendo una tecnología clave en programas espaciales de las décadas de 1960 y 1970.

II Estado del arte

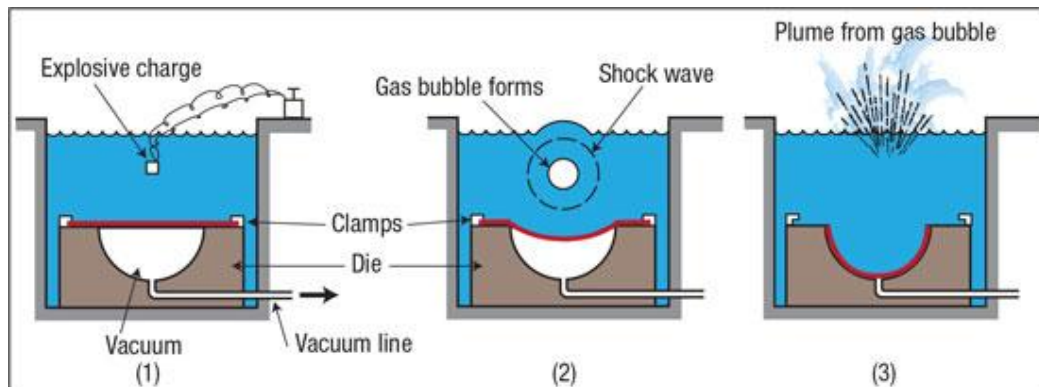


Figura 7: Esquema de proceso del conformado por explosión (Lazarevic, M. S., Živković, V., & Nedic, B. (2020). Application of processing by explosion in the automotive industry. Proceedings of the 8th International Congress "Motor Vehicles & Motors 2020")

- **Repulsado (spinning o shear spinning):** Permite fabricar domos y secciones cilíndricas sin soldaduras longitudinales, mejorando la fiabilidad estructural. Sin embargo, presenta limitaciones en el tamaño máximo alcanzable y requiere utillaje específico, por lo que se emplea principalmente en tanques de subsistemas o etapas de menor diámetro.

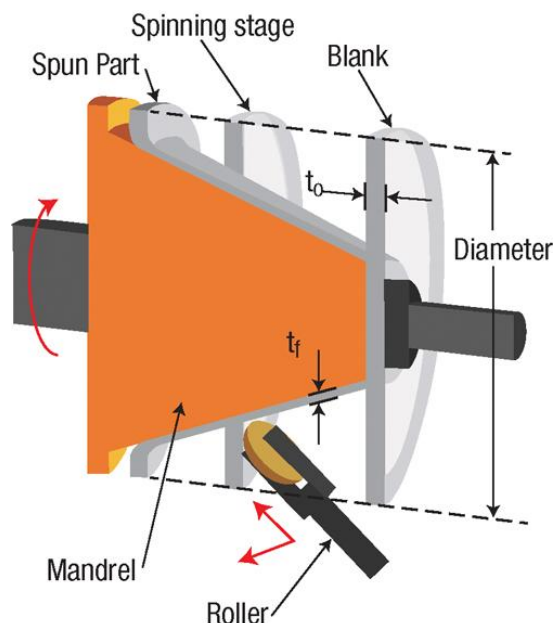


Figura 8: Esquema de proceso de repulsado (Sharma, N. (2020). Design and preparation of aluminium nozzle using metal spinning process. B.Tech thesis, National Institute of Technology Tiruchirappalli)

II Estado del arte

2.4.2. Tecnologías de unión

La integridad estructural del tanque depende en gran medida de la calidad de las uniones, que representan las discontinuidades más críticas desde el punto de vista mecánico y metalúrgico.

Soldadura por fusión: Históricamente, la soldadura por arco de tungsteno con gas (TIG/GTAW) ha sido el estándar para aleaciones de aluminio y aceros, proporcionando cordones de alta calidad a costa de bajas velocidades de deposición. La soldadura MIG/GMAW ha sido generalmente descartada en aplicaciones críticas debido a su mayor propensión a defectos como la porosidad. Un avance relevante fue la introducción de la soldadura por arco de plasma de polaridad variable (VPPA), utilizada en el tanque externo del Space Shuttle y en el Delta IV, que permite una limpieza eficaz de óxidos durante el proceso y mejora la calidad interna del cordón.

Soldadura por fricción-agitación (FSW): Considerada uno de los avances más significativos en estructuras de lanzadores, la FSW es un proceso de estado sólido que une los materiales mediante deformación plástica inducida por una herramienta rotativa. La soldadura por fricción-agitación se considera una tecnología habilitadora en estructuras de lanzadores modernos, al permitir la utilización de aleaciones de aluminio-litio de alta resistencia con mejores propiedades mecánicas y menor sensibilidad a defectos de soldadura.

- **Ventajas estructurales:** Al no producirse fusión, se evitan defectos asociados a la solidificación y se obtienen propiedades mecánicas superiores a las de la soldadura por fusión, próximas a las del material base.
- **Aplicación:** La FSW ha sido clave para la implementación de aleaciones aluminio-litio avanzadas, empleándose tanto en uniones longitudinales como circunferenciales en tanques de gran tamaño.

Uniones mecánicas: Aunque se evitan en la envoltente de presión principal para eliminar vías potenciales de fuga, las uniones mecánicas son necesarias en interfaces con faldones, registros y accesos. Su diseño requiere elementos de transición robustos, como

II Estado del arte

anillos forjados o mecanizados, que permitan distribuir las cargas de los pernos y reducir los momentos de flexión locales en la membrana.

2.4.3. Fabricación de estructuras rigidizadas integrales

La necesidad de maximizar la eficiencia estructural ha generalizado el uso de paredes con rigidización integral, como configuraciones isogrid u orthogrid, fabricadas a partir de placas gruesas.

- **Mecanizado mecánico:** Constituye el método predominante para la fabricación de estructuras isogrid profundas y de alta precisión. Mediante fresadoras de control numérico se vacían bolsillos en placas gruesas, dejando la piel y las costillas con las tolerancias requeridas. Este proceso permite integrar refuerzos locales y variaciones de espesor, aunque conlleva un elevado desperdicio de material.
- **Mecanizado químico (chem-milling):** Utilizado para obtener patrones de rigidización tipo waffle en chapas más delgadas o para reducir el espesor en zonas no críticas. Aunque permite tratar grandes superficies, ofrece menor precisión que el mecanizado mecánico y plantea retos en el control de espesores y en la gestión medioambiental.

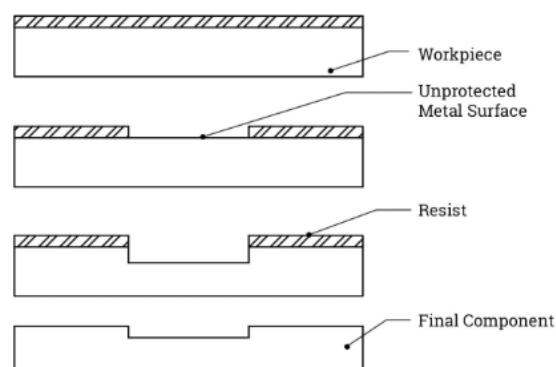


Figura 9: Esquema de proceso de mecanizado químico (IQS directory)

II Estado del arte

2.4.4. Influencia de la fabricación en el comportamiento estructural

Los procesos de fabricación no solo definen la geometría final del tanque, sino que introducen características que condicionan el comportamiento estructural y los modos de fallo:

1. **Zonas afectadas por el calor y engrosamientos locales:** La soldadura por fusión reduce las propiedades mecánicas en la zona afectada térmicamente, lo que obliga a introducir engrosamientos locales. Las transiciones geométricas asociadas deben diseñarse de forma gradual para evitar concentraciones de tensión y momentos de flexión secundarios.
2. **Tensiones residuales y distorsiones:** Los procesos de soldadura introducen tensiones residuales y distorsiones geométricas que pueden reducir la resistencia al pandeo y favorecer mecanismos de daño a largo plazo.
3. **Imperfecciones iniciales:** La capacidad portante a compresión de las virolas cilíndricas es extremadamente sensible a las imperfecciones geométricas derivadas del conformado y ensamblaje. Los factores de corrección empleados en el diseño estructural dependen directamente de la calidad del proceso de fabricación.
4. **Control de fractura:** La fabricación define el tamaño y la naturaleza de los defectos iniciales que deben asumirse en los análisis de tolerancia al daño. Las capacidades de inspección no destructiva condicionan, por tanto, los supuestos de diseño relativos a la vida estructural del tanque.

II Estado del arte

2.5. Evolución histórica y tecnológica de los materiales en tanques de lanzadores

La selección de materiales para tanques de propelente en vehículos lanzadores ha sido históricamente un proceso evolutivo, condicionado por la necesidad crítica de maximizar la eficiencia estructural (relación resistencia-peso) manteniendo elevados niveles de fiabilidad bajo condiciones extremas de operación. A lo largo del desarrollo de la astronáutica, la introducción de nuevos materiales ha estado estrechamente ligada tanto a la evolución de las arquitecturas de los tanques como a la maduración de los procesos de fabricación y unión disponibles en cada etapa tecnológica.

2.5.1. Primeras implementaciones: aceros y el concepto de tanque membrana

En los primeros desarrollos de la tecnología de cohetes balísticos, ejemplificados por el misil V-2 (A-4), las limitaciones en materiales y procesos de unión condujeron al uso de soluciones estructurales robustas pero penalizadas en masa. Los tanques se fabricaron empleando aceros de baja aleación convencionales, unidos mediante técnicas de soldadura relativamente rudimentarias. En estas configuraciones, los tanques no constituían la estructura primaria del vehículo, sino que se alojaban dentro de un fuselaje portante encargado de soportar las cargas aerodinámicas y de empuje, con la consiguiente penalización de masa estructural.

Un hito tecnológico fundamental se produjo en la década de 1950 con el desarrollo del misil Atlas y la etapa superior Centaur, donde se introdujo el concepto de tanque membrana o estructura estabilizada por presión. Para alcanzar espesores de pared extremadamente reducidos, del orden de 0,25 mm, se seleccionó el acero inoxidable austenítico AISI 301 en condición *extra full hard* (XFH).

Motivación de la selección: El acero inoxidable 301 ofrecía una combinación favorable de alta resistencia específica, excelente tenacidad a temperaturas criogénicas y buena soldabilidad mediante procesos de resistencia por puntos y costura. Además,

II Estado del arte

mantenía una ductilidad suficiente para soportar elevadas tensiones circunferenciales sin comportamiento frágil.

Implicaciones arquitectónicas: La elección de este material permitió una arquitectura monocasco pura, en la que la piel del tanque es incapaz de soportar su propio peso sin presión interna. Como consecuencia, los tanques debían mantenerse presurizados o sometidos a tensión mecánica durante transporte, integración y almacenamiento, imponiendo restricciones operativas severas a cambio de una eficiencia de masa excepcional.

Cabe destacar que, en décadas recientes, el uso de aceros ha experimentado un resurgimiento en el contexto de lanzadores reutilizables, como en el programa **Starship**, donde se emplean aceros inoxidables austeníticos modernos (AISI 304L). En este caso, la elección responde a un compromiso diferente, priorizando robustez, comportamiento a criogenia, coste y facilidad de fabricación a gran escala frente a la optimización estricta de masa.

2.5.2. La era del aluminio: estructuras integrales y aleaciones de la serie 2000

Con el incremento progresivo del tamaño y la complejidad de los vehículos lanzadores, como en los programas Titan y Saturno V, las limitaciones operativas de los tanques estabilizados por presión y la necesidad de estructuras autoportantes impulsaron la adopción de aleaciones de aluminio. Las aleaciones de la serie 2000 (Al-Cu) se consolidaron como el estándar de la industria para grandes tanques estructurales.

Aleación 2014: Empleada extensamente en el Titan II y en la etapa S-II del Saturno V, ofrecía una resistencia mecánica elevada, aunque presentaba limitaciones en términos de soldabilidad y resistencia a la corrosión bajo tensión.

Aleación 2219: Adoptada en la etapa S-IC del Saturno V y en las primeras versiones del Tanque Externo del Transbordador Espacial. Aunque ligeramente menos resistente que la 2014, la aleación 2219, especialmente en temple T87, proporcionaba una soldabilidad superior, mejor tenacidad a la fractura a temperaturas criogénicas y mayor

II Estado del arte

resistencia a la corrosión bajo tensión, lo que la convirtió en el material de referencia para tanques soldados de gran diámetro durante varias décadas.

Implicaciones en diseño y fabricación: La adopción del aluminio, gracias a su menor densidad y buena maquinabilidad, permitió la transición hacia arquitecturas de pared rigidizada integralmente. Se generalizó el uso de patrones tipo waffle o isogrid mecanizados directamente a partir de placas gruesas, proporcionando estabilidad frente a cargas de compresión y flexión sin depender exclusivamente de la presurización. Paralelamente, los procesos de unión evolucionaron desde la soldadura por resistencia hacia la soldadura por fusión (TIG y posteriormente plasma de polaridad variable), introduciendo la necesidad de un control riguroso de las zonas afectadas por el calor.

2.5.3. Aleaciones avanzadas: aluminio-litio y la optimización de masa

La búsqueda continua de reducción de masa estructural para incrementar la capacidad de carga útil impulsó el desarrollo e implementación de aleaciones de aluminio-litio a partir de la década de 1990. El caso más representativo es el rediseño del Tanque Externo del Transbordador Espacial para la versión *Super Lightweight Tank* (SLWT). La aleación Al-Li 2195 fue seleccionada para sustituir en gran parte a la 2219.

Motivación: La adición de litio reduce la densidad del material e incrementa su módulo elástico. La aleación 2195 presenta un límite elástico sensiblemente superior y una mayor rigidez tanto a temperatura ambiente como criogénica, permitiendo reducir el espesor de la pared y, con ello, la masa inerte del tanque.

Desafíos y fabricación: La implementación de Al-Li introdujo desafíos significativos de fabricación. La soldadura por fusión convencional resulta especialmente sensible a defectos como porosidad y agrietamiento en caliente. Estas limitaciones impulsaron la adopción industrial de la soldadura por fricción-agitación (FSW), una tecnología de estado sólido que evita la fusión del material y preserva mejor las propiedades mecánicas en la junta, habilitando su uso en lanzadores modernos como Falcon 9.

II Estado del arte

2.5.4. Titanio y aplicaciones específicas

Aunque su uso es menos frecuente en grandes tanques principales debido a su elevado coste y a la complejidad de manufactura a gran escala, el titanio, principalmente en forma de la aleación Ti-6Al-4V, ha desempeñado un papel relevante en tanques de etapas superiores y sistemas de almacenamiento de gas a alta presión.

Aplicaciones: Se ha empleado en tanques de propelente del Módulo de Servicio del programa Apollo y en numerosos sistemas de control de reacción y presurización.

Justificación y limitaciones: El titanio ofrece una resistencia específica muy elevada y excelente resistencia a la corrosión. Sin embargo, su utilización está limitada por su sensibilidad a la contaminación durante el procesado a alta temperatura y por problemas de compatibilidad química con ciertos oxidantes bajo determinadas condiciones, lo que exige controles de fabricación y operación especialmente rigurosos.

2.5.5. Materiales compuestos y aplicaciones híbridas

Los materiales compuestos de matriz polimérica reforzada con fibra de carbono representan una vía potencial para la reducción adicional de masa estructural. No obstante, su aplicación en grandes tanques criogénicos principales ha sido históricamente limitada debido a problemas asociados a la estanqueidad frente a gases criogénicos, la sensibilidad a defectos de fabricación y la complejidad de certificar su comportamiento a largo plazo.

Su uso se ha consolidado principalmente en tanques presurizados secundarios, en forma de COPV (*Composite Overwrapped Pressure Vessels*), donde un liner metálico delgado garantiza la hermeticidad y el sobreenrollado de fibra proporciona la resistencia estructural. Asimismo, los materiales compuestos se emplean ampliamente en estructuras asociadas a los tanques, como interetapas, cofias y carenados, donde los requisitos de estanqueidad son menos severos, como en el lanzador **Neutron**.

II Estado del arte

2.5.6. Síntesis evolutiva

La evolución de los materiales empleados en tanques de vehículos lanzadores muestra una trayectoria clara: desde soluciones robustas basadas en aceros, pasando por arquitecturas autoportantes optimizadas mediante aleaciones de aluminio convencionales, hasta la adopción de aleaciones avanzadas de aluminio-litio habilitadas por nuevos procesos de unión, junto con la introducción selectiva de materiales compuestos en aplicaciones híbridas.

Lejos de existir una solución material universal, la selección responde a compromisos entre masa, fabricabilidad, fiabilidad, coste y filosofía operativa del vehículo. Esta diversidad de soluciones subraya la necesidad de analizar en profundidad el comportamiento estructural y los modos de fallo asociados, aspectos que se abordarán en capítulos posteriores del trabajo.

2.6. Tendencias y desarrollos recientes en tanques de vehículos espaciales

El diseño de tanques para vehículos espaciales se encuentra en un proceso de evolución continua impulsado por la necesidad de maximizar la eficiencia másica, reducir los costes de fabricación y operación, y mejorar la fiabilidad estructural en escenarios de misión cada vez más exigentes. Las tendencias actuales reflejan una transición progresiva desde enfoques empíricos tradicionales hacia metodologías basadas en el control riguroso de la fractura, la adopción de aleaciones avanzadas procesadas mediante nuevas tecnologías de unión y la incorporación selectiva de materiales compuestos en aplicaciones criogénicas.

2.6.1. Evolución de materiales metálicos y tecnologías de unión

En el ámbito de las estructuras metálicas primarias, la tendencia dominante es la sustitución de las aleaciones de aluminio convencionales, principalmente de la serie 2000, por aleaciones de aluminio-litio, destacando la aleación 2195. Este cambio está

II Estado del arte

motivado por el incremento de la resistencia específica y del módulo elástico asociado a la adición de litio, lo que permite reducciones de masa significativas en comparación con diseños previos sin alterar de forma sustancial la arquitectura del tanque.

No obstante, la implementación de estas aleaciones avanzadas ha estado condicionada por las limitaciones de la soldadura por fusión tradicional (TIG o plasma), especialmente en términos de susceptibilidad al agrietamiento en caliente y a la porosidad. Como respuesta a estos retos, la industria ha adoptado de forma generalizada la soldadura por fricción-agitación (Friction Stir Welding, FSW). Este proceso de unión en estado sólido evita la fusión del material, elimina defectos de solidificación y proporciona propiedades mecánicas en la junta superiores a las obtenidas mediante soldadura por arco. La FSW se ha consolidado como el estándar industrial para la fabricación de grandes tanques criogénicos en programas modernos, permitiendo unir secciones de gran longitud, espesores variables y geometrías complejas con elevada repetibilidad.

De forma paralela, la fabricación aditiva metálica está emergiendo como una tecnología habilitadora para componentes de propulsión y subsistemas asociados a los tanques. La impresión 3D metálica permite reducir drásticamente el número de piezas y eliminar uniones mecánicas y soldaduras en componentes de alta complejidad geométrica, como válvulas, colectores o elementos de presurización. Aunque su aplicación en grandes estructuras primarias presurizadas es aún incipiente, se están desarrollando metodologías de cualificación para su uso en hardware de vuelo crítico, lo que apunta a una futura integración progresiva en arquitecturas de tanque.

2.6.2. Soluciones híbridas y el desafío de los materiales compuestos

El uso de materiales compuestos de matriz polimérica reforzada con fibra de carbono continúa expandiéndose, consolidándose en aplicaciones de recipientes a presión para gases y explorándose de forma más cautelosa para tanques criogénicos principales.

II Estado del arte

En el caso de los recipientes a presión con sobreenvoltura (Composite Overwrapped Pressure Vessels, COPV), la solución tecnológica madura consiste en un liner metálico delgado, habitualmente de titanio o aleaciones de níquel, reforzado mediante una envoltura de fibra de carbono o aramida. El liner garantiza la estanqueidad y actúa como barrera frente a la permeabilidad del gas, mientras que el material compuesto soporta la mayor parte de la carga estructural. El proceso de autofretage⁸ se emplea de forma sistemática para inducir tensiones residuales de compresión en el liner, mejorando su vida a fatiga y su tolerancia al daño.

En contraste, la implementación de tanques criogénicos principales fabricados íntegramente en material compuesto sigue enfrentando retos técnicos significativos. Las diferencias de coeficientes de expansión térmica entre fibras y matriz, junto con la fragilidad de ciertos sistemas poliméricos a temperaturas criogénicas, pueden provocar microagrietamiento y problemas de permeabilidad del propelente. Experiencias previas en programas de demostración tecnológica, como el tanque multilobular del X-33, pusieron de manifiesto los riesgos asociados al criobombeo y a la infiltración en estructuras tipo sándwich. No obstante, investigaciones recientes en resinas avanzadas, termoplásticos estructurales y técnicas de colocación automatizada de fibra buscan viabilizar, a medio plazo, tanques compuestos con o sin liner para aplicaciones reutilizables.

⁸ El proceso de *autofretage* consiste en presurizar el recipiente por encima de su presión de servicio para inducir deformación plástica controlada en el liner metálico. Tras la descarga, quedan tensiones residuales de compresión que mejoran la resistencia a la fatiga y retrasan la iniciación de grietas durante la operación cíclica del recipiente.

II Estado del arte

2.6.3. Optimización arquitectónica y estrategias de integración

Desde el punto de vista arquitectónico, las estructuras rigidizadas integralmente continúan evolucionando mediante un refinamiento de geometrías y procesos de fabricación. La configuración isogrid, basada en retículas triangulares, mantiene su vigencia debido a su comportamiento cuasi-isótropo y a su elevada eficiencia frente a cargas combinadas de compresión y flexión. Su aplicación en estructuras recientes, como en programas tripulados, se ve favorecida por los avances en mecanizado de alta velocidad y control numérico, que permiten tolerancias geométricas más estrictas y una reducción adicional del peso inerte.

Asimismo, se observa una tendencia creciente hacia la integración funcional de la estructura del tanque. Esto incluye el desarrollo de sistemas de protección térmica integrados, que no actúan únicamente como elementos pasivos de aislamiento, sino que contribuyen al comportamiento estructural global. Esta aproximación reduce interfaces, elimina elementos parásitos y mejora la eficiencia másica del conjunto.

2.6.4. Integridad estructural y tolerancia al daño

Los criterios de diseño han evolucionado desde enfoques basados exclusivamente en factores de seguridad estáticos hacia filosofías avanzadas de tolerancia al daño y control de fractura. En estructuras presurizadas metálicas, el criterio de fuga antes de estallido (*Leak-Before-Burst*, LBB)⁹ se ha consolidado como un requisito fundamental, exigiendo que una grieta pasante provoque una fuga estable y detectable antes de alcanzar un tamaño crítico que conduzca a una rotura inestable.

La validación de estas filosofías requiere el uso sistemático de herramientas de mecánica de la fractura para determinar tamaños de defecto críticos y establecer vidas seguras bajo espectros de carga cíclica y sostenida. Como consecuencia, existe una

⁹ El criterio de *Leak-Before-Burst* (LBB) establece que, ante la presencia de un defecto o grieta en una estructura presurizada, el crecimiento estable de la grieta debe conducir a una fuga detectable del fluido antes de que se alcance una condición de rotura inestable o catastrófica.

II Estado del arte

dependencia creciente de técnicas de inspección no destructiva avanzadas, cuya probabilidad de detección define el tamaño de defecto inicial asumido en los análisis estructurales.

En conjunto, estas tendencias configuran un escenario en el que el diseño de tanques para vehículos espaciales deja de ser una disciplina aislada y pasa a requerir una integración profunda entre selección de materiales, procesos de fabricación automatizados y análisis predictivos de fallo, aspectos que se desarrollarán con mayor detalle en los capítulos de cálculo y validación de este trabajo.

III. MARCO DE VERIFICACIÓN

III Marco de verificación

3.1. Marco de verificación

3.1.1. Normativa aplicable

El desarrollo de un tanque metálico principal para un vehículo lanzador no puede abordarse únicamente desde una perspectiva de diseño estructural o selección de materiales, sino que debe enmarcarse desde las fases iniciales dentro de un marco normativo y de certificación claramente definido. Este marco condiciona de forma directa la arquitectura del tanque, los márgenes de seguridad admisibles, los criterios de verificación y, en última instancia, la viabilidad del diseño propuesto.

A diferencia de otras estructuras aeroespaciales, los tanques de propelente combinan la función de contención de fluidos presurizados con un papel estructural primario dentro del lanzador. Esta dualidad funcional obliga a aplicar normativas específicas que integran requisitos de resistencia, estabilidad elástica, tolerancia al daño y control de fractura, superando los enfoques tradicionales basados únicamente en resistencia estática.

En consecuencia, la normativa aplicable no se limita a estándares estructurales generales, sino que abarca criterios de clasificación del componente, filosofías de certificación, requisitos de materiales, procesos de fabricación, uniones, sellados e inspección, así como procedimientos de verificación analítica y experimental. Este conjunto de requisitos establece el marco de referencia sobre el que se apoya todo el desarrollo posterior del tanque, desde la definición de cargas de misión hasta la validación mediante ensayos.

El presente apartado resume de forma estructurada las principales normativas y criterios de certificación aplicables a un tanque metálico de vehículo lanzador, proporcionando el contexto necesario para los capítulos posteriores dedicados a los ensayos destructivos, los mecanismos de fallo y el desarrollo conceptual del diseño.

III Marco de verificación

- Clasificación normativa del tanque
- **Recipientes a presión (Pressure Vessels):** Corresponden a componentes cuyo diseño está dominado por la contención de presión interna, con cargas estructurales externas despreciables. Su dimensionamiento se basa fundamentalmente en tensiones de membrana inducidas por el fluido contenido.
- **Estructuras presurizadas (Pressurized Structures):** Categoría aplicable a los tanques principales de combustible de vehículos lanzadores. En este caso, la estructura debe soportar simultáneamente la presión interna y las cargas globales del vehículo (compresión axial, flexión y cortadura). Esta clasificación impone requisitos de verificación más exigentes, al tener que considerar la interacción entre presión interna, estabilidad estructural (pandeo) y cargas externas.

Cuando el fallo de una estructura presurizada puede derivar en la pérdida del vehículo o en un evento catastrófico, la normativa la clasifica como elemento crítico de fractura (Fracture Critical Item), obligando a aplicar criterios estrictos de control de daño y certificación.

- Marcos normativos de referencia estructural
- **Normativa ECSS (European Cooperation for Space Standardization)**
 - *ECSS-E-ST-32-02:* Requisitos de diseño y verificación estructural de hardware presurizado.
 - *ECSS-E-ST-32-01:* Control de fractura y tolerancia al daño. Estas normas definen los factores de seguridad, márgenes estructurales, criterios de aceptación y estrategias de verificación para estructuras espaciales metálicas.

III Marco de verificación

- **Normativa NASA / AIAA**

- *NASA-STD-5019*: Requisitos de control de fractura para estructuras presurizadas.
- *ANSI/AIAA S-080*: Requisitos estructurales para sistemas espaciales metálicos.

Estos documentos establecen metodologías detalladas para análisis de vida segura, tolerancia al daño y criterios de Leak-Before-Burst en hardware de vuelo de alto valor.

Estos marcos normativos constituyen la base de certificación, pero no suelen aplicarse de forma aislada en programas reales de lanzadores.

- Normativa de materiales y datos de diseño

- **Uso de propiedades de material cualificadas**: La normativa limita el uso de propiedades mecánicas a datos estadísticamente significativos y cualificados, procedentes de bases de datos reconocidas como MMPDS o bases de datos institucionales de NASA y ESA.
- **Valores Basis A y Basis B**: Los cálculos estructurales deben emplear valores conservadores (Basis A o Basis B), que garantizan que al menos el 99 % o el 90 % de la población de material, respectivamente, supera la propiedad considerada con un nivel de confianza estadística adecuado.

Esta exigencia es fundamental en estructuras presurizadas con bajos factores de seguridad, donde la dispersión de propiedades del material tiene un impacto directo en la fiabilidad.

- Normativa de procesos de fabricación y uniones

- **Procesos especiales**: La fabricación de tanques presurizados implica procesos considerados especiales (soldadura, tratamientos térmicos, conformado), cuyo resultado no puede verificarse completamente mediante inspección final. Por

III Marco de verificación

ello, la normativa exige la cualificación previa de los procesos y su control estricto durante la producción.

- **Soldadura estructural aeroespacial:** Las uniones soldadas deben cumplir normas específicas de calificación de procedimiento y operario, como AWS D17.1 u otras especificaciones equivalentes de programa. Estas normas regulan la preparación de bordes, parámetros térmicos, criterios de aceptación de defectos y trazabilidad del proceso.
- **Control de zonas afectadas por el calor (HAZ):** La normativa impone restricciones geométricas y metalúrgicas en las zonas soldadas, ya que las variaciones locales de propiedades mecánicas influyen directamente en la resistencia a fatiga, fractura y pandeo.

- Sellados, interfaces y normativa de programa

- **Sistemas de sellado y estanqueidad**
Los elementos de sellado (juntas, bridas, pasos de fluidos y registros) son críticos en tanques criogénicos y no suelen estar completamente normalizados a nivel ECSS o NASA. Su diseño y aceptación se rigen habitualmente por especificaciones internas del programa o del fabricante.
- **Normativa interna de fabricantes:** En programas reales de lanzadores, los estándares ECSS y NASA se complementan con manuales de diseño propios de cada fabricante, que incorporan experiencia de vuelo previa, restricciones geométricas adicionales y criterios de aceptación más conservadores.

Estas especificaciones internas gobiernan aspectos como tolerancias, acabados superficiales, configuración de interfaces y requisitos de inspección, condicionando de forma directa el diseño final del tanque.

- Filosofías de certificación estructural

- **Vida segura (Safe-Life):** El diseño debe demostrar que un defecto inicial, del tamaño máximo no detectable por las técnicas de inspección no destructiva

III Marco de verificación

aplicadas, no crecerá hasta alcanzar un tamaño crítico durante toda la vida de servicio. La normativa exige habitualmente demostrar una vida equivalente a varias veces la vida nominal de misión.

- **Fuga antes de estallido (Leak-Before-Burst, LBB):** Siempre que sea viable, se requiere demostrar que una grieta pasante dará lugar a una fuga estable y detectable antes de provocar una rotura inestable del tanque. Este criterio es especialmente relevante en tanques metálicos criogénicos de gran diámetro.
 - Verificación experimental y aceptación
- **Pruebas de presión (Proof Test):** Cada unidad debe someterse a ensayos de presión por encima de la presión máxima de operación, con el doble objetivo de verificar la capacidad estructural y actuar como cribado de defectos críticos de fabricación.
- **Inspección no destructiva (NDT):** La certificación depende de la capacidad de detección de defectos mediante técnicas como radiografía, ultrasonidos o corrientes inducidas. El tamaño de defecto asumido en los análisis corresponde habitualmente a una probabilidad de detección del 90 % con un 95 % de confianza.

III Marco de verificación

3.1.2. Entorno de cargas y condiciones de misión que gobiernan la verificación estructural

La verificación estructural de un tanque presurizado para un vehículo lanzador no puede abordarse sin una comprensión detallada del entorno de cargas y de las condiciones operativas a las que está sometido a lo largo de la misión. A diferencia de estructuras aeroespaciales sometidas a regímenes de carga relativamente constantes, los tanques de propelente experimentan solicitaciones altamente variables, tanto en magnitud como en naturaleza, que dependen de la fase de vuelo, del estado de presurización y de la interacción con el fluido contenido.

El tanque actúa simultáneamente como elemento de contención de un fluido presurizado y como estructura portante del vehículo, transmitiendo cargas globales entre etapas y soportando excitaciones dinámicas inducidas por el lanzamiento, el entorno atmosférico y el sistema de propulsión. Esta superposición de efectos genera estados tensionales complejos que gobiernan los modos de fallo potenciales y condicionan directamente los criterios de diseño, los márgenes de seguridad y las estrategias de certificación exigidas por la normativa.

En este contexto, el presente apartado describe el marco de cargas y condiciones de misión relevantes para la verificación estructural de tanques de vehículos lanzadores. Se analizan los mecanismos de transmisión de cargas a lo largo de las distintas fases del perfil de misión, las condiciones de servicio críticas desde el punto de vista mecánico, térmico y dinámico, y sus implicaciones sobre los criterios de verificación estructural adoptados. Este análisis establece la base necesaria para comprender los mecanismos de fallo tratados en capítulos posteriores y justifica la necesidad de enfoques de verificación basados en tolerancia al daño y control de fractura.

- Transmisión de cargas y fases de la misión

El tanque actúa como una viga hueca y delgada sometida a cargas combinadas que varían drásticamente durante el perfil de misión. Las cargas principales se pueden descomponer en:

III Marco de verificación

- **Cargas axiales y de flexión:** Durante el lanzamiento y el vuelo atmosférico, las paredes laterales del tanque transmiten la fuerza de empuje de los motores (compresión axial) y soportan momentos de flexión inducidos por maniobras, ráfagas de viento y cizalladura del viento (*wind shear*). En diseños rigidizados (isogrid), los largueros o nervaduras soportan principalmente estas cargas axiales para evitar el pandeo general o local.

- **Cargas circunferenciales (Hoop Loads):** Generadas principalmente por la presión interna (presión de ullage más altura hidrostática) y las fuerzas de inercia del fluido durante la aceleración. En tanques de gran diámetro, estas tensiones de tracción dictan el espesor mínimo de la membrana.

El análisis de cargas debe considerar la superposición de efectos según la ecuación de carga axial equivalente (P_{eq}), donde el momento flector (M) incrementa la carga axial efectiva (P) sobre la sección transversal del tanque: Donde R es el radio del tanque. La condición crítica suele ocurrir cuando la presión interna es mínima y las cargas de compresión externas (axiales + flexión) son máximas, amenazando la estabilidad por pandeo.

$$P_{eq} = P \pm \frac{2M}{R}$$

- Condiciones de servicio críticas

Las condiciones operativas de los tanques de lanzadores son extremas y definen los criterios de selección de materiales y diseño:

1. **Presurización Interna:** A diferencia de los recipientes a presión convencionales, los tanques principales de vehículos alimentados por turbobombas operan a presiones relativamente bajas, típicamente inferiores a 100 psig (0,69 MPa). Sin embargo, esta presión es vital para la estabilización estructural en diseños monocasco y para la supresión de la cavitación en la entrada de las bombas. Los tanques de subsistemas (RCS, presurización) operan a presiones mucho mayores, entre 2.000 y 10.000 psi, donde el diseño se rige exclusivamente por la contención de presión.

III Marco de verificación

2. Entorno Criogénico y Gradientes Térmicos: El uso de hidrógeno líquido (-253 °C) y oxígeno líquido (-183 °C) somete al material a temperaturas donde la mayoría de los metales (especialmente aceros ferríticos) sufren una transición dúctil-frágil. Aunque aleaciones como el aluminio 2219 aumentan su resistencia a bajas temperaturas, la tenacidad a la fractura puede verse comprometida. Los gradientes térmicos son severos, especialmente durante el llenado (choque térmico) y en los mamparos comunes que separan fluidos a temperaturas dispares. Estas diferencias de temperatura inducen tensiones térmicas significativas que se suman a las mecánicas. Además, el calentamiento aerodinámico durante el ascenso puede elevar la temperatura de la pared externa, degradando las propiedades mecánicas si no se emplea aislamiento adecuado.

3. Solicitaciones Dinámicas:

- **Slosh (Chapoteo):** El movimiento de la superficie libre del líquido induce fuerzas laterales y momentos que pueden afectar la estabilidad del vehículo y la integridad estructural de los rompeolas (*baffles*) internos.

- **Efecto Pogo:** Es una inestabilidad longitudinal acoplada entre la estructura del vehículo, el sistema de propulsión y el fluido en los tanques y líneas de alimentación. Las oscilaciones de presión pueden amplificarse por resonancia estructural, generando cargas dinámicas destructivas.

- **Vibración y Acústica:** El ruido generado por los motores y la capa límite aerodinámica induce vibraciones de alta frecuencia en las paredes del tanque (respuesta de panel), fatigando los componentes y las uniones soldadas.

Implicaciones para el diseño y criterios de verificación

Dadas estas condiciones, la normativa (como los estándares ECSS y NASA) distingue entre "recipientes a presión" (*pressure vessels*) y "estructuras presurizadas" (*pressurized structures*). Estas últimas, al soportar cargas vehiculares además de la presión, requieren criterios de verificación específicos:

III Marco de verificación

- **Factores de Seguridad:** Se emplean factores de seguridad bajos para minimizar el peso (ej. 1.1 para fluencia y 1.25 a 1.4 para rotura en estructuras no tripuladas), lo que exige un conocimiento preciso de las cargas y propiedades del material.

- **Tolerancia al Daño:** El diseño debe asumir la presencia de defectos iniciales (grietas) no detectables. Se debe demostrar mediante análisis de mecánica de la fractura que estos defectos no crecerán hasta un tamaño crítico durante la vida de servicio (criterio *safe-life*) o que, en caso de crecimiento, producirán una fuga estable antes que una ruptura catastrófica (criterio *Leak-Before-Burst*).

- **Verificación Experimental:** Se requiere demostrar la capacidad de soportar ciclos de carga (presión + cargas externas) equivalentes a cuatro veces la vida útil prevista (*scatter factor* de 4) para cubrir las incertidumbres en la propagación de grietas por fatiga.

3.2. Cargas principales: presión interna, ciclos térmicos y sollicitaciones mecánicas

La vida en servicio de un tanque de combustible para lanzadores espaciales implica la exposición a un espectro de cargas combinadas que varían drásticamente desde la fase de pre-lanzamiento hasta la inserción en órbita. El análisis estructural de estos componentes (estructuras presurizadas) requiere la superposición de estados de carga estáticos, cuasi-estáticos y dinámicos para determinar los márgenes de seguridad. A continuación, se detallan las sollicitaciones críticas.

3.2.1. Presión interna y estados tensionales asociados

La presión interna constituye la carga primaria para el dimensionamiento del espesor de la membrana en tanques de subsistemas y es fundamental para la estabilidad en tanques estructurales de pared delgada. Esta presión no es uniforme ni constante, y se compone de dos términos principales: la presión del gas de presurización (*ullage pressure*) y la presión hidrostática generada por la columna de líquido, la cual se ve amplificada por la aceleración del vehículo.

III Marco de verificación

La presión en un punto z por debajo de la superficie libre del líquido se define como:

$$p(z) = \rho z(a + g) + p_{\text{ull}}$$

donde ρ es la densidad del fluido, a la aceleración del vehículo, g la aceleración de la gravedad y p_{ull} la presión del gas en el volumen libre.

Esta presión interna induce un estado de tensión biaxial en la pared del tanque:

- **Tensión circunferencial (Hoop Stress, σ_θ):**

Es generalmente la tensión dominante de tracción en el diseño de la membrana.

Para un tanque cilíndrico de radio R y espesor t , se define como:

$$\sigma_\theta(z) = \frac{[\rho z(a + g) + p_{\text{ull}}]R}{t}$$

- **Tensión longitudinal (σ_z):**

En ausencia de cargas externas, la presión interna genera una tensión longitudinal de tracción igual a la mitad de la circunferencial ($pR/2t$). Sin embargo, en tanques integrales, esta tensión interactúa críticamente con las cargas axiales de compresión del vehículo.

La magnitud de la presión de diseño varía según el sistema de alimentación. Los sistemas alimentados por turbobomba operan a presiones relativamente bajas (0,07 a 0,34 MPa), permitiendo paredes delgadas, mientras que los sistemas alimentados por presión requieren tanques con presiones operativas entre 1,3 y 9 MPa, lo que resulta en paredes más gruesas y un mayor peso inerte.

III Marco de verificación

3.2.2. Ciclos térmicos y gradientes de temperatura

Los tanques experimentan condiciones térmicas extremas que inducen tensiones térmicas y alteran las propiedades del material.

- **Enfriamiento criogénico (*chill-down*):**

Antes del llenado completo, los tanques criogénicos (LH2, LOX) deben enfriarse para evitar una ebullición excesiva. El gradiente de temperatura a través del espesor de la pared durante transitorios rápidos genera tensiones térmicas significativas. En una pared cilíndrica delgada, un diferencial de temperatura ΔT induce una tensión aproximada:

$$\sigma = \frac{E\alpha\Delta T}{1 - \nu}$$

donde E es el módulo de elasticidad, α el coeficiente de expansión térmica y ν el coeficiente de Poisson. Estas tensiones pueden exceder el límite elástico del material, causando deformación plástica local y reduciendo la vida útil por fatiga de bajo ciclo.



Figura 10: Tanque del lanzador Neutrón llevado a condiciones criogénicas (RocketLab)

III Marco de verificación

- **Calentamiento aerodinámico:**

Durante el ascenso, la fricción atmosférica eleva la temperatura de la superficie exterior del tanque. Aunque el aislamiento térmico mitiga este efecto, pueden generarse gradientes térmicos complejos, especialmente en uniones estructurales o zonas donde el aislamiento se interrumpe.

- **Ciclos de servicio:**

Un tanque típico debe soportar múltiples ciclos de presurización y carga térmica (pruebas de aceptación, pruebas estáticas e intentos de lanzamiento). La acumulación de daño por fatiga térmica y mecánica en presencia de defectos preexistentes constituye un modo de fallo crítico.

3.2.3 Solicitaciones mecánicas externas

Además de la presión interna, los tanques actúan como elementos estructurales del fuselaje, transmitiendo cargas mecánicas severas:

- **Cargas inerciales y axiales:**

El empuje de los motores genera una fuerza de compresión axial que se transmite a través de las paredes del tanque. Esta carga varía con la aceleración del vehículo y la masa soportada por encima del tanque.

- **Momentos de flexión:**

Las maniobras del vehículo, las ráfagas de viento y la cizalladura del viento (*wind shear*) inducen momentos flectores M , que generan tensiones de tracción y compresión adicionales en lados opuestos del tanque.

III Marco de verificación

- **Cargas dinámicas (slosh y pogo):**
 - *Slosh*: El movimiento de la superficie libre del líquido genera fuerzas laterales que pueden desestabilizar el vehículo y afectar la integridad de los rompeolas (*baffles*).
 - *Pogo*: Inestabilidad longitudinal acoplada entre la estructura y el sistema de propulsión (resonancia fluido-estructura), que induce oscilaciones de presión y cargas vibratorias severas en el tanque y las líneas de alimentación.
- **Vibración acústica y aerodinámica:**

El ruido del motor y la capa límite turbulenta excitan modos de vibración de alta frecuencia en los paneles del tanque, contribuyendo a la fatiga de alto número de ciclos (HCF).

3.2.4. Combinación de cargas y verificación estructural

Para la verificación estructural, las cargas no se evalúan de forma aislada. Se emplea el concepto de carga axial equivalente P_{eq} para combinar la carga axial estática P y el momento flector M en una única carga distribuida por unidad de circunferencia:

$$P_{eq} = P \pm \frac{2M}{R}$$

El estado tensional crítico en la pared del tanque se determina superponiendo las tensiones debidas a la presión interna (presión de *ullage* y cabeza hidrostática) con las tensiones asociadas a P_{eq} . Esto da lugar a dos escenarios críticos de diseño:

1. **Máxima tracción (condición de estallido, *burst*):**

La presión interna máxima se combina con cargas de vuelo que inducen tracción, verificando la resistencia a la rotura bajo un estado biaxial.

III Marco de verificación

2. Máxima compresión (condición de pandeo, *buckling*):

La presión interna mínima coincide con el máximo momento flector y la carga axial compresiva, pudiendo provocar pandeo local o global de la estructura.

La normativa espacial (por ejemplo, ECSS-E-ST-32-02C) exige la aplicación de factores de seguridad específicos a estas combinaciones de carga. Para cargas combinadas, se evalúan los márgenes de seguridad frente al límite elástico (FOSY) y la rotura (FOSU), considerando la acción simultánea de cargas mecánicas y térmicas.

La interacción de tensiones biaxiales se evalúa comúnmente mediante el criterio de Von Mises, definiendo la tensión efectiva σ_{eff} como:

$$\sigma_{\text{eff}} = \sqrt{\sigma_x^2 - \sigma_x \sigma_y + \sigma_y^2 + 3\tau_{xy}^2}$$

donde σ_x y σ_y representan las tensiones principales (circunferencial y longitudinal). Este análisis resulta fundamental para predecir la fluencia en materiales dúctiles sometidos a estados tensionales complejos.

3.3. Requisitos de seguridad, certificación y validación

La garantía de la integridad estructural en los tanques de combustible de lanzadores espaciales se rige por procesos rigurosos de certificación, debido a la elevada energía almacenada y a las consecuencias potencialmente catastróficas asociadas a un fallo estructural. La industria aeroespacial ha evolucionado desde enfoques basados exclusivamente en resistencia estática hacia metodologías avanzadas de control de fractura, formalizadas mediante normativas específicas como la NASA-STD-5019A y la serie ECSS-E-ST-32 en el ámbito europeo.

3.3.1. Clasificación de elementos estructurales críticos

El primer paso del proceso de certificación consiste en la clasificación de los componentes según su nivel de criticidad. Para ello se realiza un *structural screening*

III Marco de verificación

destinado a identificar aquellos elementos cuyo fallo podría derivar en un peligro catastrófico, como la pérdida de la misión, del vehículo o de la tripulación.

- **PFCI (Potential Fracture Critical Item)**

Según la normativa ECSS, cualquier elemento cuyo fallo potencial pueda generar un riesgo catastrófico se designa inicialmente como PFCI. Esta categoría incluye obligatoriamente a los recipientes a presión y a la maquinaria rotativa.

- **FCI (Fracture Critical Item)**

Tras una evaluación detallada, los componentes que no pueden demostrarse como tolerantes al daño mediante redundancia estructural (*fail-safe*) o mecanismos de contención, o que requieren inspecciones no destructivas (NDT) de alta sensibilidad, se clasifican como Elementos Críticos de Fractura (FCI). En el marco normativo de la NASA, los recipientes a presión se consideran siempre críticos de fractura cuando superan ciertos umbrales de energía almacenada (19 307 J) o de presión interna (0,69 MPa para gases).

Esta clasificación determina la severidad del programa de verificación: mientras que los elementos de bajo riesgo pueden validarse mediante procedimientos convencionales, un FCI exige trazabilidad completa (*tank pedigree*), análisis de mecánica de la fractura y estrategias específicas de detección de defectos.

3.3.2. Enfoques de diseño y certificación

La certificación estructural de tanques de combustible se apoya en tres filosofías principales de diseño, que suelen combinarse para validar el hardware de vuelo:

1. **Tolerancia al daño (*Damage Tolerance*) / Vida segura (*Safe-Life*)**
Es el enfoque predominante para tanques presurizados. Parte de la hipótesis de que existen defectos iniciales en el material, del tamaño máximo no detectable por las técnicas NDT aplicadas. Debe demostrarse, mediante análisis de mecánica de la fractura o ensayos, que la grieta más desfavorable no crecerá hasta alcanzar un tamaño crítico inestable durante la vida de servicio del componente.

III Marco de verificación

- **Factor de vida:**

Las normas NASA-STD-5019A y ECSS-E-ST-32-01C exigen demostrar que el componente puede soportar cuatro veces (4×) la vida operativa completa sin fallo, incorporando así un factor de dispersión estadística (*scatter factor*).

2. Fuga antes de estallido (*Leak-Before-Burst, LBB*)

Criterio específico para hardware presurizado, que requiere demostrar que una grieta inicial crecerá a través del espesor del material generando una fuga estable que alivie la presión interna antes de alcanzar la longitud crítica que produciría una rotura catastrófica.

- Si se demuestra el modo de fallo LBB y la fuga no implica riesgo (por ejemplo, no es tóxica ni inflamable), el componente puede reclasificarse como **Non-Hazardous LBB (NHLBB)**, reduciendo los requisitos de inspección recurrentes.
- En tanques metálicos, la validación del criterio LBB suele requerir análisis elasto-plásticos avanzados o ensayos específicos cuando no se cumple estrictamente el enfoque de vida segura convencional.

3. A prueba de fallos (*Fail-Safe*)

Aplicable cuando existe redundancia estructural. Requiere demostrar que, tras el fallo de un elemento portante individual, la estructura remanente puede soportar las cargas límite, generalmente con un factor de seguridad unitario, sin generar un peligro catastrófico.

III Marco de verificación

3.3.3. Factores de seguridad

Los factores de seguridad se introducen para cubrir incertidumbres asociadas a propiedades del material, cargas aplicadas y procesos de fabricación. Su valor depende del tipo de estructura y de si el vehículo es tripulado o no.

- **Factor de estallido (J_{burst}):**

Es el multiplicador aplicado a la Presión Máxima de Diseño (MDP) para definir la presión de diseño de estallido.

- En misiones no tripuladas, el valor típico es 1,5 para recipientes metálicos y puede reducirse a 1,25 para estructuras presurizadas principales.
- En misiones tripuladas, los requisitos son más estrictos: la normativa ECSS especifica valores de 1,5 para recipientes a presión y 1,4 para estructuras presurizadas metálicas.

- **Factor de prueba (J_{proof}):**

Se utiliza durante la aceptación de cada unidad de vuelo. Habitualmente se sitúa entre 1,05 y 1,25 veces la MDP, aunque en componentes pequeños puede alcanzar valores de hasta 1,5. Esta prueba actúa como un método de *flaw screening*, garantizando la ausencia de defectos mayores que el tamaño crítico calculado.

- **Cargas combinadas:** Cuando la presión interna actúa conjuntamente con cargas mecánicas externas, se evalúan los factores de seguridad frente al límite elástico (FOSY) y a rotura (FOSU). Para hardware tripulado, un valor típico de FOSU es 1,4.

3.3.4. Procesos de validación y verificación estructural

La verificación confirma que el hardware cumple los requisitos definidos y se basa en una combinación de análisis y ensayos:

1. Análisis de mecánica de la fractura

Se emplean herramientas como **NASGRO** para predecir el crecimiento de grietas bajo espectros de carga cíclica. El análisis debe asumir una grieta inicial en la ubicación y orientación más desfavorables, como zonas afectadas por el calor en soldaduras.

III Marco de verificación

En el caso de tanques compuestos (COPV), se aplica un *Building Block Approach*, validando progresivamente desde cupones hasta estructuras a escala real.

2. Ensayos de componente (desarrollo y cualificación)

- **Ensayo de estallido (*Burst Test*)**: presurización hasta rotura para validar el margen último de seguridad.
- **Ensayo de vida a fatiga (*Pressure Cycling*)**: aplicación de ciclos de presión equivalentes a cuatro veces la vida operativa para demostrar tolerancia al daño.
- **Ensayo de fuga**: verificación de la estanqueidad, crítica para la funcionalidad y la seguridad operativa.

3. Ensayos de aceptación (unidad de vuelo)

Cada unidad de vuelo se somete a una prueba de prueba (*Proof Test*) a una presión superior a la operativa pero inferior al límite elástico. Esta prueba actúa como una inspección NDE inversa: si el tanque supera la prueba, se garantiza estadísticamente la ausencia de defectos mayores que el tamaño crítico correspondiente. Posteriormente, se realizan inspecciones NDE (líquidos penetrantes, corrientes inducidas, ultrasonidos) para confirmar que no se han introducido daños nuevos.

3.3.5. Papel de la normativa aeroespacial

Los requisitos descritos se encuentran formalizados en estándares internacionales:

- **NASA-STD-5019A**: define los requisitos obligatorios de control de fractura para sistemas espaciales tripulados de la NASA, incluyendo la clasificación de hardware crítico y los criterios de vida segura.
- **ECSS-E-ST-32-02C**: estándar europeo para el diseño estructural y la verificación de hardware presurizado, que distingue entre recipientes a presión y estructuras presurizadas portantes, asignando factores de seguridad y procedimientos de ensayo específicos.

III Marco de verificación

- **ANSI/AIAA S-080 y S-081:** normas frecuentemente referenciadas para el diseño de recipientes metálicos y tanques compuestos revestidos (COPV), respectivamente.

3.4. Materiales empleados en tanques de combustible para lanzadores

La selección de materiales constituye una de las decisiones más trascendentales en la ingeniería de sistemas de propulsión líquida, dado que la masa inerte de los tanques influye directamente y significativamente en la capacidad de carga útil del vehículo de lanzamiento. El diseño de estos componentes, que deben operar bajo la superposición de cargas inerciales, presión interna y entornos térmicos extremos (desde temperaturas criogénicas hasta el calentamiento aerodinámico), exige un compromiso complejo entre múltiples propiedades físicas y mecánicas. La elección no se limita a maximizar la eficiencia estructural mediante una alta resistencia específica (relación resistencia/peso); debe garantizar simultáneamente la fabricabilidad, la compatibilidad química con propulsores reactivos y una tenacidad a la fractura suficiente para resistir la propagación inestable de grietas.

Desde la perspectiva de la certificación y la seguridad, la caracterización del material es el insumo fundamental para los análisis de control de fractura. Las propiedades de fatiga, resistencia al crecimiento de grietas bajo carga sostenida y los umbrales de daño deben ser conocidos con precisión estadística para validar los criterios de diseño de "vida segura" (*safe-life*) o "fuga antes de estallido" (Leak-Before-Burst), asegurando que el hardware tolere defectos inevitables sin fallos catastróficos.

En la actualidad, los materiales empleados se agrupan en dos grandes familias con comportamientos y desafíos diferenciados:

- **Aleaciones metálicas:** Incluyen aluminios de alta resistencia (particularmente las series 2000 y las aleaciones Aluminio-Litio), aceros inoxidables y aleaciones de titanio. Estos materiales destacan por su ductilidad, impermeabilidad y comportamiento criogénico predecible, siendo la opción predominante para grandes estructuras presurizadas.

III Marco de verificación

- **Materiales compuestos avanzados:** Basados en matrices poliméricas reforzadas con fibras (carbono, vidrio o aramida), ofrecen reducciones de peso potenciales del 20-40% respecto a los metales,. Sin embargo, su aplicación en tanques criogénicos presenta retos técnicos significativos relacionados con la permeabilidad, la anisotropía y la susceptibilidad al microagrietamiento inducido por ciclos térmicos.

Finalmente, es crítico destacar que el desempeño del tanque no depende únicamente de las propiedades teóricas de la materia prima, sino de cómo estas son alteradas por el **proceso de fabricación**. Operaciones como el conformado, el tratamiento térmico y, muy especialmente, la soldadura, modifican la microestructura del material, pudiendo reducir la resistencia en las zonas afectadas por el calor o introducir tensiones residuales. Por consiguiente, la validación del diseño requiere caracterizar el material en su condición "como fabricado" (*as-fabricated*), evaluando tanto el metal base como las uniones para establecer márgenes de seguridad realistas.

3.4.1 Aleaciones metálicas empleadas en tanques de combustible para lanzadores espaciales

La selección de aleaciones metálicas para tanques de combustible en lanzadores espaciales se rige por la necesidad de maximizar la eficiencia estructural, entendida como la relación resistencia-peso, asegurando simultáneamente la integridad frente a modos de fallo catastrófico. Desde la perspectiva de la caracterización y del ensayo destructivo, el interés no se centra únicamente en la resistencia estática, sino fundamentalmente en la tenacidad a la fractura, la resistencia a la fatiga y el comportamiento del material frente a entornos agresivos y condiciones criogénicas.

3.4.1.1. Aleaciones de aluminio

Históricamente, las aleaciones de aluminio han constituido el material predominante en la fabricación de tanques estructurales de lanzadores espaciales, debido a su excelente relación resistencia-densidad y a su buena procesabilidad. Las familias más relevantes en este contexto son:

III Marco de verificación

- **Serie 2000 (Al-Cu)**

Aleaciones como la 2219 y la 2014 son estándares ampliamente utilizados en la industria aeroespacial. La aleación 2219, habitualmente empleada en estado T87, destaca por su elevada soldabilidad y su excelente tenacidad a la fractura a temperaturas criogénicas, lo que la hace especialmente adecuada para tanques de hidrógeno líquido (LH2) y oxígeno líquido (LOX). Por su parte, la aleación 2014 ofrece una resistencia estática ligeramente superior, aunque presenta una menor soldabilidad y ductilidad, lo que limita su aplicación en estructuras soldadas de gran tamaño.

- **Aleaciones aluminio-litio (Al-Li)**

La introducción de aleaciones Al-Li, como la 2195, ha permitido reducir la densidad y aumentar el módulo elástico y la resistencia específica en comparación con la 2219, logrando ahorros de masa significativos, como en el *Super Lightweight Tank* del Transbordador Espacial. Sin embargo, estas aleaciones presentan una mayor anisotropía en sus propiedades mecánicas y una mayor susceptibilidad al agrietamiento durante la soldadura, lo que exige una caracterización exhaustiva de las zonas afectadas por el calor (HAZ) y el empleo de procesos de fabricación y reparación cuidadosamente controlados.

- **Serie 7000 (Al-Zn-Mg-Cu)**

Las aleaciones de aluminio de la serie 7000, en particular la 7075, se emplean de forma extensiva en estructuras aeroespaciales sometidas a elevados niveles de carga debido a su muy alta resistencia específica, significativamente superior a la de las series 2000 y Al-Li. Estas aleaciones se utilizan principalmente en elementos estructurales no soldados, como largueros, anillos, refuerzos o componentes mecanizados de etapas de lanzadores, donde la fabricación mediante mecanizado a partir de forja o placa evita la necesidad de uniones soldadas.

III Marco de verificación

No obstante, su aplicación en tanques de combustible presurizados es limitada debido a su baja soldabilidad, su menor tenacidad a la fractura en comparación con aleaciones como la 2219, y su susceptibilidad a la corrosión bajo tensión (SCC), especialmente en ambientes húmedos o bajo tensiones sostenidas elevadas. Asimismo, a diferencia de las aleaciones con estructura FCC más estables, la serie 7000 no presenta un comportamiento criogénico tan favorable, lo que restringe su uso directo en tanques de LH₂ o LOX.

Desde la perspectiva del ensayo destructivo y la certificación estructural, las aleaciones 7000 exigen una caracterización exhaustiva de la tenacidad a la fractura y de la sensibilidad a defectos superficiales, ya que pequeños concentradores de tensión pueden precipitar fallos frágiles prematuros. Por este motivo, su empleo se reserva a componentes donde el estado tensional, el entorno y el proceso de fabricación pueden controlarse estrictamente, y donde la elevada resistencia justifica el aumento de los requisitos de inspección y validación.

Relevancia para el ensayo:

El aluminio, con estructura cristalina cúbica centrada en las caras (FCC), presenta un comportamiento criogénico favorable. Al descender la temperatura hasta valores del orden de -253 °C, tanto la resistencia última como el límite elástico aumentan significativamente, sin una pérdida drástica de ductilidad ni tenacidad. Los ensayos destructivos deben verificar este incremento de las propiedades para validar márgenes de seguridad que, en muchos diseños, dependen directamente de este endurecimiento criogénico.

III Marco de verificaci3n



Figura 11: Cohete principalmente fabricado en aluminio (Saturn V, NASA)

3.4.1.2. Aceros de alta resistencia e inoxidable

El uso de aceros en tanques de combustible se reserva para aplicaciones donde se requieren resistencias extremadamente elevadas o m3dulos el3sticos altos con espesores de pared muy reducidos.

- **Aceros inoxidable** austen3ticos (serie 300)

El acero inoxidable 301 en estado de endurecimiento por deformaci3n (*extra full hard*, XFH) es el material cl3sico para tanques tipo "bal3n" estabilizados por presi3n, como los empleados en los lanzadores Atlas y Centaur. Su estructura austen3tica (FCC) garantiza una excelente tenacidad a temperaturas criog3nicas, donde su resistencia espec3fica puede llegar a superar a la de las aleaciones de aluminio.

- **Aceros de alta resistencia (D6AC, aceros maraging)**
Estos materiales se emplean principalmente en carcasas de motores de combustible s3lido y en componentes sometidos a presiones muy elevadas. A diferencia de los inoxidable

III Marco de verificación

transición dúctil-frágil a bajas temperaturas y extremadamente sensibles a la presencia de hidrógeno.

Relevancia para el ensayo:

En los aceros de alta resistencia, la tenacidad a la fractura K_{Ic} constituye el parámetro crítico de diseño. La presencia de defectos de pequeño tamaño no detectados puede provocar fallos frágiles incluso por debajo del límite elástico. Por ello, los ensayos destructivos deben evaluar tanto la tenacidad como la susceptibilidad a la fragilización por hidrógeno y al agrietamiento por corrosión bajo tensión (*Stress Corrosion Cracking*, SCC) en el entorno de servicio.



Figura 12: Cohete principalmente fabricado en acero (Starship, SpaceX)

3.4.1.3. Aleaciones de titanio

Las aleaciones de titanio, principalmente Ti-6Al-4V, se emplean en tanques de alta presión para almacenamiento de gases (helio, nitrógeno) o como *liners* en recipientes compuestos (COPV), debido a su elevada resistencia específica y a su buena compatibilidad estructural con materiales compuestos.

III Marco de verificación

Relevancia para el ensayo:

El comportamiento del titanio requiere protocolos de ensayo específicos orientados a evaluar fenómenos de degradación ambiental:

- **Compatibilidad química:**

El titanio es altamente reactivo frente a oxidantes fuertes; por ello, se requieren ensayos de impacto y compatibilidad para descartar fenómenos de ignición en presencia de LOX o GOX.

- **Agrietamiento por carga sostenida (*Sustained Load Cracking, SLC*):**

El titanio puede experimentar crecimiento de grietas bajo cargas estáticas sostenidas, tanto en ambientes inertes como debido a la presencia de hidrógeno intersticial. Este comportamiento exige la determinación experimental de umbrales de intensidad de tensión específicos, como K_{th} o K_{SLC} , mediante ensayos de larga duración.

3.1.4.4. Comportamiento a fractura y fatiga

Para todas las familias metálicas, la validación estructural se fundamenta en los principios de la mecánica de la fractura. Los ensayos destructivos deben proporcionar curvas de crecimiento de grieta da/dN y valores de tenacidad a la fractura (K_{Ic} , K_{Ic}) tanto para el metal base como para las uniones soldadas.

- **Fatiga de ciclo bajo (LCF):**

Dado que los tanques de combustible están sometidos a un número relativamente reducido de ciclos de presurización, pero a elevados niveles de tensión, la fatiga de ciclo bajo iniciada a partir de defectos preexistentes constituye el mecanismo de daño predominante evaluado en los ensayos de vida.

III Marco de verificación

- **Criterio de fuga antes de estallido (*Leak-Before-Burst*, LBB):**

La caracterización del material debe demostrar que una grieta pasante dará lugar a una fuga estable antes de provocar una fractura inestable. Este comportamiento depende de forma crítica de la tenacidad del material en el espesor de servicio y constituye un requisito clave en la certificación de tanques metálicos.

3.4.2. Materiales compuestos avanzados empleados en tanques de combustible

La introducción de materiales compuestos avanzados en los sistemas de almacenamiento de propulsantes responde a la necesidad crítica de reducir la masa inerte del lanzador, aprovechando la elevada resistencia específica de fibras como el carbono, la aramida o el vidrio embebidas en matrices poliméricas, generalmente de tipo epoxi. Estas soluciones pueden ofrecer reducciones de masa del orden del 20 % al 40 % respecto a diseños metálicos equivalentes. Sin embargo, su comportamiento estructural difiere de forma sustancial del de las aleaciones metálicas, lo que exige arquitecturas de diseño específicas y protocolos de validación adaptados.



Figura 13: Cohete fabricado principalmente en CFRP (Electron, RocketLab)

III Marco de verificación

3.4.2.1. Arquitectura COPV y principio de funcionamiento

La aplicación predominante de los materiales compuestos en lanzadores espaciales se materializa en los recipientes a presión revestidos con material compuesto (*Composite Overwrapped Pressure Vessels*, COPV). Esta configuración híbrida está formada por dos elementos funcionales claramente diferenciados:



Figura 14: COPV integrado en la estructura de un lanzador suborbital (NASA)

- **Liner (revestimiento interno)**

Puede ser metálico (titanio, acero o aluminio) o polimérico, y su función principal es garantizar la estanqueidad y prevenir la permeación del fluido. Esta función es crítica, ya que la matriz polimérica del material compuesto puede ser permeable a gases a alta presión o microagrietarse bajo condiciones criogénicas.

- **Sobre-envoltorio (*overwrap*)**

Constituye la estructura resistente principal y está formado por fibras continuas bobinadas (*filament winding*), habitualmente de carbono. Su función es soportar la mayor parte de la carga mecánica generada por la presión interna y por las sollicitaciones ambientales.

En los COPV con *liner* metálico se emplea habitualmente el proceso de **autofrettage** (o *sizing*) durante la fabricación. Este procedimiento consiste en presurizar el recipiente por encima del límite elástico del *liner*, provocando su deformación plástica mientras el material compuesto permanece en régimen elástico. Al liberar la presión, el

III Marco de verificación

compuesto recupera parcialmente su deformación, induciendo un estado de tensión residual de compresión en el *liner*, lo que mejora significativamente su resistencia a la fatiga durante los ciclos operativos posteriores.



Figura 15: COPV de la Starship (SpaceX)

3.4.2.2. Anisotropía y mecanismos de fallo característicos

A diferencia de los metales isotrópicos, los materiales compuestos son inherentemente no homogéneos y anisótropos, de modo que sus propiedades mecánicas dependen de la orientación de las fibras y de la secuencia de apilado del laminado. Esta complejidad da lugar a modos de daño progresivos y acumulativos, que difieren sustancialmente de la fractura dúctil o frágil convencional:

- **Microagrietamiento de la matriz y fallo entre fibras**

Inducido frecuentemente por ciclos térmicos, especialmente en régimen criogénico debido a las diferencias en los coeficientes de expansión térmica entre fibra y matriz, o por cargas mecánicas repetidas. Estas microgrietas pueden coalescer, aumentando la permeabilidad del tanque y provocando fugas sin una ruptura estructural global.

III Marco de verificación

- **Delaminación**

Separación entre capas del laminado, generalmente asociada a impactos de baja velocidad o a defectos de fabricación. Este modo de daño reduce de forma significativa la rigidez local y la resistencia a compresión.



Figura 16: Delaminación de fibras de un cohete y vista del honeycomb (SpaceX)

- **Rotura de fibras y *stress rupture***

La rotura de las fibras representa el fallo último de la capacidad portante del material compuesto. Un fenómeno crítico asociado es la rotura bajo tensión sostenida (*stress rupture*), que puede producirse bajo cargas constantes inferiores a la resistencia última debido a la degradación viscoelástica de la matriz y de la interfaz fibra-matriz a lo largo del tiempo.



Figura 17: Rotura de fibras de un lanzador en un test (Space X)

III Marco de verificación

3.4.3. Implicaciones para la validación estructural y los ensayos destructivos

La complejidad de los mecanismos de daño en materiales compuestos limita la aplicabilidad directa de la Mecánica de la Fractura Lineal Elástica (LEFM), salvo en casos específicos como la propagación de delaminaciones. Por este motivo, la validación estructural de tanques compuestos se apoya en el Enfoque de Bloques de Construcción (*Building Block Approach*, BBA), que valida progresivamente el diseño mediante una jerarquía de ensayos destructivos, desde cupones y elementos estructurales hasta componentes a escala real.

En este contexto, los ensayos destructivos se centran principalmente en:

1. Tolerancia al daño por impacto

Se determina el umbral de daño visual (*Visual Damage Threshold*, VDT), definido como la energía mínima de impacto capaz de generar daño visible. Los ensayos deben demostrar que el tanque mantiene su vida útil y su resistencia residual incluso en presencia de daños por impacto no visibles (*Barely Visible Impact Damage*, BVID) por debajo de dicho umbral.

2. Validación de vida a fatiga y rotura

Dado que la dispersión de propiedades en materiales compuestos es mayor que en metales, se requieren ensayos de vida cíclica y ensayos de estallido (*burst tests*) en artículos a escala completa. Estos ensayos permiten validar los factores de seguridad y confirmar que el modo de fallo es coherente con las predicciones de diseño, por ejemplo, asegurando que el *liner* falla o presenta fuga antes de que el sobre-envoltorio compuesto experimente una rotura catastrófica.

III Marco de verificación

3.5. Influencia del proceso de fabricación en el comportamiento mecánico

El comportamiento estructural real de un tanque de combustible difiere con frecuencia de las predicciones teóricas basadas en propiedades de material prístino, debido a las alteraciones microestructurales y a los defectos introducidos durante los procesos de fabricación. La caracterización mediante ensayos destructivos no evalúa el material de forma abstracta, sino el componente en su estado *as-fabricated*, en el que la historia de procesamiento determina los sitios preferentes de iniciación de fallo y la dispersión estadística de la resistencia final.

3.5.1. Generación de defectos en tanques metálicos

En los tanques metálicos, la soldadura constituye el proceso más crítico y la principal fuente de discontinuidades estructurales. La fusión térmica introduce una Zona Afectada por el Calor (HAZ) en la que las propiedades mecánicas, como la resistencia y la ductilidad, suelen degradarse respecto al metal base debido a transformaciones metalúrgicas, disolución o precipitación de fases y fenómenos de recristalización.

Adicionalmente, el proceso de soldadura genera de forma inevitable defectos volumétricos, tales como porosidad, inclusiones de óxido o falta de fusión, que actúan como concentradores de tensión y como puntos preferentes de nucleación de grietas por fatiga. Desde el punto de vista geométrico, la soldadura introduce imperfecciones de alineación (*mismatch* o desalineación) y angulación (*peaking*), las cuales inducen momentos flectores secundarios locales que incrementan de forma significativa el estado tensional en la unión, reduciendo la capacidad de carga efectiva del conjunto.

III Marco de verificación

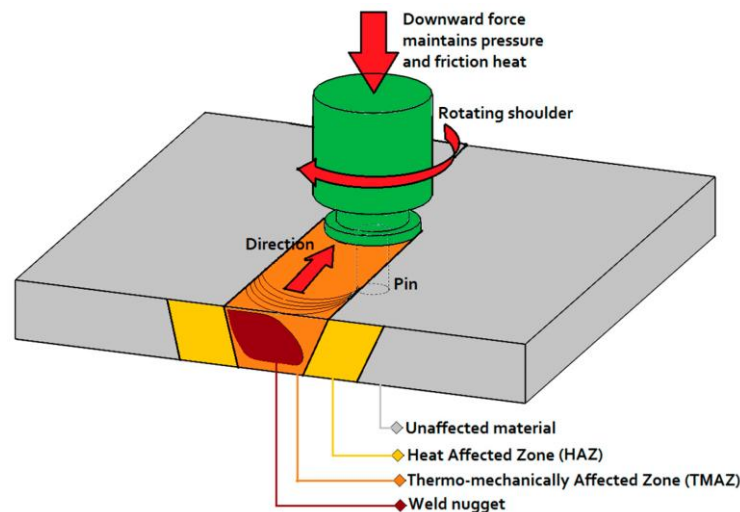


Figura 18: Esquema del proceso de soldadura "Friction Stir Welding" (Aheri, H., Kilpatrick, M., Norvalls, M., Harper, W. J., Koester, L. W., Bigelow, T., & Bond, L. J. (2019). Investigation of nondestructive testing methods for friction stir welding)

Asimismo, los procesos de conformado y los tratamientos térmicos asociados a la fabricación pueden introducir tensiones residuales de magnitud apreciable. Si estas no se alivian adecuadamente, se superponen a las cargas operativas durante el servicio, acelerando mecanismos de degradación como el agrietamiento por corrosión bajo tensión.

3.5.2. Influencia del procesamiento en tanques compuestos

En los recipientes de material compuesto (COPV), el comportamiento mecánico depende de forma crítica de las variables de proceso. Defectos inducidos durante la fabricación, como vacíos (*voids*), porosidad asociada a una infusión deficiente de resina, ondulaciones de fibra (*fiber waviness*) o regiones ricas en matriz, reducen la resistencia a compresión y la resistencia al cortante interlaminar, favoreciendo la iniciación de delaminaciones bajo carga.

El proceso de curado del material compuesto genera tensiones residuales de origen térmico, derivadas de la diferencia entre los coeficientes de expansión térmica de la fibra y de la matriz. Estas tensiones pueden provocar microagrietamiento de la matriz

III Marco de verificación

o deformaciones globales (*warping*) incluso antes de la entrada en servicio del componente.

En el caso específico de los COPV, la calidad de la adhesión entre el *liner* y el *overwrap* resulta crítica. La presencia de zonas con falta de unión (*debonding*) puede precipitar el pandeo local del *liner* durante los ciclos de despresurización o alterar la transferencia de carga entre ambos elementos, comprometiendo la integridad estructural.

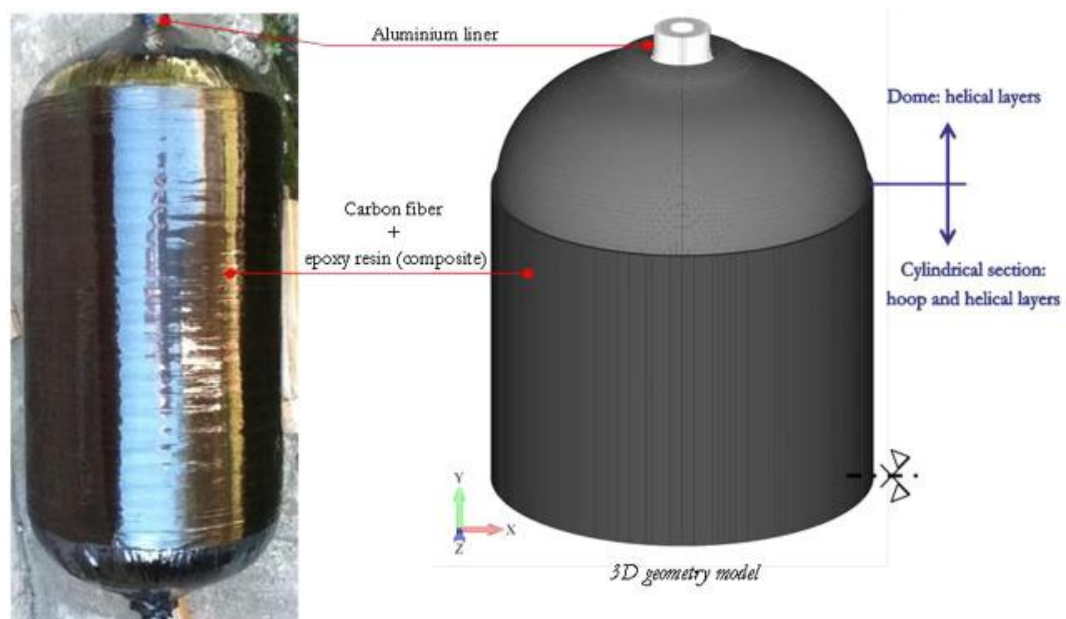


Figura 19: Esquema de "fitting" del liner de aluminio y el COPV de compuesto (Canal, J. P., Micuzzi, A., Logarzo, H., Terlisky, A., Toscano, R., & Dvorkin, E. (2019). On the finite element modeling of COPVs. Composite Structures)

III Marco de verificación

3.5.3. Implicaciones para los ensayos destructivos

La presencia de defectos asociados al proceso de fabricación condiciona directamente la interpretación de los resultados obtenidos en los ensayos destructivos. La resistencia última y la vida a fatiga observadas experimentalmente presentan una dispersión considerable, especialmente en uniones soldadas y en estructuras compuestas, reflejando la variabilidad inherente a los procesos de manufactura. Esta dispersión obliga a emplear valores de diseño estadísticos, como los valores de base A o base B, en lugar de propiedades medias.

En consecuencia, los ensayos destructivos de validación deben realizarse sobre cupones o artículos representativos que reproduzcan fielmente no solo la geometría del tanque, sino también su historial de fabricación, incluyendo procesos de soldadura, tratamientos térmicos, curado y ensamblaje. Solo de este modo es posible capturar efectos como la degradación en la HAZ, el desajuste geométrico de las soldaduras o los defectos inducidos por el curado, que suelen quedar fuera de los análisis idealizados.

3.5.4. Variabilidad del proceso y márgenes de seguridad

La heterogeneidad introducida por los defectos de fabricación no solo reduce la resistencia nominal del componente, sino que incrementa de forma significativa la dispersión estadística de los resultados obtenidos en los ensayos destructivos. En el caso de las uniones soldadas, por ejemplo, la variabilidad inherente a la calidad del cordón y a su geometría provoca que la dispersión de las propiedades mecánicas sea considerablemente mayor que en el metal base. Este fenómeno impide el uso de valores promedio de resistencia para el diseño, obligando a definir las propiedades del material (*design allowables*) mediante umbrales estadísticos estrictos, como los valores de base A o base B, que garantizan probabilidades de supervivencia del 99 % o del 90 % con un nivel de confianza del 95 %, respectivamente.

Desde la perspectiva de la mecánica de la fractura, los defectos inducidos por el proceso, como porosidad, inclusiones u ondulaciones de fibra, actúan como concentradores de tensión locales que dictan el modo de fallo observado

III Marco de verificación

experimentalmente. Estos defectos precipitan la nucleación de grietas, la delaminación o la rotura bajo cargas globales inferiores a la capacidad teórica del material prístino, invalidando las predicciones basadas exclusivamente en modelos elásticos ideales.

Por consiguiente, la definición de los márgenes de seguridad no depende únicamente de la resistencia intrínseca de la materia prima, sino de la capacidad del proceso de fabricación para controlar el tamaño máximo de defecto y limitar su variabilidad estadística. Cuando estos factores no se comprenden o controlan adecuadamente, los estándares de certificación exigen la aplicación de factores de seguridad elevados para preservar la fiabilidad estructural, lo que se traduce directamente en un aumento del peso del sistema.

Esta realidad técnica establece el requisito fundamental que justifica el desarrollo del Capítulo 4, los especímenes y artículos de prueba empleados en los ensayos destructivos de validación deben contener una población representativa de imperfecciones de manufactura (*defectos naturales*), o defectos artificiales equivalentes, con el fin de evitar una sobreestimación no conservadora de la vida útil y de la resistencia al estallido del hardware de vuelo.

3.6. Ensayos destructivos aplicados a tanques de combustible

La validación estructural de los tanques de combustible culmina con la ejecución de ensayos destructivos, que constituyen el mecanismo definitivo para certificar el diseño frente a las cargas críticas de la misión y garantizar la integridad del hardware de vuelo. A diferencia de las inspecciones no destructivas, orientadas a la caracterización del estado inicial del material, los ensayos destructivos permiten determinar los límites físicos reales del componente, cuantificar los márgenes de seguridad efectivos y validar los factores de diseño empleados, como la presión de estallido.

Estas pruebas resultan esenciales para corroborar las predicciones obtenidas mediante modelos analíticos de resistencia y mecánica de la fractura, especialmente en geometrías complejas o en estructuras de material compuesto, donde el comportamiento

III Marco de verificación

no lineal y los mecanismos de daño son difíciles de reproducir con precisión mediante simulación. Asimismo, los ensayos destructivos permiten identificar experimentalmente la naturaleza del fallo final, distinguiendo entre una fuga estable (*Leak-Before-Burst*) y una ruptura catastrófica, y evaluar la sensibilidad de la estructura frente a defectos de fabricación y daños inducidos.

En este capítulo se analizan las principales metodologías experimentales empleadas para llevar los tanques de combustible hasta sus límites de carga, proporcionando la evidencia empírica necesaria para la validación estructural y la aceptación del riesgo en aplicaciones espaciales.



Figura 20: Tanque de la SLS en un banco de ensayos (NASA)

IV. Ensayos destructivos aplicados al tanque

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

4.1. Ensayos de presión interna hasta fallo

Los ensayos de presión interna llevados hasta el colapso estructural constituyen la prueba definitiva para la certificación de la capacidad de contención de energía de los tanques de combustible. A diferencia de las pruebas de aceptación, como la *proof test*, cuyo objetivo es el cribado de defectos sin comprometer el artículo de vuelo, los ensayos hasta fallo buscan determinar los límites físicos absolutos del diseño, validando los márgenes de seguridad y correlacionando los modelos predictivos de análisis de tensiones y mecánica de la fractura con la realidad experimental.



Figura 21: Proof test de la Starship (SpaceX)

4.1.1. Objetivo y fundamento en la validación estructural

El objetivo primordial de estos ensayos es demostrar que el tanque presenta un margen de seguridad positivo frente a la ruptura bajo las condiciones de carga más severas previstas, multiplicadas por el correspondiente factor de seguridad último. En el marco normativo de la ECSS (European Cooperation for Space Standardization), se distingue entre la presión de diseño de estallido (*design burst pressure*), definida como un valor calculado:

$$P_{\text{design}} = \text{MDP} \cdot J_{\text{burst}}$$

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

y la presión de estallido real (*burst pressure*), que corresponde al nivel de presión física en el que se produce el colapso, la ruptura o la fractura inestable del hardware.

Desde el punto de vista de la mecánica de materiales, este ensayo valida la capacidad de la estructura para soportar el estado tensional biaxial inducido por la presurización interna. En tanques metálicos, verifica que la resistencia última a tracción F_{tu} del material y la eficiencia de las uniones soldadas son suficientes para evitar la ruptura dúctil o frágil por debajo de la presión de diseño. En tanques de material compuesto (COPV), el ensayo resulta crítico para caracterizar modos de fallo complejos, como la rotura de fibras o la inestabilidad de la matriz, cuya predicción analítica es limitada debido a la variabilidad inherente a los procesos de bobinado y curado.

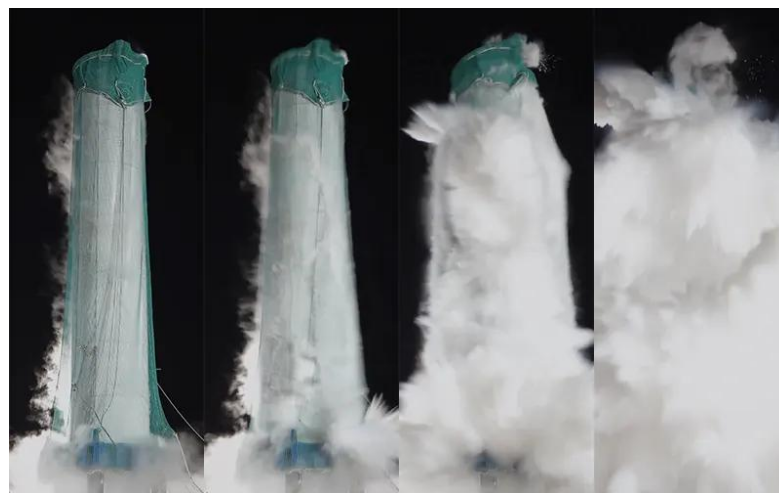


Figura 22: Burst Test del Miura 5 (PLD Space)

4.1.2. Tipología de ensayos de presurización extrema

El proceso de verificación destructiva no es monolítico y puede adoptar diferentes variantes metodológicas, en función del objetivo de certificación:

1. Ensayo de presión de diseño de estallido (*Design Burst Pressure Test*)

Es una prueba de cualificación en la que el tanque se presuriza hasta alcanzar la

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

presión de diseño de estallido. La normativa exige mantener esta presión durante un tiempo mínimo, típicamente del orden de 30 segundos, con el fin de verificar la estabilidad estructural. El criterio de aceptación es la ausencia de fallo estructural o colapso durante el periodo de mantenimiento de carga.

2. Ensayo de estallido físico (*Burst Test*)

Una vez superada la presión de diseño, o directamente en un artículo dedicado, la presión se incrementa de forma monótona hasta la destrucción del componente. El valor máximo de presión alcanzado permite determinar el margen de seguridad real (MS) respecto a la presión de diseño:

$$MS = \frac{\text{Carga permisible real}}{\text{Carga de diseño}} - 1$$

Este ensayo resulta indispensable para la validación de modelos de elementos finitos no lineales, especialmente en regiones de discontinuidad geométrica como las uniones de los domos (*knuckles*) o las zonas soldadas.



Figura 23: Burst test de la Starship (SpaceX)

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

3. Ensayos en subescala (*Subscale Testing*)

Debido al elevado coste asociado a la destrucción de tanques de gran tamaño, se permite el uso de artículos a escala reducida. Para que los resultados sean extrapolables, estos especímenes deben reproducir fielmente los parámetros críticos del tanque real, incluyendo el espesor de la membrana, los materiales de producción, los métodos de soldadura y los procesos de inspección. En tanques compuestos, los ensayos en subescala se emplean habitualmente para la obtención de valores admisibles de diseño (*allowables*) de la fibra, siempre que se justifique adecuadamente el factor de escala.

4.1.3. Instrumentación y metodología experimental

La ejecución de ensayos de presión hasta fallo requiere infraestructuras capaces de manejar grandes cantidades de energía almacenada. Habitualmente se emplean fluidos incompresibles, como agua o aceites hidráulicos, con el fin de minimizar la energía liberada en caso de ruptura. No obstante, en determinados casos se utilizan gases para simular condiciones neumáticas reales, lo que incrementa de forma significativa el riesgo del ensayo.

La instrumentación típica incluye:

- **Sensores de presión y temperatura**, para el registro continuo de las condiciones del fluido y del material, permitiendo aplicar factores de corrección ambiental (*Environmental Correction Factors*, ECF) cuando la temperatura de ensayo difiere de la operativa.
- **Galgas extensométricas (*strain gauges*)**, distribuidas estratégicamente sobre la superficie del tanque para medir deformaciones locales en tiempo real. Estas permiten detectar el inicio de la fluencia en metales o la aparición de comportamientos no lineales en estructuras compuestas antes de la rotura.
- **Emisión acústica (AE)**, especialmente relevante en tanques compuestos y COPV. Los sensores piezoeléctricos detectan ondas transitorias asociadas a la rotura de fibras o al agrietamiento de la matriz, permitiendo localizar el origen del daño antes de que este sea visible.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

- **Sistemas de detección de fugas**, esenciales para la verificación del criterio de *Leak-Before-Burst*. Se emplean métodos de caída de presión o detectores específicos cuando se utilizan gases como helio o nitrógeno.

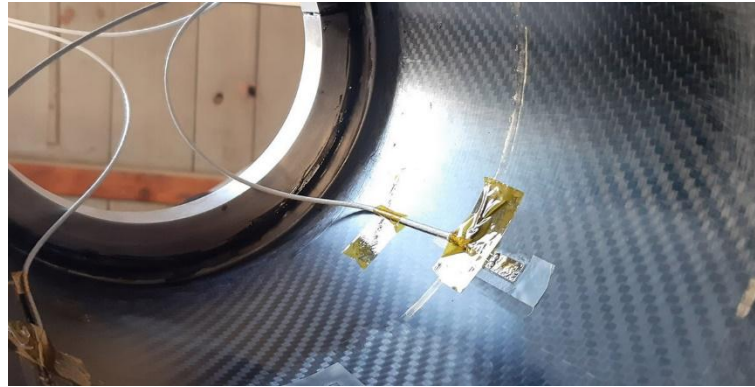


Figura 24: Colocación de galgas en un lanzador de estudiantes suizos (HBK)

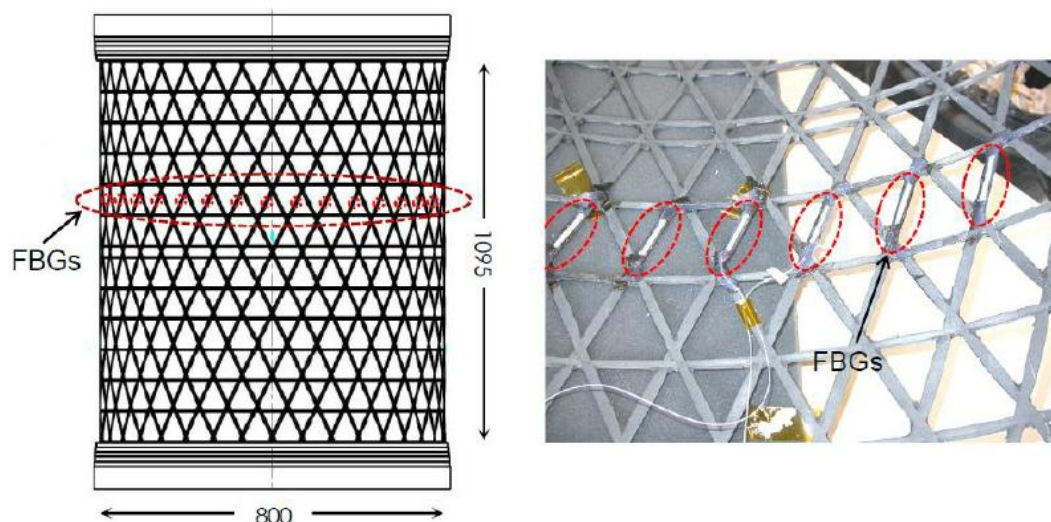


Figura 25: Colocación de sensores en un tanque de isogrid (Sierra-Perez, J., Frovel, M., del Olmo, E., & Guemes, A. (2014). A robust procedure for damage identification in a lattice spacecraft structural element by mean of strain field pattern recognition techniques)

4.1.4. Modos de fallo y comportamiento del material

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

La interpretación del ensayo depende directamente del modo de fallo observado, el cual está condicionado por el material y por los defectos introducidos durante la fabricación:

- **Fallo en tanques metálicos**

El modo de fallo deseable es dúctil, con una deformación plástica apreciable previa a la ruptura. Sin embargo, la presencia de zonas afectadas por el calor (HAZ) en las soldaduras reduce localmente la resistencia y la ductilidad, siendo estas regiones puntos habituales de iniciación de la rotura. Si el material presenta una baja tenacidad a la fractura K_{Ic} o existen defectos no detectados, puede producirse una fractura frágil por debajo del límite elástico, lo cual se considera inaceptable desde el punto de vista del diseño.

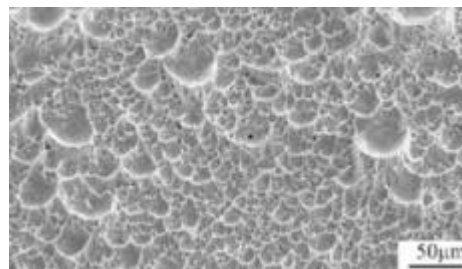


Figura 26: Rotura dúctil de la unión soldada de un tanque (NASA)

- **Fallo en tanques compuestos (COPV)**

El fallo suele estar dominado por la rotura de fibras en el *overwrap* cuando se supera la tensión última de los filamentos. Otro modo crítico es la **rotura bajo tensión** (*stress rupture*), un fallo súbito que puede ocurrir bajo cargas sostenidas inferiores a la resistencia última debido a la degradación viscoelástica de la matriz y de la interfaz fibra-matriz.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

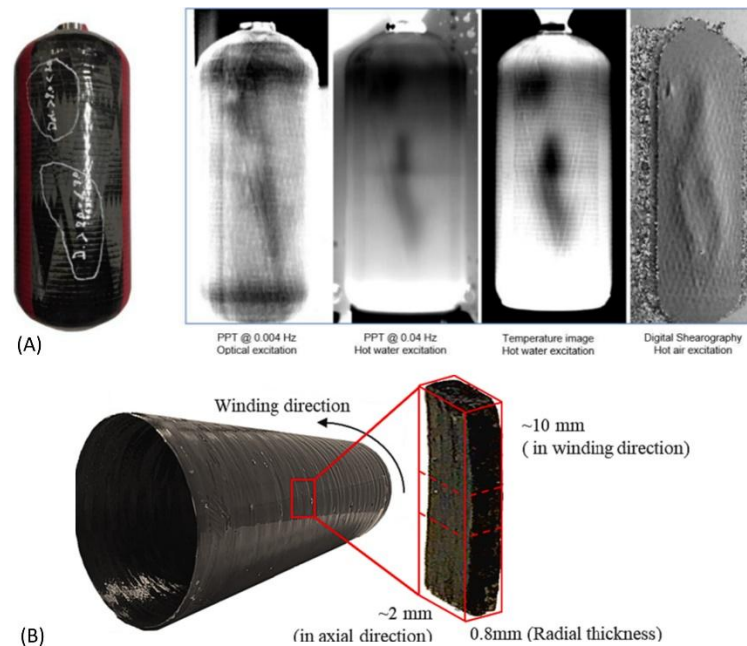


Figura 27: Análisis de fallo bajo presión y temperatura de un COPV (SPE)

- **Criterio de fuga antes de estallido (*Leak-Before-Burst*)**

En hardware tripulado o en sistemas que manejan fluidos peligrosos, es crítico demostrar un comportamiento LBB. Este criterio exige que una grieta inicial crezca de forma estable a través del espesor de la pared, permitiendo una fuga que alivie la presión interna antes de alcanzar la longitud crítica que provocaría una ruptura catastrófica. En los ensayos, este comportamiento puede verificarse introduciendo defectos prefabricados en las ubicaciones más críticas y sometiendo el tanque a ciclos de presión controlados.

4.1.5. Interpretación de resultados y certificación

Los resultados del ensayo de estallido permiten validar o ajustar los factores de seguridad empleados en el diseño. Para estructuras presurizadas metálicas no tripuladas, un factor de estallido típico es 1,25, mientras que para recipientes a presión convencionales es 1,5. En misiones tripuladas, estos valores pueden incrementarse hasta 1,4 y 1,5, respectivamente.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

Si el tanque falla a una presión inferior a $MDP \cdot J_{burst}$, el diseño no resulta certificable. Además, el ensayo proporciona información esencial para recalibrar los modelos de mecánica de la fractura. Conociendo la presión real de fallo, puede ajustarse el tamaño de grieta crítica a_{cr} mediante expresiones del tipo:

$$K = 1.1 \sigma \sqrt{\frac{\pi a}{Q}}$$

donde σ es la tensión aplicada, a el tamaño de la grieta y Q un factor de forma geométrica. Esta recalibración resulta fundamental para definir los umbrales de detección exigidos en los ensayos no destructivos (NDT) durante la producción en serie.

En conjunto, el ensayo de presión interna hasta fallo no constituye únicamente una prueba de resistencia última, sino una herramienta integral que vincula la calidad del material, la precisión del proceso de fabricación y la validez de las hipótesis de diseño, proporcionando la evidencia empírica necesaria para la certificación estructural y la aceptación del riesgo en la operación del lanzador.

4.2. Ensayos de tracción y caracterización mecánica asociada

Si bien los ensayos de presión a escala real validan la integridad final de la estructura, la definición de los márgenes de seguridad y el dimensionamiento inicial de los tanques de combustible dependen intrínsecamente de la caracterización mecánica elemental de los materiales empleados. En este contexto, los ensayos de tracción uniaxial, realizados sobre probetas o *cupones*, constituyen la herramienta fundamental para obtener las propiedades de diseño (*design allowables*) que alimentan los modelos analíticos y de elementos finitos utilizados en el diseño estructural.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

4.2.1. Objetivos y parámetros de certificación

El objetivo primario de los ensayos de tracción en el ámbito de la certificación aeroespacial es establecer valores de resistencia y rigidez estadísticamente fiables. A diferencia de las propiedades medias recogidas en manuales generales, el diseño de lanzadores espaciales exige el uso de valores base A (garantía del 99 % con un 95 % de confianza) o base B (garantía del 90 % con un 95 % de confianza), tal como se establece en estándares como el MMPDS (*Metallic Materials Properties Development and Standardization*, anteriormente MIL-HDBK-5).

Los parámetros críticos obtenidos mediante estos ensayos, imprescindibles para cualquier análisis estructural de la etapa, incluyen:

- **Resistencia última a tracción F_{tu} :** gobierna la presión de estallido teórica bajo condiciones de fallo dúctil.
- **Límite elástico a tracción F_{ty} :** define el umbral operativo para evitar deformaciones permanentes durante las *proof tests* o bajo cargas límite de vuelo.
- **Módulo de elasticidad E :** fundamental para los cálculos de estabilidad frente al pandeo en tanques sometidos a compresión axial y para la estimación de deflexiones bajo carga.
- **Elongación y reducción de área:** indicadores de la ductilidad del material, crítica para la redistribución de tensiones locales y la mitigación de la fractura frágil en presencia de concentradores de tensión.

Adicionalmente, la obtención de curvas completas tensión-deformación resulta esencial para realizar análisis en régimen plástico, especialmente cuando se evalúan márgenes de seguridad cercanos a la rotura.

4.2.2. Influencia del entorno criogénico

Dado que los tanques almacenan propulsantes criogénicos (hidrógeno líquido a $-253\text{ }^{\circ}\text{C}$ y oxígeno líquido a $-183\text{ }^{\circ}\text{C}$), la caracterización mecánica debe realizarse a la temperatura real de servicio. La respuesta del material depende de forma crítica de su estructura cristalina:

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

- **Metales con estructura cúbica centrada en las caras (FCC):** aleaciones de aluminio (como la 2219) y aceros inoxidables austeníticos (serie 300) presentan un aumento significativo de F_{tu} y F_{ty} a temperaturas criogénicas, manteniendo niveles adecuados de ductilidad. Por ejemplo, la aleación 2219-T87 puede incrementar su resistencia en más de un 30 % a la temperatura del hidrógeno líquido respecto a condiciones ambiente.
- **Metales con estructura cúbica centrada en el cuerpo (BCC):** aceros ferríticos y martensíticos tienden a experimentar un incremento pronunciado del límite elástico que se aproxima a la resistencia última, lo que conlleva una pérdida severa de ductilidad y una transición a un comportamiento frágil, inaceptable para tanques criogénicos.

El módulo elástico también aumenta a bajas temperaturas (del orden del 10 % para el Al-2219 a temperatura de LH_2), lo que resulta beneficioso para la resistencia al pandeo. Los ensayos de tracción deben cuantificar con precisión estos efectos para evitar diseños innecesariamente conservadores basados en propiedades a temperatura ambiente.

4.2.3. Caracterización de uniones y zonas afectadas por el calor (HAZ)

En la fabricación de tanques metálicos de gran tamaño, la soldadura es el método de unión predominante y, frecuentemente, el eslabón más débil del conjunto estructural. Por ello, la caracterización mecánica no debe limitarse al material base (*parent metal*), siendo imprescindible ensayar cupones soldados que reproduzcan fielmente la configuración real de la unión, incluyendo el metal de aporte y la Zona Afectada por el Calor (HAZ).

- **Eficiencia de la junta:** los ensayos de tracción en probetas soldadas permiten cuantificar la reducción de resistencia respecto al metal base. En aleaciones de aluminio aeroespacial, esta reducción se debe a la alteración del tratamiento térmico y a la presencia de defectos como porosidad o inclusiones de óxido.
- **Simulación de defectos:** con el fin de validar criterios de aceptación realistas, pueden ensayarse cupones con imperfecciones controladas (porosidad, desalineación o *mismatch*), permitiendo definir valores admisibles reducidos que reflejen la variabilidad inherente al hardware fabricado.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

4.2.4. Relación entre tracción uniaxial y comportamiento biaxial del tanque

Aunque los ensayos de tracción uniaxial constituyen la base para la aceptación de materiales, el estado tensional en un tanque presurizado es fundamentalmente biaxial, con una relación típica de tensión circunferencial a axial de aproximadamente 2:1 en la sección cilíndrica. La extrapolación de los resultados uniaxiales al comportamiento del tanque se realiza habitualmente mediante el criterio de Von Mises (energía de distorsión).

No obstante, en materiales altamente dúctiles, el estado biaxial puede incrementar la capacidad de carga efectiva respecto a la predicha por datos uniaxiales. Por el contrario, en materiales con ductilidad limitada o con anisotropía marcada, como algunas aleaciones de titanio, el comportamiento bajo carga biaxial puede diferir significativamente de las predicciones basadas en teorías de plasticidad isotrópica.

Por esta razón, aunque el ensayo de tracción uniaxial constituye la base del diseño y del control de calidad por lotes, sus resultados deben interpretarse conjuntamente con los obtenidos en los ensayos de presión interna hasta fallo (Apartado 4.1), a fin de validar los márgenes de seguridad bajo condiciones reales de carga combinada.

4.3. Ensayos de fatiga y daño acumulado

La validación estructural de los tanques de combustible y recipientes a presión en lanzadores espaciales no se limita a la resistencia estática última, sino que debe garantizar la integridad frente a la degradación progresiva del material bajo cargas fluctuantes. Los ensayos de fatiga y la evaluación del daño acumulado constituyen los mecanismos experimentales fundamentales para certificar la vida útil del componente bajo el enfoque de Tolerancia al Daño (*Damage Tolerance*), el cual asume la existencia de

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

defectos iniciales no detectados y exige demostrar que estos no crecerán hasta alcanzar un tamaño crítico durante la vida operativa del vehículo.



Figura 28: Ensayo de fatiga de un F-35 (BAE)

4.3.1. Naturaleza de las cargas cíclicas y espectros de carga

Los tanques de los lanzadores espaciales están sometidos a un espectro de cargas cíclicas complejo que va más allá de la presurización asociada al vuelo. El denominado *ciclo de servicio* abarca todas las fases desde la fabricación hasta la misión final, incluyendo:

- **Ciclos de presurización (fatiga de bajo ciclo, LCF):** engloban las pruebas de aceptación (*proof tests*), ensayos de fugas, pruebas de sistema integrado, intentos de lanzamiento abortados y el vuelo real. Un tanque típico puede requerir soportar decenas de ciclos completos de presión antes de su uso definitivo.
- **Ciclos térmicos:** el llenado y vaciado con propulsantes criogénicos (hidrógeno líquido y oxígeno líquido) induce tensiones térmicas severas debidas a contracciones diferenciales. Estas tensiones, combinadas con la presión interna, promueven fatiga de bajo ciclo, especialmente en materiales con coeficientes de expansión térmica dispares.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

- **Cargas dinámicas y vibratorias (fatiga de alto ciclo, HCF):** durante el lanzamiento, la excitación acústica del motor y las cargas aerodinámicas generan vibraciones de alta frecuencia y baja amplitud. Aunque los niveles de tensión son menores, el elevado número de ciclos (del orden de 10^6 a 10^8) puede favorecer la propagación rápida de grietas si se supera el umbral de intensidad de tensión ΔK_{th} .



Figura 29: Banco de pruebas de la NASA (NASA)

4.3.2. Procedimientos de ensayo de vida a presión (*Pressure Cycling Tests*)

El ensayo de ciclado de presión constituye la prueba estándar para la validación de la vida a fatiga de estructuras presurizadas.

- **Metodología:** el tanque se somete a ciclos repetidos de presurización utilizando un fluido incompresible o, cuando es relevante para la interacción química, el fluido de servicio real. El ciclo típico varía entre una presión mínima (cero o presión de estabilización) y la Presión Máxima de Diseño (MDP) o la Presión Máxima Esperada de Operación (MEOP).
- **Factor de vida (*Scatter Factor*):** debido a la elevada dispersión estadística inherente a los fenómenos de fatiga y crecimiento de grietas, la normativa (ECSS-E-ST-32-02C y NASA-STD-5019A) exige demostrar una vida de prueba

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

equivalente a cuatro veces (4×) la vida de servicio especificada. Este requisito garantiza un nivel adecuado de fiabilidad frente a incertidumbres en las propiedades del material y en los modelos de análisis.

- **Condiciones específicas para COPV:** en recipientes compuestos con *liner* metálico, cuando se aplica un proceso de *autofretage*, solo se contabilizan como dañinos para la fatiga del *liner* aquellos ciclos cuya presión máxima genera una tensión neta de tracción en el metal, superando la precompresión inducida por el sobre-envoltorio compuesto.

4.3.3. Influencia de defectos iniciales y daño acumulado

La premisa fundamental de los ensayos de fatiga es que el material no es prístino.

- **Defectos iniciales:** se asume la existencia de grietas o discontinuidades del tamaño máximo que las técnicas de inspección no destructiva (NDT) pueden no detectar (*missed flaw detection size*). El ensayo debe demostrar que dichos defectos hipotéticos no crecen hasta provocar una fuga o una ruptura inestable durante los cuatro ciclos de vida exigidos.
- **Daño en materiales compuestos:** en los compuestos, el daño no se manifiesta como una grieta única, sino como una acumulación progresiva de microagrietamiento de la matriz, rotura de fibras y delaminación. El daño por impacto es particularmente crítico; por ello se define el **Umbral de Daño Visual (VDT)**. Los ensayos deben validar que un tanque con daño apenas inferior al umbral de visibilidad (*Barely Visible Impact Damage, BVID*) mantiene su capacidad resistente y su vida a fatiga.
- **Efectos ambientales:** la exposición a fluidos agresivos o a hidrógeno puede acelerar el crecimiento de grietas mediante mecanismos de agrietamiento asistido por el ambiente (*Environmentally Assisted Cracking, EAC*). Estos efectos deben considerarse explícitamente en los ensayos o corregirse mediante factores ambientales cuando se ensaya en condiciones inertes.

4.3.4. Mecanismos de propagación y modelos de crecimiento de grieta

La interpretación de los resultados de fatiga en materiales metálicos se fundamenta en la **Mecánica de la Fractura Lineal Elástica (LEFM)**.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

- **Ley de Paris:** el crecimiento estable de grietas bajo carga cíclica se modela mediante la relación:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n$$

donde da/dN es la tasa de crecimiento por ciclo, $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$ es el rango del factor de intensidad de tensión, y C y n son constantes del material.

- **Efecto de la relación de carga (R):** modelos más avanzados, como la ecuación de Forman, incorporan la relación $R = K_{\min}/K_{\max}$ para tener en cuenta la tensión media, ya que valores elevados de R aceleran el crecimiento de grietas a medida que se aproxima la inestabilidad (K_c).
- **Umbral de propagación (ΔK_{th}):** existe un rango de intensidad de tensión por debajo del cual la propagación de grietas es despreciable. En componentes sometidos a vibraciones de alta frecuencia (HCF), el diseño debe garantizar que ΔK permanezca por debajo de ΔK_{th} para evitar fallos prematuros.

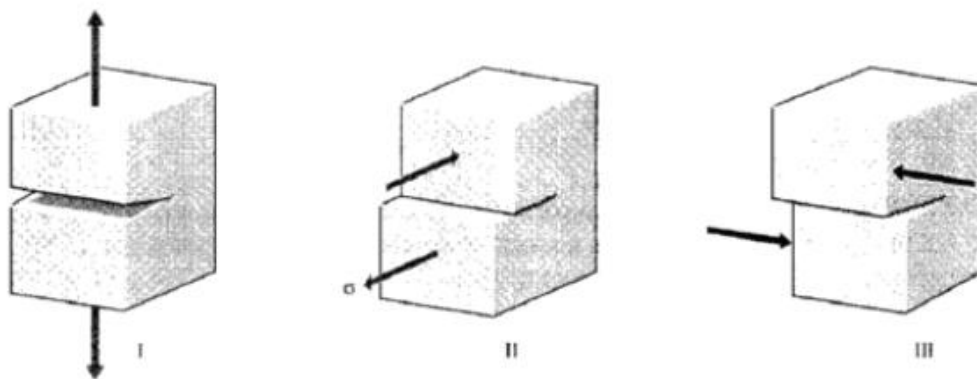


Figura 30: Modos de propagación de una grieta (González, L. (2014). Filosofía de la mecánica de fractura: primera parte, MFEL. Universidad, Ciencia y Tecnología, 18(72), Puerto Ordaz, septiembre 2014)

4.3.5. Certificación estructural y criterios de aceptación

La superación de los ensayos de fatiga y la validación de los modelos analíticos, mediante herramientas como NASGRO, son requisitos obligatorios para la certificación estructural.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

- **Validación *Safe-Life*:** el diseño se considera validado si, tras aplicar el espectro de carga multiplicado por el factor de vida, el tamaño final de grieta proyectado a_{final} es inferior al tamaño de grieta crítica a_{cr} correspondiente a la presión operativa máxima.
- **Validación *Leak-Before-Burst (LBB)*:** en tanques presurizados, es preferible demostrar un modo de fallo LBB, en el que una grieta superficial progresa hasta atravesar el espesor de la pared generando una fuga detectable antes de alcanzar la longitud crítica para una ruptura inestable. La demostración de este comportamiento reduce significativamente el riesgo de fallo catastrófico y puede permitir la relajación de ciertos requisitos de inspección recurrente (clasificación NHLBB – Non-Hazardous Leak Before Burst).

En conjunto, los ensayos de fatiga no solo verifican la durabilidad del sistema, sino que calibran los modelos de mecánica de la fractura empleados para definir los intervalos de inspección y los criterios de rechazo de defectos en fabricación, asegurando que ningún defecto inevitable comprometa la misión.

4.4. Normativas y estándares aplicables

La ejecución de los ensayos destructivos descritos en los apartados anteriores no constituye un ejercicio aislado de caracterización material, sino la etapa final de un proceso de verificación regido por normativas estrictas. Estos estándares no solo definen qué debe ensayarse, sino cómo deben interpretarse los resultados para validar los márgenes de seguridad del diseño. A diferencia del enfoque conceptual presentado en el Capítulo 2, este apartado analiza la implementación práctica de las normativas NASA-STD-5019A y ECSS-E-ST-32 en los protocolos experimentales, determinando los parámetros de carga, la configuración de los artículos de ensayo y los criterios de aceptación o rechazo.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

4.4.1. Aplicación práctica de NASA-STD-5019A en ensayos de vida y rotura

La norma **NASA-STD-5019A (Fracture Control Requirements for Spaceflight Hardware)** establece que la validación estructural de componentes críticos de fractura, como los tanques presurizados, debe realizarse bajo el principio de tolerancia al daño. Este requisito condiciona directamente el diseño y la ejecución de los ensayos de fatiga y de presión hasta fallo .

- **Configuración del ensayo de vida (*Damage Tolerance Testing*):** la norma prohíbe el uso de artículos prístinos, exigiendo que los especímenes de ensayo contengan defectos artificiales (*pre-flaws*) representativos, ubicados en las zonas más críticas desde el punto de vista tensional o de tenacidad.
- **Factor de vida experimental:** se requiere demostrar experimentalmente que el componente soporta cuatro veces (4×) la vida de servicio completa sin fuga ni inestabilidad de fractura. Esto obliga a reproducir en el banco de ensayos espectros de carga representativos de las fases de fabricación, ensayo, lanzamiento y operación.
- **Ensayos de presión y rotura en metales y compuestos:**
 - Para tanques metálicos, la norma remite al estándar **ANSI/AIAA S-080**, endureciendo los requisitos cuando los efectos de plasticidad invalidan los análisis de crecimiento de grieta, en cuyo caso la validación debe realizarse exclusivamente mediante ensayo destructivo.
 - Para recipientes compuestos (COPV), se aplica **ANSI/AIAA S-081**, exigiendo que la evaluación de vida segura incluya defectos en el *liner* metálico inducidos por fabricación, salvo que se justifique su reparación mediante procesos aprobados.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

4.4.2. Papel de la normativa ECSS en la definición de parámetros de prueba

La normativa europea ECSS-E-ST-32-02C (**Structural design and verification of pressurized hardware**) establece valores numéricos precisos que definen los niveles de carga y los criterios de aceptación de los ensayos de presión.

- **Factores de ensayo:** para recipientes metálicos estándar en misiones no tripuladas, se exige un factor de estallido $J_{burst} = 1.5$ y un factor de prueba $J_{proof} = 1.25$ sobre la Presión Máxima de Diseño (MDP). En sistemas tripulados, estos valores se incrementan significativamente.
- **Protocolo de ejecución del ensayo de estallido:** la ECSS exige mantener la presión de diseño de estallido durante un periodo mínimo (típicamente 30 s) sin fallo estructural. Superado este umbral, se procede al incremento de presión hasta la rotura física para cuantificar el margen real.
- **Validación experimental del criterio LBB:** la norma requiere el uso de artículos con defectos prefabricados para demostrar que una grieta superficial progresa hasta generar una fuga estable antes de alcanzar una longitud crítica inestable, estableciendo límites geométricos mínimos para la grieta pasante.

4.4.3. Soporte metodológico de estándares ASTM e ISO

Mientras que las normas NASA y ECSS definen los requisitos de resistencia y vida, los estándares **ASTM** e **ISO** establecen los procedimientos para la obtención de las propiedades mecánicas empleadas en la certificación.

- **Caracterización de fractura:** propiedades como la tenacidad a la fractura K_{Ic} o las curvas de resistencia (*R-curves*) deben obtenerse conforme a normas como **ASTM E399** y **ASTM E561**, siendo obligatoria una justificación conservadora adicional cuando se utilizan datos no estandarizados.
- **Validación de NDT:** normas como **ASTM E2981** aseguran que la probabilidad de detección asumida en el diseño (típicamente 90/95) se corresponde con la capacidad real de las técnicas de inspección empleadas.
- **Propiedades estadísticas:** el uso de valores **A-Basis** o **B-Basis**, definidos en el **MMPDS**, obliga a campañas de ensayo con un tamaño muestral estadísticamente significativo, especialmente en componentes no redundantes como los tanques presurizados.

IV Ensayos destructivos aplicados al tanque

4.4.4. Coherencia entre resultados experimentales y aceptación normativa

La aceptación del hardware de vuelo exige coherencia total entre los resultados experimentales y los modelos de diseño:

1. **Validación de modelos:** un modo de fallo experimental no previsto invalida el modelo de análisis, incluso si se alcanzan presiones superiores a las exigidas.
2. **Márgenes de seguridad positivos:** debe demostrarse que los márgenes $MS > 0$ se mantienen tras aplicar factores estadísticos y de seguridad.
3. **Trazabilidad del *pedigree*:** para componentes críticos de fractura, la NASA-STD-5019A exige trazabilidad completa entre ensayos de material, lotes de fabricación y unidades de vuelo.

V. Mecanismos de fallo

V Mecanismos de fallo

5.1. Fallo dúctil y frágil en tanques presurizados

La integridad estructural de un tanque de combustible presurizado está gobernada por la competencia entre dos mecanismos de fallo fundamentales: el agotamiento de la capacidad de carga plástica del material (fallo dúctil) y la propagación inestable de defectos preexistentes (fractura frágil). La predominancia de uno u otro mecanismo no constituye una propiedad intrínseca e inmutable del material, sino que depende de la interacción entre la tenacidad a la fractura, el estado tensional local — incluida la triaxialidad —, la temperatura de servicio y la geometría y tamaño de los defectos presentes.

5.1.1. Características del fallo dúctil y respuesta bajo carga biaxial

El fallo dúctil en tanques presurizados se caracteriza por la aparición de deformación plástica macroscópica previa a la rotura, produciéndose cuando el estado tensional supera la resistencia última del material F_{tu} tras haber rebasado el límite elástico F_{ty} . En tanques metálicos de pared delgada, el material está sometido a un campo de tensiones biaxial, en el que la tensión circunferencial (*hoop stress*¹⁰) es, de forma aproximada, el doble de la tensión axial.

De acuerdo con el criterio de von Mises (energía de distorsión), este estado tensional biaxial puede resultar beneficioso en materiales dúctiles, homogéneos e isotrópicos, incrementando la capacidad de carga efectiva en comparación con la resistencia medida en ensayos de tracción uniaxial. No obstante, en materiales con ductilidad limitada o con anisotropía marcada, este efecto puede verse reducido o incluso invertido, limitando la deformación plástica disponible antes de la inestabilidad.

¹⁰ Las tensiones circunferenciales (*hoop*) actúan tangencialmente a la sección transversal, mientras que las tensiones meridionales (*longitudinales*) se desarrollan a lo largo del eje del cilindro.

V Mecanismos de fallo

Desde el punto de vista del diseño estructural, el fallo dúctil constituye el modo de fallo preferido, ya que la fluencia local permite la redistribución de tensiones alrededor de discontinuidades geométricas y defectos, reduciendo la probabilidad de una rotura súbita y catastrófica.

5.1.2. Mecánica de la fractura frágil

La fractura frágil representa un modo de fallo altamente crítico, capaz de producirse a niveles de tensión nominal inferiores al límite elástico F_{ty} , impulsado por la presencia de grietas o defectos tipo grieta. Este comportamiento se rige por la **Mecánica de la Fractura Lineal Elástica (LEFM)**, en la que la estabilidad de una grieta viene determinada por el factor de intensidad de tensiones K en su punta.

La condición de fallo se alcanza cuando el factor de intensidad de tensiones aplicado iguala o supera la tenacidad a la fractura del material, K_{Ic} en condiciones de deformación plana o K_c en condiciones de tensión plana. De forma simplificada, esta relación se expresa como:

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a}$$

donde σ es la tensión aplicada, a el tamaño del defecto y β un factor geométrico que depende de la forma y ubicación de la grieta.

En tanques de alto rendimiento estructural, donde se busca minimizar el peso mediante el uso de materiales de alta resistencia, existe una relación inversa crítica: a medida que aumenta el límite elástico del material, la tenacidad a la fractura tiende a disminuir. Como consecuencia, el tamaño de defecto tolerable se reduce drásticamente, incrementando la sensibilidad del sistema a discontinuidades de fabricación o daños en servicio.

V Mecanismos de fallo

5.1.3. Influencia de la temperatura y la microestructura

La temperatura de servicio desempeña un papel determinante en la transición entre comportamiento dúctil y frágil, especialmente en aplicaciones criogénicas, como el almacenamiento de hidrógeno líquido ($-253\text{ }^{\circ}\text{C}$) u oxígeno líquido ($-183\text{ }^{\circ}\text{C}$). La respuesta del material depende de forma directa de su estructura cristalina:

- **Metales con estructura cúbica centrada en las caras (FCC)**, como las aleaciones de aluminio (series 2000, 2219) y los aceros inoxidable austeníticos (serie 300), presentan un comportamiento criogénico favorable. Al disminuir la temperatura, aumentan tanto la resistencia última como el límite elástico, manteniendo niveles adecuados de ductilidad y tenacidad a la fractura. En muchos casos, esto permite adoptar criterios de aceptación basados en ensayos a temperatura ambiente de forma conservadora.
- **Metales con estructura cúbica centrada en el cuerpo (BCC)**, como los aceros ferríticos o martensíticos, y determinadas aleaciones de titanio, pueden experimentar una transición dúctil-frágil pronunciada al descender la temperatura. Aunque su resistencia estática aumenta, la pérdida de ductilidad y tenacidad puede precipitar fallos frágiles ante la presencia de defectos menores o cargas de impacto.



Figura 31: Fisuración del recubrimiento superficial causada por la dilatación térmica del material del NewGlenn (Blue Origin)

V Mecanismos de fallo

5.1.4. Concentradores de tensión y zonas soldadas

Las zonas soldadas constituyen las regiones más vulnerables frente a la fractura frágil y al fallo prematuro en tanques presurizados. El proceso de soldadura introduce una Zona Afectada por el Calor (HAZ) con propiedades metalúrgicas degradadas respecto al metal base y genera tensiones residuales que se superponen a las cargas operativas.

Desde el punto de vista mecánico, las soldaduras introducen discontinuidades geométricas, como el *mismatch* (desalineación) y el *peaking* (angulación), que inducen momentos de flexión secundarios locales. Estos efectos provocan una realineación de la carga a través del cordón de soldadura, generando elevados gradientes de deformación que pueden agotar prematuramente la ductilidad disponible o iniciar una fractura en presencia de porosidad, inclusiones u otros defectos.

Por este motivo, los parámetros de resistencia y tenacidad empleados en los análisis de vida segura y tolerancia al daño deben determinarse específicamente sobre probetas soldadas que reproduzcan fielmente la condición real del hardware de vuelo.

5.2. Iniciación y propagación de grietas

La mecánica del fallo en tanques presurizados raramente constituye un evento instantáneo asociado a una sobrecarga estática. Por el contrario, suele ser la culminación de un proceso evolutivo de degradación estructural que se desarrolla a lo largo del tiempo. Dicho proceso puede dividirse en dos fases físicas claramente diferenciadas: la iniciación del daño a partir de una discontinuidad preexistente y la propagación subcrítica de la grieta bajo la influencia de cargas sostenidas o cíclicas, hasta alcanzar un tamaño crítico que precipita la inestabilidad final.

5.2.1. Origen y nucleación de defectos

En el ámbito de la ingeniería aeroespacial se adopta, de forma conservadora, la hipótesis de que ningún material está completamente exento de defectos. La iniciación de grietas macroscópicas no se produce en un material continuo ideal, sino que se nuclea

V Mecanismos de fallo

en concentradores de tensión locales introducidos durante los procesos de fabricación o a lo largo del servicio.

En los tanques metálicos, las zonas soldadas constituyen los puntos de iniciación más críticos. El proceso de fusión introduce inevitablemente discontinuidades metalúrgicas y geométricas, como porosidad, falta de fusión o desalineaciones (*mismatch*), que actúan como amplificadores locales del campo de tensiones. Asimismo, la Zona Afectada por el Calor (HAZ) suele presentar una microestructura alterada, con propiedades mecánicas degradadas y tensiones residuales de tracción que, al superponerse a las cargas operativas, favorecen la apertura de grietas.

Otros iniciadores frecuentes incluyen discontinuidades geométricas de diseño — como *bosses* de conexión o transiciones de espesor en los domos —, donde el flujo de carga no es uniforme y aparecen tensiones de flexión secundarias. Del mismo modo, daños mecánicos inducidos en servicio, como impactos o rayaduras profundas durante el transporte o la integración, pueden convertir superficies inicialmente prístinas en focos de iniciación de fractura.

Desde un punto de vista físico, la iniciación puede desencadenarse mediante dos mecanismos principales:

- **Sobrecarga plástica local**, cuando los concentradores de tensión inducen fluencia localizada incluso si las tensiones globales permanecen en régimen elástico.
- **Nucleación por fatiga**, debida a la acumulación progresiva de daño microestructural bajo cargas cíclicas, que genera microgrietas a tensiones nominales muy inferiores al límite elástico.

5.2.2. Propagación estable y crecimiento subcrítico

Una vez iniciada, la grieta entra en una fase de propagación estable o subcrítica. En materiales metálicos, este comportamiento se describe mediante la Mecánica de la Fractura Lineal Elástica (LEFM), que establece que el campo de tensiones en la punta de la grieta está gobernado por el factor de intensidad de tensiones K , el cual integra la tensión aplicada, el tamaño del defecto y la geometría del componente.

V Mecanismos de fallo

El crecimiento subcrítico tiene lugar mientras la intensidad de tensiones permanezca por debajo de la tenacidad a la fractura del material ($K < K_{Ic}$). Este crecimiento puede estar impulsado por dos mecanismos físicos predominantes:

- **Fatiga bajo carga cíclica**, donde cada ciclo de presurización o carga externa produce un incremento finito en la longitud de la grieta. La tasa de crecimiento depende del rango de intensidad de tensiones ΔK , siguiendo leyes de tipo potencia como la ley de Paris.
- **Agrietamiento bajo carga sostenida o asistido por el ambiente (SLC/EAC)**, que puede afectar a determinados materiales —como aleaciones de titanio o aceros de alta resistencia— bajo cargas estáticas prolongadas en presencia de hidrógeno, oxidantes u otros agentes agresivos. Este fenómeno se rige por umbrales específicos de intensidad de tensiones (K_{TH} o K_{EAC}).

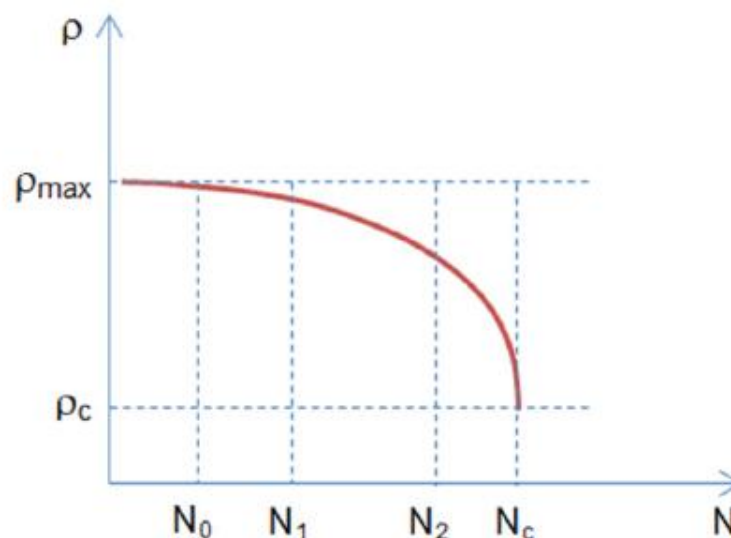


Figura 32: Variación del radio de curvatura de la grieta con el número de ciclos (González, L. (2014). Filosofía de la mecánica de fractura: primera parte, MFEL. Universidad, Ciencia y Tecnología, 18(72), Puerto Ordaz, septiembre 2014.)

V Mecanismos de fallo

5.2.3. Umbrales de propagación y relación de carga

La estabilidad del defecto durante la operación del lanzador depende de la existencia de umbrales físicos de propagación. Existe un valor límite, denominado umbral de intensidad de tensiones ΔK_{th} , por debajo del cual las grietas no se propagan o lo hacen a velocidades despreciables. Este parámetro resulta crítico para evaluar la integridad frente a vibraciones de alta frecuencia (fatiga de alto ciclo, HCF), típicas del entorno acústico y aerodinámico del lanzamiento.

La velocidad de propagación también es altamente sensible a la relación de carga $R = \sigma_{min}/\sigma_{max}$. Valores elevados de R , asociados a mayores tensiones medias, reducen el umbral ΔK_{th} y aceleran el crecimiento de la grieta, especialmente cuando el valor máximo del factor de intensidad (K_{max}) se aproxima a la tenacidad crítica del material.

5.2.4. Comportamiento en materiales compuestos (COPV)

En los Recipientes a Presión Revestidos de Material Compuesto (COPV), el concepto clásico de propagación de una grieta dominante no resulta directamente aplicable. En estos sistemas, el daño evoluciona de forma distribuida a través de una secuencia jerárquica de mecanismos: agrietamiento de la matriz, degradación de la interfaz fibra-matriz (*debonding*), delaminación entre capas y, finalmente, rotura de fibras.

Un fenómeno particularmente crítico es la **ruptura bajo tensión sostenida** (*stress rupture*), en la que el fallo puede producirse de forma súbita bajo cargas constantes inferiores a la resistencia última del material. Este comportamiento, dependiente del tiempo, está asociado a la degradación viscoelástica de la matriz y de la interfaz fibra-matriz, y no requiere necesariamente la presencia de cargas cíclicas.

En consecuencia, la evaluación de la propagación del daño en COPV no se basa en modelos clásicos de LEFM, sino en enfoques de degradación progresiva de rigidez y probabilidad de fallo acumulada, validados principalmente mediante ensayos destructivos a escala real.

V Mecanismos de fallo

5.3. Influencia de defectos de fabricación

La integridad estructural de los tanques de combustible no se define únicamente por las propiedades del material virgen, sino por la distribución, morfología y severidad de las imperfecciones introducidas durante su manufactura. Estos defectos actúan como concentradores de tensión locales que alteran el campo tensional nominal, reduciendo la capacidad de carga efectiva y condicionando la transición entre un fallo dúctil controlado y una fractura frágil catastrófica. La validación estructural asume, por tanto, que ningún componente está exento de defectos, y que su comportamiento está regido por la interacción entre estas discontinuidades y las cargas de servicio.

5.3.1. Defectos en tanques metálicos y concentración de tensiones

En los tanques metálicos, los procesos de soldadura constituyen la fuente principal de defectos críticos. Las imperfecciones volumétricas, como la porosidad, inclusiones de óxido o falta de fusión, reducen el área efectiva resistente de la sección transversal e introducen concentradores de tensión agudos que facilitan la nucleación de grietas por fatiga o fractura bajo cargas estáticas elevadas.

Más allá de la reducción de sección, estos defectos alteran de forma significativa el campo de tensiones local, incrementando la triaxialidad de tensiones en la vecindad del defecto. Este aumento de triaxialidad limita la capacidad de deformación plástica del material y favorece mecanismos de fractura frágil, especialmente en aleaciones de alta resistencia o en condiciones criogénicas, donde la ductilidad disponible es más limitada.

Sin embargo, las imperfecciones geométricas asociadas al proceso de unión son igualmente críticas desde el punto de vista estructural. El *mismatch* (desalineación entre chapas) y el *peaking* (angulación de la soldadura) generan momentos de flexión secundarios locales cuando el tanque se presuriza. Estos momentos inducen tensiones de flexión superpuestas a la tensión de membrana nominal, provocando estados tensionales multiaxiales que no están contemplados en los modelos ideales de membrana delgada.

V Mecanismos de fallo

Como consecuencia, la tensión máxima local en la zona soldada puede superar ampliamente la tensión nominal calculada, acelerando el consumo de vida a fatiga y reduciendo de forma apreciable la presión de rotura estática. En ensayos destructivos, estos efectos explican por qué muchos tanques fallan en las proximidades de las soldaduras incluso cuando el material base presenta propiedades adecuadas.

Adicionalmente, los procesos de conformado y soldadura introducen tensiones residuales significativas. Si estas tensiones no se alivian mediante tratamientos térmicos adecuados, se suman algebraicamente a las cargas operativas, incrementando el factor de intensidad de tensiones efectivo en la punta de los defectos. Este efecto resulta especialmente crítico en materiales susceptibles a corrosión bajo tensión o fragilización por hidrógeno, donde pequeñas discontinuidades pueden precipitar fallos prematuros muy por debajo de las cargas de diseño.

5.3.2. Defectos característicos en materiales compuestos y COPV

En los recipientes de material compuesto (COPV), la heterogeneidad inherente al material multiplica la tipología de defectos posibles. Imperfecciones como vacíos (*voids*) o porosidad, derivados de una infusión de resina deficiente, y regiones ricas en resina debidas a una distribución desigual de fibras, degradan la resistencia a cortante interlaminar y a compresión.

La ondulación de las fibras (*fiber waviness* o *wrinkling*), tanto en el plano como fuera de él, reduce drásticamente la rigidez y la resistencia a tracción en la dirección de carga principal, actuando como iniciador de fallo prematuro incluso en ausencia de cargas extremas.

V Mecanismos de fallo

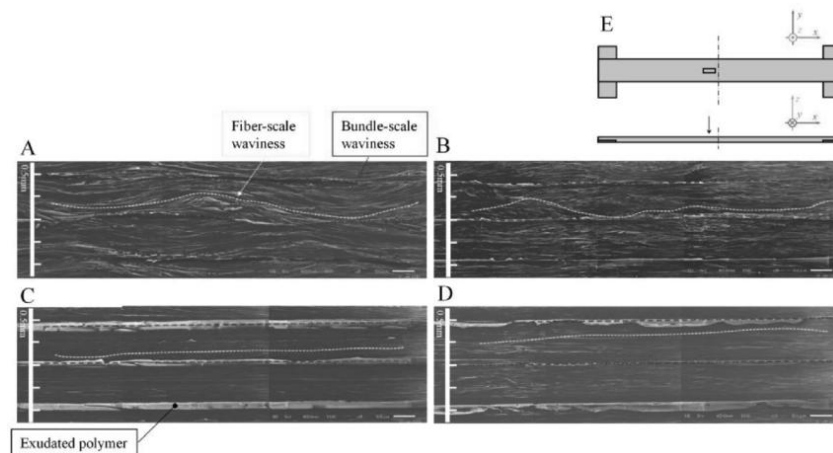


Figura 33: Ejemplo de ondulación de fibra (Ichihara, N., Ueda, M., Kajiwar, K., & Le Duigou, A. (2023). 3D printing with tension and compaction: prevention of fiber waviness in 3D-printed continuous carbon fiber-reinforced thermoplastics. *Advanced Composite Materials*)

Un modo de daño específico de los COPV es la pérdida de adhesión (*debonding*) entre el liner metálico y el envoltorio compuesto (*overwrap*). Esta falta de continuidad estructural puede provocar el pandeo local del liner bajo condiciones de vacío o durante fases de despresurización, comprometiendo la hermeticidad del sistema. Asimismo, la presencia de microagrietamiento de la matriz (*matrix cracking*) favorece la permeabilidad de los gases criogénicos hacia la interfaz, lo que puede desencadenar fenómenos de *cryopumping* o delaminaciones catastróficas debidas a la presurización del gas atrapado en el laminado.

5.3.3. Relación entre defecto y modo de fallo

La morfología, orientación y localización del defecto determinan el mecanismo de colapso observado experimentalmente.

- **Fractura frágil:** En materiales metálicos de alta resistencia con tenacidad limitada, defectos superficiales de pequeño tamaño pueden alcanzar el factor de intensidad de tensiones crítico K_{Ic} antes de que se produzca fluencia generalizada, provocando una ruptura inestable sin deformación plástica apreciable.
- **Fuga antes de estallido (LBB):** Para lograr un fallo seguro tipo LBB, el defecto debe crecer de manera estable a través del espesor de la pared, permitiendo la fuga del fluido y el alivio progresivo de la presión antes de que la longitud de la grieta superficial alcance el tamaño crítico de inestabilidad. En este contexto,

V Mecanismos de fallo

defectos largos y poco profundos son más propensos a provocar estallido antes de la fuga que defectos cortos y profundos.

- **Fallo progresivo:** En materiales compuestos, defectos como delaminaciones iniciales no conducen a una fractura inmediata, sino que evolucionan bajo carga cíclica mediante la acumulación de daño (rotura progresiva de fibras, crecimiento de grietas en la matriz), lo que reduce gradualmente la capacidad portante hasta el colapso final.

5.3.4. Dispersión estadística y valores de diseño

La variabilidad inherente a la presencia, tamaño y distribución de los defectos de fabricación introduce una dispersión significativa en los resultados de los ensayos destructivos, especialmente en uniones soldadas y materiales compuestos. Esta realidad física impide el uso de valores medios de resistencia para el diseño de elementos críticos de fractura.

En su lugar, se emplean valores estadísticos conservadores:

- **Valores A-Basis**, utilizados en estructuras no redundantes como la membrana de un tanque, que garantizan que el 99 % de la población supera el valor de diseño con un 95 % de confianza.
- **Valores B-Basis** empleados en estructuras redundantes, con una garantía de probabilidad del 90 % y de confianza del 95 %.

La magnitud de los factores de seguridad y de los factores de vida (típicamente 4.0 para vida a fatiga) deriva directamente de la necesidad de cubrir esta incertidumbre estadística asociada a los defectos de fabricación.

5.3.5. Implicaciones para la certificación estructural

La gestión de los defectos define los criterios de aceptación del hardware de vuelo. La certificación bajo el principio de tolerancia al daño exige definir el tamaño de defecto inicial en función de la capacidad de detección de las técnicas de Ensayos No Destructivos (NDT) empleadas. Se asume que cualquier defecto inferior al umbral de detección —por ejemplo, el tamaño detectable con un 90 % de probabilidad y un 95 % de confianza— está presente en la estructura.

V Mecanismos de fallo

Por consiguiente, la validación experimental descrita en el Capítulo 4 requiere con frecuencia el uso de artículos de prueba con defectos artificiales o prefabricados en las ubicaciones más críticas y con las orientaciones más desfavorables, con el fin de demostrar empíricamente que dichos defectos no crecerán hasta el fallo durante la vida operativa del vehículo. Asimismo, deben establecerse criterios de rechazo estrictos para defectos de proceso que excedan los límites validados mediante análisis de fractura y ensayos de desarrollo.

VI. Requisitos del sistema

VI Requisitos del sistema

6.1. Condiciones de operación del modelo de calificación

El diseño del tanque y su posterior validación estructural se fundamentan en la definición de un modelo de calificación (Qualification Model, QM). Este modelo no se concibe únicamente como una representación geométrica, sino como un artículo de ensayo dedicado, fabricado mediante procesos idénticos a los del modelo de vuelo, cuyo propósito es demostrar la adecuación estructural del diseño y la calidad de la fabricación frente a condiciones de carga que exceden las esperadas durante el servicio.

6.1.1. Definición y alcance del modelo de calificación

En el contexto de este proyecto, el modelo de calificación se define como la unidad de hardware destinada a ser sometida a una secuencia controlada de ensayos en tierra con el fin de verificar los márgenes de seguridad, validar los modelos de análisis y certificar la integridad estructural del diseño antes de su aplicación en vuelo. A diferencia de los modelos de aceptación, orientados a la detección de defectos de manufactura en cada unidad de vuelo, el modelo de calificación debe demostrar que el diseño es capaz de soportar las condiciones más severas previsibles, incluyendo cargas límite y cargas últimas, sin fallo estructural.

El alcance del modelo de calificación incluye la verificación de modos de fallo por resistencia, inestabilidad elástica y fractura, así como la validación de la vida estructural bajo espectros de carga representativos. En este sentido, el QM asume el papel de “líder de la flota” (fleet leader) en términos de exposición a cargas, constituyendo la referencia principal para la certificación del diseño.

6.1.2. Fases operativas de referencia

Para la definición de los requisitos del modelo de calificación se consideran las siguientes fases operativas críticas, seleccionadas por su impacto directo sobre la integridad estructural y la estabilidad del tanque:

VI Requisitos del sistema

1. **Fabricación y verificación inicial:** Incluye los procesos de fabricación, en particular las uniones soldadas, y las inspecciones no destructivas (NDT) iniciales. Se asume que el QM debe superar una prueba de presión de prueba (proof test) a un nivel superior a la presión máxima de operación (Maximum Design Pressure, MDP), con el objetivo de filtrar defectos iniciales de fabricación.
2. **Integración y transporte:** Se consideran las cargas inerciales y de manipulación asociadas al ensamblaje del tanque con los faldones y la estructura intertanque, así como las sollicitaciones inducidas durante el transporte. Estas condiciones pueden resultar críticas para los elementos internos y las interfaces estructurales.
3. **Presurización y llenado (pre-lanzamiento):** Esta fase introduce simultáneamente cargas de presión interna y gradientes térmicos severos en el caso de propulsores criogénicos. El modelo de calificación debe validar la capacidad del tanque para soportar la presión de ullage y la carga hidrostática completa en condiciones estáticas.
4. **Perfil de misión representativo (ascenso):** Constituye la condición de diseño crítica. El modelo de calificación debe representar la superposición de presión interna elevada, cargas inerciales axiales derivadas de la aceleración del vehículo y momentos de flexión inducidos aerodinámicamente. Se considera la variación de la presión hidrostática a lo largo del eje longitudinal del tanque, función de la aceleración instantánea y de la altura de la columna de líquido.
5. **Ensayo de estallido (burst test):** Como fase final de la vida operativa del QM, se establece el requisito de presurización hasta la rotura o hasta un nivel de presión de estallido de diseño predefinido, con el objetivo de validar el margen de seguridad último y caracterizar el modo de fallo del tanque.

VI Requisitos del sistema

6.1.3. Condiciones operativas globales e hipótesis de carga

El escenario operativo del modelo de calificación se caracteriza por las siguientes condiciones globales, que actúan como parámetros de referencia para la formulación de los requisitos del sistema:

- **Naturaleza de la presurización:** El tanque opera como una estructura presurizada, donde la presión interna es necesaria tanto para la alimentación del sistema de propulsión como para la estabilización estructural frente a cargas de compresión axial. La presión máxima de diseño (MDP) se define a partir de la presión máxima de operación esperada (MEOP), incorporando márgenes asociados a fallos del sistema de regulación y a efectos transitorios.
- **Entorno térmico:** Se asumen condiciones criogénicas como referencia para el diseño estructural, considerando el efecto del enfriamiento sobre las propiedades del material. En caso de realizar ensayos de calificación a temperatura ambiente utilizando fluidos simulantes, se aplicarán factores de corrección ambiental (Environmental Correction Factors, ECF) para compensar las diferencias de comportamiento mecánico entre la temperatura de ensayo y la de servicio.
- **Solicitaciones estructurales dominantes:** Para la virola del tanque, la condición dimensionante corresponde a la combinación de compresión axial máxima con presión interna mínima estabilizante. En el caso de los domos, la condición crítica viene definida por la presión interna máxima, combinada con las cargas transmitidas a través de las interfaces estructurales, como el anillo en Y o las uniones ecuatoriales.

VI Requisitos del sistema

6.1.4. Suposiciones y simplificaciones para la calificación

Para el desarrollo del modelo de calificación se adoptan las siguientes simplificaciones técnicas respecto al vehículo de vuelo:

- **Uso de simulantes de fluido:** Se asume que los ensayos de calificación pueden realizarse empleando fluidos inertes, como agua desionizada o nitrógeno líquido, en lugar de los propulsores reales. Las condiciones de presión y densidad se ajustan para reproducir estados tensionales equivalentes en la membrana del tanque.
- **Espectro de cargas simplificado:** Los espectros de carga complejos asociados a la misión se representan mediante bloques de carga equivalentes en los ensayos de presión y fatiga. Se adopta un factor de dispersión, típicamente equivalente a varias vidas de servicio, para cubrir las incertidumbres estadísticas en la propagación de daño.
- **Interacción fluido-estructura:** Los efectos dinámicos complejos del sloshing se representan mediante cargas estáticas equivalentes aplicadas sobre los deflectores internos y la pared del tanque, salvo que se identifique la interacción dinámica como un factor crítico para la estabilidad global.

Estas condiciones operativas establecen la base para la formulación de los requisitos detallados de resistencia, rigidez y tolerancia al daño que se desarrollarán en los apartados posteriores del capítulo.

VI Requisitos del sistema

6.2. Requisitos estructurales: presión, cargas axiales y pandeo

El diseño estructural del tanque se rige por su clasificación como estructura presurizada (pressurized structure), debiendo soportar simultáneamente la presión interna del propelente y las cargas globales inducidas por el vehículo (compresión axial, cortadura y momento flector) durante todas las fases operativas relevantes. En este apartado se establecen los requisitos estructurales de referencia que gobiernan el dimensionado preliminar y la posterior verificación del diseño. Estos requisitos se formulan con el objetivo de establecer un marco estructural coherente que permita, en fases posteriores, evaluar de forma trazable la influencia de la presión interna, las cargas globales del vehículo y los fenómenos de inestabilidad sobre el diseño del tanque.

6.2.1. Requisitos de presión interna

El tanque debe mantener la integridad estructural y la estanqueidad bajo los regímenes de presión definidos por el sistema de presurización, la dinámica del fluido y las condiciones de misión.

• **Presión Máxima de Operación Esperada (MEOP):** Para tanques principales de vehículos lanzadores alimentados por turbobombas, se adopta como valor de referencia una MEOP del orden de:

$$\text{MEOP} \approx 0,3 - 0,7 \text{ MPa (45-100 psig)}$$

Este rango es representativo de tanques de LOX y LH₂ en lanzadores orbitales, y refleja el compromiso habitual en tanques de combustible de lanzadores entre la minimización de la masa estructural donde la presión se mantiene deliberadamente baja para minimizar masa estructural, y la necesidad de garantizar una alimentación estable del sistema de propulsión, así como un efecto estabilizante suficiente frente a fenómenos de inestabilidad estructural.

VI Requisitos del sistema

• **Presión Máxima de Diseño (MDP):** La MDP se define como la presión utilizada para el dimensionado estructural, incluyendo márgenes sobre la MEOP para tolerar excursiones transitorias, fallos del sistema de regulación y dispersión operacional. Para el modelo de calificación se adopta:

$$- \quad MDP = 1,25 \times MEOP$$

Este valor es consistente con prácticas habituales en estructuras presurizadas aeroespaciales según normativa ECSS y NASA para hardware no tripulado. La adopción de este factor permite desacoplar la definición de los requisitos estructurales de las variaciones operativas puntuales, asegurando que el diseño disponga de margen suficiente frente a desviaciones del sistema de presurización y transitorios no nominales.

• **Distribución de presión interna:** La presión total que actúa localmente sobre la pared del tanque se define como la superposición de la presión de ullage y la presión hidrostática bajo aceleración axial:

$$p(z) = \rho z (a + g) + p_{ull}$$

donde ρ es la densidad del propelente, z la altura local de la columna de fluido y a la aceleración axial instantánea del vehículo. El diseño debe considerar la condición más desfavorable a lo largo de la misión, caracterizada por máxima aceleración axial y tanque lleno. Esta consideración resulta especialmente relevante en fases de alta aceleración axial, donde la contribución hidrostática puede ser comparable a la presión de ullage y condiciona de forma significativa el dimensionado local de la virola y de los domos.

• **Requisito de resistencia a presión (hoop stress):** La virola y los domos deben resistir las tensiones circunferenciales inducidas por la MDP sin exceder:

- El límite elástico del material bajo cargas límite
- Ni la resistencia última bajo cargas últimas.

VI Requisitos del sistema

Se adopta como requisito de referencia una presión de estallido de diseño:

- **$P_{burst} \geq 1,4 \times MDP$**

Este margen es representativo de tanques metálicos de lanzadores no tripulados y permite una verificación clara del modo de fallo último durante el ensayo de estallido del modelo de calificación.

6.2.2. Requisitos frente a cargas axiales y combinadas

Al actuar como elemento portante del fuselaje, el tanque debe transmitir las cargas globales del vehículo sin fallo por resistencia ni inestabilidad. La transmisión de dichas cargas se realizará a través de interfaces estructurales anulares asociadas a la unión de domos, virola y elementos de integración con el lanzador, constituyendo zonas de discontinuidad geométrica donde pueden generarse concentraciones locales de esfuerzos que deberán ser consideradas en fases posteriores del diseño conceptual.

• **Cargas axiales de referencia:** Las cargas axiales compresivas están dominadas por el empuje del sistema de propulsión y la masa inercial de las etapas superiores. Para un tanque de etapa principal, se consideran representativos:

- **Niveles de carga axial del orden de varios meganewtons (MN)**
- Aceleraciones axiales máximas típicamente en el rango 3–6 g en fases avanzadas del ascenso

Estos valores no pretenden definir un caso de carga específico, sino establecer órdenes de magnitud representativos que permitan formular requisitos estructurales coherentes con el papel portante del tanque dentro del conjunto del lanzador.

Superposición de cargas y carga axial equivalente

La condición crítica de diseño para la virola se define mediante la superposición de:

- carga axial compresiva P
- momento flector global M

VI Requisitos del sistema

- y tensión longitudinal inducida por la presión interna.

La carga axial equivalente se expresa como:

$$P_{eq} = P \pm \frac{2M}{R}$$

donde R es el radio medio del tanque. La presión interna genera tracción longitudinal que reduce la compresión neta, efecto que debe considerarse explícitamente en la evaluación de estabilidad. Este efecto de alivio parcial de la compresión axial constituye uno de los mecanismos clave que permiten optimizar el diseño de tanques presurizados de pared delgada, y debe ser tenido en cuenta de forma explícita en la evaluación de la estabilidad estructural.

Cargas límite y cargas últimas

La estructura debe soportar:

- **Cargas Límite de Diseño (DLL)** sin deformación permanente perjudicial,
- **Cargas Últimas de Diseño (DUL)** sin rotura ni colapso.
- Se adoptan como valores de referencia los factores de seguridad (*Factor of Safety, FOS*), definidos como coeficientes adimensionales que relacionan la capacidad resistente de la estructura con las cargas de diseño:
- FOS Y = 1,1 frente a fluencia
- FOS U = 1,4 frente a rotura

valores coherentes con estructuras presurizadas metálicas no tripuladas de alta fiabilidad, empleándose como referencia en fases tempranas de desarrollo. Su adopción permite definir requisitos estructurales coherentes, utilizados aquí como referencia en un contexto de diseño conceptual.

VI Requisitos del sistema

6.2.3. Criterios de estabilidad estructural y pandeo

Dado el carácter de pared delgada del tanque, el pandeo constituye el modo de fallo estructural dominante bajo cargas compresivas. Esta distinción resulta fundamental para definir los escenarios de carga más desfavorables y evitar configuraciones que dependan de forma excesiva de la presurización para garantizar la estabilidad global del sistema.

Pandeo general de la virola

La virola debe resistir el colapso global bajo la combinación más desfavorable de:

- compresión axial máxima,
- momento flector máximo,
- y presión interna mínima estabilizante.

Debido a la alta sensibilidad a imperfecciones geométricas, se adopta un knockdown factor empírico para reducir la carga crítica teórica para representar imperfecciones reales. La necesidad de aplicar estos factores empíricos pone de manifiesto la elevada sensibilidad del pandeo a imperfecciones geométricas y condiciones de fabricación, y justifica su consideración como uno de los criterios de diseño más restrictivos en estructuras cilíndricas presurizadas. Para cilindros metálicos soldados se consideran típicamente:

- $\gamma \approx 0,6 - 0,7$

El requisito exige que la carga de diseño permanezca por debajo de la carga crítica corregida.

- **Efecto estabilizante de la presión interna:** La contribución estabilizante de la presión interna debe incluirse explícitamente en el análisis de pandeo. En configuraciones no autoportantes, se establece el requisito de mantener una presión interna mínima garantizada durante todas las fases operativas, incluyendo transporte y

VI Requisitos del sistema

almacenamiento. En tanques rigidizados, la estructura debe ser capaz de soportar cargas de integración sin presurización si así lo exige la operativa.

Pandeo local en estructuras rigidizadas

Para configuraciones isogrid u orthogrid se establecen los siguientes requisitos:

1. **Pandeo de la piel:** La piel entre nervios no debe pandear por debajo de la carga límite, o bien, si se permite pandeo elástico post-crítico, este no debe comprometer la integridad de los nervios ni inducir fatiga prematura.
2. **Crippling de nervios:** Los rigidizadores deben dimensionarse para evitar inestabilidad local bajo las cargas compresivas máximas, manteniendo relaciones geométricas dentro de rangos aceptados por la práctica aeroespacial.

6.2.4. Márgenes de seguridad

Para todos los modos de fallo considerados (fluencia, rotura, pandeo global y local), se exige un Margen de Seguridad positivo:

$$M = \frac{\text{Carga Permisible}}{\text{Carga de Diseño}} - 1 \geq 0$$

La carga de diseño incluye la carga aplicada multiplicada por el factor de seguridad correspondiente, mientras que la carga permisible se define por la resistencia del material o la estabilidad estructural corregida por imperfecciones.

Estos márgenes constituyen el criterio fundamental de aceptación del diseño y servirán como referencia directa para las fases posteriores de modelado, análisis detallado y validación experimental. El uso sistemático de márgenes de seguridad positivos permite asegurar que el diseño mantiene una separación clara entre las condiciones operativas y los límites estructurales, facilitando una evaluación objetiva de la robustez del concepto adoptado.

VI Requisitos del sistema

6.3. Requisitos térmicos generales

El diseño del modelo de calificación (QM) y su validación estructural requieren la definición explícita del entorno térmico de operación, dado que las variaciones de temperatura modifican las propiedades mecánicas del material, inducen deformaciones diferenciales y generan tensiones térmicas que se superponen al estado tensional mecánico.

El presente apartado establece las condiciones térmicas de referencia que deberán considerarse como entrada obligatoria para el dimensionado estructural y la verificación del tanque.

6.3.1. Temperaturas de operación interna y fluidos de trabajo

El tanque se define conceptualmente para almacenamiento de propulsores criogénicos. Para efectos de establecimiento de gradientes térmicos y evaluación de propiedades del material, se adoptan como temperaturas internas de referencia:

- Hidrógeno líquido (LH₂): 20 K (−253 °C)
- Oxígeno líquido (LOX): 90 K (−183 °C)

Estas temperaturas representan condiciones de saturación próximas a presión atmosférica y constituyen el caso térmico mínimo estructural.

Para el modelo de calificación se establece compatibilidad con fluidos simulantes:

- Nitrógeno líquido (LN₂, ~77 K) para ensayos criogénicos.
- Agua desionizada o nitrógeno gaseoso para ensayos a temperatura ambiente.

Cuando se empleen simulantes, deberán ajustarse las condiciones de presión y carga para reproducir el estado tensional equivalente de la membrana, considerando diferencias de densidad y presión de vapor respecto al propulsante nominal.

VI Requisitos del sistema

6.3.2. Entorno térmico externo

El tanque deberá mantener su integridad estructural bajo las siguientes condiciones externas:

Espera en rampa y pre-lanzamiento

Durante el llenado y la espera en rampa, la estructura se encuentra simultáneamente expuesta a:

- Temperatura ambiente exterior.
- Temperatura criogénica en la cara interna.
- Condiciones de condensación y formación de hielo.

Se adopta como requisito que el material estructural no opere en un régimen donde pueda producirse transición dúctil-frágil. En el caso de aleaciones de aluminio, no se espera transición frágil abrupta; no obstante, deberá verificarse la tenacidad a la fractura a la temperatura mínima de servicio.

Ascenso y calentamiento aerodinámico

Durante el vuelo atmosférico se producirá flujo térmico aerodinámico sobre la superficie exterior.

Se adopta como requisito que la temperatura estructural del material base no exceda 90–95 °C durante el ascenso, a fin de evitar:

- Pérdida apreciable de límite elástico.
- Sobreenviejecimiento en aleaciones tratadas térmicamente.
- Reducción de márgenes frente a pandeo.

El diseño del aislamiento térmico deberá garantizar este límite, aunque su dimensionado detallado se abordará en capítulos posteriores.

VI Requisitos del sistema

6.3.3. Gradientes térmicos admisibles y transitorios

Las tensiones térmicas inducidas por gradientes deberán considerarse explícitamente en combinación con las cargas mecánicas.

Gradiente radial (a través del espesor)

Durante el llenado criogénico, pueden establecerse como valores de referencia para la definición de gradientes térmicos:

- Cara interna en contacto con el fluido (20–90 K).
- Cara externa próxima a temperatura ambiente.

Para dimensionado preliminar se adoptará como caso conservador un gradiente radial transitorio del orden de 100–200 K a través del espesor durante fases iniciales de llenado sin estabilización térmica.

Este gradiente genera tensiones térmicas adicionales que deberán sumarse al estado tensional primario.

La deformación térmica libre se evaluará mediante:

$$\varepsilon_{th} = \alpha \Delta T$$

donde α es el coeficiente de dilatación térmica del material y ΔT la variación local de temperatura.

En zonas donde la dilatación esté restringida (interfaces, uniones, rigidizadores), deberá considerarse la generación de tensiones térmicas secundarias.

VI Requisitos del sistema

Gradientes axiales y estratificación

Se deberá considerar:

- Estratificación térmica del gas de ullage.
- Variación longitudinal del nivel de líquido.
- Posible calentamiento localizado en domos superiores.

Las zonas próximas a la interfaz líquido-gas y a puntos de inyección de gas caliente constituyen regiones críticas por superposición de:

- Tensiones térmicas.
- Tensiones de membrana.
- Concentraciones geométricas.

Choque térmico (chill-down)

El modelo de calificación deberá soportar el transitorio rápido de enfriamiento durante la inyección inicial de fluido criogénico en estructura a temperatura ambiente. Este escenario constituye uno de los casos de carga termo-mecánica más severos para estructuras criogénicas de pared delgada.

Se establece como requisito que:

- No se produzca iniciación de grietas por choque térmico.
- No aparezcan deformaciones locales permanentes.
- No se comprometa la estanqueidad en uniones soldadas.

VI Requisitos del sistema

6.3.4. Interacción termo-mecánica y factores de corrección (ECF)

Las propiedades mecánicas de los metales varían con la temperatura:

- Incremento de límite elástico a baja temperatura.
- Posible reducción de tenacidad a la fractura.
- Modificación del módulo elástico.

Se establece como requisito que el análisis estructural combine:

- Cargas mecánicas límite (presión, axial, flexión).
- Tensiones térmicas inducidas por gradientes.

La verificación deberá realizarse bajo la combinación más desfavorable de cargas térmicas y mecánicas.

Factores de Corrección Ambiental (ECF)

Cuando los ensayos de calificación no se realicen a la temperatura mínima de servicio, se aplicará un Factor de Corrección Ambiental (ECF) definido como:

$$P_{test} = P_{design} \cdot ECF$$

donde:

- P_{design} es la presión de diseño en condiciones criogénicas.
- $ECF \geq 1$ compensa la diferencia entre la resistencia permisible del material a temperatura de ensayo y a temperatura operativa mínima.

El ECF se determinará a partir de la relación entre propiedades mecánicas a ambas temperaturas, asegurando que el ensayo imponga un estado tensional equivalente o conservador respecto a la condición de servicio.

VI Requisitos del sistema

Estas condiciones térmicas constituyen parámetros de entrada obligatorios para el dimensionado estructural y la evaluación de márgenes frente a fluencia, pandeo y fractura, desarrollados en los apartados siguientes. Se deberá considerar la compatibilidad de deformaciones térmicas entre virola, domos, rigidizadores y zonas de interfaz estructural, evitando la generación de esfuerzos secundarios no deseados por dilatación diferencial.

6.4. Restricciones de integración con el lanzador

El diseño del modelo de calificación del tanque no puede abordarse como un componente estructural aislado, sino que está condicionado por las restricciones de integración derivadas de la arquitectura global del vehículo lanzador. Estas restricciones definen las condiciones geométricas, mecánicas y funcionales que el tanque debe satisfacer para garantizar la continuidad estructural, la compatibilidad con las etapas adyacentes y la estabilidad global del vehículo durante todas las fases operativas.

6.4.1. Restricciones geométricas y de volumen

El tanque debe ajustarse a una envolvente geométrica previamente definida por la síntesis del lanzador y el análisis de misión, lo que limita directamente el rango de configuraciones posibles en el diseño conceptual.

- **Línea de Molde Exterior (OML):** El diámetro exterior del tanque queda restringido por la continuidad aerodinámica del fuselaje, adoptándose para el diseño conceptual un diámetro nominal del orden de 2,0 m. No se admitirán protuberancias permanentes fuera de esta envolvente salvo aquellas asociadas a túneles o carenados autorizados para líneas externas.

- **Longitud máxima de etapa:** La longitud total del tanque, incluyendo virola, domos y volumen de ullage, debe mantenerse dentro de la longitud asignada a la etapa. Esta restricción condiciona la relación de aspecto de los domos ($\sqrt{2}$: 1 ó superior), la altura de columna hidrostática y la adopción de soluciones estructurales compactas cuando la penalización en masa así lo requiera, como minimizar la distancia entre fondos

VI Requisitos del sistema

en configuraciones de tanques tándem o a emplear mamparos comunes si la longitud es crítica

- **Volumen utilizable y residuales:** El volumen geométrico deberá contemplar el propulsante requerido para el perfil de misión, junto con márgenes para residuales, volumen de ullage para control de presión y expansión térmica, así como posibles pérdidas por boil-off en configuraciones criogénicas. El volumen de ullage adoptado condiciona directamente el perfil de presión interna y, por tanto, el estado tensional longitudinal bajo aceleración máxima. Estos valores se adoptan como referencias preliminares para el modelo de calificación y servirán como condiciones de partida para el dimensionado estructural.

6.4.2. Interfaces estructurales y transmisión de cargas

Dado que el tanque actúa como estructura presurizada portante, las interfaces con faldones, estructuras intertanque y elementos de empuje deben garantizar la continuidad del flujo de cargas sin introducir excentricidades que degraden el comportamiento de membrana.

- **Uniones circunferenciales (anillos de transición):** La integración estructural se realiza mediante anillos circunferenciales de transición, típicamente de configuración tipo Y o T, diseñados para redistribuir cargas axiales y momentos flectores hacia la pared del tanque minimizando tensiones secundarias en las zonas soldadas. Se adoptan como referencias preliminares tolerancias de desalineación radial del orden de milímetros y desviaciones angulares inferiores a $\pm 0,25^\circ$, que pueden inducir momentos de vuelco que deben ser compensados por el sistema de control vectorial (TVC), penalizando el rendimiento.

VI Requisitos del sistema



Figura 34: Cuaderna de la SLS (NASA)

- **Interfaz con la estructura de empuje:** La carga de empuje del motor no deberá introducirse directamente sobre la membrana del domo trasero salvo justificación específica, siendo preferible su transmisión mediante faldones o estructuras de empuje dedicadas. Los puntos de introducción de carga deberán coincidir con regiones rigidizadas o nodos estructurales principales para evitar deformaciones locales incompatibles con el comportamiento membranar.

6.4.3. Requisitos de rigidez y compatibilidad de deformaciones

La integración con el lanzador impone requisitos no solo de resistencia estática, sino también de rigidez estructural y compatibilidad elástica entre componentes.

- **Rigidez global del conjunto:** La rigidez a flexión del tanque debe contribuir a mantener la frecuencia fundamental del vehículo fuera de rangos críticos de acoplamiento con el sistema de guiado y control o con fenómenos dinámicos longitudinales, como las oscilaciones tipo Pogo. Como referencia preliminar se consideran valores del orden de 10-15 Hz para configuraciones comparables. En configuraciones presurizadas, la presión interna contribuye a la rigidez efectiva del conjunto, por lo que la evaluación dinámica deberá considerar explícitamente la condición de presión mínima estabilizante durante las fases críticas de vuelo.

VI Requisitos del sistema

- **Compatibilidad radial y térmica:** El diseño de las interfaces deberá contemplar la expansión radial inducida por la presión interna, la contracción térmica criogénica y la interacción con estructuras adyacentes no presurizadas. Las uniones deberán permitir dichas deformaciones sin inducir tensiones secundarias significativas que comprometan los márgenes estructurales definidos en apartados anteriores.

6.4.4. Integración de subsistemas y penetraciones

La integración de líneas de fluidos, túneles de cableado y elementos auxiliares introduce discontinuidades locales que deben tratarse como regiones estructurales críticas.

- **Bosses y zonas reforzadas:** Todas las penetraciones se realizarán mediante bosses reforzados, integrales o soldados, incorporando transiciones progresivas de espesor que reduzcan la discontinuidad de rigidez entre el punto reforzado y la membrana circundante. Estas regiones deberán considerarse ubicaciones potencialmente críticas desde el punto de vista de control de fractura, dada la concentración de tensiones y la alteración metalúrgica asociada a soldaduras locales.

- **Líneas, túneles y accesos:** El diseño deberá minimizar cargas puntuales y evitar penetraciones en zonas de máxima tensión meridional. Asimismo, se prevé la incorporación de accesos para inspección interna durante la fase de desarrollo del modelo de calificación, dimensionados de acuerdo con los requisitos operativos de mantenimiento y ensayo.

6.4.5. Restricciones de transporte y manipulación

El modelo de calificación debe mantener su integridad estructural durante las fases de no-vuelo, incluyendo transporte, izado y operaciones en tierra.

- **Estabilidad durante manipulación:** El diseño deberá contemplar interfaces específicas para manipulación capaces de soportar cargas superiores al peso propio con factores de seguridad acordes a equipos de tierra, así como cargas laterales asociadas al transporte. Las cargas de transporte se considerarán independientes del estado

VI Requisitos del sistema

presurizado, debiendo verificarse la estabilidad estructural en condición seca cuando operativamente aplique.

- **Arquitecturas no autoportantes:** En configuraciones de pared delgada no autoportantes se establece el requisito de mantener presión interna mínima de estabilización o aplicar sistemas de rigidización temporal durante transporte y almacenamiento, garantizando que no se produzca inestabilidad global bajo peso propio.



Figura 35: Primera etapa del Falcon 9 siendo transportada (SpaceX)

6.5. Criterios de margen estructural adoptados

En coherencia con el marco de verificación y seguridad estructural establecido en el Capítulo III, el modelo de calificación adopta una filosofía de diseño basada en márgenes estructurales positivos frente a los modos de fallo dominantes identificados para tanques presurizados de vehículos lanzadores. El objetivo de este apartado no es redefinir dichos criterios, sino formalizar su adopción como condiciones de contorno para las fases posteriores de selección de materiales, definición geométrica y validación estructural.

El dimensionado del tanque se regirá por la distinción entre cargas límite y cargas últimas previamente introducida, estableciendo como criterio general que la estructura no presente deformaciones permanentes perjudiciales bajo cargas límite y mantenga la

VI Requisitos del sistema

integridad estructural bajo cargas últimas. Sobre esta base, se adoptan como valores de referencia los factores de seguridad definidos en apartados anteriores, coherentes con prácticas habituales en estructuras presurizadas de lanzadores no tripulados y alineados con estándares industriales del sector aeroespacial.

El concepto de Margen de Seguridad (MS) se empleará como indicador principal para la evaluación estructural del modelo de calificación, definiéndose como la relación entre la capacidad estructural disponible y la carga de diseño aplicada. Se establece como requisito que $MS \geq 0$ para todos los modos de fallo relevantes, incluyendo fluencia, rotura y pandeo, considerando las reducciones asociadas a imperfecciones geométricas y dispersión de propiedades del material.

Asimismo, el tanque se considerará dentro de la categoría de elementos estructurales críticos desde el punto de vista de integridad, adoptándose una filosofía conservadora de control de daño y tolerancia a defectos coherente con la naturaleza presurizada del sistema. Estos criterios no se desarrollan nuevamente en este capítulo, al haber sido definidos en el marco metodológico previo, sino que se integran aquí como parámetros de diseño que condicionarán las decisiones posteriores relativas a materiales, arquitectura estructural y procesos de fabricación.

Con ello, los márgenes adoptados constituyen la base sobre la que se desarrollará el diseño conceptual del tanque en los capítulos siguientes, garantizando coherencia entre los requisitos del sistema y las hipótesis estructurales empleadas en el dimensionado.

VII Selección de Materiales

VII Selección de Materiales

7.1. Identificación de aleaciones candidatas

7.1.1 Definición de requisitos de selección

La identificación de materiales candidatos se ha realizado considerando el modelo de calificación como una estructura cilíndrica presurizada que forma parte del sistema resistente global. Aunque la presión interna constituye la sollicitación principal, el diseño estructural no se limita únicamente a esfuerzos de membrana, sino que debe contemplar también cargas axiales transmitidas por el conjunto del vehículo, efectos de pandeo asociados a paredes delgadas y sollicitaciones térmicas derivadas de gradientes de temperatura durante operación.

En consecuencia, los requisitos de selección se definieron atendiendo a los siguientes criterios estructurales:

- **Elevada resistencia específica:** necesaria para limitar el espesor estructural y reducir la masa total del sistema.
- **Rigidez suficiente:** garantizando estabilidad frente a fenómenos de pandeo global y local.
- **Compatibilidad térmica:** evitando deformaciones diferenciales significativas entre aleaciones candidatas.
- **Disponibilidad industrial y coste razonable:** condicionante relevante en un modelo de calificación donde se prioriza la viabilidad experimental y la repetibilidad del proceso.

Durante la fase inicial se consideró la posibilidad de emplear materiales intermetálicos avanzados, como aleaciones basadas en TiAl, debido a su elevada resistencia específica y estabilidad térmica. Sin embargo, el análisis preliminar evidenció que estos materiales presentan un coste significativamente superior y una menor disponibilidad industrial, lo que los hace económicamente insostenibles para un modelo de calificación orientado a validación estructural. Por este motivo, se restringió el análisis

VII Selección de Materiales

a aleaciones metálicas con mayor madurez tecnológica y relación coste-prestaciones equilibrada.

7.1.2 Filtrado inicial mediante Granta EduPack

El filtrado inicial de materiales se realizó empleando la base de datos Aerospace Materials de Granta EduPack, aplicando criterios cuantitativos directamente relacionados con los requisitos estructurales definidos previamente.

En primer lugar, se estableció un límite superior de densidad orientado a descartar materiales con penalización significativa en masa estructural ($\rho \leq 5000 \text{ kg/m}^3$). Este criterio permitió excluir aceros y aleaciones pesadas cuya elevada resistencia absoluta no compensa el incremento de masa asociado.

Posteriormente, se aplicó un umbral mínimo de límite elástico con el objetivo de garantizar que las aleaciones seleccionadas presentasen capacidad resistente suficiente frente a estados de carga combinados, incluyendo presión interna y esfuerzos axiales ($\sigma_y \geq 150 \text{ MPa}$). Este filtro permitió descartar aleaciones de aluminio de baja resistencia y materiales con rigidez insuficiente para la aplicación estructural considerada.

Una vez definidos los rangos básicos de densidad y resistencia, se emplearon diagramas de Ashby y modelos de índice de rendimiento basados en recipientes cilíndricos presurizados. Este enfoque permitió priorizar materiales con menor masa por unidad de resistencia, alineando el proceso de selección con criterios de eficiencia estructural propios de estructuras delgadas.

VII Selección de Materiales

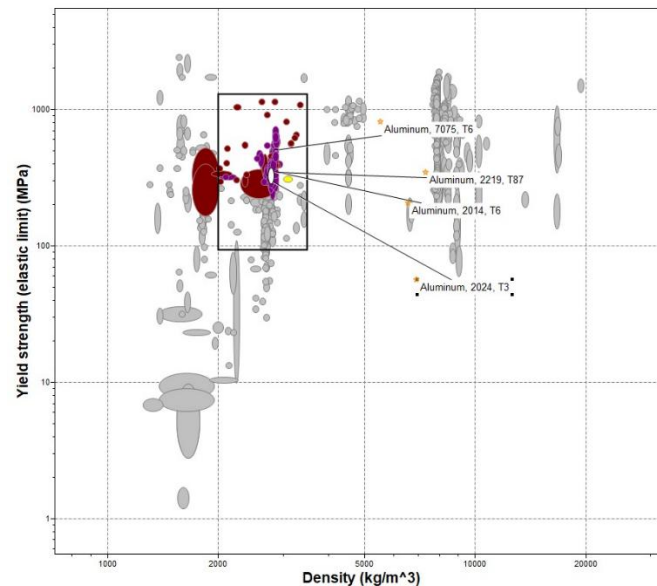


Figura 36: Diagrama Ashby Límite Elástico / Densidad (Elaboración propia)

El uso combinado de filtros cuantitativos y evaluación mediante índices de rendimiento permitió reducir progresivamente el espacio de diseño, concentrando la selección en aleaciones con propiedades mecánicas equilibradas y comportamiento estructural adecuado.

7.1.3 Selección del conjunto final de materiales

Tras la aplicación de los criterios anteriores, se identificó un conjunto reducido de aleaciones de aluminio como candidatos principales para el análisis comparativo. Estas aleaciones pertenecen principalmente a las series 2xxx y 7xxx, caracterizadas por su elevada resistencia mecánica y disponibilidad de tratamientos térmicos que permiten ajustar sus propiedades estructurales.

Las aleaciones seleccionadas fueron:

- Aluminio 7075-T6
- Aluminio 2014-T6
- Aluminio 2024-T3
- Aluminio 2219-T87

VII Selección de Materiales

Este grupo permite evaluar diferentes compromisos entre resistencia específica, estabilidad mecánica y comportamiento térmico dentro de una misma familia de materiales, manteniendo al mismo tiempo criterios de viabilidad económica y disponibilidad industrial coherentes con los objetivos del modelo de calificación.

7.2 Comparativa de propiedades mecánicas relevantes

Una vez definido el conjunto reducido de aleaciones candidatas, se llevó a cabo una comparación directa de sus propiedades mecánicas con el objetivo de evaluar su idoneidad estructural bajo criterios de eficiencia masa-resistencia y estabilidad mecánica. El análisis se centró exclusivamente en propiedades con impacto directo en el comportamiento resistente del modelo de calificación, evitando parámetros secundarios que no condicionan de forma significativa la respuesta estructural global.

Las propiedades consideradas fueron:

- Límite elástico
- Módulo de elasticidad
- Resistencia específica
- Masa por unidad de resistencia

Estas variables permiten evaluar simultáneamente la capacidad resistente absoluta y la eficiencia estructural relativa de cada aleación.

7.2.1 Límite elástico

El límite elástico constituye el parámetro principal para el dimensionamiento de estructuras presurizadas de pared delgada, ya que define la tensión máxima admisible antes de la aparición de deformaciones plásticas permanentes.

La comparación entre aleaciones muestra que el aluminio 7075-T6 presenta los valores más elevados dentro del conjunto,

VII Selección de Materiales

seguido por el aluminio 2014-T6, que muestra un comportamiento mecánico competitivo y constituye una alternativa estructural relevante, y el aluminio 2219-T87, mientras que el aluminio 2024-T3 presenta el valor más bajo.

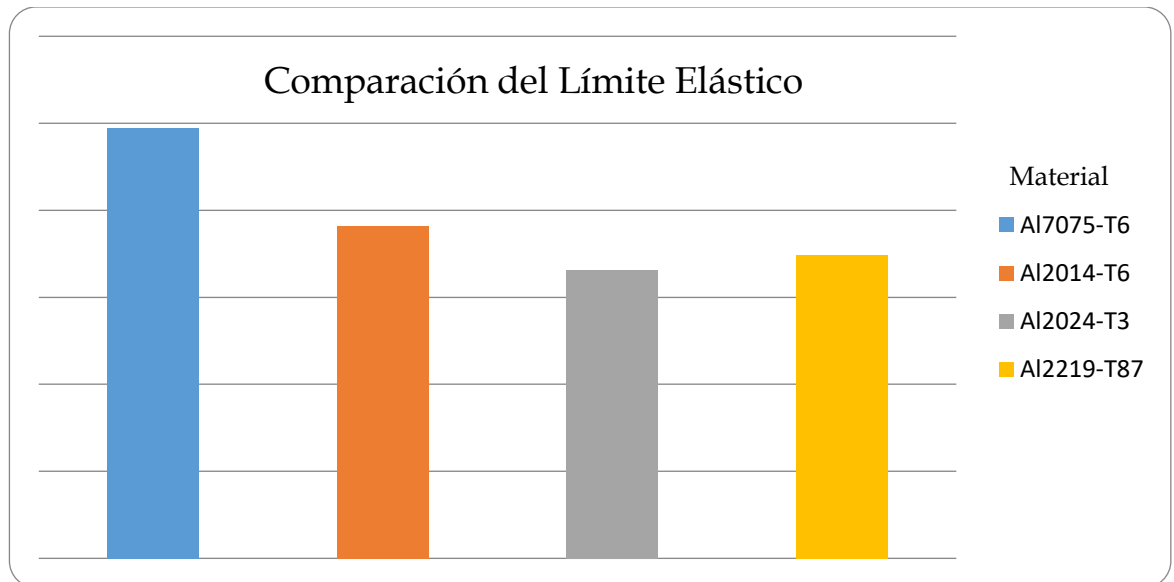


Figura 37: Comparación del límite elástico (Elaboración propia)

Este comportamiento implica que, para una misma sollicitación, el aluminio 7075-T6 permitiría reducir el espesor estructural necesario, contribuyendo a una disminución directa de la masa total del sistema.

7.2.2 Módulo de elasticidad y rigidez estructural

El módulo de elasticidad condiciona la rigidez global de la estructura y su estabilidad frente a fenómenos de pandeo. A diferencia del límite elástico, las diferencias entre aleaciones de aluminio en términos de módulo elástico son relativamente reducidas, situándose todas ellas dentro de un rango similar.

VII Selección de Materiales

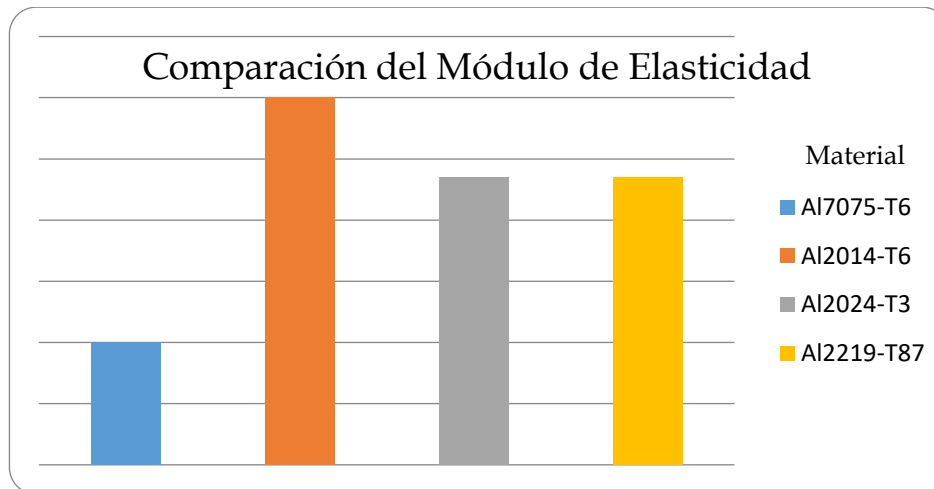


Figura 38: Comparación del módulo de elasticidad (Elaboración propia)

Esto indica que la elección del material no viene determinada principalmente por la rigidez intrínseca del material, sino por la eficiencia estructural derivada de su resistencia específica. En consecuencia, aunque el aluminio 7075-T6 presenta una ligera ventaja en resistencia, la rigidez global del sistema permanece comparable entre las distintas aleaciones analizadas.

7.2.3 Resistencia específica

La resistencia específica, definida como la relación entre límite elástico y densidad, permite evaluar la eficiencia del material en aplicaciones donde la reducción de masa constituye un objetivo prioritario.

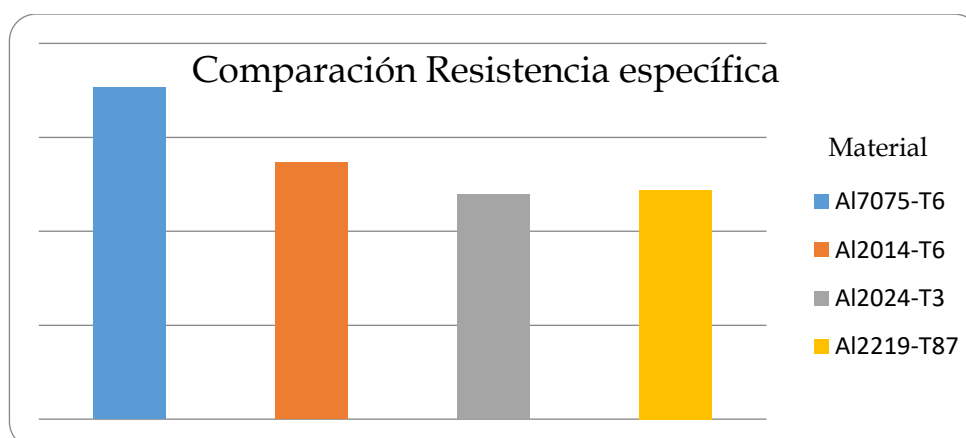


Figura 39: Comparación resistencia específica (Elaboración propia)

VII Selección de Materiales

En este análisis, el aluminio 7075-T6 destaca por presentar los valores más elevados de resistencia específica, consecuencia directa de su alta resistencia mecánica combinada con una densidad similar al resto de aleaciones consideradas. El aluminio 2014-T6 y el aluminio 2219-T87 muestran valores intermedios, mientras que el aluminio 2024-T3 presenta una eficiencia estructural inferior dentro del conjunto evaluado.

Este parámetro resulta especialmente relevante en estructuras sometidas a presión interna, donde la optimización del espesor depende directamente de la relación entre resistencia y densidad del material.

7.2.4 Masa por unidad de resistencia e índice de rendimiento estructural

La masa por unidad de resistencia constituye un indicador directo de la eficiencia estructural del material cuando se evalúa dentro del modelo de recipiente cilíndrico presurizado empleado durante el proceso de selección en Granta EduPack. Este parámetro no representa una propiedad intrínseca del material, sino una magnitud derivada que relaciona la resistencia mecánica con la masa necesaria para soportar una misma sollicitación estructural.

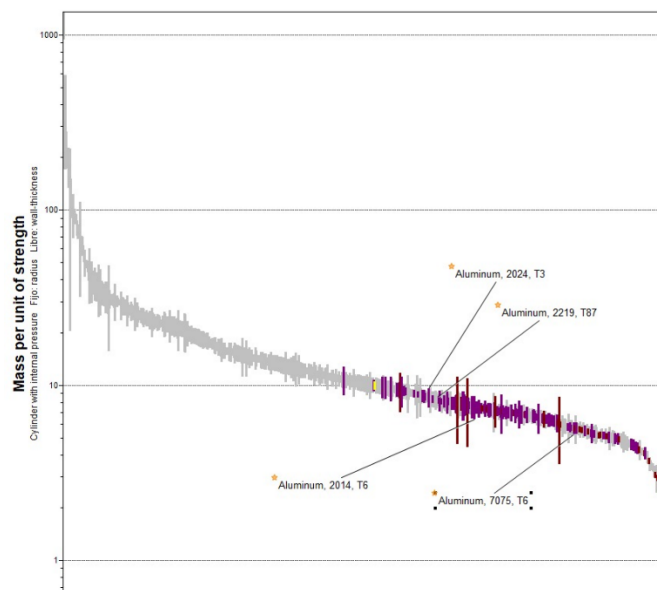


Figura 40: Diagrama de rendimiento (Elaboración propia)

VII Selección de Materiales

En el diagrama de índice de rendimiento, los valores más bajos del eje vertical corresponden a materiales que requieren menor masa para resistir cargas equivalentes, lo que se traduce en una mayor eficiencia estructural en configuraciones de pared delgada. Por el contrario, valores elevados indican una penalización en masa estructural, ya que el material necesita mayores espesores para alcanzar el mismo nivel resistente.

El análisis comparativo muestra que el aluminio 7075-T6 presenta los valores más reducidos de masa por unidad de resistencia dentro del conjunto estudiado, situándose en la región inferior del diagrama. El aluminio 2014-T6 también muestra un comportamiento competitivo, aunque con valores ligeramente superiores. En contraste, el aluminio 2024-T3 y el aluminio 2219-T87 se localizan en posiciones más elevadas del gráfico, lo que implica una menor eficiencia estructural relativa dentro del modelo considerado.

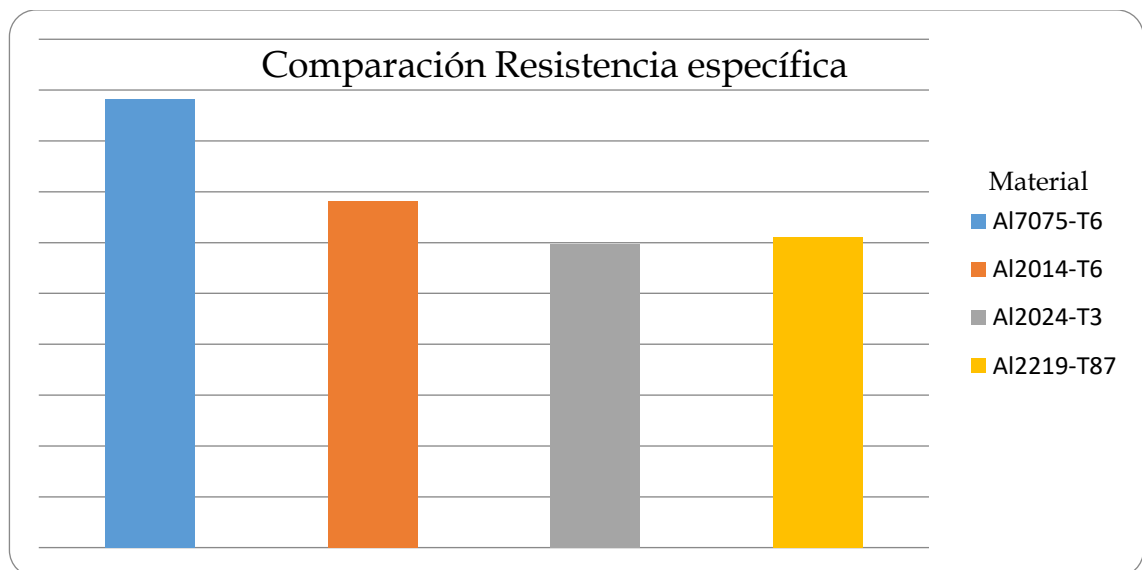


Figura 41: Comparación de resistencia específica (Elaboración propia)

Desde el punto de vista del diseño, estas diferencias se traducen directamente en variaciones del espesor estructural necesario. Materiales con menor masa por unidad de resistencia permiten reducir el peso total del sistema sin comprometer la capacidad resistente, mientras que valores superiores implican un incremento de masa estructural para una misma condición de carga.

VII Selección de Materiales

7.3 Comportamiento a baja temperatura

El comportamiento a baja temperatura de las aleaciones candidatas se evaluó mediante el análisis del coeficiente de expansión térmica lineal, parámetro que describe la variación dimensional del material frente a cambios de temperatura. En estructuras cilíndricas de pared delgada, las diferencias en este coeficiente pueden generar deformaciones adicionales y tensiones térmicas cuando existen restricciones geométricas o uniones entre componentes.

El análisis comparativo muestra que el aluminio 2024-T3 presenta el valor más elevado de coeficiente de expansión térmica dentro del conjunto estudiado, seguido por el aluminio 2014-T6. El aluminio 2219-T87 se sitúa en una posición intermedia, mientras que el aluminio 7075-T6 presenta el valor más reducido entre las aleaciones consideradas.

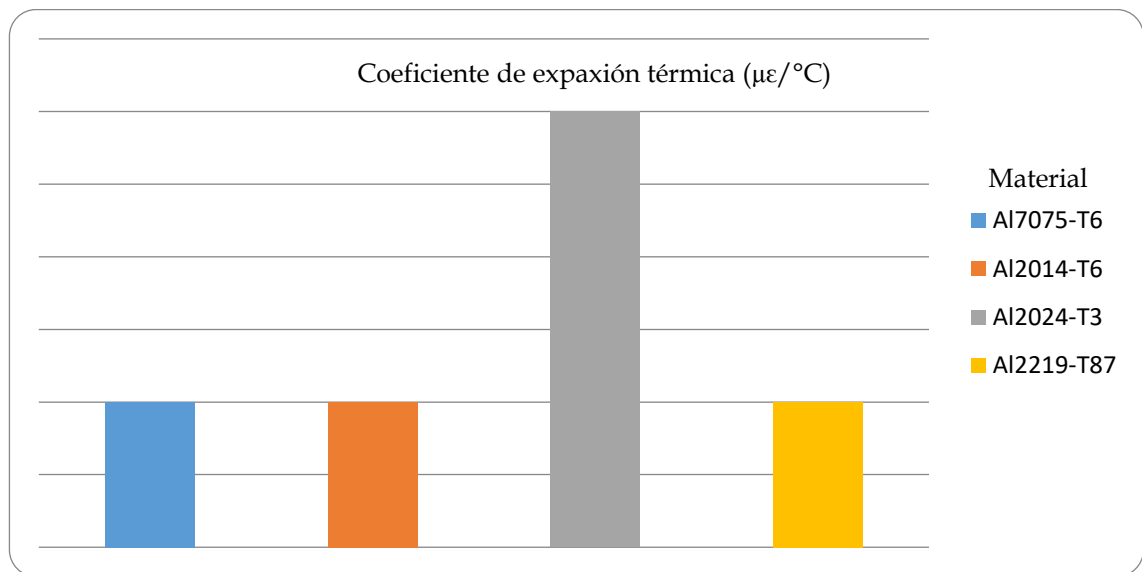


Figura 42: Comparación del coeficiente de expansión térmica (Elaboración propia)

Un coeficiente de expansión térmica más alto implica que el material experimenta mayores variaciones dimensionales ante un mismo descenso de temperatura. En una estructura presurizada, esto puede traducirse en una mayor contracción axial y circunferencial, incrementando la probabilidad de aparición de tensiones térmicas cuando el movimiento está parcialmente restringido. Estas variaciones también pueden

VII Selección de Materiales

afectar a la alineación geométrica del conjunto y a la distribución de esfuerzos en zonas de unión.

Por el contrario, un coeficiente de expansión térmica más bajo reduce la magnitud de la contracción térmica y contribuye a una mayor estabilidad dimensional relativa. Desde el punto de vista estructural, esto favorece una respuesta más uniforme frente a gradientes térmicos y disminuye el riesgo de concentraciones de tensión inducidas por incompatibilidades térmicas.

No obstante, las diferencias observadas entre el aluminio 7075-T6, el aluminio 2014-T6, el aluminio 2024-T3 y el aluminio 2219-T87 se mantienen dentro del rango típico de las aleaciones de aluminio, por lo que el comportamiento térmico no constituye un criterio decisivo para descartar ninguna de las alternativas. En consecuencia, todas las aleaciones permanecen dentro del conjunto de materiales candidatos para su evaluación en los apartados siguientes.

7.4 Procesabilidad y soldabilidad

Además de los criterios mecánicos y térmicos analizados previamente, la selección de material requiere evaluar aspectos relacionados con la procesabilidad y la viabilidad de fabricación. En este contexto, la soldabilidad y el comportamiento frente a operaciones de conformado constituyen factores relevantes, especialmente en estructuras metálicas de geometría cilíndrica donde pueden existir uniones estructurales y operaciones de curvado.

El análisis de las fichas técnicas obtenidas mediante Granta EduPack muestra diferencias significativas entre las aleaciones candidatas. El aluminio 7075-T6 presenta una soldabilidad clasificada como pobre, asociada principalmente a su elevada susceptibilidad al agrietamiento por corrosión bajo tensión y a la pérdida de propiedades mecánicas en la zona afectada por el calor. Esta limitación implica que las uniones soldadas deben evaluarse cuidadosamente y, en muchos casos, evitarse como solución estructural principal.

VII Selección de Materiales

El aluminio 2014-T6 presenta una soldabilidad excelente según los datos de procesado, aunque requiere tratamiento térmico posterior para recuperar las propiedades mecánicas tras la unión. Este comportamiento lo convierte en una alternativa viable desde el punto de vista de fabricación, si bien su resistencia específica es inferior a la del aluminio 7075-T6.

El aluminio 2024-T3 se clasifica como no adecuado para procesos de soldadura estructural, debido a su tendencia a la formación de defectos durante el proceso y a la degradación del comportamiento mecánico. Como consecuencia, su empleo suele requerir soluciones alternativas de unión, lo que puede incrementar la complejidad del diseño.

Por su parte, el aluminio 2219-T87 presenta una soldabilidad buena dentro del conjunto analizado, junto con una menor susceptibilidad al agrietamiento por corrosión bajo tensión. Estas características lo posicionan como una opción técnicamente equilibrada cuando se prioriza la fiabilidad del proceso de unión frente a la máxima resistencia específica.

Desde el punto de vista del conformado, todas las aleaciones muestran niveles aceptables de procesabilidad mediante operaciones de conformado en caliente o en frío, aunque con diferencias en la facilidad de mecanizado y velocidad de corte. El aluminio 7075-T6 destaca por su buena maquinabilidad, mientras que el aluminio 2219-T87 presenta velocidades de mecanizado más reducidas según los datos comparativos.

En conjunto, el análisis de procesabilidad y soldabilidad no permite descartar ninguna de las alternativas de forma inmediata, pero introduce diferencias claras en términos de facilidad de fabricación. Las aleaciones 2014-T6 y 2219-T87 muestran un comportamiento más favorable en operaciones de unión, mientras que el aluminio 7075-T6 destaca por su elevada eficiencia estructural a costa de mayores restricciones en procesos de soldadura.

VII Selección de Materiales

7.5 Justificación del material seleccionado

El análisis realizado en los apartados anteriores ha permitido reducir el espacio de diseño a un conjunto limitado de aleaciones de aluminio con comportamiento estructural adecuado para el modelo de calificación considerado. La evaluación combinada de criterios mecánicos, térmicos y de fabricación pone de manifiesto que tanto el aluminio 7075-T6 como el aluminio 2014-T6 constituyen alternativas técnicamente viables, aunque con ventajas diferenciadas.

Desde el punto de vista estructural, el aluminio 7075-T6 presenta la mayor eficiencia masa-resistencia dentro del conjunto analizado. Sus elevados valores de límite elástico y resistencia específica permiten reducir el espesor necesario para soportar cargas equivalentes, lo que se traduce en una disminución directa de la masa estructural. Esta ventaja queda reflejada en los diagramas de índice de rendimiento obtenidos mediante Granta EduPack, donde el aluminio 7075-T6 se sitúa en la región de menor masa por unidad de resistencia.

Sin embargo, esta mejora estructural viene acompañada de limitaciones en términos de fabricación, especialmente en operaciones de soldadura. La baja soldabilidad del aluminio 7075-T6 implica restricciones en el diseño de uniones estructurales y puede requerir soluciones alternativas que incrementen la complejidad del proceso de fabricación. La pérdida local de propiedades mecánicas en la zona afectada por el calor constituye un factor adicional a considerar cuando se evalúa su aplicación en estructuras ensambladas.

Por otro lado, el aluminio 2014-T6 presenta una resistencia mecánica elevada y un comportamiento estructural competitivo, aunque con valores ligeramente inferiores de eficiencia masa-resistencia respecto al aluminio 7075-T6. Su principal ventaja reside en la excelente soldabilidad indicada en las propiedades de procesado, lo que facilita las operaciones de unión y mejora la viabilidad de fabricación del conjunto. Este aspecto puede resultar determinante en configuraciones donde la integridad estructural depende de procesos de ensamblaje.

VII Selección de Materiales

El aluminio 2219-T87 y el aluminio 2024-T3, aunque válidos desde el punto de vista estructural, muestran limitaciones relativas dentro del conjunto analizado. El aluminio 2024-T3 presenta menor eficiencia estructural y una soldabilidad no adecuada, mientras que el aluminio 2219-T87 ofrece un comportamiento equilibrado pero con una penalización en términos de masa estructural respecto a las alternativas principales.

En consecuencia, el análisis global permite identificar dos estrategias de selección diferenciadas. El aluminio 7075-T6 constituye la opción óptima cuando el criterio prioritario es la maximización de la eficiencia estructural y la reducción de masa, mientras que el aluminio 2014-T6 representa una alternativa técnicamente sólida cuando se prioriza la facilidad de fabricación y la fiabilidad de los procesos de unión. Ambas soluciones se consideran válidas dentro del marco del modelo de calificación, reflejando el compromiso existente entre prestaciones mecánicas y viabilidad de fabricación en el diseño estructural.

VIII. Bases del Diseño Estructural del Tanque

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.1. Rol estructural del tanque dentro del lanzador

El tanque de combustible, en el contexto de un vehículo lanzador moderno, trasciende su función termodinámica de almacenamiento de fluidos para constituirse en el componente estructural central del fuselaje. Desde el punto de vista mecánico, se define como una estructura presurizada (*pressurized structure*), capaz de soportar simultáneamente cargas externas significativas (axiales, cortantes y de flexión) mientras contiene un fluido bajo presión interna. Esta doble función convierte al tanque en el principal camino resistente del vehículo y condiciona tanto su comportamiento global como los criterios que regirán el diseño conceptual posterior.

8.1.1. Flujo de cargas globales y función portante

Durante el ascenso, la envolvente cilíndrica del tanque actúa como el *primary load path*¹¹ axial, transmitiendo la fuerza de empuje desde la estructura de propulsión hacia las masas superiores del lanzador. El estado tensional longitudinal resulta de la superposición de la compresión axial global P , los momentos flectores M inducidos por maniobras y cargas aerodinámicas, y la tracción meridional asociada a la presión interna.

Para un cilindro de radio medio R y espesor t , la tensión longitudinal media puede expresarse como:

$$\sigma_x(\theta) = \frac{P}{2\pi R t} \pm \frac{M}{\pi R^2 t}$$

donde el segundo término representa la variación circunferencial de tensión debida a flexión global. Este régimen de carga convierte a la virola en una columna hueca sometida a compresión excéntrica, más que en una membrana aislada.

Simultáneamente, la presión interna genera tensiones de membrana adicionales:

¹¹ Se denomina *primary load path* al camino estructural principal a través del cual se transmiten las cargas entre subsistemas del vehículo, minimizando desviaciones o redistribuciones secundarias.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

$$\sigma_{\theta} = \frac{pR}{t}, \sigma_x(p) = \frac{pR}{2t}$$

siendo σ_{θ} la tensión circunferencial y $\sigma_x(p)$ la componente meridional asociada a la presión. El estado tensional total se obtiene por superposición:

$$\sigma_{x,tot} = \sigma_x(\theta) + \sigma_x(p)$$

Este campo biaxial gobierna tanto la resistencia estática como la estabilidad frente a pandeo, especialmente en configuraciones de elevada esbeltez.

Además de la carga axial dominante, el tanque debe resistir momentos flectores globales derivados de ráfagas de viento, cizallamiento atmosférico y maniobras de guiado. Estos generan una distribución no uniforme del flujo axial alrededor de la circunferencia, incrementando la compresión en el lado de sotavento y reduciéndola (o incluso invirtiéndola en tracción) en el lado opuesto.

8.1.2. Rigidez equivalente y estabilidad longitudinal

Desde el punto de vista global, el tanque puede modelarse estructuralmente como una viga de pared delgada cerrada caracterizada por una rigidez axial EA y una rigidez a flexión equivalente EI , determinadas por la geometría efectiva de la sección y el módulo elástico del material. Para un cilindro liso, el momento de inercia estructural puede aproximarse como:

$$I_{sec} \approx \pi R^3 t$$

En configuraciones rigidizadas, las propiedades se obtienen mediante homogenización (*smearred properties*), definiendo un espesor equivalente t^* y un módulo efectivo E^* que permiten tratar el conjunto piel-nervios como un cascarón monocapa con rigidez equivalente:

$$EA^* = E^*(2\pi R t^*), EI^* = E^* I_{equiv}$$

Este modelo simplificado permite aplicar teoría clásica de vigas y cascarones para estimar frecuencias naturales globales, evaluar la estabilidad por pandeo como columna

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

y acoplar el tanque al modelo dinámico del lanzador. La rigidez a flexión del tanque domina la frecuencia fundamental del cuerpo del vehículo, pudiendo expresarse de forma cualitativa como:

$$f_1 \propto \sqrt{\frac{EI}{mL^3}}$$

donde m representa la masa distribuida y L la longitud estructural efectiva. Una reducción excesiva de rigidez puede inducir acoplamientos aeroelásticos o interacciones indeseadas con el sistema de control y guiado.

8.1.3. Interacción física presión-compresión

El comportamiento estructural del tanque está gobernado por la interacción entre la presión interna y las cargas externas, generando un estado tensional biaxial característico de los cascarones presurizados. La presión interna introduce tracción circunferencial dominante y una componente meridional secundaria que reduce la compresión axial neta en la pared.

La fuerza axial efectiva puede expresarse como:

$$\bar{P} = P_{ext} - p \pi R^2$$

lo que refleja que parte de la carga axial es soportada indirectamente por la presión aplicada sobre los domos. Este efecto (a menudo descrito como *pneumatic spine*) incrementa la carga crítica de pandeo del cilindro:

$$P_{cr}(p) > P_{cr}(0)$$

siendo especialmente relevante en estructuras de elevada relación R/t . En diseños de pared muy delgada, la tracción generada por la presión resulta esencial para evitar el colapso bajo el peso propio o las cargas de maniobra. En estructuras rigidizadas, aunque la estabilidad básica no depende de la presurización, la presión interna reduce la compresión neta en la piel y desplaza el punto crítico de inestabilidad, permitiendo optimizaciones de masa sin comprometer la integridad estructural.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.2. Modelos simplificados de cálculo

El desarrollo conceptual del tanque requiere la adopción de modelos analíticos idealizados que permitan representar su comportamiento estructural global de forma coherente con el marco físico establecido en el apartado 8.1. Estos modelos constituyen herramientas de pre-dimensionado que permiten estimar tensiones nominales, rigideces equivalentes y parámetros críticos antes de abordar análisis locales o de mayor fidelidad.

El objetivo del presente apartado no es reinterpretar el fenómeno físico ya descrito, sino formalizar matemáticamente las hipótesis estructurales que gobernarán el dimensionado preliminar y el análisis de estabilidad posterior.

8.2.1 Modelo de membrana para cascarón cilíndrico delgado

La virola se idealiza como un cascarón cilíndrico delgado sometido a un estado tensional biaxial. La formulación se basa en la teoría clásica de membrana¹² para cascarones, válida cuando se cumplen las siguientes hipótesis:

- Relación geométrica elevada entre radio y espesor, $R/t \gg 1$.
- Pequeñas deformaciones.
- Comportamiento elástico lineal.
- Distribución uniforme de tensiones a través del espesor.
- Predominio del régimen de membrana frente a efectos de flexión local.

¹² La teoría de membrana para cascarones delgados asume que las tensiones se distribuyen uniformemente a través del espesor y que los efectos de flexión local son despreciables frente a las tensiones de membrana dominantes.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

Bajo estas hipótesis, el campo tensional nominal en la virola puede descomponerse en las siguientes contribuciones:

- **Tensión circunferencial**, asociada exclusivamente a la presión interna efectiva:

$$\sigma_{\theta} = \frac{pR}{t}$$

- **Componente meridional inducida por presión**, que introduce tracción axial uniforme:

$$\sigma_z^{(p)} = \frac{pR}{2t}$$

- **Componente meridional asociada a carga axial global**, derivada de la resultante axial P aplicada sobre la sección transversal:

$$\sigma_z^{(P)} = -\frac{P}{2\pi R t}$$

- **Componente meridional asociada a flexión global**, variable a lo largo de la circunferencia en función del momento flector M :

$$\sigma_z^{(M)} = \pm \frac{M}{\pi R^2 t}$$

La tensión meridional total resulta de la superposición de las contribuciones anteriores:

$$\sigma_z = \frac{pR}{2t} - \frac{P}{2\pi R t} \pm \frac{M}{\pi R^2 t}$$

Estas expresiones definen el estado tensional nominal empleado en el dimensionado preliminar. Su validez queda restringida a regiones alejadas de discontinuidades geométricas y mientras el comportamiento estructural permanezca dentro del régimen elástico previo a la inestabilidad.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.2.2 Modelo equivalente de viga cilíndrica de pared delgada

Desde el punto de vista estructural global, el tanque puede representarse como una viga cilíndrica hueca de pared delgada. Esta idealización permite aplicar la teoría clásica de vigas para evaluar deformaciones longitudinales, curvaturas inducidas por flexión y contribución a la rigidez global del lanzador.

Las propiedades resistentes equivalentes de la sección transversal se definen como:

Rigidez axial equivalente:

$$EA = E (2\pi Rt)$$

Rigidez a flexión equivalente:

$$EI = E I$$

donde el momento de inercia aproximado para una sección cilíndrica delgada viene dado por:

$$I \approx \pi R^3 t$$

Esta aproximación es válida bajo la condición $t \ll R$ y permite integrar el tanque dentro del modelo estructural longitudinal del vehículo. A partir de estas magnitudes pueden estimarse parámetros globales como la frecuencia fundamental de flexión del conjunto estructural, cuya dependencia cualitativa puede expresarse como:

$$f_1 \propto \sqrt{\frac{EI}{mL^3}}$$

donde m representa la masa distribuida y L la longitud estructural efectiva.

El modelo de viga no sustituye al modelo de membrana, sino que lo complementa al describir el comportamiento global del tanque como elemento portante dentro del lanzador.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.2.3 Representación mediante propiedades estructurales homogenizadas

Cuando la pared del tanque incorpora elementos rigidizadores discretos, la geometría real deja de ser estrictamente monocapa. No obstante, en fases conceptuales no resulta operativo modelar cada componente de forma individual.

Para mantener coherencia analítica, se emplea una aproximación de homogenización estructural mediante la cual el sistema piel-rigidizadores se sustituye por un cascarón continuo equivalente caracterizado por:

- Un espesor efectivo t^* ,
- Un módulo elástico equivalente E^* .

Estos parámetros se definen de manera que la estructura equivalente reproduzca la misma rigidez extensional y a flexión que la configuración real.

En términos generales, las rigideces equivalentes (donde el superíndice $*$ denota propiedades estructurales equivalentes obtenidas mediante homogenización) pueden expresarse como:

$$EA^* = E^*(2\pi R t^*)$$

$$EI^* = E^* I^*$$

donde I^* es el momento de inercia asociado al espesor efectivo.

Esta representación permite aplicar directamente las ecuaciones de membrana y de estabilidad desarrolladas para cascarones monocapa, garantizando continuidad entre el modelo simplificado del presente capítulo y la arquitectura estructural que se definirá posteriormente en el desarrollo conceptual.

La formulación específica de t^* y E^* dependerá de la geometría finalmente adoptada y se abordará en el Capítulo 9.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.2.4 Alcance y limitaciones del modelo simplificado

Los modelos analíticos presentados permiten describir con precisión el comportamiento estructural global del tanque en régimen elástico y bajo predominio de tensiones de membrana. No obstante, su validez queda restringida al denominado campo lejano¹³, donde la distribución de tensiones puede considerarse continua y uniforme.

En primer lugar, la teoría de membrana no captura los momentos flectores locales generados por incompatibilidades de deformación en regiones de transición geométrica, como la unión virola-domo o las interfaces estructurales circunferenciales. Estas zonas requieren soluciones de borde específicas o modelos numéricos axisimétricos capaces de representar la redistribución local de tensiones secundarias.

Asimismo, el modelo homogenizado empleado para representar configuraciones rigidizadas permite estimar la estabilidad global del cascarón, pero no reproduce modos de fallo locales asociados a la discretización real de la estructura. En particular, fenómenos como el pandeo de la piel entre rigidizadores o el crippling¹⁴ de los nervios deben evaluarse mediante formulaciones específicas basadas en tensiones locales, al quedar fuera del alcance del modelo equivalente continuo.

De forma análoga, discontinuidades puntuales tales como penetraciones, bosses o soportes introducen concentraciones de tensión y redistribuciones de flujo de carga que no pueden describirse mediante modelos de viga o membrana idealizados, requiriendo factores de concentración o submodelos locales de mayor fidelidad.

En consecuencia, los modelos simplificados definidos en este apartado constituyen herramientas de pre-dimensionado destinadas a estimar tensiones

¹³ El término *campo lejano* hace referencia a regiones alejadas de discontinuidades geométricas donde el estado tensional puede considerarse uniforme y dominado por tensiones de membrana.

¹⁴ El *crippling* se refiere a una inestabilidad local por compresión en elementos delgados rigidizados, donde el fallo ocurre por pandeo localizado antes de alcanzar el límite resistente del material.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

nominales y rigideces equivalentes, pero no sustituyen el análisis detallado necesario para la verificación local. Dado que el modo de fallo predominante en estructuras cilíndricas esbeltas sometidas a compresión suele estar gobernado por fenómenos de inestabilidad antes que, por la rotura del material, el apartado siguiente desarrolla el marco teórico asociado a los criterios de pandeo y estabilidad estructural.

8.3. Criterios de pandeo y estabilidad

Una vez definido el estado tensional nominal de la virola en el apartado 8.2, el dimensionado estructural del tanque bajo compresión axial y flexión global exige evaluar su estabilidad. En cascarones cilíndricos delgados, característicos de aplicaciones aeroespaciales, la inestabilidad elástica o pandeo (buckling¹⁵) constituye habitualmente el modo de fallo dimensionante, manifestándose a niveles de tensión sensiblemente inferiores al límite elástico del material.

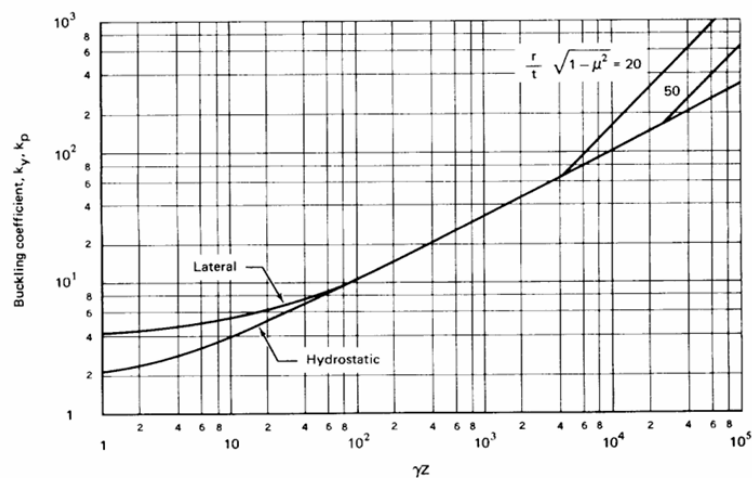


Figura 43: Coeficientes del buckling soportado por un cilindro isotrópico circular sujeto a presión externa (NASA)

Mientras que el fallo por resistencia se produce cuando las tensiones alcanzan la capacidad portante intrínseca de la aleación, el fallo por pandeo es un fenómeno

¹⁵ Inestabilidad elástica caracterizada por deformaciones laterales súbitas bajo compresión.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

geométrico asociado a la pérdida de estabilidad del equilibrio elástico bajo compresión. En este caso, la estructura experimenta una bifurcación del estado de equilibrio y desarrolla deformaciones laterales significativas sin necesidad de que el material haya plastificado.

En configuraciones de pared rigidizada, la inestabilidad puede manifestarse en distintas escalas estructurales:

- Pandeo global del cilindro, asociado al colapso macroscópico de la virola como cascarón continuo.
- Pandeo local de la piel, correspondiente a la inestabilidad de los paneles comprendidos entre rigidizadores.
- Inestabilidad local de los rigidizadores (crippling), asociada al fallo propio de los elementos longitudinales o circunferenciales sometidos a compresión.

El dimensionado eficiente exige identificar cuál de estos mecanismos gobierna el estado límite crítico.

8.3.1 Formulación clásica de la tensión crítica de pandeo

Para un cilindro perfecto, isótropo y de pared delgada sometido a compresión axial uniforme, la teoría clásica lineal de cascarones conduce a la siguiente expresión de la tensión crítica elástica (bajo hipótesis de cascarón perfecto y carga uniforme):

$$\sigma_{cr} = \frac{E}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \left(\frac{t}{R} \right)$$

donde:

- E es el módulo elástico del material,
- ν es el coeficiente de Poisson,
- t es el espesor de la pared,
- R es el radio medio del cilindro.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

Esta expresión resulta fundamental porque establece de manera explícita la dependencia de la estabilidad respecto a la esbeltez transversal del cascarón, representada por el cociente t/R . Desde el punto de vista físico, indica que la capacidad frente a pandeo es proporcional a la rigidez del material y decrece linealmente al aumentar la esbeltez geométrica.

Para su aplicación práctica en el diseño, resulta útil expresar el criterio en términos de carga axial total crítica. Multiplicando la tensión crítica por el área resistente del cilindro se obtiene:

$$P_{cr} = \sigma_{cr} (2\pi R t)$$

Esta magnitud permite comparar directamente la capacidad crítica de pandeo con la carga axial total transmitida por el tanque dentro del lanzador, conectando el modelo de cascarón con el modelo global de viga desarrollado en el apartado 8.2.

Debe subrayarse que esta formulación es válida para cilindros ideales sin imperfecciones y bajo hipótesis elásticas lineales.

8.3.2 Naturaleza modal del pandeo

A diferencia del pandeo de columnas macizas, el modo crítico en cilindros delgados no corresponde a una única onda global, sino a una configuración caracterizada por múltiples ondas circunferenciales y longitudinales. El número de ondas depende de la relación geométrica R/t , de la longitud L y de las condiciones de contorno.

Este comportamiento explica por qué la estabilidad de cascarones es intrínsecamente más compleja que la de elementos unidimensionales, y justifica la necesidad de emplear modelos específicos de cascarones y análisis numéricos en lugar de aproximaciones tipo columna.

8.3.3 Influencia de parámetros geométricos y presión interna

Influencia de la relación R/t y de la longitud L

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

Aunque la expresión clásica no contiene explícitamente la longitud, el análisis modal completo revela que la relación L/R influye en los modos admisibles de inestabilidad. En cilindros muy largos se desarrollan modos con múltiples ondas longitudinales, mientras que en cilindros más cortos las condiciones de contorno restringen el patrón de deformación.

Esta dependencia geométrica debe considerarse especialmente en tanques de gran esbeltez.

Influencia de la presión interna

La presión interna modifica el estado tensional previo a la inestabilidad al introducir una componente de tracción meridional:

$$\sigma_z^{(p)} = \frac{pR}{2t}$$

La compresión axial neta que gobierna el pandeo puede expresarse como:

$$\sigma_{z,net} = \sigma_z^{(comp)} - \frac{pR}{2t}$$

El pandeo se produce cuando:

$$\sigma_{z,net} = \sigma_{cr}$$

Esta formulación es relevante porque permite cuantificar formalmente el efecto estabilizador de la presión interna. La presión reduce la compresión efectiva en la pared, desplazando el umbral crítico hacia mayores valores de carga axial externa. En diseño conceptual, esta relación permite evaluar la influencia del nivel de presurización sobre la capacidad estructural global.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.3.4 Influencia de las condiciones de contorno reales

La formulación clásica supone extremos simplemente apoyados. Sin embargo, en el tanque real, la virola se encuentra unida a domos de cierre y anillos de transición que introducen rigidez adicional en el contorno.

Estas uniones restringen parcialmente las rotaciones y desplazamientos radiales en los extremos, aproximándose a un empotramiento elástico. Como consecuencia:

- Se modifica la forma modal crítica.
- Se incrementa la rigidez efectiva del sistema.
- Se eleva la carga crítica respecto al caso ideal biapoyado.

Aunque el dimensionado específico de los domos y uniones se abordará en el Capítulo 9, su influencia estructural debe considerarse conceptualmente en el análisis de estabilidad global.

8.3.5 Sensibilidad a imperfecciones y factor de abatimiento

Los cascarones cilíndricos delgados presentan una elevada sensibilidad a imperfecciones geométricas iniciales. Pequeñas desviaciones de la forma perfecta, tolerancias de fabricación, excentricidades en soldaduras o tensiones residuales alteran significativamente la trayectoria post-crítica.

Experimentalmente, la tensión crítica real suele ser inferior a la predicha por la teoría clásica. Para incorporar esta discrepancia en el diseño, se introduce un factor de abatimiento (knock-down factor) γ , de modo que:

$$\sigma_{cr,real} = \gamma \sigma_{cr}$$

donde $0 < \gamma < 1$.

La introducción de este factor no es arbitraria, sino que responde a la necesidad de representar de forma conservadora la sensibilidad a imperfecciones. En diseño

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

aeroespacial, este coeficiente se determina a partir de bases experimentales y normativa específica.

8.3.6 Estabilidad en configuraciones rigidizadas

Cuando la pared se representa mediante propiedades homogenizadas, la evaluación del pandeo global puede realizarse utilizando el espesor y módulo equivalentes definidos previamente. No obstante, la discretización real obliga a verificar adicionalmente:

- El pandeo local de la piel entre rigidizadores.
- La inestabilidad propia de los rigidizadores bajo compresión.

Desde el punto de vista de optimización estructural, el diseño más eficiente en términos de masa se alcanza cuando los umbrales de inestabilidad global y local convergen bajo el mismo estado de carga crítica, evitando sobredimensionamientos parciales.

Los criterios de estabilidad aquí desarrollados establecen el marco físico que condicionará las decisiones geométricas y topológicas del Capítulo 9. El dimensionado conceptual del tanque no puede desligarse de estos límites de inestabilidad, que gobiernan la selección del espesor, la arquitectura de estructural y la configuración global del conjunto.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

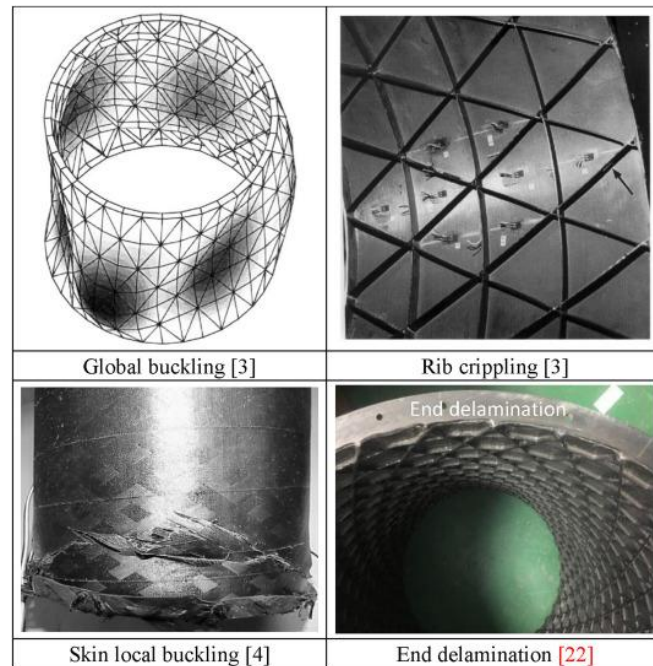


Figura 44: Modos de fallo característicos en estructuras de cascarón rigidizadas sometidas a compresión y presión interna: pandeo global del cilindro (arriba izquierda), colapso local de rigidizadores (rib crippling, arriba derecha), pandeo local de piel entre nervios (abajo izquierda) y delaminación en estructuras compuestas rigidizadas (abajo derecha). (Li, M., Sun, F., Lai, C., Fan, H., Ji, B., Zhang, X., Liu, D., & Fang, D. (Year). *Fabrication and testing of composite hierarchical isogrid stiffened cylinder*)

8.4. Influencia del material y del espesor

En estructuras de cascarón delgado presurizadas, la selección del material y la definición del espesor de piel constituyen variables de primer orden en el dimensionamiento, al gobernar simultáneamente la capacidad resistente, la estabilidad frente a pandeo y la eficiencia másica del conjunto.

Para el presente diseño se consideran aleaciones de aluminio de alta resistencia, concretamente 7075 y 2014, ambas ampliamente empleadas en estructuras aeroespaciales primarias. Estas aleaciones presentan límites elásticos elevados y una relación resistencia-peso favorable, lo que permite maximizar la tensión admisible en régimen elástico manteniendo una masa estructural contenida. No obstante, su comportamiento frente a soldadura, tenacidad a fractura y sensibilidad a concentraciones de tensión debe ser considerado desde las primeras fases del diseño, dado que el tanque opera como envoltente presurizada primaria.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

Sin embargo, la influencia del espesor no se limita al régimen membranar sino también por la rigidez a flexión de la piel que viene dada por:

$$D = \frac{Et^3}{12(1 - \nu^2)}$$

Lo que implica una dependencia cúbica respecto al espesor. Por tanto, pequeñas variaciones en t generan incrementos significativos en la rigidez a flexión local y en la resistencia frente a pandeo de panel entre rigidizadores. Esta sensibilidad cúbica convierte al espesor en un parámetro crítico en configuraciones rigidizadas tipo orthogrid o isogrid, donde el fenómeno gobernante bajo cargas combinadas suele ser la inestabilidad local o global.

La selección final del espesor no puede realizarse exclusivamente en función de la tensión de fluencia, sino que debe equilibrar:

- Resistencia a presión interna.
- Estabilidad frente a compresión axial.
- Sensibilidad a imperfecciones geométricas.
- Penalización másica.
- Tolerancias de mecanizado (condición de mínimo material).

8.5. Hipótesis generales del diseño conceptual

El desarrollo conceptual del tanque requiere establecer de manera explícita el marco metodológico bajo el cual se traducirán los principios físicos expuestos en los apartados anteriores en criterios operativos de dimensionado. Este conjunto de hipótesis define el alcance del pre-dimensionado estructural y garantiza la coherencia entre los modelos simplificados adoptados y las decisiones geométricas que se formalizarán en el Capítulo 9.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.5.1 Hipótesis analíticas fundamentales

El pre-dimensionado de la envolvente estructural se sustentará en las siguientes hipótesis de comportamiento:

- **Comportamiento elástico lineal:** Se asume que, bajo las combinaciones de carga límite consideradas en fase conceptual, el material opera íntegramente en régimen elástico lineal. No se contempla redistribución plástica de tensiones ni mecanismos de disipación por fluencia localizada.
- **Predominio del régimen de membrana:** El estado tensional en regiones alejadas de discontinuidades se evaluará mediante teoría clásica de membrana, asumiendo distribución uniforme de tensiones a través del espesor.
- **Representación mediante propiedades estructurales homogenizadas:** En configuraciones de pared rigidizada, la topología discreta piel-rigidizadores se sustituirá por un cascarón continuo equivalente caracterizado por un espesor efectivo t^* y un módulo elástico equivalente E^* . Esta aproximación permite aplicar los criterios de estabilidad global desarrollados en el apartado 8.3 sin modelado discreto detallado en fase preliminar.
- **Evaluación conservadora de la estabilidad:** Las cargas críticas de pandeo se estimarán a partir de la formulación teórica elástica penalizada mediante factores de abatimiento (knock-down factors), incorporando explícitamente la sensibilidad a imperfecciones geométricas.

Estas hipótesis establecen un marco analítico consistente para la comparación relativa de soluciones estructurales alternativas.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.5.2 Delimitación del alcance conceptual y fenómenos pospuestos

Dado el enfoque preliminar del pre-dimensionado estructural, el diseño conceptual aislará el comportamiento primario de la estructura frente a las cargas globales. En esta fase se busca capturar el mecanismo resistente dominante del cascarón, garantizando coherencia con los modelos de membrana y estabilidad desarrollados en los apartados anteriores.

Consecuentemente, los siguientes fenómenos quedan pospuestos para iteraciones de validación y análisis de detalle posteriores:

- **Estados locales de flexión y tensiones de discontinuidad:** Los momentos flectores secundarios inducidos por compatibilidad de deformaciones en las uniones (como la transición virola-domo o los anillos en Y) no condicionarán el dimensionado general de la membrana en esta etapa. Se asume que el comportamiento global puede desacoplarse razonablemente de estos efectos locales en fase conceptual.
- **Concentraciones locales de tensión:** Los efectos derivados de penetraciones, registros, variaciones bruscas de espesor (weld lands) y soportes discretos serán evaluados localmente en fases avanzadas, asumiendo que su impacto puede absorberse mediante refuerzos o engrosamientos locales sobre una membrana base correctamente pre-dimensionada frente a cargas globales.
- **Comportamiento post-crítico:** La inestabilidad elástica (tanto global como local) se adoptará como límite absoluto de capacidad de carga. No se considerará ninguna posible reserva resistente en régimen post-pandeo (post-buckling) para estructuras rigidizadas, garantizando una filosofía de diseño conservadora en la que la pérdida de estabilidad marca el estado límite último.
- **No linealidades geométricas y de material avanzadas:** El modelo elástico adoptado descarta deformaciones plásticas generalizadas y grandes desplazamientos que modifiquen sustancialmente la matriz de rigidez global

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

durante la aplicación de carga. La posible interacción entre no linealidad geométrica y material será objeto de verificación en fases posteriores de análisis detallado.

Esta delimitación no implica que dichos fenómenos carezcan de relevancia estructural, sino que, en el contexto del diseño conceptual, se considera metodológicamente adecuado separarlos del dimensionado global inicial. El objetivo en esta fase es establecer una arquitectura estructural coherente frente a los mecanismos primarios de carga y estabilidad, sobre la cual se introducirán posteriormente los refinamientos locales necesarios.

8.5.3 Marco de cargas para pre-dimensionado

Las solicitaciones complejas de vuelo se reducirán a combinaciones estáticas equivalentes representativas del estado límite más desfavorable. El dimensionado conceptual se basará en una filosofía envolvente conservadora, considerando:

- Compresión axial máxima asociada a empuje e inercia.
- Interacción con presión interna mínima garantizada (condición más desfavorable para estabilidad).
- Verificación independiente frente a presión interna máxima (condición crítica por estallido).

De forma conceptual, el criterio de dimensionado puede expresarse como una envolvente de solicitaciones:

$$\sigma_{design} = \max(\sigma_{comp,crit}, \sigma_{press,crit})$$

donde cada término representa el estado límite gobernado respectivamente por compresión o presión.

Esta formulación no pretende sustituir el análisis detallado, sino explicitar que el espesor y la topología se seleccionarán para satisfacer simultáneamente los dominios críticos por presión y por estabilidad.

VIII Bases del Diseño Estructural del Tanque

8.5.4 Criterio de optimización preliminar: convergencia de modos críticos

El diseño conceptual buscará maximizar la eficiencia estructural en términos de masa mediante el principio de convergencia de modos críticos. Este criterio establece que una configuración estructural óptima se alcanza cuando los distintos mecanismos de inestabilidad alcanzan simultáneamente su umbral crítico bajo el mismo estado de carga.

En configuraciones rigidizadas, ello implica ajustar las proporciones geométricas de forma que:

- El pandeo global del cascarón,
- El pandeo local de la piel,
- La inestabilidad local de los rigidizadores (crippling),

sean gobernantes de manera concurrente.

Este principio es conocido en la literatura de diseño estructural como *one-horse shay*¹⁶, y responde a la idea de evitar sobredimensionamientos parciales que penalicen la masa estructural sin incrementar la capacidad global.

La adopción explícita de este criterio proporciona una base racional para la selección relativa de espesores, separación entre rigidizadores y altura de los mismos.

¹⁶ El término *one-horse shay* procede de la analogía literaria del carruaje diseñado para que todos sus componentes alcancen simultáneamente el final de su vida útil. En ingeniería estructural, el concepto se emplea para describir diseños optimizados en los que los distintos modos de fallo convergen bajo la misma condición crítica, evitando redundancias resistentes innecesarias.

IX. Desarrollo Coneptual

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

9.1 Definición de la configuración geométrica inicial

El desarrollo conceptual del tanque requiere definir una arquitectura geométrica de referencia antes de proceder al dimensionado paramétrico. Esta definición no establece dimensiones finales, sino que fija la topología estructural coherente con los criterios de estabilidad, rigidez equivalente e interacción presión-compresión desarrollados en el Capítulo 8.

El propósito de este apartado es establecer el esquema resistente global que servirá como base para la selección de domos, la configuración de rigidización y la posterior optimización geométrica.

9.1.1 Arquitectura resistente global del tanque

9.1.1.1 Configuración general del conjunto estructural

Se adopta como configuración base un tanque monocasco cerrado, concebido como estructura presurizada portante integrada en la ruta primaria de cargas del lanzador.

La arquitectura se compone de:

- **Virola cilíndrica central**, cuya función estructural es:
 - Transmitir el flujo axial asociado al empuje y a la masa estructural superior.
 - Resistir los momentos flectores globales del vehículo.
 - Contener la presión interna mediante tensiones circunferenciales de membrana.
 - Aportar la contribución dominante a la rigidez axial (EA) y a la rigidez a flexión equivalente (EI) del conjunto.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

- **Domos de cierre**, cuya función es:
 - Cerrar la envolvente de presión mediante superficies de doble curvatura.
 - Transformar la presión interna en esfuerzos de membrana distribuidos.
 - Transferir de forma continua dichas reacciones hacia la virola.
 - Garantizar continuidad estructural en las zonas extremas del tanque.

Desde el punto de vista mecánico, la virola constituye el elemento crítico frente a compresión axial y estabilidad global, mientras que los domos trabajan predominantemente bajo estados tensionales de membrana inducidos por presión interna.

Un requisito esencial de esta configuración es la continuidad estructural longitudinal, condición necesaria para que el tanque pueda representarse mediante el modelo de viga equivalente desarrollado en el apartado 8.2. La rigidez a flexión del cilindro delgado puede aproximarse por:

$$I \approx \pi R^3 t \Rightarrow EI \approx E\pi R^3 t$$

lo que pone de manifiesto que la sección cerrada de revolución maximiza la inercia transversal distribuida para una masa dada. La integridad geométrica del conjunto es, por tanto, determinante para preservar la rigidez global del lanzador.

Esta arquitectura monocasco cerrada constituye el punto de partida del desarrollo conceptual.

9.1.1.2 Justificación estructural del esquema cilíndrico cerrado

La selección de un cascarón cilíndrico cerrado continuo no responde únicamente a criterios volumétricos, sino a exigencias derivadas directamente de los mecanismos de estabilidad establecidos en el Capítulo 8.

En primer lugar, para relaciones radio-espesor elevadas (R/t), la presión interna genera un estado tensional predominantemente membranal:

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

$$\sigma_{\theta} = \frac{pR}{t}, \sigma_z^{(p)} = \frac{pR}{2t}$$

Estas relaciones evidencian que el material trabaja mayoritariamente a tracción en el plano medio, minimizando la aparición de momentos flectores en campo lejano. El esquema cerrado permite así transformar la presión interna en un campo tensional uniforme y eficiente.

En segundo lugar, de acuerdo con el criterio de estabilidad desarrollado en el apartado 8.3, la capacidad frente a pandeo depende directamente de la esbeltez transversal del cascarón, representada por el cociente t/R . La tensión crítica puede expresarse como:

$$\sigma_{cr} \propto E \left(\frac{t}{R} \right)$$

Esta dependencia implica que la uniformidad geométrica de la virola es esencial para maximizar la capacidad frente a inestabilidad global. Una sección cerrada de revolución garantiza simetría estructural, evitando reducciones prematuras de carga crítica asociadas a asimetrías o discontinuidades severas.

Desde el punto de vista conceptual, la configuración cilíndrica cerrada permite gestionar coherentemente tres fenómenos determinantes del diseño:

- **Inestabilidad global:** La continuidad circunferencial y axial del cilindro permite aplicar de manera consistente los factores de reducción por imperfecciones, manteniendo un comportamiento estructural predecible bajo compresión.
- **Interacción presión-compresión:** La presión interna introduce una tracción meridional que reduce la compresión axial neta:

$$\sigma_{z,net} = \sigma_z^{(comp)} - \frac{pR}{2t}$$

Este efecto estabilizador incrementa la capacidad efectiva del cilindro frente a pandeo, siempre que la envolvente constituya un sistema cerrado continuo.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

- **Sensibilidad a imperfecciones:** Los cilindros delgados son especialmente sensibles a desviaciones geométricas iniciales. Una geometría de revolución continua permite acotar dicha sensibilidad y aplicar factores de abatimiento dentro de un marco geométrico bien definido.

En consecuencia, el esquema cilíndrico monocasco se adopta como configuración base porque:

- Maximiza la eficiencia en régimen de membrana.
- Permite gestionar de forma racional la estabilidad global bajo compresión axial.
- Aprovecha la interacción beneficiosa entre presión interna y carga axial.
- Preserva la rigidez equivalente (EI) del conjunto resistente del lanzador.

Esta decisión arquitectónica establece el marco estructural sobre el que se abordará, en el apartado siguiente, la selección del tipo de domo y la configuración de rigidización del tanque.

9.1.2 Selección conceptual de la geometría de los domos

La definición arquitectónica de la envolvente de presión exige establecer la geometría de los cierres extremos o domos. Su función estructural primaria consiste en contener la presión interna del fluido y transformar dicha presión en flujos de carga de membrana que se transmiten de manera continua hacia la virola cilíndrica. En consecuencia, el comportamiento mecánico del domo influye directamente en la eficiencia estructural global del tanque y en la calidad de la transición virola-domo.

Desde el punto de vista conceptual se analizan dos configuraciones de revolución ampliamente empleadas en estructuras presurizadas: el domo elipsoidal y el domo torisférico.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

9.1.2.1 Comparativa estructural: domos elipsoidales vs torisféricas

Caracterización geométrica

- **Domo elipsoidal (relación típica 2:1):** Se genera mediante la rotación de una elipse alrededor de su eje mayor. Presenta doble curvatura continua, con radios meridionales R_ϕ y circunferenciales R_θ que varían progresivamente desde el polo hasta el ecuador. La transición hacia la virola es tangencial y geoméricamente suave, sin cambios bruscos de curvatura. Esta continuidad implica que la superficie mantiene regularidad geométrica y simetría de revolución a lo largo de todo el perfil.
- **Domo torisférico:** Está compuesto por un casquete esférico central de radio constante unido a una región toroidal (nudillo o *knuckle*) de menor radio, que conecta con la virola cilíndrica. Esta configuración introduce una transición con cambio acusado de curvatura entre la zona esférica y la toroidal, lo que genera una discontinuidad geométrica relativa en términos de evolución de radios principales.

Distribución de tensiones de membrana y concentraciones por cambio de curvatura

El comportamiento de los domos delgados bajo presión interna se rige por la ecuación general de equilibrio de membrana para cascarones de doble curvatura:

$$\frac{N_\phi}{R_\phi} + \frac{N_\theta}{R_\theta} = p$$

donde N_ϕ y N_θ representan los flujos de carga meridional y circunferencial, R_ϕ y R_θ los radios principales de curvatura, y p la presión aplicada.

Esta expresión muestra que la distrución de tensiones depende directamente de la evolución geométrica de los radios de curvatura.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

En el domo torisférico, la geometría está compuesta por un casquete esférico central de radio constante unido a una región toroidal o nudillo (knuckle) de radio significativamente menor, que enlaza finalmente con la virola cilíndrica. Esta configuración introduce una variación no suave de los radios principales de curvatura R_ϕ y R_θ en la transición esfera-toro.

Desde el punto de vista de la teoría de cascarones, el régimen puramente de membrana presupone compatibilidad continua de deformaciones y rotaciones a lo largo de la superficie. Sin embargo, cuando existe un cambio acusado en los radios de curvatura, la solución estrictamente membranal no satisface simultáneamente las condiciones de equilibrio y compatibilidad geométrica. Como consecuencia, se desarrollan capas límite de flexión en la zona de transición.

En el nudillo toroidal aparecen:

- Momentos meridionales y circunferenciales de compatibilidad.
- Tensiones de flexión superpuestas al estado de membrana.
- Gradientes elevados de deformación a través del espesor.

Estas acciones generan **concentraciones de tensión transversal** particularmente intensas en el radio interior del nudillo. Además, el acoplamiento entre la flexión inducida y el estado de membrana puede originar **tensiones circunferenciales de compresión** en determinadas regiones, incluso bajo presión interna. Este fenómeno es estructuralmente relevante, ya que introduce un mecanismo potencial de inestabilidad local por pandeo circunferencial en una zona geométricamente debilitada por su reducido radio de curvatura.

En contraste, el domo elipsoidal presenta una evolución analítica y continua de los radios principales desde el polo hasta el ecuador. La variación suave de R_ϕ y R_θ permite que los flujos de carga N_ϕ y N_θ se redistribuyan progresivamente sin necesidad de desarrollar momentos de compatibilidad significativos. En consecuencia:

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

- El estado tensional permanece dominado por membrana en la mayor parte de la superficie.
- Las capas límite de flexión quedan espacialmente más confinadas y de menor magnitud.
- No se inducen compresiones circunferenciales significativas bajo presión pura.

Desde el punto de vista de estabilidad, esta diferencia es crítica. Mientras que el domo torisférico puede presentar zonas localmente susceptibles a pandeo inducido por flexión-compresión en el nudillo, el domo elipsoidal mantiene un estado tensional mayoritariamente traccional bajo presión interna, reduciendo la probabilidad de mecanismos de inestabilidad local no deseados.

Eficiencia estructural relativa y flujo de cargas

Desde el punto de vista de eficiencia en masa, el domo elipsoidal presenta una ventaja inherente. Al mantener un comportamiento más próximo al régimen ideal de membrana, el espesor requerido viene gobernado fundamentalmente por tracción directa, sin necesidad de sobredimensionamientos locales en zonas de transición.

En el domo torisférico, la región del nudillo requiere habitualmente incremento de espesor para absorber los momentos de flexión y las concentraciones de tensión, lo que penaliza la masa estructural.

En cuanto a la transferencia de cargas hacia la virola:

- La continuidad geométrica del elipsoide favorece una transmisión axial coherente de los flujos meridionales hacia el cilindro.
- La transición torisférica puede introducir excentricidades locales y esfuerzos secundarios en la unión, alterando el flujo ideal de cargas.

Adicionalmente, la superficie elipsoidal mantiene una mayor regularidad axisimétrica, lo que favorece un campo tensional más uniforme y reduce perturbaciones modales locales.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

9.1.2.2 Criterios de selección adoptados

A partir del análisis estructural precedente, se adopta el **domo elipsoidal** como configuración base para el diseño conceptual del tanque.

La decisión se fundamenta en los siguientes criterios:

- **Eficiencia frente a presión interna:** La distribución más uniforme de tensiones permite un aprovechamiento directo de la capacidad resistente del material, reduciendo el espesor necesario y la masa inerte.
- **Compatibilidad con la estabilidad global del tanque:** La ausencia de compresiones locales inducidas por flexión reduce la probabilidad de inestabilidades secundarias en el domo, coherente con la filosofía de diseño centrada en el control del pandeo.
- **Integración estructural con la virola:** La tangencia y continuidad de curvatura en el ecuador garantizan una transición geométrica suave, favoreciendo la transmisión coaxial de flujos de carga y minimizando momentos secundarios en la interfaz.
- **Robustez frente a imperfecciones geométricas:** La continuidad geométrica del elipsoide reduce concentraciones locales y limita la amplificación de imperfecciones en comparación con la configuración torisférica.

En consecuencia, el domo elipsoidal se selecciona como solución de referencia para el desarrollo conceptual del tanque, quedando su relación de aspecto y parámetros geométricos sujetos a optimización

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

9.2 Parámetros estructurales principales

El desarrollo conceptual de un tanque estructural portante no puede limitarse a una definición geométrica cualitativa. Una vez establecida la arquitectura general del conjunto resistente, resulta imprescindible verificar que el concepto es físicamente viable frente a los estados de carga previsibles.

En coherencia con los criterios de estabilidad introducidos en el Capítulo 8, el presente apartado traslada dichos principios a un marco paramétrico preliminar que permita evaluar órdenes de magnitud, tendencias estructurales y sensibilidad frente a variaciones geométricas antes de abordar el modelado tridimensional detallado.

Este análisis constituye, por tanto, una validación preliminar de coherencia estructural basada en estimaciones de orden de magnitud y análisis paramétrico. El objetivo no es cerrar el dimensionado ni sustituir el análisis por Elementos Finitos, sino comprobar que la arquitectura seleccionada permite satisfacer simultáneamente los requisitos de presión, estabilidad y eficiencia másica.

Para las estimaciones numéricas se adopta como valor de referencia el diámetro conceptual del tanque:

$$D = 2.5 \text{ m} \Rightarrow R = 1,25 \text{ m}$$

Este valor se emplea exclusivamente como base para el análisis paramétrico preliminar.

El entorno de cargas considerado es coherente con los requisitos operativos previamente establecidos:

- MEOP en el rango 0,3–0,7 MPa
- $MDP = 1,25 \times MEOP$
- $p_{burst} \geq 1,4 \times MDP$
- Cargas axiales equivalentes del orden de 2–4 MN

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

- Aceleraciones longitudinales de 3–6 g

La condición crítica de estabilidad se evalúa mediante la carga axial equivalente:

$$P_{eq} = P \pm \frac{2M}{R}$$

considerando compresión máxima, momento máximo y presión interna mínima estabilizante.

9.2.1 Variables geométricas fundamentales

La arquitectura del tanque rigidizado puede describirse mediante un conjunto reducido de variables geométricas cuya interacción gobierna la respuesta estructural global y local. Estas variables no representan valores de diseño definitivos, sino grados de libertad estructurales que permiten explorar tendencias de comportamiento frente a presión, compresión axial y sensibilidad a imperfecciones.

Radio del tanque (R)

El radio R constituye la escala geométrica dominante del sistema estructural. Determina el volumen de propulsante y condiciona directamente:

- la magnitud de las tensiones de membrana bajo presión interna,
- el brazo resistente frente a momentos flectores globales,
- la esbeltez transversal del cascarón.

Bajo presión interna, la tensión circunferencial viene dada por:

$$\sigma_{\theta} = \frac{pR}{t}$$

lo que muestra que, para un espesor dado, la tensión crece linealmente con R .

En el análisis conceptual se adopta:

$$R = 1,25 \text{ m}$$

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

valor representativo de una etapa de lanzador de capacidad media.

Espesor de piel (t)

El espesor t define la capacidad primaria de contención de presión. Para una MDP representativa de 0.8 MPa y una tensión admisible conservadora de 250 MPa, el espesor mínimo requerido por criterio de membrana resulta:

$$t = \frac{pR}{\sigma_{adm}} = \frac{0.8 \times 10^6 \times 1,25}{250 \times 10^6} \approx 4 \text{ mm}$$

Este valor conduce a una esbeltez transversal:

$$\frac{R}{t} = \frac{1250}{4} \approx 312$$

lo que confirma el carácter de cascarón delgado de la estructura.

Debe señalarse que este espesor está gobernado exclusivamente por resistencia a presión y no por estabilidad frente a compresión axial.

Altura de rigidizadores (h)

La altura h de los nervios constituye el parámetro más influyente en el incremento de rigidez a flexión de la pared. Desde el punto de vista mecánico, su eficacia se debe a la separación del material respecto al plano medio, aumentando el momento de inercia equivalente sin incremento proporcional de masa. En términos físicos, la contribución de los rigidizadores a la rigidez se vuelve especialmente eficiente porque los efectos de flexión crecen fuertemente con la distancia al plano neutro (dependencia de orden cuadrático con h en una idealización de sección equivalente). Valores plausibles en fase conceptual se sitúan en el intervalo:

$$h = 15\text{--}30 \text{ mm}$$

aproximadamente entre cuatro y ocho veces el espesor de piel considerado.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

Separación entre rigidizadores (s)

La separación s determina el tamaño del panel susceptible de pandeo local. Si la celda es excesivamente grande, la piel puede pandear antes de que el cilindro global alcance su carga crítica.

Para un radio de 1.25 m, un rango razonable se sitúa entre:

$$s = 80\text{--}120 \text{ mm}$$

lo que mantiene dimensiones de panel compatibles con estabilidad local para espesores del orden de 3–4 mm. De forma aproximada, la piel entre rigidizadores puede interpretarse como una placa comprimida cuya tensión crítica local presenta dependencia cuadrática con (t/s) , lo que explica por qué pequeñas reducciones de s incrementan de forma notable el margen frente al pandeo local.

Esbeltez transversal (R/t)

La relación R/t constituye el indicador directo de susceptibilidad al pandeo global y, sobre todo, de sensibilidad a imperfecciones geométricas. Físicamente, un valor elevado implica una pared muy delgada respecto al radio: el cascarón puede resistir bien presión (tracción en membrana), pero pierde estabilidad con facilidad bajo compresión axial o flexión global, ya que pequeñas ondulaciones iniciales (ovalización, falta de rectitud o defectos de soldadura) precipitan el pandeo a niveles muy inferiores a los predichos por la teoría ideal. Valores orientativos:

- $R/t > 100 \rightarrow$ comportamiento de cascarón delgado
- $R/t \approx 300 \rightarrow$ alta sensibilidad a imperfecciones
- $R/t \approx 500\text{--}1500 \rightarrow$ típico en tanques aeroespaciales aligerados

En el escenario conceptual analizado:

$$R/t \approx 300$$

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

lo que anticipa un comportamiento gobernado por inestabilidad antes que por rotura del material.

9.2.2 Influencia paramétrica sobre estabilidad y masa

(a) Dependencia de la estabilidad global respecto a t/R

La tensión crítica teórica de pandeo para un cilindro perfecto sometido a compresión axial puede expresarse como:

$$\sigma_{cr} = \frac{E}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \left(\frac{t}{R} \right)$$

Para aluminio estructural ($E \approx 70$ GPa, $\nu \approx 0,33$) y $t = 4$ mm:

$$\sigma_{cr} \approx 130 \text{ MPa}$$

Aplicando un factor de reducción por imperfecciones $\gamma = 0.3$:

$$\sigma_{cr,real} \approx 39 \text{ MPa}$$

Si el tanque transmite una carga axial equivalente de 3 MN:

$$\sigma = \frac{P}{2\pi R t} \approx 95 \text{ MPa}$$

Dado que $95 \text{ MPa} > 39 \text{ MPa}$, el cilindro monocasco dimensionado únicamente por presión colapsaría por pandeo global. Este resultado evidencia que el criterio de presión no garantiza estabilidad bajo compresión.

Desde un punto de vista puramente resistente, aumentar t incrementa simultáneamente la capacidad frente a pandeo y reduce la tensión media por compresión. Sin embargo, esta estrategia penaliza la masa superficial de forma prácticamente proporcional, por lo que no resulta eficiente como mecanismo principal de control de estabilidad en tanques aligerados.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

(b) Influencia de la altura del rigidizador (h)

La incorporación de rigidizadores incrementa el momento de inercia efectivo de la pared. El efecto mecánico puede interpretarse como un aumento del espesor equivalente a flexión t^* .

Un incremento moderado de h produce mejoras significativas en:

- la carga crítica global,
- la rigidez longitudinal equivalente EI ,
- la frecuencia natural de flexión del conjunto estructural.

Además, los rigidizadores actúan como líneas de apoyo que reducen la longitud libre de pandeo local de la piel.

(c) Interacción entre masa estructural y rigidez longitudinal

El incremento del espesor de piel eleva la masa superficial de forma proporcional:

$$m_{piel} = \rho t$$

En contraste, la incorporación de rigidizadores permite aumentar la rigidez con una penalización másica inferior. Puede definirse un espesor equivalente de masa:

$$\bar{t} = t(1 + k_{geom})$$

donde k_{geom} depende de la fracción de área ocupada por los nervios, función directa de h y s .

Influencia de la presión interna en la estabilidad

La presión interna introduce una tensión meridional:

$$\sigma_z^{(p)} = \frac{pR}{2t}$$

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

Para $p = 0,3$ MPa:

$$\sigma_z^{(p)} \approx 47 \text{ MPa}$$

Esta tracción reduce la compresión neta en vuelo, actuando como estabilización neumática parcial. No obstante, el diseño conceptual no puede depender exclusivamente de este efecto, ya que la condición crítica se evalúa considerando la presión mínima garantizada.

El análisis paramétrico confirma que la viabilidad estructural del tanque no puede alcanzarse mediante un incremento monolítico del espesor de membrana, sino mediante una distribución eficiente de material que incremente la rigidez equivalente sin penalización másica excesiva. Sobre esta base se desarrollará, en los apartados siguientes, la selección topológica del patrón estructural y la definición conceptual de la arquitectura resistente.

9.3 Restricciones de fabricación del modelo de calificación

La arquitectura estructural definida en los apartados anteriores debe verificarse no solo desde el punto de vista resistente, sino también desde la viabilidad industrial del modelo de calificación (QM). En esta fase, las variables geométricas óptimas obtenidas por convergencia de modos críticos (pandeo global, pandeo local y crippling) quedan acotadas por límites de mecanizado, conformado, unión y tolerancias dimensionales.

Estas restricciones no son secundarias: modifican el espacio de diseño paramétrico y afectan directamente a la masa real, a la rigidez equivalente y a la sensibilidad frente a imperfecciones. En consecuencia, el objetivo del presente apartado es formalizar los condicionantes de fabricación que deben incorporarse como límites de borde antes de proceder al modelado de detalle.

9.3.1 Fabricabilidad de la virola cilíndrica rigidizada

Se adopta como base una virola mecanizada integralmente con patrón de rigidización (isogrid u orthogrid) sobre material base de aluminio 7075-T6 o 2014-T6,

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

posteriormente conformada o cerrada en sección cilíndrica. Esta ruta de proceso introduce límites directos sobre los parámetros t (espesor de piel), h (altura del nervio), el radio interno de las intersecciones y la continuidad dimensional del patrón.

Las restricciones críticas provienen de tres factores principales: la relación entre profundidad de cavidad y diámetro de herramienta, el radio mínimo interno en nodos, y el espesor mínimo de piel estable durante mecanizado y manipulación.

a) Relación entre altura de nervio h y diámetro de herramienta

Para un bolsillo de profundidad aproximadamente igual a la altura del rigidizador h , la rigidez de herramienta y la estabilidad del proceso de fresado exigen una proporción mínima entre el diámetro de corte y la profundidad:

$$D_{fresa} \approx (0,5 - 0,75) h$$

Si en el análisis paramétrico del Apartado 9.2 se explora un rango:

$$h = 20 - 30 \text{ mm}$$

entonces:

$$D_{fresa} \approx 10 - 22 \text{ mm}$$

Este requisito impone un radio interno mínimo en las intersecciones (nodos) no despreciable, dado que el radio interior mínimo queda acotado por el radio de la herramienta:

$$r_{int,min} \geq \frac{D_{fresa}}{2}$$

Por tanto:

$$r_{int,min} \geq 5 - 11 \text{ mm}$$

Este valor no es marginal frente a separaciones típicas entre rigidizadores del orden de:

$$s = 80 - 120 \text{ mm}$$

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

En consecuencia, el volumen macizo en nodos deja de ser despreciable y penaliza la eficiencia másica teórica de una retícula ideal.

En cuanto al impacto estructural, si la retícula se modela mediante propiedades homogeneizadas, el espesor equivalente ideal t^* asume intersecciones infinitamente agudas. Sin embargo, la presencia de radios internos del orden de 5–10 mm incrementa el área nodal maciza, aumentando el espesor equivalente de masa:

$$\bar{t} = t(1 + k_{geom})$$

donde k_{geom} aumenta con la densidad nodal. De forma cualitativa:

$$k_{geom} \propto \frac{r_{int}^2}{s^2}$$

A igualdad de h , una reducción de s mejora estabilidad local, pero incrementa la densidad de nodos y penaliza masa. La fabricación introduce, por tanto, un acoplamiento no ideal entre h y s que debe considerarse en la optimización real y no únicamente en la retícula teórica.

b) Espesor mínimo de piel mecanizable

Durante el mecanizado profundo, la piel remanente actúa localmente como una placa delgada sometida a cargas dinámicas de corte. Para evitar vibración (chatter), deformación plástica local o la introducción de imperfecciones permanentes, el espesor de piel no puede reducirse arbitrariamente, incluso aunque el dimensionado resistente lo permitiera.

A escala conceptual, la rigidez flexional local de la piel viene dada por:

$$D = \frac{Et^3}{12(1 - \nu^2)}$$

Reducir t penaliza D de forma cúbica. Por ejemplo, comparando:

- $t = 4\text{mm} \Rightarrow D \propto 64$
- $t = 2\text{mm} \Rightarrow D \propto 8$

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

la rigidez se reduce aproximadamente por un factor 8. Esto implica que, aunque estructuralmente pudiera aceptarse $t \approx 2\text{ mm}$ por criterios de presión, la fabricación y manipulación de una virola de gran radio con paneles de esa delgadez incrementa significativamente la probabilidad de deformaciones iniciales que degradan el pandeo real.

Por tanto, se adopta en fase conceptual un espesor mínimo de fabricación:

$$t_{mf, g, min} \approx 3 - 4 \text{ mm}$$

coherente además con los espesores obtenidos por criterio de presión en el Apartado 9.2.

9.3.2 Conformado de la virola mecanizada

Si la virola se mecaniza en plano y posteriormente se cilindran los paneles, la profundidad total de mecanizado no puede ser arbitraria respecto al radio final. Durante el doblado, las fibras exteriores experimentan deformación, y el conjunto piel-nervios se ve sometido a un campo de deformación que puede inducir plastificación local en los nervios si la sección efectiva es demasiado “alta” respecto a la curvatura.

Una estimación de orden de magnitud de la deformación en fibras exteriores puede expresarse como:

$$\varepsilon \approx \frac{t_{total}}{2R}$$

Si el espesor total mecanizado (piel + profundidad de cavidad) es del orden:

$$t_{total} \approx 25 - 35 \text{ mm}$$

y el radio final es:

$$R = 1250 \text{ mm}$$

entonces:

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

$$\varepsilon \approx \frac{35}{2 \cdot 1250} \approx 0,014 = 1.4\%$$

Este valor se aproxima a niveles de deformación donde pueden aparecer plastificaciones locales en aleaciones tratadas T6, especialmente en geometrías con concentraciones en los nervios o radios pequeños.

De aquí se obtiene una restricción práctica sobre la profundidad efectiva (o, en primera aproximación, sobre h) respecto al radio final, como criterio conservador en paneles rigidizados:

$$\frac{h}{R} \lesssim 0.02$$

Con $R = 1250\text{mm}$:

$$h_{max} \approx 25 \text{ mm}$$

lo que encaja con los rangos plausibles adoptados en el Apartado 9.2 y confirma que la fabricación limita directamente el incremento de inercia local que puede conseguirse mediante rigidización.

9.3.3 Fabricación del domo elipsoidal

El domo elipsoidal presenta curvatura variable $R_\phi(\theta)$ y $R_\theta(\theta)$, lo que implica que los procesos de conformado inducen inevitablemente variaciones de espesor a lo largo del perfil meridional. Este aspecto es especialmente crítico en la zona ecuatorial, donde se transfiere flujo meridional hacia la virola y donde se concentran condiciones de compatibilidad geométrica.

El adelgazamiento por conformado exige que el espesor final cumpla:

$$t_{final}(\theta) \geq t_{req}(\theta)$$

En la zona ecuatorial, el esfuerzo de membrana puede expresarse de forma representativa como:

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

$$\sigma_{\phi} = \frac{pR_{\theta}}{2t}$$

Si durante el conformado el espesor se reduce un 10%, el esfuerzo aumenta aproximadamente un 11%, afectando directamente a los márgenes frente a fluencia y, en especial, a la robustez frente a imperfecciones locales.

Por tanto, el diseño conceptual debe prever un sobreespesor inicial del orden:

$$t_{initial} \approx 1,1 t_{req}$$

de manera que el espesor neto final tras conformado siga siendo compatible con los criterios resistentes y de estabilidad adoptados.

9.3.4 Uniones y zonas macizas

Toda interrupción de la estructura integral modifica el campo tensional homogéneo asumido en los modelos simplificados. En el modelo de calificación, las uniones por soldadura y las zonas de transición requieren bandas libres de retícula (weld lands) y sobreespesores locales.

Si la piel base es:

$$t = 4 \text{ mm}$$

y se adopta una banda de unión con espesor:

$$t_{weld} \approx 2t = 8 \text{ mm}$$

la transición debe realizarse mediante ahusamiento progresivo para evitar concentraciones de momento:

$$\frac{dt}{dx} \text{ continuo}$$

Una discontinuidad abrupta introduce un momento secundario ligado a la discontinuidad de rigidez:

$$M \propto \Delta D$$

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

donde D es la rigidez flexional local. Estas bandas alteran además las condiciones de contorno efectivas del cilindro, incrementando rigidez en zonas de borde y modificando la longitud efectiva frente a pandeo global, por lo que deben incorporarse explícitamente en el modelo conceptual como elementos estructurales no despreciables.

9.3.5 Tolerancias geométricas e imperfecciones iniciales

La carga crítica real del cilindro no depende únicamente de la tensión crítica clásica:

$$\sigma_{cr} = \frac{E}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \left(\frac{t}{R} \right)$$

sino de la amplitud de imperfección inicial. La sensibilidad a imperfecciones puede expresarse mediante una imperfección normalizada:

$$\delta = \frac{w_0}{t}$$

donde w_0 es la amplitud inicial de desviación. El factor de abatimiento asociado al pandeo global puede considerarse una función decreciente de δ . Si la ovalización o falta de rectitud es del orden del espesor:

$$w_0 \sim t \Rightarrow \delta \sim 1$$

la reducción de carga crítica puede superar el 50%, alterando completamente el modo crítico previsto y pudiendo invalidar la representatividad del QM respecto al comportamiento esperado.

Por tanto, la fabricación debe garantizar:

$$w_0 \ll t$$

lo que impone tolerancias estrictas en: ovalización, rectitud longitudinal y excentricidad en uniones. Si este control no se asegura, el modelo de calificación no reproducirá el modo crítico previsto y la correlación entre análisis y ensayo quedará comprometida.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

9.3.6 Escalabilidad y representatividad del modelo de calificación

Si por limitaciones de coste o infraestructura se planteara un QM sub-escala, la representatividad estructural solo puede garantizarse preservando los parámetros adimensionales dominantes del problema. En particular, deben mantenerse las relaciones críticas de esbeltez y estabilidad, así como las rigideces relativas asociadas al espesor equivalente del patrón.

En este sentido, el escalado geométrico presenta un límite práctico: reproducir fielmente un patrón isogrid u orthogrid a escala reducida implica nervios muy pequeños y radios internos comparables al tamaño mínimo de herramienta, lo que puede hacer inviable la fabricación industrial y alterar la sensibilidad a imperfecciones. Por tanto, cualquier reducción de escala debe evaluarse no solo por similitud geométrica, sino por su capacidad de reproducir el modo de fallo dominante.

En el QM es aceptable omitir elementos funcionales internos siempre que no aporten rigidez global al sistema, o que su contribución se reemplace mediante masas equivalentes. La premisa fundamental es que las restricciones de fabricación no introduzcan variaciones en el modo de fallo crítico: si el tanque de vuelo se diseña bajo convergencia de modos, el QM fabricado debe manifestar un comportamiento equivalente bajo el ensayo.

Tabla 1: Resumen de restricciones (Elaboración propia)

Categoría de Restricción	Variable de Diseño	Expresión Matemática / Límite	Valor de Referencia (R = 1,25 m)	Implicación Estructural
Accesibilidad de herramienta	Diámetro de fresa vs altura de nervio (h)	$D_{fresa} \approx (0,5 - 0,75) h$	Si $h = 20-30$ mm $\rightarrow D \approx 10-22$ mm	Controla el radio interno mínimo y la masa nodal añadida
Geometría de nodos	Radio interno mínimo (r_{int})	$r_{int} \geq D_{fresa} / 2$	$r_{int} \approx 5-11$ mm	Incrementa la fracción de masa nodal y modifica el espesor equivalente
Mecanizabilidad de la piel	Espesor mínimo de piel (t_{mfg_min})	$t \geq 3-4$ mm	Adoptado $t = 4$ mm	Garantiza estabilidad durante mecanizado y limita imperfecciones iniciales
Deformación en conformado cilíndrico	Relación altura nervio-radio	$\epsilon = t_{total} / (2R)$	Para $t_{total} \approx 30$ mm $\rightarrow \epsilon \approx 1,2\%$	Limita h para evitar plastificación durante el conformado
Altura máxima de nervio	Relación geométrica	$h / R \leq 0,02$	Para $R = 1250$ mm $\rightarrow h_{max} \approx 25$ mm	Previene deformación plástica y agrietamiento
Adelgazamiento en domos	Espesor final requerido	$t_{final}(\theta) \geq t_{req}(\theta)$	Adoptar $t_{inicial} \approx 1,1 t_{req}$	Compensa adelgazamiento aproximado del 10%
Zonas de soldadura	Espesor local de unión	$t_{weld} \approx 2 t_{piel}$	Si $t = 4$ mm $\rightarrow t_{weld} \approx 8$ mm	Modifica la rigidez local y condiciones de contorno
Sensibilidad a imperfecciones (Koiter)	Parámetro adimensional	$\delta = w0 / t$ (requerir $\delta \ll 1$)	Garantizar $w0 \ll 4$ mm	Controla el factor de abatimiento y la carga crítica real

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

9.4 Uniones estructurales e interfaces del tanque: criterios de diseño conceptual

En un tanque metálico portante, las uniones e interfaces no deben interpretarse como detalles constructivos secundarios, sino como regiones estructuralmente activas que condicionan la continuidad del camino de carga y, por extensión, la estabilidad global del cascarón. A escala conceptual, el interés no reside en definir aún una solución “de plano”, sino en fijar criterios mecánicos verificables que permitan acotar geometrías plausibles de bridas, patrones de tornillería y transiciones anulares, evitando modos de fallo locales que invaliden el comportamiento global previsto para la virola rigidizada.

Una unión anular es una interfaz circunferencial, aproximadamente axisimétrica, situada en un plano transversal al eje del tanque, cuya función es transferir entre dos subconjuntos (por ejemplo, virola-domo, virola-anillo de transición o virola-adaptador de ensayo) las resultantes globales del sistema: carga axial, cortante, momento flector y la componente inducida por presión interna. Su característica esencial es que el intercambio de carga se realiza alrededor de toda la circunferencia, de modo que pequeñas pérdidas de coaxialidad, cambios bruscos de rigidez o concentraciones geométricas actúan como imperfecciones locales con capacidad de amplificar tensiones secundarias y reducir márgenes de estabilidad.

En el modelo de calificación (QM), además, suele ser necesario incorporar interfaces desmontables o instrumentables; por ello, la unión atornillada mediante brida aparece como una configuración representativa y pertinente en el marco conceptual.

9.4.1 Rol mecánico de la tornillería: precarga, fricción y estados límite

En una unión atornillada, el parámetro estructural dominante no es la “resistencia del tornillo” en sí misma, sino la precarga F_i (fuerza de apriete inicial por tornillo). Esta precarga comprime las superficies en contacto y genera una fuerza normal de contacto que, dependiendo del caso de carga, permite:

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

- Transmitir cortantes por fricción (unión “antideslizante”), mientras no exista deslizamiento relativo.
- Si el deslizamiento se produce, transferir cortantes por apoyo (bearing) entre el tornillo y el agujero, activando tensiones locales de aplastamiento y posibles modos de arrancamiento.

A partir de este modelo, el diseño conceptual de la unión se organiza en torno a dos estados límite primarios:

1. **No deslizamiento** (cuando se desea que la unión transmita cortante por fricción).
2. **No separación** (cuando existe componente de tracción o apertura, típicamente por presión o flexión global).

9.4.2 Criterio frente a deslizamiento y demostración numérica de orden de magnitud

Si la unión está solicitada por una fuerza cortante global L_X (resultante tangencial en el plano de la brida), la resistencia al deslizamiento puede expresarse, en primera aproximación, como la fricción disponible en las superficies comprimidas. La condición conceptual mínima es:

$$F_{\text{clamp}} \geq \frac{L_X}{\mu}$$

donde F_{clamp} es la fuerza total de apriete efectiva (suma de precargas efectivas), y μ es el coeficiente de fricción de las superficies de contacto.

Para que el significado físico sea inequívoco, esta relación se interpreta así: si el producto μF_{clamp} es menor que L_X , la unión tenderá a deslizarse y pasará a comportarse como unión en apoyo, concentrando tensiones en agujeros y tornillos.

Demostración conceptual. Supóngase un esfuerzo cortante de ensayo $L_X = 0,5 \text{ MN}$ (orden de magnitud), un coeficiente de fricción conservador $\mu = 0,2$, y un patrón de $n = 60$ tornillos. La fuerza total de apriete requerida sería:

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

$$F_{\text{clamp}} \geq \frac{0,5 \times 10^6}{0.2} = 2,5 \times 10^6 \text{ N}$$

Por tornillo:

$$F_i \approx \frac{F_{\text{clamp}}}{n} \approx \frac{2,5 \times 10^6}{60} \approx 41,7 \text{ kN}$$

El resultado no pretende cerrar el diseño; únicamente muestra que, incluso con cortantes moderados, la precarga por tornillo entra en rangos propios de uniones estructurales (decenas de kN). En consecuencia, si no se garantiza precarga estable y controlada, la hipótesis de “unión por fricción” deja de ser realista y el diseño debe verificarse como unión en apoyo (bearing).

9.4.3 Carga de apertura por presión interna y condición frente a separación

En un tanque presurizado, la presión interna genera una fuerza axial neta sobre el cierre, equivalente a la presión multiplicada por el área proyectada. Para un radio interno representativo R , la fuerza de presión es:

$$F_p = p \pi R^2$$

donde p es la presión considerada (por ejemplo, presión máxima de diseño) y R el radio del tanque.

Con el valor geométrico adoptado en el capítulo ($D = 2.5 \text{ m} \Rightarrow R = 1.25 \text{ m}$) y una presión representativa $p = 0.8 \text{ MPa}$, se obtiene:

$$F_p = 0,8 \times 10^6 \pi (1.25)^2 \approx 3,93 \text{ MN}$$

Esta fuerza tiende a separar la unión en el plano virola-domo (o virola-anillo), por lo que la precarga debe ser suficiente para mantener contacto.

En una formulación elástica simplificada, la parte de carga externa que se traduce en aumento de carga del tornillo viene modulada por un factor de reparto:

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

$$C = \frac{k_b}{k_b + k_m}$$

donde k_b es la rigidez axial del tornillo y k_m la rigidez efectiva a compresión de las piezas unidas. Si C es bajo (bridas rígidas respecto al tornillo), una fracción mayor de la carga externa se “consume” descargando contacto, y la variación de carga en el tornillo es menor; si C es alto, el tornillo absorbe más incremento de carga.

En términos de condición conceptual, lo relevante es evitar que la descarga de contacto agote la precarga. Una forma operativa de expresarlo es exigir que la precarga total supere la fracción de la carga externa que tiende a anular el contacto.

Demostración conceptual

Si se considera, por ejemplo, $C = 0,2$ (unión con bridas relativamente rígidas) y $n = 60$ tornillos, la precarga total necesaria para mantener contacto bajo una carga de apertura del orden de F_p se aproxima por:

$$F_{\text{clamp}} \gtrsim (1 - C) F_p$$

$$F_{\text{clamp}} \gtrsim 0,8 \times 3,93 \approx 3,14 \text{ MN}$$

Por tornillo:

$$F_i \approx \frac{3,14 \times 10^6}{60} \approx 52 \text{ kN}$$

De nuevo, el objetivo no es seleccionar ya diámetro o clase de tornillo, sino evidenciar que la presión interna puede imponer una demanda de precarga comparable a la que se obtendría por cargas estructurales globales. Esto justifica que, a escala conceptual, la unión se diseñe “desde” la presión y no únicamente desde el cortante o la tracción externa.

9.4.4 Verificaciones mínimas en unión en apoyo: aplastamiento y arrancamiento

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

Si el deslizamiento no puede excluirse (por incertidumbre en μ , pérdidas de precarga o cargas dinámicas), la unión debe considerarse en régimen de apoyo. En ese caso, el cortante se transmite por contacto entre el tornillo y el agujero, y aparecen dos verificaciones geométrico-resistentes de primer orden:

Aplastamiento (bearing) en la pared del agujero

Una tensión media de apoyo puede estimarse como:

$$\sigma_B = \frac{L_X}{n D L_G}$$

donde D es el diámetro nominal del tornillo, L_G el "grip length" (espesor total comprimido que participa en el apoyo), n el número de tornillos compartiendo la cortante y L_X la cortante total.

Demostración conceptual

Con $L_X = 0,5 \text{ MN}$, $n = 60$, un tornillo de tamaño conceptual $D = 16 \text{ mm}$ $L_G = 20 \text{ mm}$:

$$\sigma_B = \frac{0.5 \times 10^6}{60 \times 0,016 \times 0,02} \approx 26 \text{ MPa}$$

El valor sirve para comprobar orden de magnitud y para entender tendencias: aumentar D o L_G reduce rápidamente σ_B , pero penaliza masa y espacio de brida; aumentar n reduce σ_B pero incrementa número de taladros y sensibilidad a tolerancias.

Arrancamiento (tear-out) del borde

Si el agujero está demasiado próximo al borde de la brida, puede fallar el ligamento de material por cortadura. El área mínima a cortante se aproxima por:

$$A_{sh} = 2 N_R D L_{eg}$$

donde N_R es el número de tornillos en la fila más cercana al borde, D el diámetro y L_{eg} la distancia desde el centro del agujero hasta el borde efectivo. La resistencia a arrancamiento queda:

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

$$R_{TO} = A_{sh} \tau_{adm}$$

donde τ_{adm} es una resistencia admisible a cortadura del material de la brida.

Estas expresiones se emplean en diseño conceptual porque conectan directamente una decisión geométrica (distancia a borde) con un modo de fallo abrupto; por ello, constituyen una restricción “de arquitectura” del patrón de tornillería, incluso antes de dimensionar definitivamente la brida.

9.4.5 Reglas geométricas de patrón: separación entre tornillos, distancias a borde y debilitamiento por agujereado

Además de resistir cargas, la unión debe ser fabricable y conservar una sección neta suficiente. En fase conceptual, conviene fijar reglas geométricas mínimas para no entrar en configuraciones inviables:

- La **separación entre tornillos** (distancia centro-centro) debe ser suficiente para evitar solapamiento de zonas plásticamente solicitadas alrededor de los agujeros, permitir el apriete y reducir el riesgo de debilitamiento excesivo del anillo por “perforación”. Como guía conceptual, es habitual partir de separaciones del orden de $1.5D$ a $3D$ según rigidez de brida y nivel de carga, ajustándose después en diseño detallado.
- La **distancia al borde** L_{eg} no debe fijarse por criterio geométrico arbitrario, sino por su papel directo en A_{sh} y, por tanto, en el margen frente a arrancamiento. Aumentar L_{eg} mejora de forma lineal la resistencia a tear-out, pero puede incrementar el diámetro de brida y, con ello, masa.
- El **debilitamiento por sección neta** (reducción de área resistente por presencia de agujeros) debe considerarse a escala conceptual como una penalización inevitable: aumentar n reduce tensiones por tornillo, pero incrementa el número de discontinuidades, lo que puede degradar la rigidez circunferencial y favorecer concentraciones de tensión.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

El análisis conceptual muestra que una unión de tanque no debe justificarse únicamente por “capacidad” de tornillos, sino por un equilibrio entre precarga, estabilidad del contacto, geometría del patrón y resistencia local en apoyo. La presión interna puede generar fuerzas axiales de varios meganewtons, por lo que impone demandas de precarga del mismo orden que las cargas estructurales longitudinales, y convierte a las uniones anulares en elementos estructurales primarios. La combinación de criterios frente a deslizamiento, separación, aplastamiento y arrancamiento permite acotar un espacio de diseño realista para el QM, dejando el dimensionado final de tornillería y bridas para la fase CAD y la validación posterior.

9.5 Selección del concepto base

El presente capítulo ha desarrollado, de manera progresiva, los criterios físicos que gobiernan el comportamiento del tanque estructural: régimen de membrana bajo presión interna, inestabilidad elástica bajo compresión axial, sensibilidad a imperfecciones geométricas y eficiencia másica en estructuras de pared delgada.

La selección del concepto base no constituye una preferencia tipológica, sino la consecuencia directa de ese marco mecánico previamente establecido. En este punto no se introducen hipótesis nuevas; se consolidan decisiones.

La arquitectura final debe satisfacer simultáneamente tres exigencias estructurales fundamentales:

1. Resistir la presión interna con un estado tensional predominantemente membranar.
2. Evitar el colapso por pandeo global bajo compresión axial equivalente.
3. Minimizar la masa estructural mediante una distribución eficiente del material.

A partir de estas premisas, se formalizan las decisiones relativas a la virola y a los domos de cierre.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

9.5.1 Selección del patrón estructural de la virola

El análisis paramétrico del apartado 9.2 demostró que, para un radio representativo $R = 1.25$ m, el espesor de piel requerido por criterio de presión interna viene dado por la tensión circunferencial:

$$\sigma_{\theta} = \frac{pR}{t}$$

Esta expresión indica que el espesor mínimo t está gobernado por la presión máxima de diseño y por la tensión admisible del material. Sin embargo, dicho espesor no garantiza estabilidad frente a compresión axial.

La tensión crítica teórica de pandeo para un cilindro perfecto se expresó como:

$$\sigma_{cr} = \frac{E}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \left(\frac{t}{R} \right)$$

donde:

- E es el módulo elástico,
- ν el coeficiente de Poisson,
- t/R la esbeltez transversal.

Esta relación muestra explícitamente que la estabilidad global depende linealmente de t/R . En un tanque de gran radio y pared delgada, aumentar únicamente el espesor t para elevar σ_{cr} implica un incremento directo y proporcional de masa:

$$m \propto t$$

El incremento monolítico de espesor, por tanto, es estructuralmente ineficiente cuando el modo de fallo gobernante es el pandeo elástico.

La rigidización integral introduce un mecanismo diferente: separa material del plano medio, aumentando el momento de inercia equivalente de la pared sin penalización másica proporcional. En términos de rigidez a flexión, el parámetro

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

relevante es el espesor equivalente t^* , cuya influencia sobre la rigidez flexional puede expresarse de forma simplificada como:

$$D \propto E(t^*)^3$$

Esta dependencia cúbica evidencia que pequeñas variaciones geométricas en la altura de los nervios generan incrementos significativos de rigidez, muy superiores a los que se obtendrían aumentando linealmente el espesor de piel.

Entre las configuraciones evaluadas, el patrón isogrid triangular presenta ventajas estructurales claras:

En primer lugar, su geometría proporciona una distribución cuasi-isótropa de rigidez en el plano. Dado que el tanque trabaja bajo un estado tensional biaxial —tracción circunferencial por presión y compresión/tracción meridional por cargas globales—, una malla triangular evita direccionalidades preferentes que puedan inducir modos locales dominantes.

En segundo lugar, el patrón isogrid permite desacoplar de forma relativamente independiente tres parámetros críticos:

- Espesor de piel $t \rightarrow$ gobernado por presión.
- Altura de nervio $h \rightarrow$ gobierna estabilidad global.
- Tamaño de celda $s \rightarrow$ gobierna pandeo local de la piel.

Esta independencia facilita la convergencia teórica entre modos críticos, principio adoptado en el marco conceptual (filosofía de fallo simultáneo).

En tercer lugar, la continuidad geométrica del mecanizado integral reduce discontinuidades abruptas y mejora la robustez frente a imperfecciones. En estructuras extremadamente sensibles al pandeo, la distribución homogénea de rigidez contribuye a reducir concentraciones locales que puedan actuar como disparadores de bifurcación prematura.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

Por estas razones, se adopta como concepto base una **virola cilíndrica rigidizada mediante patrón isogrid mecanizado integralmente**, con parámetros geométricos ajustados para garantizar que la tensión axial neta en vuelo:

$$\sigma_{z,net} = \sigma_{z(comp)} - \frac{pR}{2t}$$

permanezca inferior a la tensión crítica real penalizada por imperfecciones.

9.5.2 Selección de la geometría de los domos

La comparación entre domos torisféricos y elipsoidales mostró diferencias significativas en términos de distribución de tensiones y continuidad de curvatura.

En un domo torisférico, la transición entre el casquete esférico y el nudillo tórico implica un cambio abrupto en los radios principales de curvatura. Bajo presión interna, esta discontinuidad genera incompatibilidades de deformación que activan momentos flectores locales. El resultado es la aparición de:

- tensiones circunferenciales elevadas en el nudillo,
- compresiones locales susceptibles de pandeo,
- necesidad de sobredimensionamiento en zonas específicas.

En contraste, el domo elipsoidal presenta una variación continua de los radios de curvatura R_ϕ y R_θ . Esta continuidad geométrica permite que los flujos de membrana evolucionen gradualmente desde el polo hasta el ecuador, reduciendo la magnitud de tensiones secundarias.

Desde el punto de vista del equilibrio de membrana, la relación:

$$\frac{N_\phi}{R_\phi} + \frac{N_\theta}{R_\theta} = p$$

indica que la distribución de esfuerzos depende directamente de la evolución de los radios principales. En el elipsoide, la transición suave evita concentraciones bruscas de esfuerzo.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

Adicionalmente, la tangencia continua en el ecuador facilita la integración estructural con la virola, minimizando excentricidades geométricas que podrían actuar como imperfecciones iniciales relevantes frente a pandeo global.

En términos de eficiencia másica y coherencia con la hipótesis de predominio de membrana adoptada en el diseño conceptual, el domo elipsoidal resulta estructuralmente superior.

Por tanto, se adopta como concepto base un domo elipsoidal de revolución, optimizado para trabajar predominantemente en régimen de membrana bajo presión interna.

9.5.3 Configuración estructural final adoptada

Integrando las decisiones anteriores, el concepto estructural seleccionado queda definido como:

- Tanque monocasco portante.
- Virola cilíndrica rigidizada mediante patrón isogrid integral.
- Domos elipsoidales de cierre.
- Interfaces diseñadas para garantizar continuidad geométrica y rigidez compatible.

Esta arquitectura satisface de forma coherente los criterios físicos desarrollados:

Trabaja en régimen de membrana bajo presión interna, minimizando momentos flectores parásitos. Eleva la carga crítica frente a compresión axial mediante aumento eficiente de rigidez equivalente. Permite convergencia teórica de modos críticos, optimizando la masa superficial. Reduce sensibilidad a imperfecciones mediante continuidad geométrica y distribución homogénea de rigidez.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

9.5.4 Cierre del concepto estructural

El análisis realizado a lo largo del capítulo demuestra que el monocasco simple resulta insuficiente frente a inestabilidad global, y que configuraciones con discontinuidades abruptas de curvatura introducen penalizaciones innecesarias en términos de masa y concentración de tensiones.

La combinación **virola isogrid y domos elipsoidales** no surge como una elección arbitraria, sino como la única solución que, dentro del marco conceptual adoptado, permite satisfacer simultáneamente los requisitos de presión, estabilidad y eficiencia estructural.

Con esta decisión queda formalmente definido el concepto estructural base del tanque.

El capítulo siguiente abordará su materialización geométrica detallada y la implementación paramétrica del modelo.

9.6 Idealización estructural para el análisis comparativo de patrones de rigidización

El dimensionado preliminar desarrollado en los apartados anteriores ha permitido establecer un marco paramétrico coherente para la virola rigidizada, identificando las variables geométricas dominantes (t , h , s) y su influencia sobre estabilidad global, pandeo local y eficiencia másica.

No obstante, la evaluación cuantitativa detallada de la respuesta estructural de un cilindro completo rigidizado mediante patrón integral (ya sea isogrid u orthogrid) implica un modelo tridimensional de elevada densidad geométrica, con miles de discontinuidades locales, radios internos y cambios de espesor. Este nivel de detalle conduce a modelos numéricos con un número muy elevado de grados de libertad, especialmente cuando se pretende capturar modos de pandeo local acoplados con inestabilidad global.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

Desde un punto de vista metodológico, resulta innecesario modelar la virola completa para caracterizar el comportamiento estructural dominante, siempre que se preserve la representatividad mecánica del patrón. La respuesta del cilindro rigidizado está gobernada por la periodicidad geométrica de la retícula y por la interacción entre piel y nervios a escala local. Por tanto, puede recurrirse a una idealización mediante dominios estructuralmente equivalentes que reproduzcan el estado tensional y las condiciones de borde características del cascarón real.

9.6.1 Fundamento mecánico de la idealización por dominio representativo

La pared de la virola rigidizada presenta periodicidad geométrica tanto en dirección axial como circunferencial. En ausencia de discontinuidades globales (boquillas, grandes penetraciones o cambios abruptos de espesor), el campo tensional en régimen elástico puede considerarse cuasi-periódico.

Si se define una celda elemental caracterizada por:

- Espesor de piel t ,
- Altura de nervio h ,
- Separación entre rigidizadores s ,

el comportamiento global del cilindro puede interpretarse como la repetición espacial de dicha unidad estructural bajo un estado de carga predominantemente membranar con componente de compresión axial.

En estas condiciones, el análisis puede restringirse a un dominio representativo suficientemente amplio para:

1. Permitir el desarrollo natural de modos de pandeo local.
2. Capturar la interacción entre rigidización y piel.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

3. Reproducir el acoplamiento entre tensión circunferencial y compresión meridional.

Esta aproximación no constituye una simplificación arbitraria, sino una aplicación directa del principio de periodicidad estructural en cascarones rigidizados.

9.6.2 Justificación técnica de la modelización mediante placas representativas

La virola real es una superficie cilíndrica de radio $R = 1,25$ m. Sin embargo, para valores de separación entre rigidizadores en el rango:

$$s = 80 - 120 \text{ mm}$$

la curvatura circunferencial introduce una variación geométrica pequeña a escala local. La relación característica entre tamaño de celda y radio es:

$$s / R \ll 1$$

lo que permite aproximar localmente la superficie cilíndrica como una placa débilmente curvada sin alterar significativamente la rigidez local del panel.

Bajo esta premisa, puede adoptarse una representación en placa plana equivalente para el análisis comparativo inicial entre patrones de rigidización, siempre que:

- Se mantenga el espesor real de piel.
- Se mantenga la altura real de nervios.
- Se conserven las fracciones volumétricas de material.
- Se apliquen condiciones de contorno coherentes con el estado de membrana del cilindro.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

La idealización en placa permite reducir drásticamente el coste computacional sin modificar los parámetros adimensionales dominantes del problema, particularmente:

- $t / s \rightarrow$ gobernante del pandeo local,
- $h / t \rightarrow$ gobernante de la eficiencia flexional,
- $R / t \rightarrow$ gobernante de estabilidad global (introducido posteriormente como carga equivalente).

9.6.3 Metodología adoptada para el estudio comparativo

Con el fin de evaluar el comportamiento estructural relativo de configuraciones isogrid y orthogrid bajo condiciones de carga equivalentes, se adopta la siguiente estrategia:

- Definición de dos dominios planos representativos, cada uno con dimensiones suficientes para albergar múltiples celdas del patrón.
- Conservación de los mismos valores de:
 - Espesor de piel t .
 - Altura de nervio h .
 - Material base.
- Aplicación de cargas equivalentes de membrana que reproduzcan:
 - Tensión circunferencial por presión interna.
 - Compresión axial equivalente.

Esta estrategia permite comparar:

- Rigidez efectiva en dirección axial.
- Sensibilidad al pandeo local.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

- Distribución de tensiones en nodos e intersecciones.
- Eficiencia estructural relativa en términos de masa específica.

El enfoque evita introducir sesgos derivados del mallado excesivo o de la discretización global del cilindro completo, centrando el análisis en los mecanismos resistentes fundamentales.

9.6.4 Alcance y limitaciones de la aproximación adoptada

La modelización mediante placas representativas no pretende sustituir el análisis completo de la virola cilíndrica, sino proporcionar una herramienta de comparación y validación conceptual en fase preliminar.

La aproximación es válida siempre que:

- El modo crítico esté gobernado por fenómenos locales o cuasi-locales.
- No existan discontinuidades globales dominantes.
- La longitud característica del dominio representativo sea pequeña frente a la longitud total de la virola.

La estabilidad global del cilindro completo se verificará posteriormente mediante formulaciones analíticas y modelos simplificados coherentes con la teoría de cascarones desarrollada en el Capítulo 8.

9.6.5 Coherencia con la filosofía de diseño adoptada

El objetivo del presente trabajo no es maximizar el detalle geométrico del modelo numérico, sino identificar configuraciones estructurales capaces de:

- Satisfacer simultáneamente presión interna y compresión axial.
- Minimizar masa estructural.
- Reducir sensibilidad a imperfecciones.

IX Desarrollo Conceptual del Tanque

La idealización adoptada no constituye una simplificación reductiva del problema estructural, sino una formalización coherente con la naturaleza periódica de la virola rigidizada. Al preservar los parámetros geométricos dominantes y las relaciones adimensionales que gobiernan la estabilidad y la rigidez equivalente, el dominio representativo mantiene la esencia mecánica del sistema real.

Esta aproximación permite aislar los mecanismos resistentes fundamentales (interacción piel-rigidizadores, desarrollo de modos locales y contribución a la rigidez axial equivalente) sin introducir complejidad geométrica global que no aporte información estructural adicional en fase conceptual.

En consecuencia, el análisis comparativo entre configuraciones de rigidización se desarrollará sobre dominios representativos equivalentes, garantizando coherencia física, eficiencia metodológica y trazabilidad entre hipótesis de diseño y resultados numéricos. Con esta decisión queda cerrado el marco conceptual del tanque estructural. El capítulo siguiente abordará la materialización geométrica paramétrica de los dominios definidos, así como la implementación CAD necesaria para su posterior análisis estructural.

X. Modelado CAD y consideraciones de manufactura

10.1 Modelado CAD de la envolvente resistente

10.1.1 Virola cilíndrica: modelado paramétrico y definición de zona de unión axial

La virola constituye el elemento estructural predominante del tanque, ya que concentra la mayor parte de la rigidez axial, circunferencial y flexional del sistema. Su modelado no se limita a la generación geométrica de un cilindro, sino que se plantea como la definición de una envolvente resistente cuya configuración condiciona directamente el comportamiento frente a presión interna, cargas axiales y fenómenos de estabilidad.

El modelo se ha desarrollado mediante una estrategia completamente paramétrica, definiendo como variables principales:

- Radio medio de la virola $R = 1,25 \text{ m}$
- Longitud útil L
- Espesor de piel $t = 4 \text{ mm}$

Estos parámetros gobiernan tanto el estado tensional de membrana como la sensibilidad a inestabilidad global, al depender directamente de la relación t/R . La parametrización permite modificar el espesor o el diámetro sin necesidad de reconstruir la arquitectura del modelo, garantizando coherencia en iteraciones posteriores.

Modelado geométrico base

La virola se genera como sólido de revolución de radio constante y longitud definida según la arquitectura del tanque. Esta aproximación asegura:

- Continuidad circunferencial completa.
- Transmisión uniforme de esfuerzos de membrana.
- Ausencia de discontinuidades geométricas artificiales.

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura



Desde el punto de vista estructural, esta continuidad es esencial para que el tanque actúe como estructura presurizada primaria integrada en el lanzador.

Configuración orthogrid adoptada en el modelo

En el presente modelo de calificación se ha adoptado como configuración base la retícula tipo orthogrid mecanizada integralmente sobre la piel (utilizando operaciones booleanas de sustracción), compuesta por rigidizadores longitudinales y circunferenciales de sección rectangular.

La geometría implementada responde al siguiente esquema estructural:

- Espesor de piel constante.
- Nervios ortogonales de 3.5 mm de espesor.
- Altura de rigidizador de 25 mm.
- Paso axial y circunferencial definidos paramétricamente.
- Banda axial libre de retícula para zona de soldadura.

La elección de esta configuración para el modelo de referencia responde a varios criterios estructurales:

- Proporciona elevada rigidez axial, relevante frente a compresión global del lanzador.
- Permite un control claro de la relación entre separación de rigidizadores y espesor de piel.
- Facilita la fabricación mediante mecanizado integral.
- Presenta un comportamiento predecible bajo estados de membrana biaxial.

Desde el punto de vista mecánico, el orthogrid incrementa la inercia efectiva de la sección sin penalizar significativamente la masa, permitiendo desacoplar

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura



parcialmente la resistencia a presión (dominada por la piel) de la resistencia a compresión (dominada por la altura de nervio).

En el modelo CAD, esta configuración se ha implementado de forma completamente paramétrica, permitiendo modificar:

- Paso entre nervios.
- Espesor de rigidizador.
- Altura.
- Offset respecto a bordes.
- Activación o desactivación de zonas sin patrón.

Esta flexibilidad resulta esencial para posteriores estudios de sensibilidad estructural.

Desarrollo en plano y estrategia *sheet metal*

Con el fin de facilitar el mecanizado del patrón rigidizado y controlar con precisión la repetitividad geométrica, el patrón se ha definido sobre el desarrollo plano de la virola.

Este procedimiento presenta varias ventajas técnicas:

- Permite controlar con exactitud los pasos geométricos en dirección axial y circunferencial.
- Evita acumulaciones de error asociadas a operaciones de “wrap” sobre superficies curvas.
- Mantiene trazabilidad dimensional directa entre el modelo CAD y la pieza manufacturable.

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura

MUIPCM

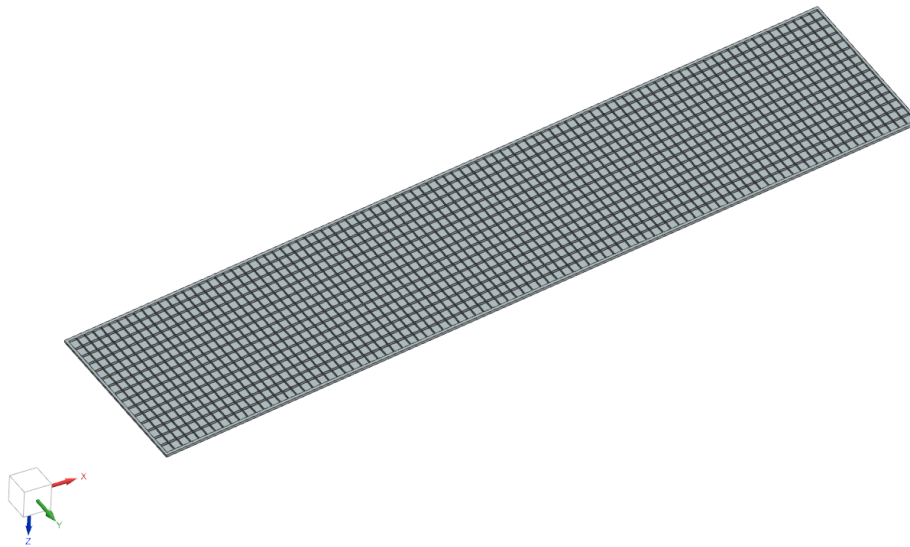


Figura 45: Modelo en plano para fabricación de la virola de orthogrid (Elaboración propia)

Una vez definido el patrón en plano, la geometría queda preparada para su conformado cilíndrico, asegurando que la repetición periódica del rigidizado sea coherente en todo el perímetro.

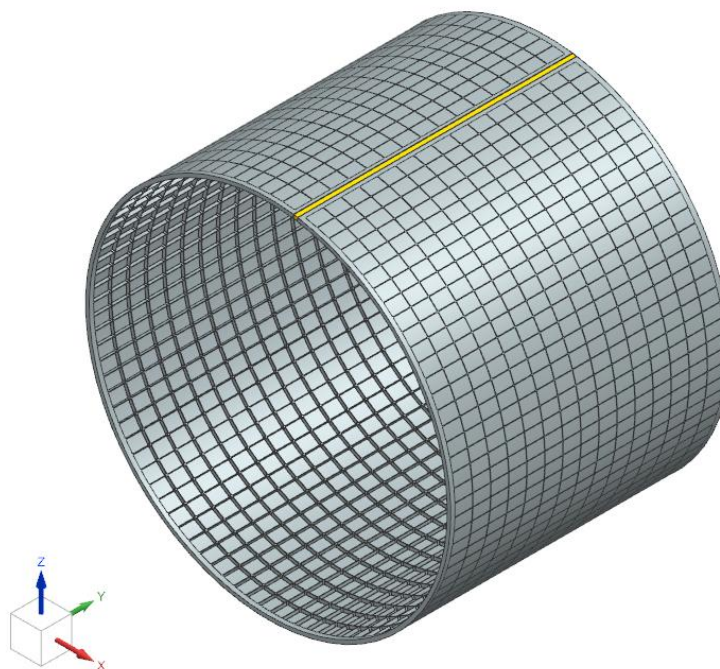


Figura 46: Virola curvada y conformada con el cordón de soldadura (Elaboración propia)

Estrategia de reducción de masa: hollow nodes

En configuraciones reticuladas mecanizadas, los nodos de intersección concentran un volumen de material superior al estrictamente necesario para el transporte de esfuerzos de membrana. Aunque esta acumulación incrementa la rigidez local, no siempre contribuye proporcionalmente a la eficiencia masa-rigidez del conjunto.

Por ello, se contempla en el modelo la posibilidad de introducir aligeramientos locales en nodos, mediante vaciado controlado del volumen interno manteniendo:

- Continuidad geométrica externa.
- Transición suave entre cavidad y rigidizadores.
- Radios internos suficientes para evitar concentraciones artificiales.

En el presente TFM, esta estrategia no se ha implementado en el modelo de calificación inicial, ya que el objetivo principal es comparar configuraciones en igualdad de condiciones conservadoras. No obstante, la geometría ha sido preparada de manera que la introducción paramétrica de hollow nodes pueda realizarse en iteraciones futuras.

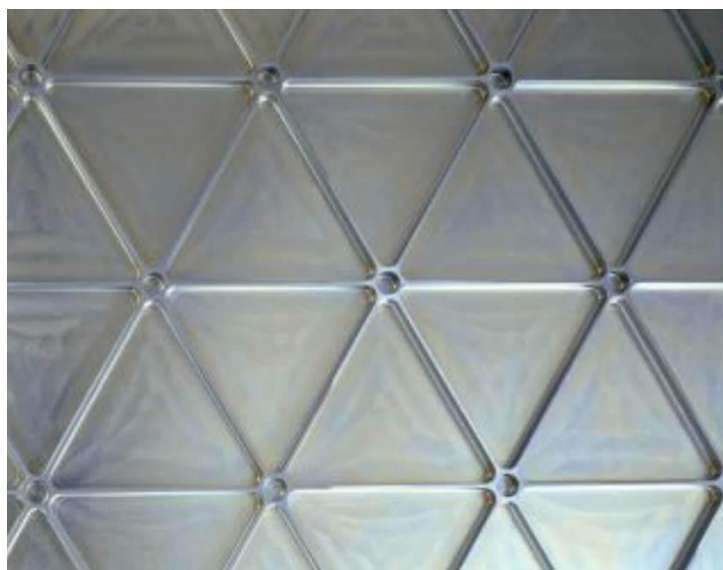


Figura 47: Patrón de isogrid con hollow nodes integrados (NASA)

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura



Esta línea de optimización resulta especialmente relevante para modelos de vuelo, donde la reducción de masa en nodos puede generar beneficios acumulativos significativos sin comprometer la resistencia global, siempre que se valide adecuadamente frente a pandeo local e imperfecciones.

Definición de la banda de soldadura axial

Dado que la virola no puede fabricarse como cilindro cerrado monolítico, se incorpora una banda longitudinal sin rigidización destinada a la unión axial.

Esta banda cumple tres funciones estructurales fundamentales:

- Permitir la ejecución del cordón de soldadura.
- Absorber la zona afectada térmicamente (HAZ).
- Garantizar continuidad estructural tras la unión.

Para compensar la posible reducción de admisibles en la zona soldada, se introduce un sobreespesor local en la banda de unión. El espesor en dicha región se incrementa respecto al espesor nominal de la piel, adoptando una transición progresiva que evite concentraciones de rigidez.

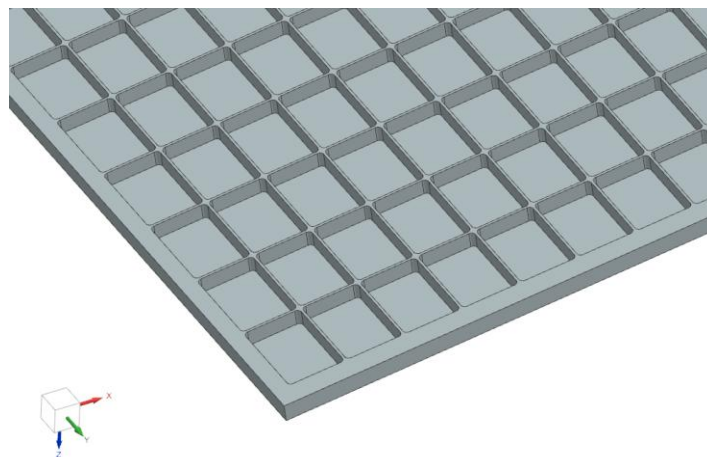


Figura 48: Incremento de espesor en la sección de soldadura (Elaboración propia)

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura



Es importante destacar que esta transición no se modela como un salto abrupto, sino mediante un ahusamiento geométrico continuo, minimizando la aparición de momentos secundarios debidos a discontinuidades en la rigidez flexional.

Consideraciones de modelado orientadas a verificación estructural

El modelo CAD no se ha concebido únicamente con criterio geométrico, sino con una clara orientación a su posterior verificación numérica. Por ello:

- Se identifican explícitamente las zonas de campo lejano de la piel.
- Se delimitan con claridad las regiones de unión axial.
- Se evitan detalles geométricos irrelevantes para el comportamiento global que puedan penalizar el mallado.
- Se mantiene coherencia entre espesor nominal, sobreespesores y transiciones.

Este planteamiento asegura que el modelo utilizado en fases posteriores de análisis represente fielmente los mecanismos resistentes dominantes sin introducir artificios numéricos ni simplificaciones incoherentes con la realidad constructiva.

10.1.2. Modelado CAD de los domos: definición geométrica elipsoidal, espesor y detalles de integración

El cierre del tanque se ha resuelto mediante domos de geometría elipsoidal 2:1, seleccionados por su buena eficiencia estructural bajo presurización interna y por su capacidad de reducir la altura total respecto a una solución hemisférica, manteniendo un estado tensional predominantemente membranar. La geometría se ha implementado de forma paramétrica, de modo que el perfil del domo quede vinculado directamente al diámetro nominal de la virola y pueda actualizarse sin reconstrucción del modelo.

Definición analítica del perfil elipsoidal 2:1

El domo se genera a partir de la revolución de una elipse alrededor del eje del tanque. En coordenadas del plano meridional, la elipse puede expresarse como:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$$

donde:

- a es el semieje mayor en dirección radial (radio en planta del tanque),
- b es el semieje menor en dirección axial (altura del domo).

Para una relación 2:1 habitual, se adopta:

$$b = \frac{a}{2}$$

Si el diámetro nominal del tanque es $D = 2500$ mm, entonces:

$$a = \frac{D}{2} = 1250 \text{ mm}$$

$$b = \frac{a}{2} = 625 \text{ mm}$$

Por tanto, el perfil meridional queda definido numéricamente por:

$$\frac{x^2}{1250^2} + \frac{y^2}{625^2} = 1$$

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura



o, si se requiere la forma explícita para construir el sketch en NX:

$$y = 625 \sqrt{1 - \left(\frac{x}{1250}\right)^2} \text{ con } 0 \leq x \leq 1250$$

Esta formulación permite generar el contorno del domo mediante una curva elíptica completa o mediante puntos paramétricos controlados, garantizando continuidad geométrica y reproducibilidad del perfil.

Espesor adoptado e integración con la virola

El domo se ha modelado con el mismo espesor nominal que la virola, $t = 4$ mm, con el objetivo de:

- preservar continuidad de rigidez membranal en la transición virola-domo,
- evitar introducir una variable adicional de dimensionamiento en fase de calificación,
- garantizar compatibilidad con el mecanizado integral planteado para la envolvente resistente.

La unión con la virola se ha resuelto asegurando continuidad geométrica sin escalones de espesor, evitando discontinuidades que podrían generar momentos secundarios y concentraciones de tensión bajo estados de carga combinados.

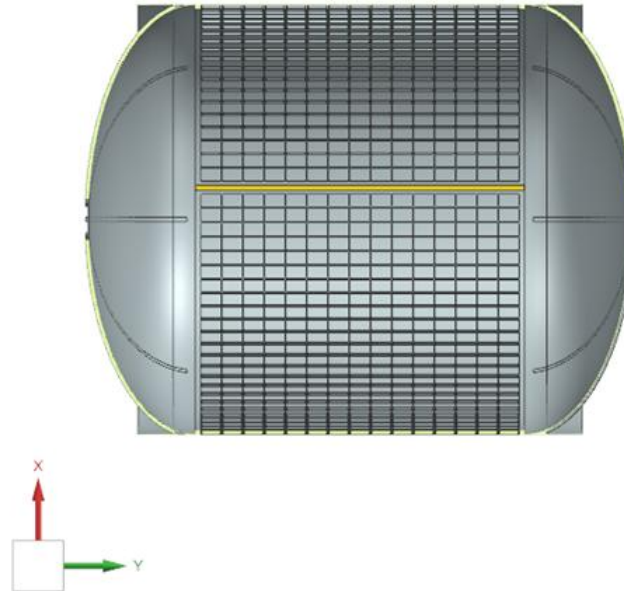


Figura 49: Vista de sección de los domos y virola (Elaboración propia)

Extensión mecanizada de continuidad del patrón rigidizado

En el domo se ha incorporado una extensión rigidizada compatible con la virola, materializada como una región mecanizada integrada en el propio cascarón que permite prolongar el esquema estructural hacia el cambio de curvatura. En términos de modelado, esta región funciona como una “zona de continuidad” del panel rigidizado, evitando una terminación abrupta del patrón en la unión y reduciendo la aparición de discontinuidades locales de rigidez.

Adicionalmente, se ha incorporado una nervadura exterior de refuerzo, representativa de un rigidizador circunferencial local, cuya función es:

- incrementar rigidez local en la zona de transición,
- estabilizar la región próxima a la interfaz de integración,
- actuar como elemento de reparto frente a acciones secundarias de montaje.

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura



Este detalle, aun siendo geoméricamente simple, contribuye a que el modelo represente una arquitectura más cercana a un tanque real, donde las zonas de unión y cambio de curvatura rara vez se dejan sin refuerzo.

Definición del puerto de acceso (manhole / lid)

En el vértice del domo se ha modelado un orificio circular destinado a representar el puerto de acceso mediante tapa (*lid* o *manhole*), empleado para operaciones de llenado, inspección y mantenimiento. Este elemento se ha incluido por dos razones:

1. **Representatividad funcional:** un tanque operativo requiere al menos un punto de acceso y/o interfaces de alimentación.
2. **Representatividad estructural:** una penetración en el domo introduce una discontinuidad geométrica real que condiciona el diseño local y que, en fases posteriores, puede requerir refuerzos específicos o análisis dedicados.

En el modelo actual, el orificio se ha definido como elemento de referencia geométrica para la interfaz, quedando su refuerzo detallado (*boss*, *pad* o *doubler*) como una posible evolución del modelo de vuelo, donde la definición final dependerá del sistema de alimentación y de las cargas de interfaz.

Secuencia de modelado aplicada en NX

La estrategia CAD empleada para el domo se basa en una secuencia robusta y paramétrica:

- Definición del perfil elíptico 2:1 en sketch meridional mediante a y b .
- Revolución 360° para generar la superficie/volumen base.
- Asignación de espesor nominal $t = 4$ mm asegurando continuidad con la virola.
- Incorporación de región de continuidad mecanizada del patrón.
- Inclusión de nervadura exterior como refuerzo local.
- Generación del orificio de acceso en el polo del domo.

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura

MUIPCM

Con ello, el domo queda integrado en el modelo como parte funcional y estructural de la envolvente resistente, conservando coherencia geométrica con la virola y añadiendo detalles mínimos pero representativos que permiten justificar decisiones de diseño y preparar la transición hacia fases de verificación y refinamiento.

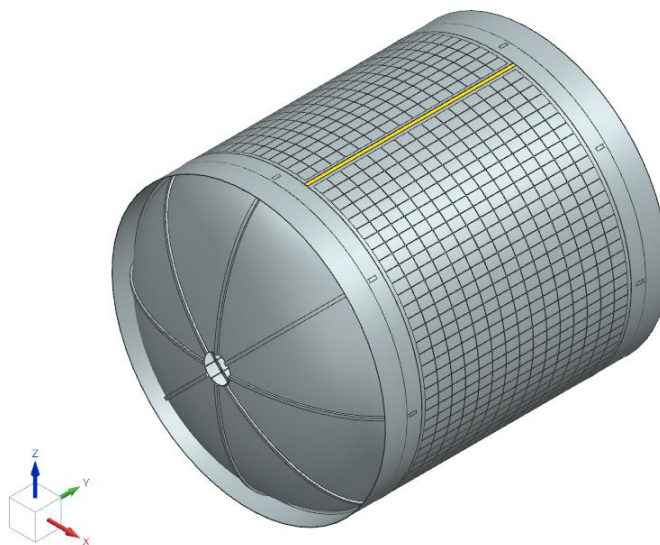


Figura 50: Domos(+Y/-Y) integrados con la virola (Elaboración propia)

10.1.3 Diseño e implementación CAD del sistema *anti-sloshing*

El control del *sloshing* se incorpora como un elemento funcional del modelo de calificación, al afectar simultáneamente a la estabilidad del vehículo (acoplamiento fluido-estructura) y a la integridad local del tanque por excitaciones dinámicas. En tanques cilíndricos, la solución más directa y habitual consiste en deflectores anulares (ring baffles) solidarios a la pared, capaces de disipar energía del movimiento del fluido y, de forma secundaria, aumentar la estabilidad local del cascarón al actuar como arriostramiento circunferencial.

Formulación de referencia para el primer modo de *sloshing* en tanque cilíndrico

Para dimensionamiento preliminar, el comportamiento del primer modo de oscilación libre de la superficie puede estimarse con el modelo lineal de oleaje en recipiente cilíndrico, donde la frecuencia angular queda aproximada por:

$$\omega_1^2 = g k \tanh(k h)$$

siendo g la gravedad, h la altura de llenado y k el número de onda modal. Para el primer modo en un cilindro, se adopta:

$$k = \frac{\xi_1}{R} \cos \xi_1 \approx 1,841$$

donde R es el radio interno del tanque.

Evaluación numérica de orden de magnitud: tomando $R = 1,25$ m,

$$k = \frac{1,841}{1,25} = 1,4728 \text{ m}^{-1}$$

Si se considera un llenado representativo cercano a media altura ($h \approx R = 1.25$ m):

$$k h = 1,4728 \cdot 1,25 = 1,841 \Rightarrow \tanh(k h) \approx \tanh(1,841) \approx 0,95$$

$$\omega_1^2 = 9,81 \cdot 1,4728 \cdot 0,95 \approx 13,7 \Rightarrow \omega_1 \approx 3,70 \text{ rad/s}$$

$$f_1 = \frac{\omega_1}{2\pi} \approx \frac{3,70}{2\pi} \approx 0,59 \text{ Hz}$$

Este resultado fija el orden de magnitud del fenómeno: un primer modo lento (sub-Hz) que puede acoplar con maniobras, flexión global y excitaciones de baja frecuencia del lanzador, justificando la presencia de deflectores.

Criterio geométrico derivado: la longitud de onda asociada al modo puede aproximarse como:

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura



$$\lambda \approx \frac{2\pi}{k} = \frac{2\pi}{1,4728} \approx 4,27 \text{ m}$$

Por tanto, la introducción de al menos un elemento disipativo cada fracción relevante de λ (típicamente del orden de $\lambda/2$) resulta eficaz para romper la coherencia del patrón de movimiento, especialmente en virolas de longitud comparable (orden de metros).

Configuración CAD adoptada en el modelo de calificación

Con base en la práctica habitual en tanques cilíndricos, se ha representado el sistema *anti-sloshing* mediante deflectores anulares integrados en el interior de la virola. El objetivo del CAD en esta fase no es cerrar el diseño fluidodinámico definitivo, sino:

- Introducir una geometría físicamente realista,
- Asegurar compatibilidad con espesor y arquitectura del cascarón.
- Preparar el modelo para análisis estructural posterior (interacción con rigidez local y concentraciones).

En el modelo, cada deflector se define como un anillo de espesor coherente con la piel ($t \approx 4 \text{ mm}$), unido al cascarón interior. Para evitar una compartimentación rígida del volumen y permitir procesos de drenaje/llenado, el anillo incorporará aberturas (ventanas o taladros alargados) distribuidas angularmente, manteniendo un compromiso entre:

- Área bloqueada (efectividad de amortiguamiento),
- Área abierta (funcionalidad y compatibilidad de operación).

Nota de alcance y evolución

En esta etapa se modela un sistema *anti-sloshing* representativo, suficiente para la trazabilidad del diseño y para capturar su influencia estructural. La optimización fina (número de anillos, fracción de área abierta, posición exacta en función del perfil de

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura



llenado y espectro dinámico del lanzador) se plantea como línea natural de maduración hacia configuraciones de vuelo.

Si se indica la longitud real de la virola y el rango de llenado que se quiere representar (mínimo/máximo), se puede cerrar este subapartado con una propuesta numérica concreta de número de anillos y posiciones axiales (por ejemplo, en función de $\lambda/2$ y del centro de masas del fluido), sin introducir hipótesis innecesarias.

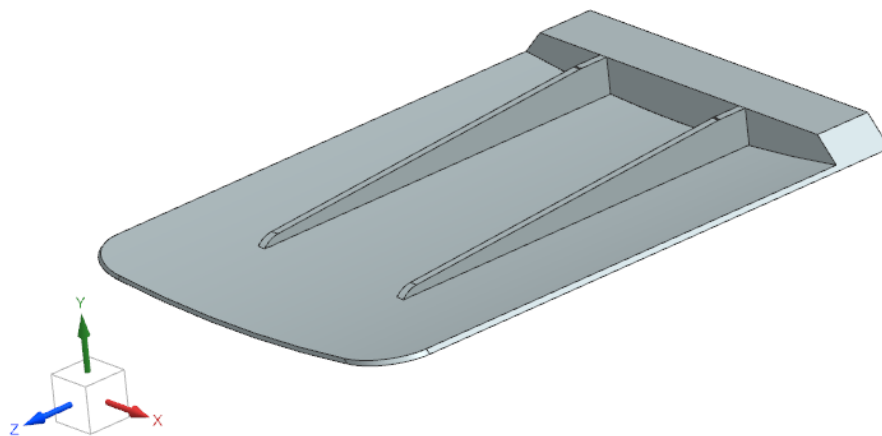


Figura 51: Elemento representativo de anti-sloshing del tanque (Elaboración propia)

10.2 Procesos de fabricación y uniones

La viabilidad del tanque como estructura primaria presurizada depende de que el proceso de fabricación preserve simultáneamente tres atributos: precisión geométrica (para estabilidad), integridad metalúrgica (para resistencia y tolerancia al daño) y eficiencia de masa (para cumplir objetivos de diseño). En coherencia con el espesor nominal de piel, la arquitectura rigidizada integral (orthogrid/isogrid) y los domos elipsoidales 2:1, se adopta una ruta industrial basada en mecanizado CNC de alta precisión, conformado controlado y uniones soldadas de alta calidad.

10.2.1 Fabricación de la virola

La virola constituye el elemento portante principal frente a compresión axial y flexión global del lanzador, y, simultáneamente, el cascarón que transporta la tracción circunferencial debida a la presurización. Por ello, su fabricación se plantea a partir de placa de aluminio de alta resistencia, mecanizada integralmente para obtener la topología orthogrid o isogrid con piel remanente de 4 mm.

Mecanizado integral en plano: El patrón rigidizado se obtiene mediante fresado CNC a partir de una placa inicialmente plana. Esta fase requiere centros de mecanizado de gran formato y una estrategia de proceso orientada a controlar deformaciones y variaciones de espesor, ya que el mecanizado elimina un porcentaje mayoritario de material y libera tensiones residuales asociadas a la historia termomecánica del producto base. La metodología adoptada prioriza:

- Sujeción rígida y repetible (p. ej., cama de vacío sectorizada y apoyos distribuidos).
- Secuencias de desbaste/acabado con retirada progresiva de material para reducir gradientes térmicos y distorsiones.
- Control metrológico del espesor remanente y de radios internos, por su influencia directa en pandeo local y concentraciones.

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura

MUIPCM

El objetivo de esta fase no es únicamente “definir geometría”, sino garantizar que la pared rigidizada conserve tolerancias compatibles con estabilidad de cascarón, evitando que imperfecciones geométricas y variaciones de espesor penalicen la respuesta mecánica.

Conformado cilíndrico y control de preparación: Una vez mecanizado el patrón, la placa se conforma hasta el radio de diseño mediante un proceso de cilindrado controlado (p. ej., prensado progresivo o procesos de conformado asistido). A escala macroscópica, el conformado introduce un gradiente de tensiones residuales (tracción en fibras externas y compresión en internas) que puede superponerse a cargas de vuelo; por tanto, el proceso se gobierna por criterios de límite elástico y por la necesidad de minimizar ovalización y alabeos.



Figura 52: Curvado de una virola (PLDSpace)

Preparación de bordes y tierras de soldadura (*weld lands*): Para permitir el cierre longitudinal de la virola y su unión con los domos, el diseño incorpora bandas macizas sin retícula en las zonas de ensamblaje. Estas regiones cumplen doble función: proporcionar material suficiente para una unión robusta y reducir la sensibilidad a defectos geométricos locales. En términos de concepción, las *weld lands* se sobredimensionan respecto al espesor nominal de piel (orden de 2-2.25 *t*) para compensar la degradación de propiedades asociada a la unión y para robustecer la transición de rigidez. La transición geométrica hacia la piel nominal se implementa con

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura

MUIPCM

un ahusamiento suave, evitando escalones que introduzcan momentos secundarios y concentraciones tensionales.

Razonamiento frente a soluciones con fijaciones mecánicas: La rigidización integral mecanizada elimina un número muy elevado de uniones mecánicas y orificios, reduciendo concentradores de tensión, eliminando rutas potenciales de fuga y mejorando la eficiencia masa-rigidez. Desde el punto de vista estructural, la pared se comporta como un cascarón equivalente ortótropo/isótropo (según patrón), con continuidad material superior a configuraciones convencionales de piel y larguerillo ensamblados.

10.2.2 Fabricación de los domos

Los domos se fabrican como piezas monolíticas con perfil elipsoidal 2:1 mediante mecanizado en 5 ejes a partir de preforma (forjada o conformada), con el objetivo de controlar con precisión el contorno meridional y el espesor final. Esta ruta de proceso es coherente con las necesidades de una estructura presurizada primaria por tres motivos: precisión geométrica (estabilidad), continuidad de espesor (resistencia membranar) e integración de discontinuidades funcionales (puertos).



Figura 53: Domo de la SLS (NASA)

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura

MUIPCM

Control de espesores e integración de interfaces: La cinemática de 5 ejes permite mantener el espesor nominal de diseño y, cuando procede, introducir engrosamientos locales y “bosses” integrales para puertos de acceso, llenado o instrumentación sin recurrir a parches añadidos. La integración monolítica reduce distorsiones térmicas y excentricidades del flujo de carga que aparecerían si dichas interfaces se soldaran sobre una superficie de curvatura compuesta.



Figura 54: Comprobación de espesores en metrología (PLDSpace)

Continuidad geométrica en la unión virola-domo: Se asegura que el borde ecuatorial del domo mantenga tangencia y coaxialidad con la virola para evitar desajustes angulares o escalones de geometría que generen esfuerzos parásitos. Esta consideración es particularmente relevante en un tanque sometido a compresión y presurización, donde pequeñas discontinuidades geométricas pueden amplificar la sensibilidad a pandeo.

10.2.3 Proceso de unión

El tanque requiere dos uniones estructuralmente críticas: el cierre axial de la virola y las uniones circunferenciales virola-domo. La selección del proceso de unión se gobierna por tres variables: conservación de propiedades mecánicas, control de distorsiones/imperfecciones y repetibilidad industrial.

X Modelado CAD y consideraciones de manufactura

MUIPCM

Soldadura por fricción-agitación (FSW) como opción de referencia: La FSW, al ser un proceso en estado sólido, reduce de forma significativa los problemas asociados a la soldadura por fusión en aleaciones de alta resistencia (porosidad, agrietamiento en caliente y gran degradación metalúrgica local). Además, tiende a generar menores tensiones residuales térmicas y menores distorsiones geométricas, lo que es determinante en estructuras gobernadas por inestabilidad: imperfecciones como *peaking* o *mismatch* penalizan de forma muy severa la carga crítica real.

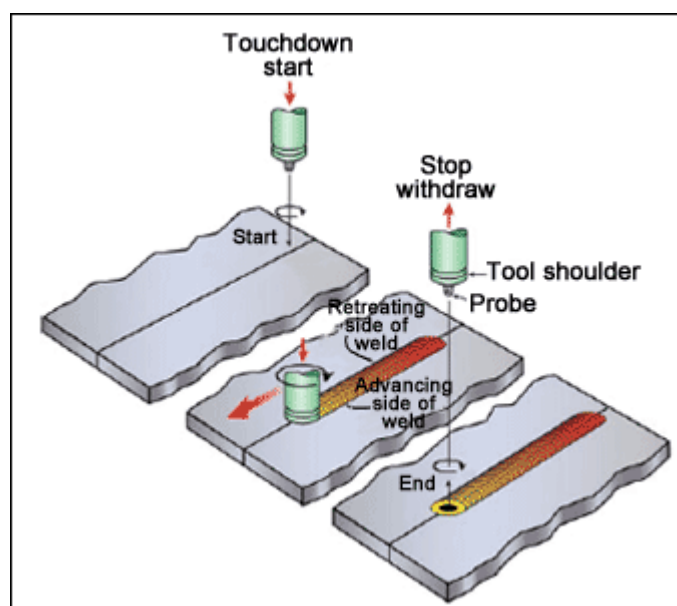


Figura 55: Esquema de proceso de FSW (TWI)

Soldadura por fusión (TIG/MIG/VPPA) como alternativa condicionada por coste: En escenarios de presupuesto o industrialización limitada, procesos por fusión pueden resultar más accesibles; sin embargo, su impacto sobre el temple del material base y la extensión de la HAZ obliga a sobredimensionar tierras de soldadura y a aceptar mayores distorsiones. En términos estructurales, esto implica un aumento de masa y una penalización potencial en estabilidad, por lo que su adopción debe justificarse explícitamente frente a requisitos de masa y margen.

Criterio de selección aplicado al modelo de calificación: Para el modelo de calificación se adopta la FSW como proceso base de referencia por su capacidad de preservar propiedades, mantener tolerancias geométricas estrictas y reducir la

introducción de imperfecciones críticas para el pandeo. La definición de *weld lands* sobredimensionadas y transiciones suaves de espesor se integra desde la fase de CAD para asegurar que la unión no gobierne el modo de fallo y que el comportamiento mecánico quede dominado por el cascarón y su rigidización, no por debilidades locales de fabricación.

10.3 Influencia del procesado en el comportamiento mecánico

El comportamiento estructural real de un tanque presurizado primario no puede evaluarse exclusivamente a partir de un modelo geométrico ideal. Los procesos de fabricación inducen alteraciones microestructurales, tensionales y geométricas que modifican de manera sustancial la capacidad resistente efectiva del sistema. En estructuras de pared delgada dominadas por fenómenos de inestabilidad, estas variaciones adquieren una relevancia crítica y deben integrarse explícitamente en el dimensionamiento conservador.

Tensiones residuales por mecanizado integral

La fabricación de la virola mediante fresado integral desde una placa maciza implica la eliminación de un elevado porcentaje de material (scrap ratio próximo al 80%). Este proceso libera las tensiones internas introducidas durante la laminación o forja del material base.

Desde el punto de vista mecánico, la redistribución de tensiones residuales puede provocar:

- Alabeo global del panel.
- Curvaturas locales en zonas de transición piel-rigidizador.
- Variaciones en el espesor efectivo bajo carga.

Aunque estas tensiones no aparecen explícitamente en el modelo FEM lineal desarrollado, su efecto se traduce en imperfecciones geométricas iniciales que afectan directamente a la estabilidad estructural.

Tensiones residuales inducidas por el curvado

Tras el mecanizado, la placa rigidizada se somete a un proceso de curvado para conformar la virola cilíndrica. Este proceso introduce un gradiente tensional característico:

- Fibras exteriores: tracción residual.
- Fibras interiores: compresión residual.

En estructuras sometidas posteriormente a compresión axial (caso representativo de vuelo), la superposición de compresión externa y compresión residual interna reduce el margen efectivo frente a:

- Pandeo global de cascarón.
- Crippling local de rigidizadores.

En términos simplificados, la carga crítica real puede expresarse como:

$$P_{cr,real} = P_{cr,ideal}(1 - \alpha\delta_0)$$

donde:

- δ_0 representa la amplitud de la imperfección inicial,
- α cuantifica la sensibilidad del cascarón.

Dado que los cascarones delgados son extremadamente sensibles a imperfecciones, el diseño conceptual incorpora factores de abatimiento empíricos (knock-down factors, γ) sobre la carga crítica teórica.

Efectos térmicos de la soldadura y degradación de la HAZ

Incluso empleando soldadura por fricción-agitación (FSW), el proceso introduce deformación plástica localizada y aporte térmico. En aleaciones de aluminio de alta resistencia (series 7xxx), el ciclo térmico provoca:

- Sobre-envejecimiento local.
- Coalescencia o disolución parcial de precipitados endurecedores.
- Reducción del límite elástico en la Zona Afectada Térmicamente (HAZ).

Este efecto se modela mediante un coeficiente de eficiencia de unión $k < 1$:

$$\sigma_{adm,weld} = k \cdot \sigma_{adm,base}$$

Siendo habitual que k adopte valores entre 0,8 y 0,9 en procesos FSW correctamente parametrizados.

Para evitar que la unión gobierne el fallo, el diseño incorpora weld lands sobredimensionadas, de modo que la plastificación ocurra en el material base intacto y no en la zona debilitada.

Introducción de imperfecciones geométricas iniciales

Las tolerancias asociadas al mecanizado, cilindrado y alineación de soldaduras generan:

- Ovalización (out-of-roundness).
- Mismatch axial.
- Peaking angular en uniones circunferenciales.

En estructuras dominadas por compresión, estas imperfecciones alteran la trayectoria de equilibrio y reducen drásticamente la carga crítica real.

El dimensionamiento conceptual asume la imperfección máxima admisible dentro de tolerancias industriales, integrando factores conservadores en las comprobaciones de estabilidad.

Sensibilidad al pandeo local y tolerancias de mecanizado

La rigidez a flexión local de la piel viene dada por:

$$D = \frac{Et^3}{12(1 - \nu^2)}$$

lo que implica una dependencia cúbica con el espesor.

Una desviación negativa en el espesor nominal (condición LMC, Least Material Condition) produce una reducción significativa de rigidez y precipita el skin buckling a cargas inferiores a las previstas.

Por tanto, las verificaciones de estabilidad se realizan considerando el espesor mínimo tolerado, garantizando un enfoque conservador coherente con estándares aeroespaciales

XI. Validación preliminar del diseño

XI Validación preliminar del diseño

11.1 Objetivo y planteamiento del análisis numérico

El presente capítulo desarrolla el análisis estructural mediante elementos finitos de las configuraciones rigidizadas consideradas en el desarrollo conceptual del tanque, concretamente las disposiciones orthogrid e isogrid.

En coherencia con lo establecido en el Capítulo 9, el objetivo del estudio no es únicamente verificar resistencia estática, sino caracterizar:

- La rigidez efectiva del panel rigidizado.
- La distribución real de tensiones en nodos y transiciones piel-nervio.
- La sensibilidad a concentraciones locales.
- La respuesta frente a estados de membrana representativos del cilindro.
- La capacidad resistente bajo presión máxima de diseño.

Se adopta una idealización mediante un dominio representativo plano (Representative Volume Element, RVE) que reproduce fielmente la geometría periódica de la virola desarrollada. Esta estrategia permite capturar los mecanismos estructurales dominantes manteniendo coherencia con la teoría de recipientes de pared delgada desarrollada previamente.

El análisis se estructura en casos de carga independientes, comenzando por el estado puro de membrana inducido por presión máxima de diseño (Caso 1), que constituye la línea base de validación elástica.

XI Validación preliminar del diseño

11.2 Modelo numérico

11.2.1 Geometría del dominio representativo

El modelo numérico desarrollado para la configuración orthogrid se basa en un dominio representativo plano correspondiente al desarrollo de una porción periódica de la virola cilíndrica. Esta idealización mantiene la periodicidad geométrica y estructural del patrón rigidizado, permitiendo capturar los mecanismos resistentes fundamentales sin introducir efectos de borde globales propios de la estructura completa.

El dominio presenta dimensiones:

- Longitud en dirección circunferencial (eje X): 1005,5 mm
- Longitud en dirección axial (eje Y): 1238,5 mm

Estas dimensiones se han definido de forma que el patrón de rigidización se repita de manera completa y coherente en ambas direcciones, evitando cortes parciales que pudieran introducir discontinuidades artificiales en la transmisión de esfuerzos.

La configuración orthogrid considerada incorpora:

- Espesor de piel: 4 mm
- Altura de rigidizadores: 25 mm
- Espesor de rigidizadores: 3,5 mm
- Paso circunferencial: 83,5 mm
- Paso axial: 123,5 mm

XI Validación preliminar del diseño

Configuración isogrid, basada en una retícula triangular equivalente, manteniendo:

- Espesor de piel: 4 mm
- Altura de rigidizadores: 25 mm
- Espesor de nervio equivalente: 3.5 mm
- Paso característico de celda: 140 mm
- Paso característico de celda: 140 mm

En ambos casos se conserva la misma fracción volumétrica de material y el mismo espesor de piel, garantizando que las comparaciones posteriores se realicen en igualdad de condiciones estructurales.

La geometría reproduce el esquema de mecanizado previamente definido en el Capítulo 9, manteniendo la relación entre espesor de piel, altura de nervio y separación entre rigidizadores dentro de los rangos característicos de estructuras primarias presurizadas en aluminio.

11.2.2 Modelo constitutivo

El material empleado en el análisis corresponde a una aleación de aluminio estructural 2014, representativa de la familia 2xxx/7xxx empleada en estructuras aeroespaciales mecanizadas.

Se ha adoptado un comportamiento elástico lineal isotrópico caracterizado por:

- Módulo de elasticidad:

$$E = 73 \text{ GPa}$$

- Coeficiente de Poisson:

$$\nu = 0,33$$

XI Validación preliminar del diseño

- Límite elástico representativo:

$$\sigma_y \approx 414 \text{ MPa}$$

La posible plastificación local no se considera en esta fase, ya que el interés principal reside en la validación del comportamiento dentro del dominio elástico.

11.2.3 Estrategia de discretización y calidad de mallado

El modelo se discretizó mediante elementos sólidos tetraédricos de segundo orden (CTETRA10), adecuados para capturar gradientes de tensión en geometrías tridimensionales con cambios de sección pronunciados.

El mallado resultante presenta aproximadamente:

- 274.000 elementos sólidos en el patrón orthogrid.
- 292.495 elementos sólidos en el patrón isogrid.

La densidad de malla se ha definido atendiendo a dos criterios principales:

1. Representar correctamente la transferencia de carga entre la piel y los rigidizadores.
2. Garantizar estabilidad numérica y convergencia del solver en un análisis lineal.

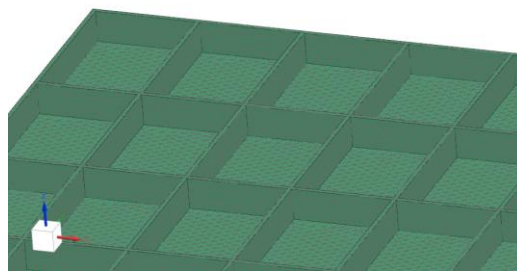


Figura 56: malla del patrón de orthogrid (Elaboración propia)

XI Validación preliminar del diseño

Se aplicó un refinamiento local en las zonas de intersección entre piel y nervios, donde se prevé la aparición de concentraciones tensionales. En regiones centrales de la piel, donde el estado es predominantemente uniforme, se mantuvo un tamaño de elemento mayor, optimizando el equilibrio entre precisión y coste computacional.

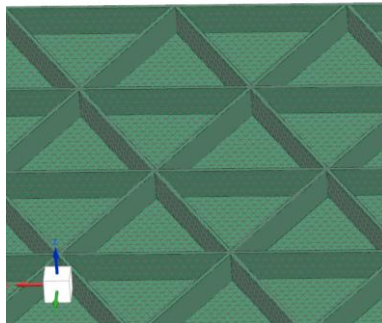


Figura 57: Malla del patrón de isogrid (Elaboración propia)

En la fase de preparación para el análisis numérico se han eliminado los radios de transición inicialmente incluidos en el modelo CAD. Esta decisión no responde a una simplificación arbitraria, sino a un criterio de jerarquía estructural, debido a que, en el presente caso de carga, dominado por esfuerzos de membrana, la respuesta global del panel depende fundamentalmente de la rigidez combinada piel-nervios y no del comportamiento local en las aristas de mecanizado. La eliminación de radios responde a tres criterios estructurales:

1. **Escala relativa:** El radio (5 mm) es pequeño frente al tamaño característico del dominio (≈ 1000 mm), por lo que su influencia en la rigidez global del panel es despreciable.
2. **Criterio de análisis:** En el estado puro de membrana, las tensiones son predominantemente uniformes. La introducción de radios solo genera singularidades locales irrelevantes para la validación global de resistencia elástica.
3. **Calidad de discretización:** La presencia de radios pequeños en un modelo sólido con mallado tetraédrico obliga a un refinamiento extremo para capturar

XI Validación preliminar del diseño

adecuadamente la curvatura, generando elementos degenerados y deterioro del modelo.

Su eliminación mejora:

- La calidad de los elementos.
- La convergencia del “solver”.
- La estabilidad numérica.

Se trata por tanto de una idealización controlada, coherente con el objetivo del análisis.

El aspect ratio obtenido fue 8,34 en el patrón orthogrid y 8,56 en el patrón isogrid, valores que se sitúan dentro del rango aceptable para análisis mediante elementos sólidos tridimensionales. Este parámetro expresa la relación entre la dimensión mayor y menor de cada elemento; valores próximos a la unidad indican geometría óptima, mientras que ratios elevadas pueden introducir distorsiones en la interpolación de las funciones de forma.

En el presente modelo, la esbeltez de la piel (4 mm de espesor) obliga a emplear elementos relativamente elongados en dirección plana para evitar un refinamiento excesivo y computacionalmente ineficiente. El valor alcanzado se mantiene por debajo del umbral crítico habitual (≈ 10), a partir del cual podrían comprometerse la estabilidad numérica y la rigidez equivalente del elemento.

Se ha verificado adicionalmente que los elementos con mayor elongación no se concentran en las zonas de unión piel-rigidizador ni en regiones de máximos gradientes tensionales, garantizando así la fiabilidad de los resultados obtenidos en términos de tensiones y estabilidad.

La estrategia de mallado se diseñó, por tanto, no solo con criterio geométrico, sino atendiendo explícitamente a la naturaleza física del problema: estado de membrana dominante con posibles amplificaciones locales en nodos.

XI Validación preliminar del diseño

11.3. Caso 1 – Análisis de resistencia bajo presión máxima de diseño (MDP)

El primer escenario analizado corresponde a la condición estructural inducida por la Máxima Presión de Diseño (MDP), fijada en:

$$p = 0,8 \text{ MPa}$$

Este caso representa el estado tensional fundamental del tanque en régimen presurizado nominal, aislando el efecto de la presión interna y excluyendo deliberadamente cargas axiales externas. Constituye, por tanto, el punto de partida para validar la coherencia entre el dimensionado analítico desarrollado previamente y la respuesta obtenida mediante elementos finitos.

Dado que el dominio numérico empleado corresponde al desarrollo plano representativo de la virola, la presión interna se aplicó directamente como presión uniforme sobre la piel estructural del panel rigidizado.

Formulación teórica de referencia

Para un recipiente cilíndrico de pared delgada, las tensiones de membrana inducidas por presión interna vienen dadas por:

$$\sigma_{\theta} = \frac{pR}{t}$$

$$\sigma_z = \frac{pR}{2t}$$

Siendo:

$$R = 1250 \text{ mm}$$

$$t = 4 \text{ mm}$$

Se obtiene:

$$\sigma_{\theta} = 250 \text{ MPa}$$

$$\sigma_z = 125 \text{ MPa}$$

XI Validación preliminar del diseño

El estado biaxial equivalente conduce a una tensión de Von Mises teórica:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\sigma_{\theta}^2 + \sigma_z^2 - \sigma_{\theta}\sigma_z}$$
$$\sigma_{VM} \approx 216,5 \text{ MPa}$$

Este valor constituye la referencia teórica para la validación del modelo numérico en la zona central del dominio.

Condiciones de contorno

Con el objetivo de evaluar el comportamiento estructural intrínseco del panel rigidizado bajo presión uniforme, se adoptó una condición de contorno perimetral de tipo restringido en desplazamiento.

La elección de esta configuración responde a los siguientes criterios técnicos:

- Garantizar la estabilidad numérica del dominio tridimensional discretizado mediante elementos sólidos, evitando la aparición de modos de cuerpo rígido o mecanismos internos asociados a la topología abierta del orthogrid.
- Asegurar una transmisión efectiva de esfuerzos hacia el contorno, reproduciendo de forma conservadora la continuidad estructural que el panel tendría al estar integrado en la virola completa del tanque.
- Obtener un caso de referencia repetible que permita la comparación objetiva entre configuraciones de rigidización (Orthogrid vs Isogrid), bajo un marco de contorno idéntico.

Es importante señalar que, en estructuras delgadas con rigidización tridimensional, las condiciones de contorno influyen significativamente en la distribución tensional en las proximidades del borde. Por esta razón, el análisis interpretativo se centra en la región central del panel, alejada de singularidades geométricas y restricciones impuestas, donde el estado tensional se aproxima al comportamiento estructural representativo del tanque en servicio.

XI Validación preliminar del diseño

Implementación de la carga

La presión uniforme $p = 0,8 \text{ MPa}$ se aplicó normal a la superficie de la piel estructural. El equilibrio global del modelo se verificó mediante la coherencia entre la fuerza total aplicada:

$$F = p \cdot A$$

y la suma de reacciones en los contornos restringidos.

11.3.1. Resultados del Caso 1 - Configuración Orthogrid

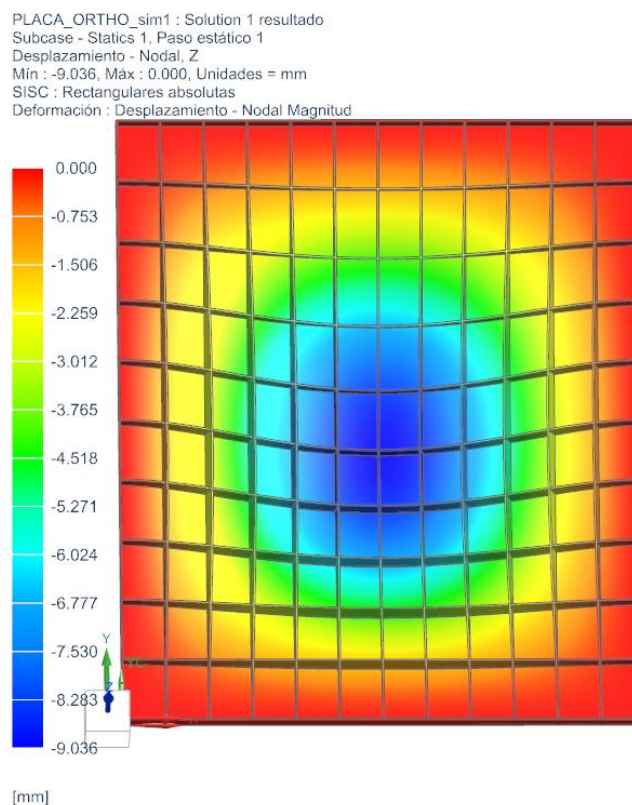


Figura 58: Campo de desplazamiento fuera del plano (UZ) – Orthogrid (Elaboración propia)

El campo de desplazamientos en dirección normal al panel presenta una distribución simétrica de tipo parabólico, característica del comportamiento a flexión de una placa rigidizada sometida a presión uniforme.

XI Validación preliminar del diseño

El desplazamiento máximo obtenido es:

$$|U_z|_{max} = 9,036 \text{ mm}$$

localizado en la región central del dominio.

La forma deformada confirma un comportamiento estructural estable, sin indicios de mecanismos numéricos ni deformaciones espurias.

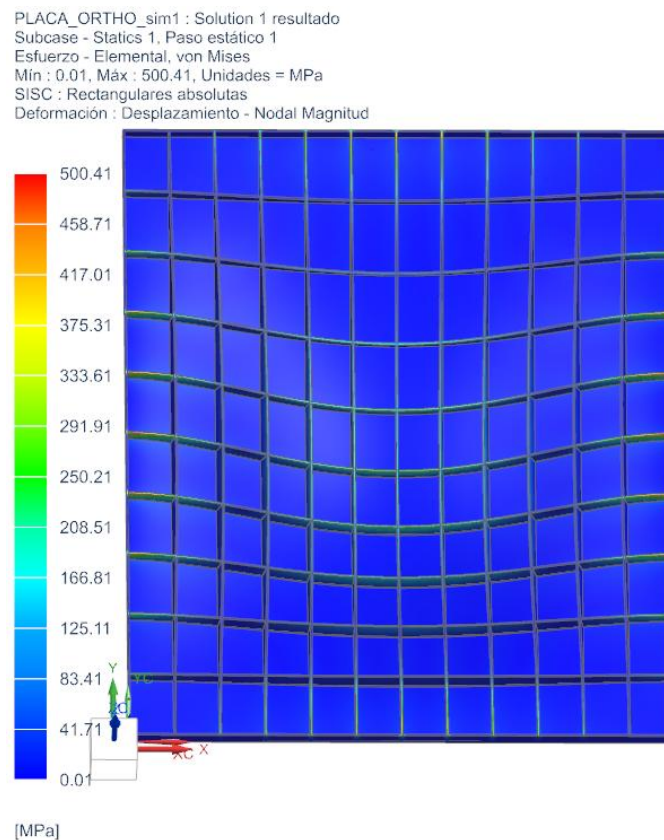


Figura 59: Campo de tensiones equivalentes de Von Mises (Elaboración propia)

El máximo global de tensión equivalente alcanza aproximadamente:

$$\sigma_{VM,max} \approx 500 \text{ MPa}$$

No obstante, este valor máximo se localiza en proximidad inmediata de los contornos restringidos, donde la condición de borde impuesta introduce

XI Validación preliminar del diseño

concentraciones tensionales que no son representativas del comportamiento estructural global. En la virola real del tanque, el panel no se encuentra empotrado rígidamente en todo su perímetro, sino integrado en un dominio cilíndrico continuo que permite redistribución de esfuerzos y compatibilidad deformacional con el resto de la estructura.

En el modelo numérico, la imposición de desplazamiento nulo en el contorno restringe localmente la dilatación tangencial asociada al efecto Poisson, generando gradientes elevados de tensión en las zonas adyacentes a la restricción. Desde el punto de vista del problema elástico lineal, esta transición brusca entre región deformable y región completamente bloqueada da lugar a singularidades de contorno cuyo valor depende del tipo de fijación y del refinamiento de malla, pero no del estado tensional real en servicio.

Por tanto, dichas concentraciones no gobiernan el diseño, sino que constituyen una consecuencia del modelo idealizado necesario para garantizar la estabilidad del dominio aislado. En coherencia con ello, la evaluación resistente se centra en la región central del panel, suficientemente alejada de los bordes, donde el estado tensional es independiente de la condición impuesta y representativo del tanque presurizado.

En dicha zona, el valor máximo representativo obtenido es:

$$\sigma_{VM,central} = 139,23 \text{ MPa}$$

Este nivel tensional se sitúa claramente por debajo del límite elástico del material, constituyendo la magnitud relevante para el análisis comparativo entre configuraciones de rigidización.

Comparación con el modelo teórico de membrana

El valor teórico obtenido para un estado biaxial puro era:

$$\sigma_{VM,teórica} \approx 216,5 \text{ MPa}$$

La diferencia entre el valor teórico y el valor numérico central se explica por:

- La contribución de la rigidez adicional aportada por los rigidizadores,

XI Validación preliminar del diseño

- La redistribución tridimensional de tensiones,
- La presencia de flexión local en el panel rigidizado.

El resultado confirma que la configuración Orthogrid reduce el nivel tensional respecto al estado membranar idealizado, evidenciando su eficacia estructural bajo carga de presión.

Interpretación estructural

El comportamiento global observado es coherente con un régimen predominantemente flexional, una correcta transferencia de cargas entre piel y nervios y una respuesta estable del dominio modelado. Las concentraciones tensionales en bordes no gobiernan el diseño, siendo el parámetro relevante el estado tensional en la región central representativa.

XI Validación preliminar del diseño

11.3.2. Resultados del Caso 1 - Configuración Isogrid

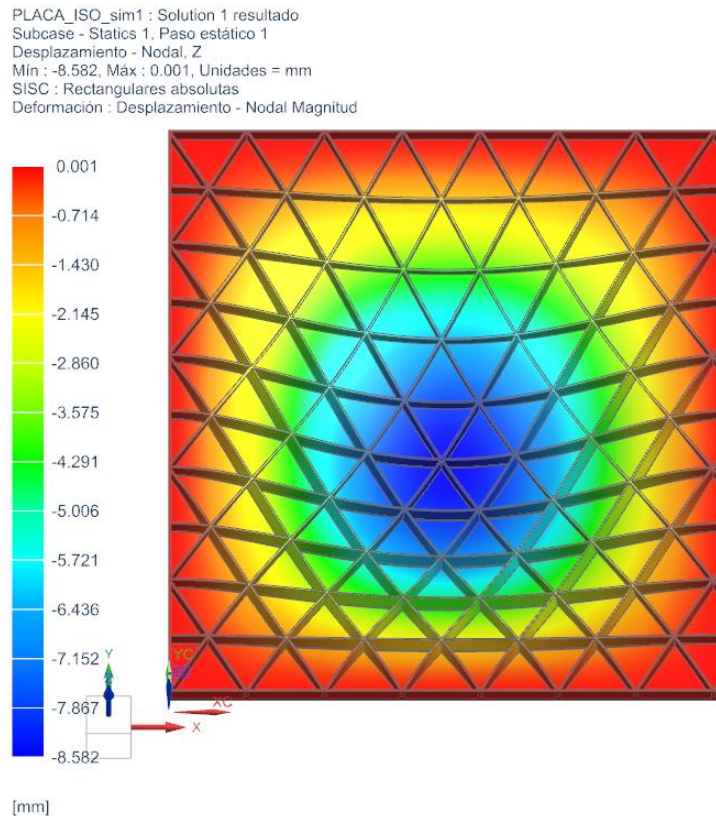


Figura 60: Campo de desplazamiento fuera del plano (UZ) – Isogrid (Elaboración propia)

El campo de desplazamientos fuera del plano presenta igualmente una distribución simétrica característica del comportamiento flexional bajo presión uniforme. La deformada muestra un máximo en la región central del dominio y una transición suave hacia los bordes restringidos.

El desplazamiento máximo obtenido es:

$$|U_Z|_{max} = 8,582 \text{ mm}$$

valor ligeramente inferior al registrado en la configuración Orthogrid (9,036 mm), lo que indica una mayor rigidez global del patrón Isogrid bajo el mismo nivel de presión.

XI Validación preliminar del diseño

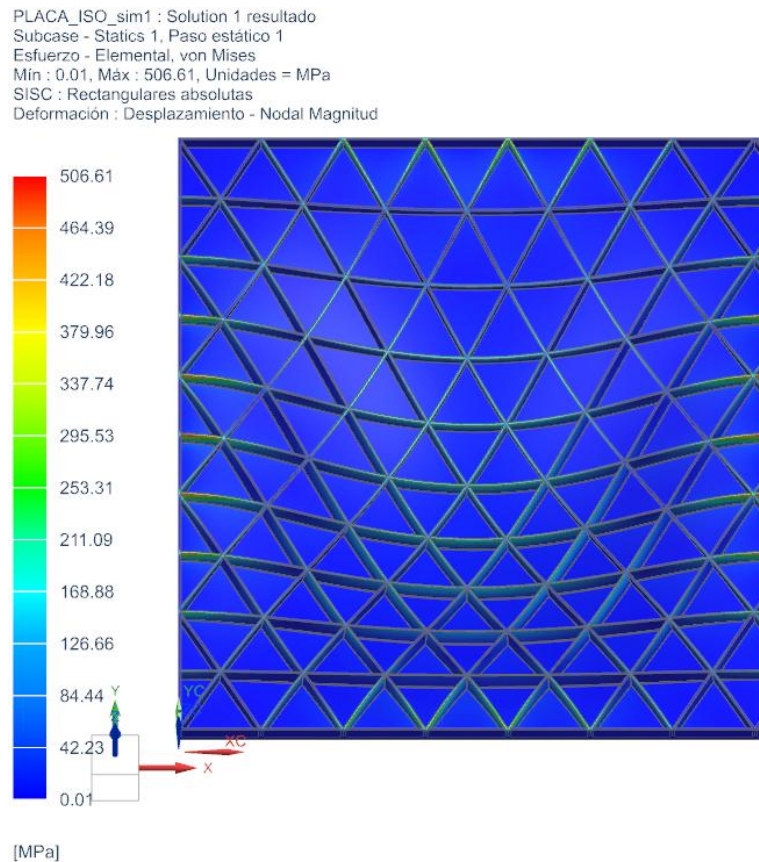


Figura 61: Campo de tensiones equivalentes de Von Mises – Isogrid (Elaboración propia)

El máximo global de tensión equivalente alcanza aproximadamente:

$$\sigma_{VM,max} \approx 506,6 \text{ MPa}$$

De forma análoga al caso anterior, este valor se localiza en proximidad de los contornos restringidos y responde a concentraciones asociadas a la condición de borde impuesta. En la región central, suficientemente alejada de las restricciones, el valor máximo representativo es:

$$\sigma_{VM,central} = 117,28 \text{ MPa}$$

Este valor es inferior al obtenido en la configuración Orthogrid (139,23 MPa), evidenciando una redistribución más eficiente de esfuerzos en el patrón triangular.

XI Validación preliminar del diseño

El comportamiento tensional central se mantiene claramente por debajo del límite elástico del material, confirmando la adecuación estructural del diseño bajo la presión máxima de diseño.

11.3.3. Comparación entre configuraciones de rigidización

La comparación entre ambas configuraciones bajo idénticas condiciones de carga y contorno permite extraer conclusiones relevantes desde el punto de vista estructural.

Desplazamiento máximo fuera del plano

Orthogrid: 9,036 mm
Isogrid: 8,582 mm

El patrón Isogrid presenta una reducción aproximada del 5% en la flecha máxima respecto al Orthogrid, indicando una mayor rigidez global frente a flexión inducida por presión.

Tensión equivalente en zona central

Orthogrid: 139,23 MPa
Isogrid: 117,28 MPa

La reducción tensional es del orden del 15-16%, lo que sugiere que la geometría triangular del Isogrid favorece una distribución más homogénea de esfuerzos y una menor concentración de carga en la piel.

Interpretación estructural

El comportamiento observado es coherente con la naturaleza geométrica de ambos patrones:

- El **Orthogrid**, compuesto por rigidizadores ortogonales, presenta una rigidez direccional predominante, con transferencia de carga preferente en las direcciones principales.

XI Validación preliminar del diseño

- El **Isogrid**, basado en una triangulación periódica, proporciona una rigidez más isotrópica en el plano, favoreciendo la redistribución bidireccional de esfuerzos y reduciendo la demanda tensional en la piel.

Bajo la presión máxima de diseño, ambas configuraciones cumplen con el criterio resistente en régimen elástico; no obstante, el patrón Isogrid muestra un comportamiento ligeramente superior tanto en rigidez global como en reducción de tensiones centrales.

XI Validación preliminar del diseño

11.4. Caso 2 – Ensayo de cortante en el plano (Racking Shear Test)

Con el objetivo de caracterizar la respuesta estructural de los paneles rigidizados ante sollicitaciones no puramente membranales, se plantea un segundo escenario de carga consistente en un ensayo de cortante en el plano del panel (racking shear test).

Mientras que el Caso 1 analizaba el comportamiento bajo presión uniforme — estado predominantemente biaxial —, el presente estudio permite evaluar:

- la rigidez global a cortante del panel,
- la capacidad de redistribución de esfuerzos en estados de deformación distorsional,
- y la influencia de la geometría de rigidización en sollicitaciones no alineadas con los ejes principales.

Este tipo de sollicitación resulta especialmente relevante en estructuras de lanzadores, donde la virola puede estar sometida a combinaciones de cargas que inducen distorsión en el plano (flexión global del fuselaje, cargas asimétricas, excentricidades, etc.).

Formulación del estado de deformación

El ensayo se implementa mediante la imposición de un desplazamiento horizontal uniforme en el borde superior del panel:

$$u_x = \Delta = 5 \text{ mm}$$

manteniendo el borde inferior restringido en desplazamiento vertical y fuera del plano.

La deformación media de cortante inducida puede aproximarse como:

$$\gamma_{xy} \approx \frac{\Delta}{H}$$

XI Validación preliminar del diseño

donde H es la altura del panel.

Esta formulación permite comparar ambas configuraciones bajo una deformación impuesta idéntica, evaluando la rigidez estructural equivalente a partir de las fuerzas de reacción obtenidas.

Condiciones de contorno

Con el fin de reproducir un estado representativo de deformación por cortante en el plano del panel, se adoptó una configuración de contorno basada en un esquema tipo ensayo mecánico de distorsión (racking test).

El borde inferior se restringe completamente en desplazamiento horizontal, vertical y fuera del plano ($U_x = U_y = U_z = 0$), generando una base rígida de referencia. Esta condición permite:

- eliminar cualquier movimiento rígido global del dominio,
- garantizar que la deformación impuesta en el borde superior se transmita íntegramente a través del panel,
- y evitar singularidades puntuales asociadas a restricciones concentradas en nodos individuales.

La imposición distribuida del desplazamiento evita concentraciones artificiales de reacción y produce un estado de deformación más homogéneo y representativo.

En el borde superior se impone un desplazamiento horizontal uniforme:

$$U_x = 5 \text{ mm}$$

dejando libres U_y y U_z . Esta decisión es fundamental, ya que permite que el panel desarrolle libremente:

- la contracción transversal asociada al efecto Poisson,
- y los acoplamientos locales piel-rigidizador.

XI Validación preliminar del diseño

De este modo, el modelo reproduce un estado de cortante puro en el plano, sin introducir rigideces artificiales adicionales.

11.4.1. Resultados Caso 2 – Configuración Orthogrid

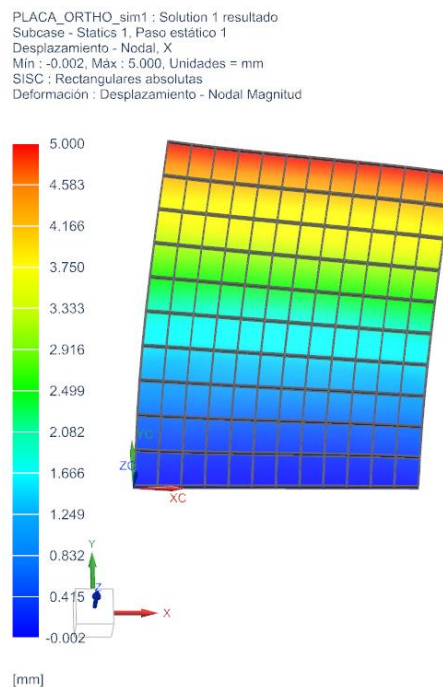


Figura 62: Desplazamiento en X (Elaboración propia)

El campo de desplazamiento en dirección X muestra una distribución prácticamente lineal desde el borde inferior (0 mm) hasta el borde superior (5 mm), confirmando la correcta implementación del estado de cortante.

La deformada adopta la geometría característica de paralelogramo, evidenciando un régimen dominado por deformación distorsional en el plano.

No se observan mecanismos numéricos ni concentraciones artificiales asociadas a singularidades puntuales, lo que valida la consistencia de las condiciones de contorno adoptadas.

XI Validación preliminar del diseño

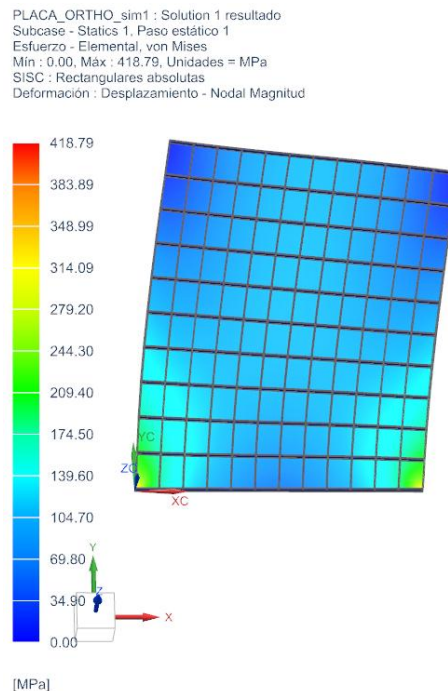


Figura 63: Tensiones equivalentes de Von Mises (Elaboración propia)

El campo de tensiones equivalentes presenta una distribución no uniforme, con mayores niveles tensionales concentrados en proximidad de los bordes inferior y superior.

El valor máximo global obtenido es:

$$\sigma_{VM,max} = 418,79 \text{ MPa}$$

Este máximo se localiza en las zonas próximas a las restricciones, donde la transmisión de esfuerzos hacia el contorno induce gradientes tensionales elevados.

En la región central del panel, el nivel tensional es significativamente inferior, mostrando un comportamiento estructural distribuido y coherente con el estado de cortante impuesto.

XI Validación preliminar del diseño

PLACA_ORTHO_sim1 : Solution 1 resultado
Subcase - Statics 1. Paso estático 1
Desplazamiento - Nodal, Z
Min : -0.243, Máx : 0.243, Unidades = mm
SISC : Rectangulares absolutas
Deformación : Desplazamiento - Nodal Magnitud

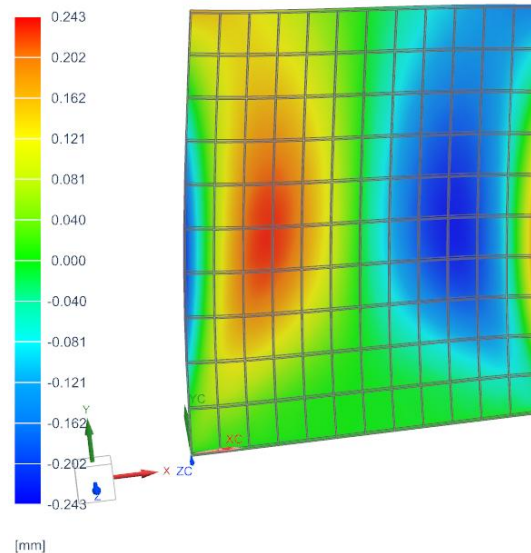


Figura 64: Desplazamiento en Z (Elaboración propia)

El mapa de desplazamiento en dirección Z constituye un resultado especialmente interesante.

Se obtiene:

$$|U_Z|_{max} = 0,243 \text{ mm}$$

Aunque el ensayo está planteado como un problema puramente en el plano, el campo de U_Z revela la existencia de un acoplamiento tridimensional entre la piel y los rigidizadores.

El patrón de colores muestra:

- Una ligera ondulación fuera del plano.

Zonas de desplazamiento positivo y negativo distribuidas de forma alterna.

- Indicativo de flexión local inducida por la geometría ortogonal del entramado.

XI Validación preliminar del diseño

Este fenómeno es característico de estructuras rigidizadas donde la distorsión en el plano no se transmite exclusivamente como cortante puro, sino que induce pequeñas flexiones locales debido a la discontinuidad geométrica entre piel y nervios.

El hecho de que el desplazamiento fuera del plano sea reducido (0,243 mm frente a 5 mm en el plano) confirma que el comportamiento global sigue dominado por cortante en el plano, sin inestabilidades asociadas.

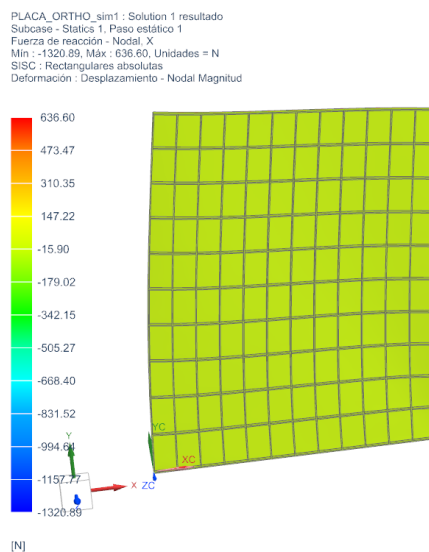


Figura 65: Fuerza de reacción en X (Elaboración propia)

El campo de reacciones en dirección X, correspondiente al borde inferior restringido, presenta los siguientes valores extremos:

$$R_{x,\min} = -1320,89 \text{ N}$$

$$R_{x,\max} = 636,60 \text{ N}$$

La coexistencia de valores positivos y negativos a lo largo del mismo borde es coherente con el estado de deformación impuesto. En un ensayo de cortante puro, el panel experimenta una distorsión angular que obliga a redistribuir internamente los esfuerzos entre piel y rigidizadores. Como consecuencia, determinados nodos desarrollan reacciones opuestas en sentido al desplazamiento aplicado, garantizando el equilibrio global del sistema.

XI Validación preliminar del diseño

Este comportamiento no indica inestabilidad ni error numérico, sino la presencia de un campo de esfuerzos cortantes distribuido, donde la compatibilidad deformacional entre elementos ortogonales genera trayectorias de carga no estrictamente unidireccionales.

La magnitud física relevante es la resultante total en dirección X, obtenida como la suma algebraica de todas las reacciones del borde inferior:

$$F_x = \sum R_x$$

Esta fuerza representa la resistencia global que el panel ofrece frente a la deformación impuesta de 5 mm. Cuanto mayor sea F_x , mayor será la rigidez equivalente a cortante del sistema.

El parámetro característico queda definido como:

$$K_{shear} = \frac{F_x}{\Delta}$$

donde $\Delta = 5$ mm.

XI Validación preliminar del diseño

11.4.2. Resultados Caso 2 - Configuración Isogrid

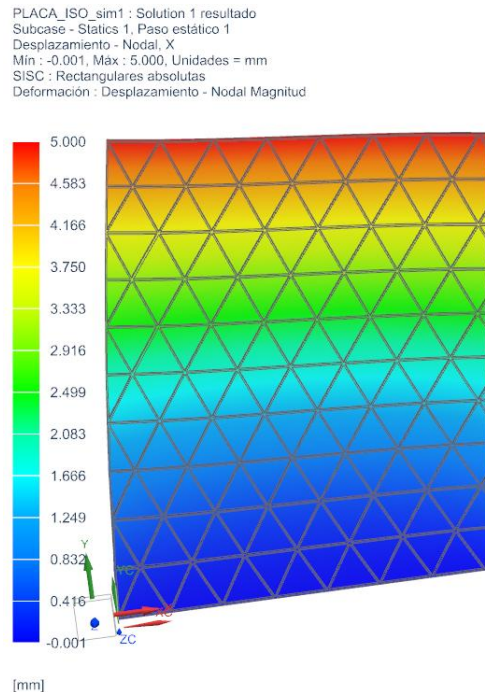


Figura 66: Desplazamiento en X (Elaboración propia)

El campo de desplazamiento en dirección X presenta igualmente una distribución progresiva desde el borde inferior fijo hasta el borde superior desplazado 5 mm.

La deformada adopta la geometría característica de paralelogramo, confirmando que el estado de deformación impuesto corresponde efectivamente a un régimen de cortante en el plano.

En comparación visual con la configuración Orthogrid, el Isogrid muestra una deformación ligeramente más homogénea, sin concentraciones direccionales asociadas a ejes preferentes. La triangulación genera trayectorias de carga múltiples, lo que favorece una transmisión más isotrópica del cortante.

XI Validación preliminar del diseño

PLACA_ISO_sim1 : Solution 1 resultado
Subcase - Statics 1, Paso estático 1
Esfuerzo - Elemental, von Mises
Mín : 0.00, Máx : 471.94, Unidades = MPa
SISC : Rectangulares absolutas
Deformación : Desplazamiento - Nodal Magnitud

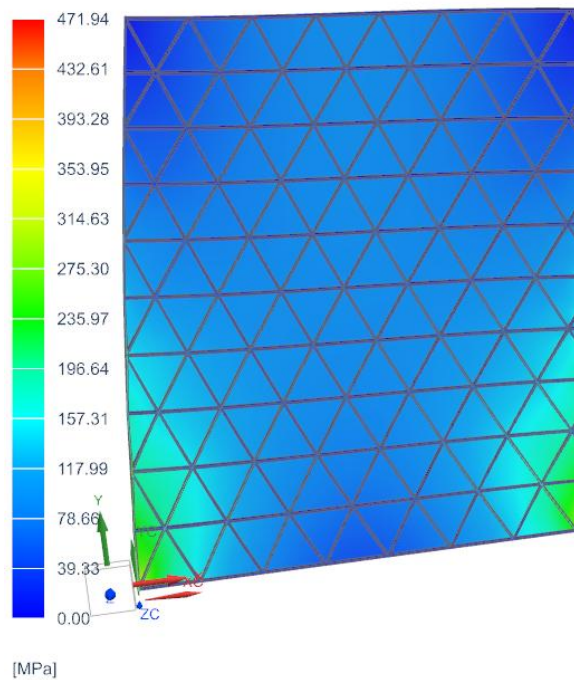


Figura 67: Tensiones equivalentes de Von Mises (Elaboración propia)

El valor máximo global obtenido es:

$$\sigma_{VM,max} = 471,94 \text{ MPa}$$

Este máximo, al igual que en el caso anterior, se localiza en las proximidades de las restricciones inferiores, donde la transmisión de esfuerzos hacia el contorno genera gradientes elevados.

No obstante, el campo tensional en la región central es más uniforme que en el Orthogrid. La triangulación permite que el cortante se redistribuya a través de diagonales estructurales, reduciendo zonas de concentración local en la piel.

La morfología del mapa de tensiones evidencia un comportamiento más continuo y menos direccional que el entramado ortogonal.

XI Validación preliminar del diseño

PLACA_ISO_sim1 : Solution 1 resultado
Subcase - Statics 1, Paso estático 1
Desplazamiento - Nodal, Z
Mín : -0.339, Máx : 0.972, Unidades = mm
SI SC : Rectangulares absolutas
Deformación : Desplazamiento - Nodal Magnitud

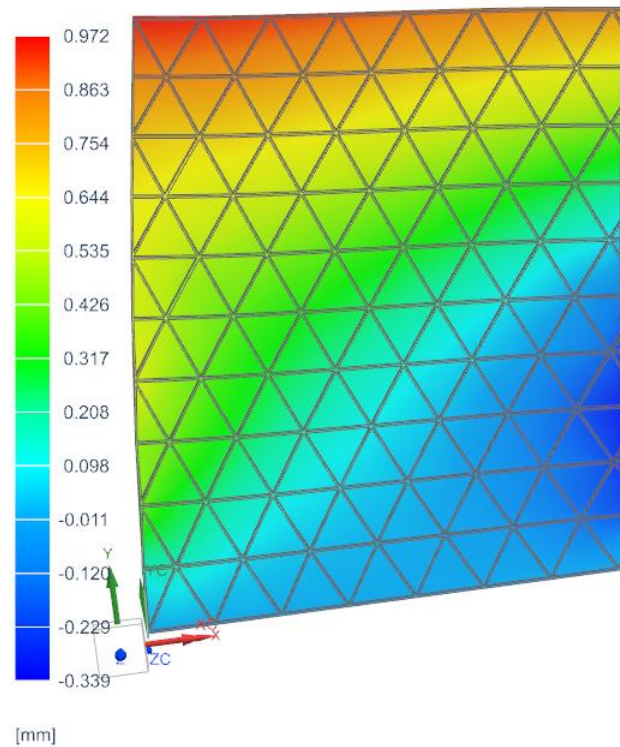


Figura 68: Desplazamiento en Z (Elaboración propia)

El desplazamiento máximo en Z obtenido es:

$$|U_Z|_{max} = 0,972 \text{ mm}$$

Este valor es significativamente superior al registrado en la configuración Orthogrid (0,243 mm).

El mapa de calor revela una distribución más marcada de deformaciones fuera del plano, con zonas alternadas de desplazamiento positivo y negativo.

Este comportamiento indica que el Isogrid, al redistribuir el cortante mediante diagonales, introduce un mayor acoplamiento tridimensional entre piel y rigidizadores, generando flexión local adicional.

XI Validación preliminar del diseño

Aunque el desplazamiento fuera del plano es mayor, su magnitud sigue siendo reducida frente a la deformación impuesta en el plano (5 mm), por lo que el comportamiento global continúa dominado por cortante.

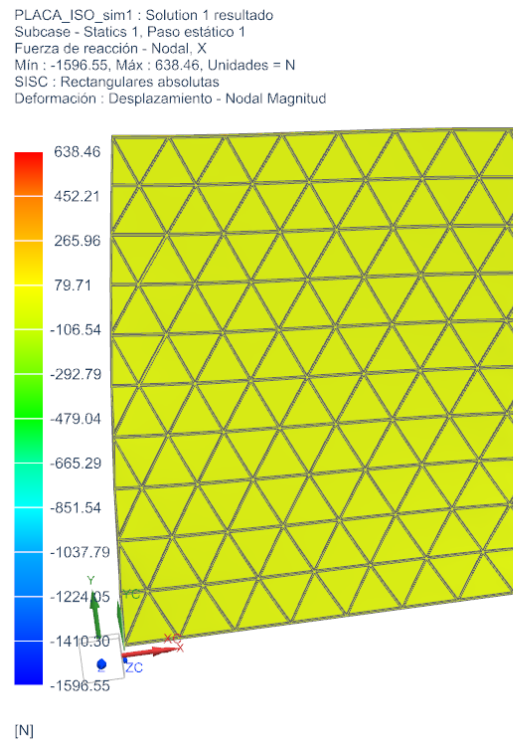


Figura 69: Fuerza de reacción en X (Elaboración propia)

Los valores extremos de reacción nodal en X son:

$$R_{x,\min} = -1596,55 \text{ N}$$

$$R_{x,\max} = 638,46 \text{ N}$$

La amplitud de los valores mínimos es superior a la obtenida en el Orthogrid, lo que sugiere una mayor capacidad resistente frente a la deformación impuesta.

La suma total de reacciones permitirá determinar la rigidez equivalente a cortante:

$$K_{shear} = \frac{F_x}{\Delta}$$

XI Validación preliminar del diseño

Este parámetro será comparado directamente con el correspondiente al Orthogrid.

11.4.3. Comparación entre configuraciones

El ensayo de cortante permite identificar diferencias estructurales claras entre ambos patrones de rigidización.

Rigidez global frente a cortante

El Isogrid presenta valores nodales extremos de reacción más elevados, lo que anticipa una mayor resultante global F_x , por tanto, una mayor rigidez equivalente:

$$K_{shear} = \frac{F_x}{\Delta}$$

Geométricamente, esta mayor rigidez se explica por la triangulación del patrón Isogrid, que impide mecanismos de distorsión tipo paralelogramo mediante la presencia de diagonales estructurales.

El Orthogrid, compuesto por rigidizadores ortogonales, ofrece menor resistencia frente a deformaciones distorsionales puras.

Distribución tensional

- Orthogrid: mayor direccionalidad en la transferencia de cargas.
- Isogrid: distribución más homogénea gracias a la triangulación.

Aunque el valor máximo global de Von Mises es ligeramente superior en el Isogrid (471,94 MPa frente a 418,79 MPa), la diferencia se concentra en zonas de contorno y no gobierna el comportamiento estructural central.

XI Validación preliminar del diseño

Acoplamiento fuera del plano

El Isogrid presenta un desplazamiento fuera del plano mayor:

Orthogrid: 0,243 mm

Isogrid: 0,972 mm

Este fenómeno sugiere que la triangulación induce una redistribución tridimensional más activa del cortante, generando mayor flexión local en la piel.

Conclusión estructural del Caso 2

El ensayo de cortante evidencia que:

- El **Isogrid** proporciona mayor rigidez global frente a distorsión en el plano.
- El **Orthogrid** presenta menor acoplamiento fuera del plano.
- Ambos patrones cumplen en régimen elástico, pero la eficiencia estructural del Isogrid es superior en sollicitaciones de cortante.

XI Validación preliminar del diseño

11.5. Caso 3 – Comparativa numérica avanzada mediante modelo homogenizado (MATLAB)

El presente caso introduce un modelo numérico propio implementado en MATLAB con el objetivo de complementar los análisis por elementos finitos desarrollados en los Casos 1 y 2. Mientras que los estudios FEM permiten caracterizar el campo local de tensiones y deformaciones bajo condiciones específicas de carga y contorno, el modelo desarrollado en este apartado se orienta a la evaluación global de propiedades equivalentes y métricas comparativas entre patrones de rigidización.

El propósito fundamental de este caso es doble:

1. Evaluar la isotropía/anisotropía direccional de cada patrón mediante rigidez equivalente en función del ángulo.
2. Comparar la eficiencia estructural global considerando simultáneamente masa y rigidez.

Para ello se adopta un enfoque de homogenización estructural de primer orden, conocido comúnmente como *smeared theory*, que permite transformar una estructura periódica discretamente rigidizada en un medio continuo equivalente con propiedades efectivas.

Este enfoque no sustituye al análisis detallado por elementos finitos, sino que proporciona una herramienta analítica robusta para comparar tendencias estructurales de manera paramétrica y físicamente fundamentada.

11.5.1. Enfoque de homogenización: fundamentos de la Smeared Theory

Las configuraciones Orthogrid e Isogrid están formadas por una piel delgada rigidizada mediante nervios mecanizados con periodicidad definida. Desde el punto de vista mecánico, se trata de estructuras periódicas cuya respuesta global puede

XI Validación preliminar del diseño

aproximarse por un medio continuo equivalente siempre que la escala del patrón sea pequeña respecto a la dimensión global del panel.

La *smeared theory* consiste en “difuminar” la contribución discreta de los nervios dentro de un espesor o módulo equivalente, de forma que la rigidez total por unidad de área del sistema se conserve.

El procedimiento general se basa en:

- Conservar masa por unidad de superficie.
- Conservar rigidez extensional o flexional promedio.
- Asumir comportamiento elástico lineal.
- Considerar periodicidad uniforme del patrón.

Esta aproximación es ampliamente utilizada en estructuras aeroespaciales rigidizadas, especialmente en fases preliminares de diseño donde se comparan configuraciones geométricas antes de realizar análisis tridimensionales detallados.

En este estudio se emplea la homogenización para estimar:

- Módulo elástico equivalente en el plano.
- Rigidez direccional $E_{eff}(\theta)$.
- Indicador de rigidez a flexión equivalente.
- Masa areal equivalente.

XI Validación preliminar del diseño

11.5.2. Propiedades equivalentes homogenizadas: Orthogrid e Isogrid

Modelo homogenizado del Orthogrid

El Orthogrid está compuesto por nervios longitudinales y transversales dispuestos ortogonalmente. Esta geometría introduce direcciones principales claramente definidas.

Se define el área resistente de un nervio como:

$$A_r = h_r \cdot t_r$$

donde:

- h_r es la altura del nervio,
- t_r es su espesor.

Considerando un espaciamiento entre nervios, la contribución equivalente de los rigidizadores por unidad de ancho se aproxima como A_r/s .

El módulo equivalente en las direcciones principales se expresa como:

$$E_{x,ortho} = E_{y,ortho} = E \frac{t_s + A_r/s}{t_s}$$

Esta expresión se interpreta como un incremento proporcional del espesor efectivo resistente en tracción debido a la presencia de los nervios.

La masa areal equivalente del Orthogrid queda:

$$m_{ortho} = \rho \left(t_s + \frac{2A_r}{s} \right)$$

donde el factor 2 refleja la presencia de dos familias ortogonales de rigidizadores.

Desde el punto de vista mecánico, este modelo implica que:

XI Validación preliminar del diseño

- La rigidez aumenta en las direcciones alineadas con los nervios.
- Entre direcciones principales la rigidez disminuye.
- El comportamiento resultante es ortótropo.

Modelo homogenizado del Isogrid

El Isogrid se caracteriza por una red triangulada formada por tres familias de nervios separadas 60°. Esta configuración elimina direcciones estructuralmente privilegiadas, produciendo un comportamiento cuasi-isótropo en el plano.

Se introduce el parámetro geométrico adimensional:

$$\alpha = \frac{t_r h_r}{t_s s}$$

que representa la relación entre el volumen estructural aportado por los nervios y el volumen de piel base.

El módulo equivalente isotropizado del Isogrid puede aproximarse como:

$$E_{iso} = E \frac{(1+\alpha)^2}{(1+3\alpha)}$$

Esta formulación proviene de la homogenización energética del entramado triangular, donde la contribución de las tres familias se distribuye uniformemente en el plano.

La masa areal equivalente queda:

$$m_{iso} = \rho t_s (1 + 3\alpha)$$

En este caso el término 3α refleja la contribución de las tres familias de nervios triangulados.

XI Validación preliminar del diseño

Desde el punto de vista estructural:

- No existen direcciones principales dominantes.
- La rigidez en el plano es prácticamente independiente del ángulo.
- El comportamiento se aproxima a un medio continuo isotrópico equivalente.

11.5.3. Resultados y discusión detallada

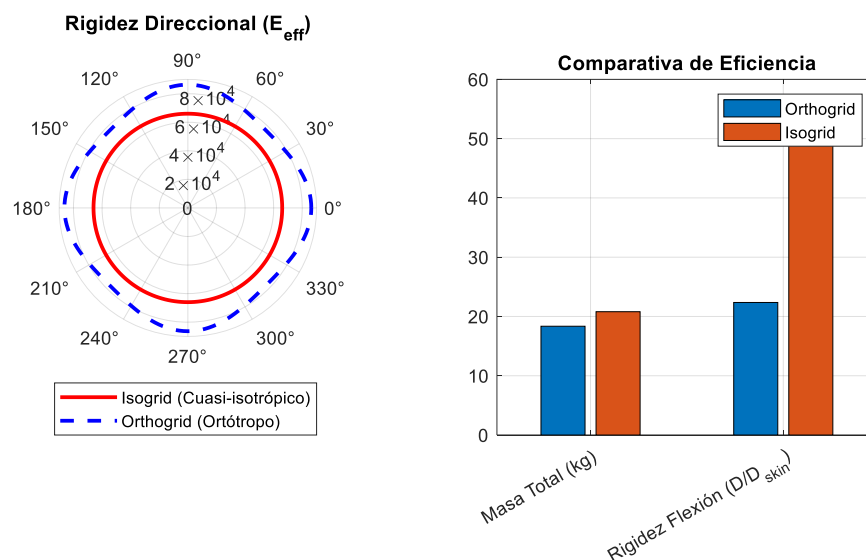


Figura 70: Rigidez direccional equivalente y comparativa global (Elaboración propia)

La representación polar de la rigidez efectiva $E_{eff}(\theta)$ constituye el indicador más directo del carácter isotrópico u ortótropo del panel.

En el caso del Orthogrid, la rigidez direccional presenta una variación apreciable con el ángulo:

$$E_{min} = 76\,986 \text{ MPa}, E_{max} = 86\,307 \text{ MPa}$$

lo que conduce a un índice de anisotropía:

$$A_{ortho} = \frac{E_{max}}{E_{min}} = 1,121$$

XI Validación preliminar del diseño

Este valor indica que la estructura es aproximadamente un 12 % más rígida en ciertas direcciones que en otras. Físicamente, esto es coherente con la naturaleza ortogonal del entramado: existen direcciones principales alineadas con los nervios donde la transmisión de carga es más eficiente, mientras que en direcciones intermedias la rigidez disminuye.

En cambio, el Isogrid presenta:

$$E_{min} = E_{max} = 65\,965 \text{ MPa}, A_{iso} = 1,000$$

lo que implica un comportamiento prácticamente isótropo en el plano. La triangulación introduce tres familias de nervios separadas 60°, eliminando direcciones privilegiadas y garantizando que la rigidez en el plano sea independiente del ángulo de carga.

Desde el punto de vista estructural, esto significa que:

- El Orthogrid puede ser más eficiente si las cargas están claramente alineadas con sus ejes principales.
- El Isogrid es más robusto frente a estados de carga multiaxiales o variables, ya que no depende de una orientación específica.

En términos de masa total:

$$M_{ortho} = 18.35 \text{ kg}, M_{iso} = 20,80 \text{ kg}$$

El Isogrid resulta aproximadamente un 13 % más pesado en esta configuración, debido a la mayor densidad de nervios triangulados.

Sin embargo, la rigidez a flexión equivalente muestra una diferencia significativa:

$$\frac{D_{ortho}}{D_{skin}} = 22.362, \frac{D_{iso}}{D_{skin}} = 52,562$$

XI Validación preliminar del diseño

El Isogrid multiplica por más de 2 la rigidez a flexión del Orthogrid bajo el mismo marco simplificado. Esto es especialmente relevante en estructuras delgadas sometidas a pandeo o flexión global.

Los mapas de calor representan campos tensionales periódicos cualitativos asociados a cada patrón geométrico. Aunque no sustituyen al FEM, permiten visualizar cómo la geometría condiciona la redistribución de esfuerzos.

Orthogrid

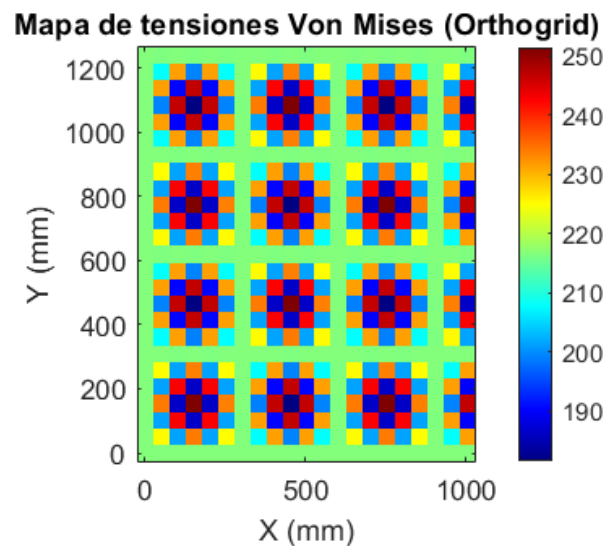


Figura 71: Mapa de tensiones Orthogrid (Elaboración propia)

El mapa correspondiente al Orthogrid muestra bandas de concentración alineadas con los ejes ortogonales. La distribución presenta direccionalidad clara: existen trayectorias de carga dominantes paralelas a los nervios longitudinales y transversales.

Desde un punto de vista físico, esto significa que la piel transmite carga preferentemente a través de caminos estructurales bien definidos. Esta direccionalidad explica la anisotropía observada en el diagrama polar.

XI Validación preliminar del diseño

Isogrid

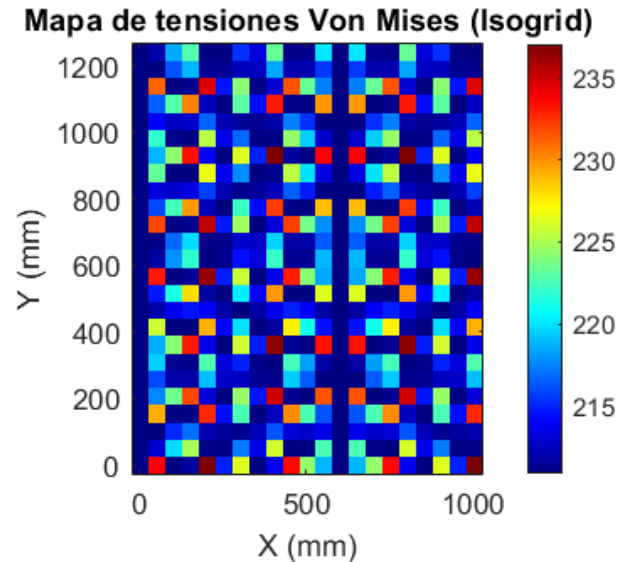


Figura 72: Mapa de tensiones Isogrid (Elaboración propia)

El mapa del Isogrid presenta un patrón más uniforme, con trayectorias distribuidas en tres direcciones (0° , 60° y 120°). La concentración local de tensiones se reparte entre múltiples caminos triangulados.

La consecuencia estructural es una menor direccionalidad en la transmisión de cargas y una redistribución más homogénea en el plano.

XI Validación preliminar del diseño

Mapa diferencia: $\Delta\sigma_{VM} = \sigma_{iso} - \sigma_{ortho}$

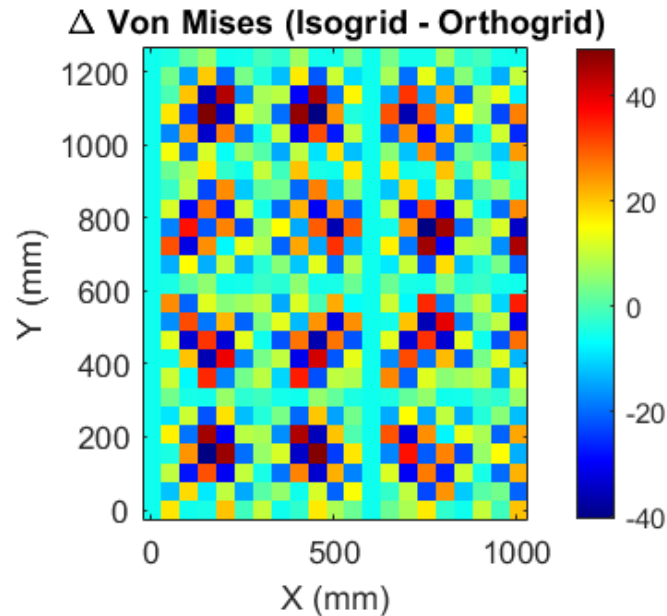


Figura 73: Mapa diferencia de tensiones Isogrid – Orthogrid (Elaboración propia)

Este mapa es el más relevante desde el punto de vista interpretativo.

- Zonas con valores cercanos a cero indican comportamiento equivalente entre ambos patrones.
- Regiones negativas (colores fríos) indican que el Isogrid reduce la demanda tensional respecto al Orthogrid.
- Regiones positivas indican incremento relativo.

Lo importante no es el valor absoluto puntual, sino la estructura espacial del campo diferencia. El Isogrid tiende a suavizar gradientes tensionales y a reducir la concentración localizada asociada a direcciones preferentes. Esto es coherente con su comportamiento isotrópico y con su mayor rigidez flexional. En términos simples: El Orthogrid canaliza la carga; el Isogrid la distribuye, esa diferencia conceptual es la que se visualiza en este mapa.

XI Validación preliminar del diseño

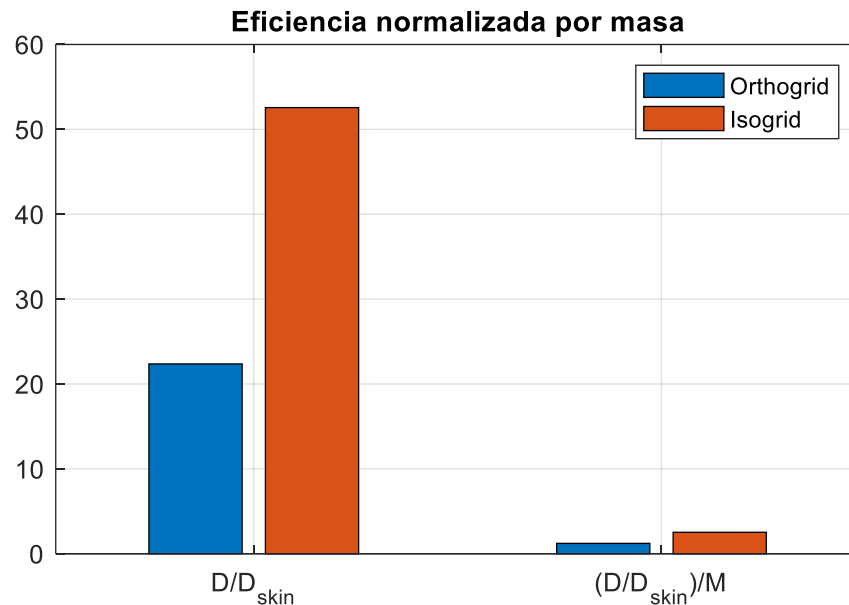


Figura 74: Eficiencia estructural normalizada por masa (Elaboración propia)

Para evaluar la idoneidad en aplicaciones aeroespaciales, no basta comparar rigidez absoluta; es necesario normalizar por masa.

Se define el índice:

$$\eta = \frac{(D/D_{skin})}{M}$$

Obteniéndose:

$$\eta_{ortho} = 1,218 \text{ (1/kg)}$$

$$\eta_{iso} = 2,526 \text{ (1/kg)}$$

$$\frac{\eta_{iso}}{\eta_{ortho}} = 2,074$$

El Isogrid presenta una eficiencia estructural aproximadamente 2 veces superior en términos de rigidez a flexión por unidad de masa.

Este resultado es particularmente significativo: aunque el Isogrid es más pesado, el incremento de rigidez compensa ampliamente ese aumento, resultando globalmente más eficiente.

XI Validación preliminar del diseño

11.5.4. Interpretación estructural global

Los resultados permiten establecer conclusiones coherentes y técnicamente fundamentadas:

1. **Isotropía en el plano:** El Isogrid elimina direcciones privilegiadas de rigidez, garantizando comportamiento uniforme frente a cargas multiaxiales.
2. **Mayor rigidez a flexión equivalente:** La triangulación mejora el brazo mecánico efectivo y la contribución de los nervios, incrementando significativamente D .
3. **Mejor eficiencia estructural global:** A pesar del aumento de masa, el Isogrid ofrece una relación rigidez/masa claramente superior.
4. **Robustez frente a estados de carga complejos:** En estructuras presurizadas o sometidas a combinaciones de carga, la isotropía y la redistribución homogénea son ventajas críticas.

Conclusión del Caso 3

El modelo numérico en MATLAB confirma, desde una perspectiva homogenizada y paramétrica, lo observado en los análisis por elementos finitos: el Isogrid no solo presenta un comportamiento más isotrópico en el plano, sino que además ofrece una mejora sustancial en rigidez flexional y eficiencia estructural.

Este caso cierra el capítulo comparativo aportando una validación global basada en métricas objetivas, complementaria al análisis detallado de tensiones y desplazamientos realizado previamente

XII. Conclusiones y futuras líneas de investigación

12. Conclusiones y futuras líneas de investigación

El presente Trabajo Fin de Máster ha desarrollado de forma sistemática el diseño conceptual y estructural de un tanque de combustible para lanzador, abordando el problema desde una perspectiva integrada que combina fundamentos de mecánica de cascarones delgados, criterios de estabilidad, procesos de fabricación y verificación numérica mediante elementos finitos. El tanque ha sido concebido explícitamente como estructura primaria presurizada, lo que implica que su dimensionamiento no puede separarse del comportamiento global del vehículo ni de las exigencias de estabilidad bajo compresión axial.

El análisis ha permitido constatar que, bajo presión interna, el estado tensional dominante en la piel es de naturaleza membranar, siendo coherente la aproximación de pared delgada utilizada para la estimación preliminar de tensiones circunferenciales y meridionales. La comparación entre formulación analítica y resultados numéricos ha validado la consistencia del modelo estructural adoptado, confirmando que la discretización sólida del dominio representativo reproduce adecuadamente el campo tensional esperado en régimen elástico.

En lo relativo a la configuración estructural, la implementación de retículas mecanizadas tipo orthogrid e isogrid ha evidenciado su elevada eficiencia en términos de rigidez específica. La rigidización integral permite desacoplar parcialmente la resistencia frente a presión (gobernada por la piel) de la resistencia frente a compresión axial (gobernada por la altura de los nervios), maximizando el aprovechamiento del material. Asimismo, la eliminación de fijaciones mecánicas y discontinuidades asociadas a soluciones remachadas incrementa la integridad estructural y reduce la susceptibilidad a concentraciones de tensión y vías de fuga.

La incorporación de consideraciones de fabricación desde las primeras fases del diseño —mecanizado integral, conformado, soldadura por fricción-agitación y definición de tierras de soldadura sobredimensionadas— ha permitido integrar en el modelo conceptual los efectos reales de tensiones residuales, degradación metalúrgica y posibles imperfecciones geométricas. Esta aproximación evita la idealización excesiva

XII Conclusiones y futuras líneas de investigación



del comportamiento estructural y conduce a un dimensionamiento más robusto frente a fenómenos de pandeo global y local, que constituyen el modo de fallo crítico en estructuras de cascarón delgado sometidas a compresión.

Del mismo modo, la modelización explícita de elementos funcionales como domos elipsoidales 2:1, puertos de acceso y sistemas anti-sloshing ha permitido aproximar el modelo a una configuración tecnológicamente realista, incorporando discontinuidades geométricas y concentraciones locales que influyen en la distribución de esfuerzos y en la respuesta global del tanque.

En conjunto, el trabajo demuestra que el diseño de un tanque estructural para lanzador no puede abordarse como un problema puramente geométrico ni exclusivamente resistente. Se trata de un sistema fuertemente acoplado donde estabilidad, procesos de fabricación, tolerancias e integración con el vehículo condicionan de forma directa el margen de seguridad final. La coherencia entre planteamiento analítico, modelado CAD, simulación numérica y criterios industriales constituye, por tanto, uno de los principales resultados del proyecto.

Futuras líneas de investigación

Aunque el presente estudio ha permitido establecer una base sólida para el diseño estructural del tanque, existen múltiples líneas de desarrollo que permitirían aumentar el grado de madurez tecnológica y la fidelidad del modelo.

En primer lugar, resulta pertinente extender el análisis hacia un estudio no lineal geométrico completo que incluya grandes desplazamientos e imperfecciones iniciales introducidas explícitamente en el modelo, con el fin de capturar de forma más precisa la reducción real de la carga crítica de pandeo. La incorporación de modelos de material elastoplástico permitiría además evaluar la redistribución tensional post-elástica y el margen frente a colapso progresivo.

En segundo lugar, la optimización topológica y paramétrica de la retícula rigidizada constituye una vía de mejora directa en términos de masa. La introducción controlada de *hollow nodes* o vaciados en nodos de intersección podría reducir material

XII Conclusiones y futuras líneas de investigación

inerte sin comprometer la rigidez global, siempre que se validen los efectos sobre pandeo local y transferencia de carga.

Otra línea relevante consiste en el análisis acoplado fluido-estructura para caracterizar de manera más rigurosa el fenómeno de sloshing bajo aceleraciones dinámicas representativas del perfil de misión. La identificación de frecuencias propias del fluido y su posible acoplamiento con modos estructurales del tanque permitiría dimensionar con mayor precisión los deflectores internos.

Desde el punto de vista de fabricación, sería de interés desarrollar un modelo termo-mecánico del proceso de soldadura FSW que cuantifique con mayor exactitud la extensión de la zona afectada térmicamente, la magnitud de tensiones residuales y su impacto en la estabilidad global. La integración de estos resultados en el modelo estructural permitiría reducir la incertidumbre asociada a los factores de abatimiento empíricos.

Más allá de los resultados obtenidos en el presente trabajo, el diseño de tanques estructurales para lanzadores constituye actualmente un área de intensa investigación tecnológica, especialmente en lo relativo a materiales avanzados, procesos de fabricación de nueva generación, monitorización estructural y arquitectura de sistemas reutilizables.

En el ámbito de los materiales metálicos, una línea prioritaria de investigación se centra en el desarrollo y caracterización de nuevas aleaciones de alta resistencia con mejor compromiso entre límite elástico, tenacidad a fractura y soldabilidad. Las aleaciones aluminio-litio de última generación continúan siendo objeto de optimización por su elevada rigidez específica y menor densidad frente a aleaciones convencionales. Asimismo, se investiga la incorporación controlada de elementos de aleación que mejoren la estabilidad microestructural frente a ciclos térmicos criogénicos y procesos de soldadura en estado sólido. En paralelo, las nuevas generaciones de aleaciones aluminio-níquel y otras combinaciones experimentales buscan mejorar la resistencia a altas temperaturas y la estabilidad frente a degradación térmica localizada.

De forma complementaria, el desarrollo de tanques fabricados íntegramente en material compuesto representa una de las líneas más ambiciosas del sector. Las

XII Conclusiones y futuras líneas de investigación

arquitecturas basadas en fibra de carbono permiten alcanzar reducciones sustanciales de masa estructural, especialmente en configuraciones criogénicas. Sin embargo, la implementación real presenta desafíos técnicos relevantes: microfisuración inducida por ciclos térmicos, permeación de hidrógeno en configuraciones sin liner metálico, sensibilidad al impacto y complejidad de inspección. La investigación actual se orienta hacia configuraciones híbridas (liner metálico delgado + sobreenrollado estructural), optimización de secuencias de laminado, empleo de fibras de alto módulo y desarrollo de resinas criocompatibles de baja permeabilidad.

Otra línea de evolución relevante corresponde a la fabricación avanzada. El mecanizado integral puede complementarse en el futuro con procesos de fabricación aditiva metálica para integrar elementos locales complejos, tales como bosses, colectores o transiciones geométricas optimizadas topológicamente. La fabricación aditiva permitiría generar geometrías internas optimizadas para flujo de cargas, reducir ensamblajes y mejorar la eficiencia estructural. No obstante, su aplicación en estructuras presurizadas primarias exige una caracterización exhaustiva de defectología interna, anisotropía mecánica y comportamiento a fatiga.

En relación con la estabilidad estructural, una línea de investigación de alto valor reside en la modelización no lineal avanzada incluyendo imperfecciones geométricas reales medidas experimentalmente. La integración de modelos termo-mecánicos del proceso de soldadura permitiría predecir con mayor fidelidad la distribución de tensiones residuales y su influencia en la carga crítica de pandeo. Esta aproximación reduciría la dependencia de factores empíricos de abatimiento y aumentaría la precisión del dimensionamiento.

La monitorización estructural en servicio constituye igualmente un campo emergente de gran interés. La integración de sensores de fibra óptica embebidos o adheridos a la estructura permitiría medir deformaciones distribuidas en tiempo real, facilitando la detección temprana de anomalías estructurales. La combinación de estas técnicas con métodos de emisión acústica posibilita la identificación de eventos de microdaño antes de su crecimiento crítico. En el contexto de vehículos reutilizables, la implementación de sistemas de *Structural Health Monitoring* (SHM) resulta

XII Conclusiones y futuras líneas de investigación

especialmente atractiva para reducir costes de inspección y aumentar la fiabilidad operativa. La integración de estos sistemas con modelos digitales predictivos abre la puerta al desarrollo de gemelos digitales estructurales capaces de estimar vida remanente bajo espectros reales de carga.

Si el sistema evoluciona hacia arquitecturas parcialmente o totalmente reutilizables, la interacción entre criogenia y reentrada atmosférica introduce nuevos desafíos multidisciplinares. La integración de sistemas de protección térmica (TPS) sobre estructuras criogénicas requiere investigación en aislamiento térmico, gestión de gradientes térmicos y compatibilidad estructural. Los materiales cerámicos avanzados y los compuestos de matriz cerámica (CMC) representan una posible vía para estructuras calientes o componentes expuestos a flujos térmicos elevados. Su integración con tanques presurizados exige estudios específicos sobre uniones, compatibilidad de deformaciones térmicas y resistencia a choque térmico.

Por último, la optimización estructural avanzada basada en algoritmos evolutivos y métodos de optimización topológica constituye una línea natural de extensión del presente trabajo. La reducción controlada de masa mediante vaciado estratégico de nodos rigidizados, modificación de alturas de nervio o distribución variable de espesores puede abordarse mediante procesos iterativos acoplados a modelos de elementos finitos no lineales. Este enfoque permitiría evolucionar desde un diseño conceptual robusto hacia una configuración optimizada para vuelo.

En conjunto, el diseño de tanques estructurales para lanzadores se encuentra en un punto de convergencia entre ingeniería clásica de cascarones delgados y tecnologías emergentes en materiales, fabricación digital y monitorización inteligente. La investigación futura no se limita a incrementar resistencia o reducir masa, sino a integrar materiales avanzados, procesos controlados y capacidad predictiva en servicio dentro de un marco estructural coherente y verificable

Finalmente, una evolución natural del trabajo consistiría en la integración del tanque dentro de un modelo estructural completo del lanzador, evaluando la interacción con intertanques, faldones y estructuras de soporte. Este enfoque permitiría estudiar la

XII Conclusiones y futuras líneas de investigación



redistribución de cargas globales y validar la hipótesis de comportamiento como cascarón portante dentro del sistema completo.

En conclusión, el trabajo desarrollado establece una base técnica coherente y estructuralmente fundamentada para el diseño de tanques presurizados en aplicaciones espaciales, demostrando que la eficiencia estructural no es únicamente el resultado de una geometría óptima, sino de la integración rigurosa entre mecánica, fabricación y verificación. La continuidad entre modelado conceptual y consideraciones industriales constituye, en este sentido, la principal aportación del estudio y el punto de partida para desarrollos de mayor nivel de madurez tecnológica.

XIII. Bibliografía

XIII Bibliografía

1. Normativa y estándares aeroespaciales

American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). (1998). *ANSI/AIAA S-080-1998: Space systems – Metallic pressure vessels, pressurized structures, and pressure components*. AIAA.

Department of Transportation, Federal Aviation Administration (DOT/FAA). (2023). *Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS)*. Federal Aviation Administration.
(Reemplaza al antiguo MIL-HDBK-5).

European Cooperation for Space Standardization (ECSS). (2021). *ECSS-E-ST-32-01C Rev.2: Space engineering – Fracture control*. ESA Requirements and Standards Division.

European Cooperation for Space Standardization (ECSS). (2024). *ECSS-E-ST-32-02C Rev.2: Space engineering – Structural design and verification of pressurized hardware*. ESA Requirements and Standards Division.

National Aeronautics and Space Administration (NASA). (2016). *NASA-STD-5019A: Fracture control requirements for spaceflight hardware*. NASA.

2. Manuales de diseño y reportes técnicos (NASA & industria)

Meyer, R. R., Harwood, O. P., & Orlando, J. I. (1973). *Isogrid design handbook* (NASA CR-124075, Rev. A). McDonnell Douglas Astronautics Company para NASA Marshall Space Flight Center.

National Aeronautics and Space Administration (NASA). (1974). *Liquid rocket metal tanks and tank components* (NASA SP-8088). Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion).

Weingarten, V. I., Seide, P., & Peterson, J. P. (1968). *Buckling of thin-walled circular cylinders* (NASA SP-8007). NASA Space Vehicle Design Criteria (Structures).

XIII Bibliografía

3. Libros técnicos especializados (capturas incluidas)

Bickford, J. H. (2008). *Introduction to the design and behavior of bolted joints: Non-gasketed joints* (4th ed.). CRC Press.

Edberg, D., & Costa, W. (2007). *Design of rockets and space launch vehicles* (2nd ed.). American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Farr, J. R., & Jawad, M. H. (2001). *Guidebook for the design of ASME Section VIII pressure vessels* (4th ed.). ASME Press.

Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2001). *Rocket propulsion elements* (7th ed.). John Wiley & Sons.

4. Capítulos y documentos técnicos adicionales

Henson, G. M. (s.f.). *Materials for launch vehicle structures* (Chapter 7). Invariant Laboratories LLC.