

DISEÑO ESTRUCTURAL POR MÉTODOS ANALÍTICOS DE UN TANQUE PROTOTIPO DE PROPELENTE LÍQUIDO PARA VEHÍCULOS ESPACIALES EXPERIMENTALES

D. Britez ^a, P. Bidinost ^c, J. Paladini ^b, L. Sznajderman ^d,
UIDET GEMA – Departamento de Aeronáutica – Facultad de Ingeniería –
Universidad Nacional de La Plata
Calle 48 y 116 – (1900) La Plata – Argentina

Email: ^a diego.britez@ing.unlp.edu.ar, ^b pablo.bidinost@ing.unlp.edu.ar, ^c jlpaladini@gmail.com, ^d lucas.sznajderman@outlook.com.ar

RESUMEN

El presente trabajo resume el proceso de diseño y cálculo estructural por métodos analíticos, de un tanque estructural de propelente líquido a utilizarse para ensayos de validación de dichos modelos así como también de los respectivos modelos numéricos. Los resultados y el proceso de diseño validados serán aplicados posteriormente al diseño de un tanque estructural de propelente líquido para un vehículo espacial experimental de dos etapas.

Los aspectos abordados desde el punto de vista teórico comprenden: la estimación de espesores por teorías membranales, análisis de interferencias en la membrana debido a la implementación de cuadernas y largueros, determinación del tipo de refuerzo longitudinal, determinación de la carga de pandeo en condición de tanque vacío y presurizado, entre otros. Se presentan para cada estudio realizado, la descripción de las teorías utilizadas, las hipótesis asumidas y los resultados obtenidos.

Palabras clave: Tanque, Estructural, Analítico, Propelente, Líquido

INTRODUCCIÓN

El diseño y desarrollo de un vehículo espacial (lanzador) supone un gran desafío desde el punto de vista de la optimización estructural, siendo el principal objetivo la reducción del índice estructural del vehículo. La principal estrategia utilizada para la optimización de este tipo de vehículos, según estado del arte actual, es la implementación de tanques estructurales. Estas estructuras de gran capacidad portante y bajo peso, cumplen la función de fuselaje y tanque al unísono. Este tipo de configuración no sólo permite una reducción de peso, sino que además supone una optimización de espacio.

Debido a la escasa bibliografía relacionada con este tipo de estructuras y/o a la dificultad que presenta obtenerla por tratarse de *know-how* estratégico, se deben plantear diversas estrategias de diseño, las cuales deberán ser contrastadas entre sí y validadas mediante ensayos para poder certificar que el camino propuesto es el correcto. En este sentido, resultan muy útiles las herramientas que ofrecen los *software* de cálculo por el método de los elementos finitos (FEM). A pesar de esto, se vuelve imperioso establecer métodos de cálculo teórico para el diseño. Esto se debe a que, aunque sean estimativos o básicos, con ellos se podrá dimensionar de manera rápida, establecer diseños preliminares, tomar decisiones respecto de modificaciones de mayor complejidad o validar los resultados obtenidos numéricamente. De esta manera, se logra un mayor entendimiento conceptual del problema, permitiendo mayores posibilidades de optimización; se reduce el tiempo de modelado y de cálculo computacional al evitar modelos innecesarios en el proceso iterativo de diseño; y se evita la fabricación de prototipos de ensayo que resulten no representativos del problema planteado.

Como se mencionó anteriormente, el diseño propuesto deberá ensayarse cualquiera sea la herramienta de diseño utilizada. Es por eso que frente al desafío tecnológico de construir tanques estructurales para un vehículo experimental de dos etapas, se propone el diseño y fabricación de un tanque prototipo que permita validar el procedimiento de diseño y los resultados obtenidos,

además de los procesos de manufactura. En este contexto, este trabajo presenta los métodos analíticos utilizados para el diseño del prototipo de ensayo.

METODOLOGÍA

Inicialmente, se plantea el cálculo de espesores mediante teoría membranal para la región cilíndrica del tanque, considerando a la misma como un cilindro homogéneo a presión interna. Esta primera aproximación permite definir el espesor de la pared del tanque a utilizar en los sucesivos cálculos.

Los tanques estructurales de lanzadores capaces de satelizar o realizar vuelos suborbitales con cargas de pruebas poseen un gran desarrollo longitudinal, por lo que es necesario implementar refuerzos longitudinales (largueros) para aumentar la resistencia a compresión y flexión; y refuerzos para estabilizar la estructura y disminuir los desplazamientos radiales (cuadernas). En esta etapa se presenta el estudio de refuerzos transversales y su efecto, así como el diseño de la configuración de refuerzos longitudinales. Luego, ésta última será utilizada para determinar el desempeño de la estructura a compresión, verificando la carga y modo de pandeo.

Por último, se detalla la configuración de casquetes, seleccionada en función de los procesos de fabricación disponibles a nivel nacional y el desempeño estructural de los mismos. Mediante modelos simplificados se cuantifica el efecto que tendrá el casquete seleccionado sobre el campo de tensiones de la región cilíndrica del tanque cuando el mismo se encuentre presurizado.

Más allá del alcance de este trabajo, pero formando parte de la metodología propuesta, los resultados analíticos obtenidos serán comparados con los resultados obtenidos por modelos de elementos finitos con la finalidad de validar estos últimos y mejorar el diseño. Estas mejoras, en algunos casos, no pueden analizarse con las teorías utilizadas, por lo que las sucesivas iteraciones en el diseño serán realizadas únicamente a través de métodos numéricos. Ambos resultados, analíticos y numéricos, serán finalmente verificados mediante la realización de los ensayos sobre el tanque prototipo.

DESARROLLO

Materiales

Los materiales metálicos utilizados se asumen homogéneos, isotrópicos y obedecen la ley de Hooke en régimen elástico. Las características y propiedades de los mismos fueron tomadas de las referencias [1] y [2].

El material a utilizar por requerimiento es el Aluminio 2219 tratado térmicamente. Originalmente, debido a la disponibilidad de material, el mismo se encuentra en estado T81 y T851. De todas maneras, el estado final del tratamiento térmico del material, dependerá del proceso de fabricación del tanque, por lo que a medida que se vayan realizando ensayos, se realimentarán los modelos con los resultados de los mismos.

En primera instancia se utilizarán las propiedades del aluminio 2219 T81, debido a que las chapas disponibles de espesor más delgado (2,4 mm) son de dicho material. Para el caso del tanque de RP1, se asume que la temperatura de trabajo es del orden de los 20 °C, por lo que las propiedades empleadas corresponden a dicha temperatura.

Aluminio 2219-T81:

$$\rho = 2851,03 \text{ kg/m}^3$$

$$E = 72,395 \text{ GPa}$$

$$\nu = 0,33$$

$$\sigma_y = 307,04 \text{ MPa}$$

$$\sigma_u = 420,58 \text{ MPa}$$

$$\varepsilon_u = 0,1$$

$$\alpha = 1,2 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/^{\circ}\text{C}$$

$$K = 121,15 \text{ W/m} \cdot ^{\circ}\text{K}$$

$$C = 854,11 \text{ J/kg} \cdot ^{\circ}\text{K}$$

Debido a que el tanque será soldado por soldadura TIG, existirá una zona afectada por temperatura, conocida como TAZ por sus siglas en ingles. Dentro de esta zona existirá una reducción en las propiedades mecánicas del material, que puede considerarse de un 35%, según la bibliografía consultada (Referencias [3] y [4]). Por lo tanto, a continuación se muestran las propiedades utilizadas para el Aluminio 2219-T81 en la TAZ.

Aluminio 2219-T81 TAZ:

$$\rho = 2851,03 \text{ kg/m}^3$$

$$E = 72,395 \text{ GPa}$$

$$\nu = 0,33$$

$$\sigma_y = 199,58 \text{ MPa}$$

$$\sigma_u = 273,38 \text{ MPa}$$

$$\varepsilon_u = 0,1$$

$$\alpha = 1,2 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/^{\circ}\text{C}$$

$$K = 121,15 \text{ W/m} \cdot ^{\circ}\text{K}$$

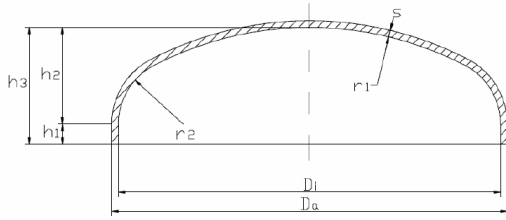
$$C = 854,11 \text{ J/kg} \cdot ^{\circ}\text{K}$$

Geometría

Se determinó la geometría básica de los tanques a partir de los requerimientos de diseño, quedando definidas la longitud de la región cilíndrica y dimensiones de los casquetes. La longitud de la región cilíndrica de cada tanque se determinó a partir de la diferencia entre los volúmenes geométricos de los tanques y los volúmenes de los casquetes.

La geometría de los casquetes afecta significativamente la longitud del cuerpo cilíndrico del tanque, por lo que en esta instancia resultó necesario definir las posibles configuraciones de los mismos para determinar su volumen. Para esto se buscaron los tipos de casquetes que podrían ser fabricados por proveedores nacionales: semielíptico 1.9:1, semielíptico 2:1 y semiesférico. A continuación se describen las características de estas tres configuraciones de casquetes, y se muestran para cada caso, las correspondientes longitudes de parte cilíndrica y total (L_{cil} y L respectivamente) del tanque estructural de RP1.

Ellipsoidal head



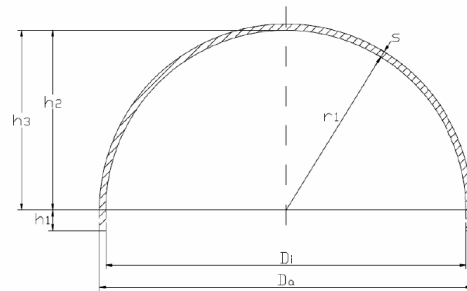
Form 2:1

$$\begin{aligned} D_i &= D_a - 2 \times s \\ r_1 &= 0,9 \times D_i \\ r_2 &= 0,17 \times D_i \\ h_1 &= \text{gem. Angabe} \\ h_2 &= 0,25 \times D_i \\ h_3 &= h_1 + h_2 \end{aligned}$$

Form 1,9:1

$$\begin{aligned} D_i &= D_a - 2 \times s \\ r_1 &= D_i / 1,16 \\ r_2 &= D_i / 5,39 \\ h_1 &= \text{gem. NF E81-103} \\ h_2 &= D_i / 3,8 \\ h_3 &= h_1 + h_2 \end{aligned}$$

Hemispherical head



$$\begin{aligned} D_i &= D_a - 2 \times s & h_1 &= \text{acc. to customers requirements} \\ r_1 &= 0,5 \times D_i & h_2 &= r_1 \\ & & h_3 &= h_1 + h_2 \end{aligned}$$

Figura 1. Casquetes

Tabla 1. Propiedades geométricas del tanque estructural

	SEMIELÍPTICO 1,9:1	SEMIELÍPTICO 02:01	SEMIESFÉRICO
V [m3]	5,3117	5,2481	6,0345
Vcas [m3]	0,47	0,444	0,8751
Vcil [m3]	4,3717	4,3601	4,2843
Lcil [m]	2,4898	2,4832	2,44
L [m]	3,2815	3,2356	3,94

El tipo de casquete con el que se fabricará finalmente dependerá de la factibilidad de fabricación de cada configuración que puedan realizar los proveedores nacionales en los espesores deseados. Cabe destacar, que el tanque de ensayos, deberá fabricarse con el mismo casquete y proceso de fabricación de éste, que el tanque de vuelo. Esto se debe a que solo de esa manera se podrá verificar el diseño propuesto.

Cálculo Membranal

Por medio de la teoría membranar se procedió al cálculo del espesor que debe tener el tanque. Se realizó tanto para el material afectado por la soldadura como el no afectado para poder elegir el espesor a utilizar.

$$\begin{aligned} \sigma_{adm} &\geq \sigma_{\theta} \\ \sigma_{\theta} &= \frac{P_i \cdot r}{t} \\ \sigma_{adm} &\geq \frac{P_i \cdot r_e}{t} \\ t &\geq \frac{P_i \cdot r_e}{\sigma_{adm}} \left\{ \begin{aligned} t_y &= \frac{DYL_{P_i} \cdot r_e}{\sigma_y} \\ t_u &= \frac{DUL_{P_i} \cdot r_e}{\sigma_u} \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

Luego se procederá a elegir el mayor espesor de los calculados como espesor de diseño.

Refuerzos Longitudinales

Para tomar el esfuerzo axial y el momento flector que puede aparecer en el tanque se propuso una disposición de 12 largueros separados 30° , reforzados por tres cuadernas. Se tomó la decisión de utilizar un perfil Omega debido a su alta estabilidad y que al tener dos alas permite aumentar la zona de soldadura entre este y el tanque.

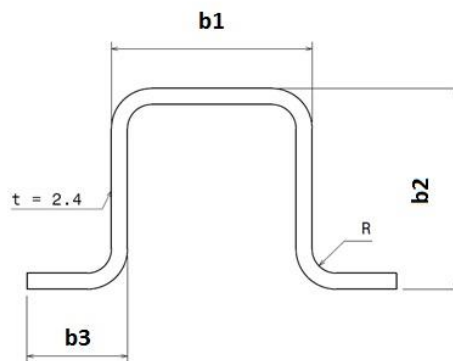


Figura 2. Perfil Omega

El espesor a utilizar es de 2.4mm que es la chapa que se encuentra a disposición en el taller, y se propuso distintas dimensiones de los mismos, se redujo en primera instancia la cantidad de perfiles seleccionando los que tienen medidas simples para su fabricación. Luego se realizó el cálculo de la carga de pandeo de cada uno, y con ella se procedió a calcular la resistencia por unidad de masa de cada larguero para poder seleccionar el que aproveche de mejor manera el material.

Para calcular la carga de colapso de la estructura se la modela como un panel reforzado curvo, por lo que primero se calcula el σ_c del perfil y luego se agrega la colaboración de la chapa curva. Se encuentra que la chapa curva trabaja a la misma tensión que el larguero, por lo que en vez de calcular el ancho colaborante se procede a sumar directamente toda el área de la chapa del cilindro. Hasta allí no se tiene en cuenta que el cilindro se encuentra sometido a tracción debido a la presión interna, por lo que a esta carga debe sumarse la que debe aparecer para que el cilindro pase de estar traccionado en la dirección x a tener tensión nula.

De acuerdo a la Referencia [7], existe una pequeña relajación en las tensiones longitudinales de la chapa de un cilindro sometido a presión interna cuando se utilizan largueros, debido a que estos colaboran en soportar la tracción de los casquetes. Por otro lado, la implementación de refuerzos longitudinales tiene un efecto despreciable sobre las tensiones tangenciales o meridionales. Este análisis conserva las hipótesis utilizadas en la teoría membranar, por lo que como en el caso de la determinación del espesor de la chapa, los resultados son independientes de la longitud de la parte cilíndrica del tanque y, por lo tanto, validos tanto para el correspondiente a ensayos como para el de vuelo.

Siguiendo el desarrollo de la bibliografía citada se determinó el porcentaje de las tensiones longitudinales que absorben los largueros y la membrana por separado.

Del análisis de la tabla se desprende que el 92% de la carga de tracción generada por la presión sobre los casquetes la absorbe la membrana, mientras que el 8% restante es tomada por los largueros. A su vez, las tensiones meridionales son iguales a las de un cilindro sin refuerzos longitudinales. Estos resultados se utilizaran luego para validar los modelos de elementos finitos realizados.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Cálculo Membranal

Realizando el análisis nombrado en el desarrollo se obtiene:

$$\left. \begin{aligned} t_y &= \frac{0,6MPa \cdot 0,75m}{307,04MPa} = 1,47mm \\ t_u &= \frac{0,668MPa \cdot 0,75m}{420,58MPa} = 1,19mm \end{aligned} \right\} t_{2219-T81} = 1,47mm$$

$$\left. \begin{aligned} t_y &= \frac{0,6MPa \cdot 0,75m}{199,58MPa} = 2,25mm \\ t_u &= \frac{0,668MPa \cdot 0,75m}{273,38MPa} = 1,83mm \end{aligned} \right\} t_{2219-T81TAZ} = 2,25mm$$

Pero como el espesor mínimo soldable es 2.4mm se tomó este último ya que además cumple con el estado tensional al que es sometido.

Refuerzos Longitudinales

Los dos largueros preseleccionados tienen las siguientes características geométricas:

Tabla 2. Propiedades del Larguero 1



LARGUERO 1												
	Chapa	BC	b [m]	A _{0i} [m ²]	J _i [m ⁴]	d ² *A _{0i} [m ⁴]	J _x total [m ⁴]	σ _{cri} [MPa]	σ _{cr} final tramo i [MPa]	σ _{cri} * A _{0i}	σ _{cc} [Mpa]	σ _p [Mpa]
	1	4 BS	0,0250	6,0000E-05	2,8800E-11	5,31E-09	1,3981E-08	2,413E+03	3,070E+02	1,842E-02	307,0408	153,520
	2	4 BS	0,0200	4,8000E-05	1,6000E-09	1,66E-11		3,771E+03	3,070E+02	1,474E-02		
	3	3 BS + 1 BL	0,0100	2,4000E-05	1,1520E-11	2,69E-09		1,885E+03	3,070E+02	7,369E-03		
	TOTAL		0,06	2,040E-04	3,2518E-09	1,073E-08				6,264E-02		
n	t [m]	xcg [m]	ycg [m]	λ _p	ρ [m]	λ	→ Regimen Elástico →				σ _{co} [Mpa]	P _z [N]
4	0,002400	0,010588	0,000000	68	0,00828	90,6					87,0565	17759,53

Tabla 3. Propiedades del Larguero 2

LARGUERO 2												
	Chapa	BC	b [m]	A _{0i} [m ²]	J _i [m ⁴]	d ² *A _{0i} [m ⁴]	J _x total [m ⁴]	σ _{cri} [MPa]	σ _{cr} final tramo i [MPa]	σ _{cri} * A _{0i}	σ _{cc} [Mpa]	σ _p [Mpa]
	1	4 BS	0,0300	7,2000E-05	3,4560E-11	1,62E-08	4,3269E-08	1,676E+03	3,070E+02	2,211E-02	307,0408	153,520
	2	4 BS	0,0300	7,2000E-05	5,4000E-09	0,00E+00		1,676E+03	3,070E+02	2,211E-02		
	3	3 BS + 1 BL	0,0150	3,6000E-05	1,7280E-11	8,10E-09		8,377E+02	3,070E+02	1,105E-02		
	TOTAL		0,08	2,880E-04	1,0869E-08	3,240E-08				8,843E-02		
n	t [m]	xcg [m]	ycg [m]	λ _p	ρ [m]	λ	→ Regimen Elastoplástico →				σ _{co} [Mpa]	P _z [N]
4	0,002400	0,015000	0,000000	68	0,01226	61,2					183,5425	52860,23

Con dicha carga se calculó la resistencia específica (Pz/Peso) de cada larguero:

Tabla 2. Resistencia Especifica de los Largueros

	Pz[N]	Pz/Peso [N/Kg]
Larguero 1	17759	40712,7
Larguero 2	52860	85867,45

De acuerdo con los resultados anteriores se procede a seleccionar el Larguero 2, ya que al pandear en régimen elastoplástico permite un mayor aprovechamiento del material optimizando. Al

calcular la carga por unidad de masa de ambos largueros se puede observar que el elegido duplica al Larguero 1 en la carga que puede tomar para un mismo peso.

Con dicho larguero se procede a realizar el cálculo de la carga de colapso de la estructura reforzada.

Tabla 2. Carga de Colapso de la Estructura

	Sin Presión	Con Presión
Carga de Colapso [KN]	2710,14	3416,94

CONCLUSIONES

- La metodología presentada permite el diseño preliminar del prototipo.
- Los resultados obtenidos se utilizarán para validar aquellos obtenidos mediante modelos numéricos.
- Una vez realizados los ensayos del tanque prototipo, el procedimiento de diseño desarrollado (depurado) podrá utilizarse para el diseño de estructuras de vuelo equivalentes o similares, sentando un precedente para el desarrollo de un lanzador satelital nacional.
- Debe realizarse un análisis analítico de los refuerzos transversales y de los casquetes utilizados en este prediseño.
- Por último, mediante los cálculos analíticos, se logró definir la configuración preliminar y estudiar el desempeño global y particular de cada uno de los componentes estructurales que lo conforman el tanque.

Los resultados aquí expuestos deben ser validados por medio de ensayos, ya que estos no los reemplazan.

REFERENCIAS

1. DOT/FAA/AR-MMPDS-01, Metallic Materials Properties Development and Standardization.
2. ASM Handbook, Volume 2, Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials.
3. CNES, Ariane 5 Structures et Technologies - Ariane Structures and Technologies.
4. NASA SP-8088, NASA Space Design Criteria (Chemical Propulsion): Liquid Rocket Metal Tanks and Tank Components.
5. SSD-TDR-63-637: Stress in Thin Vessels Under Internal Pressure; 1964, Aerospace Corporation for USAF.
6. G. E. Maddux: Stress Analysis Manual; 1969, National Technical Information Service.
7. E.F. Bruhn: Analysis and Design of Flight Vehicle Structures; 1973, Tri-State Offset Company.
8. P. Bidinost, D. Britez, A. J. Patanella y M. D. Actis: Validación analítica de Modelos Numéricos de Tanques Estructurales Reforzados Transversalmente; VII Congreso Argentino de Tecnología Espacial, 2013.