

DISEÑO, ANÁLISIS Y ENSAYOS ESTRUCTURALES DE INTERTANQUE SEMIMONOCASCO PARA VEHÍCULO LANZADOR

J. Paladini^a, A. Patanella^a, D. Lunardelli^a, L. Ponziani^a, M. Actis^a

*jorgeluis.paladini@ing.unlp.edu.ar, ajpatane@ing.unlp.edu.ar, dlunardelli@ing.unlp.edu.ar,
leonardo.ponziani@ing.unlp.edu.ar, mactis@ing.unlp.edu.ar*

^aCTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata, Argentina.
<http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>. cta@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

Debido a que las tapas de los tanques estructurales que se utilizan en los vehículos lanzadores tienen una cierta curvatura para disminuir el estado tensional de las mismas, es necesario unir a los tanques mediante un módulo de fuselaje especialmente diseñado para ello. Este módulo es el intertanque, el cual vincula a los tanques transmitiéndoles las cargas de vuelo, pero minimizando su interferencia en el estado tensional de estos. Además, los separa lo suficiente para que ni las tapas ni las bridas entren en contacto permitiendo una suave transición en el piping interno y generando espacio en su interior suficiente para colocar otros componentes necesarios para el vuelo, de esta manera se optimiza la configuración interna del vehículo.

En este trabajo se analiza una porción de fuselaje genérica cuyos conceptos de diseño, fabricación y su geometría no difieren del fuselaje real más que en sus dimensiones. Se realiza un análisis estructural del mismo utilizando métodos analíticos y de elementos finitos (FEM). Por último, se fabrica un modelo de esta estructura de manera artesanal y se realizan ensayos experimentales de carga sobre la misma.

El objetivo del trabajo es comparar los resultados obtenidos mediante los distintos análisis con los resultados obtenidos en los ensayos realizados.

1.- INTRODUCCION

Una de las configuraciones estructurales más utilizadas en las porciones de fuselaje que no se encuentran presurizadas es el semimonocasco remachado o abulonado. Normalmente cuenta de una piel a la cual se le incrementa su resistencia mediante refuerzos longitudinales y transversales. Los refuerzos longitudinales tienen la función de tomar la mayor parte de la carga axial y el momento flector del vehículo. La principal función de la piel es tomar el esfuerzo cortante que existe entre los refuerzos longitudinales. Los refuerzos transversales se utilizan debido a varias razones: brindarle estabilidad en el sentido transversal al fuselaje, reducir la longitud de pandeo de los refuerzos longitudinales y, en algunos casos, se utilizan para vincular las distintas porciones de fuselaje.

A partir de este momento, luego de haber descripto sus roles en la estructura, nos

referiremos a los refuerzos longitudinales como “largueros” y a los refuerzos transversales como “cuadernas”.

Debido a que la estructura no se encuentra presurizada, el esfuerzo de compresión axial debido a las cargas externas es una de las cargas críticas para este tipo de estructuras, junto con la flexión del fuselaje, ya que puede inestabilizarse y fallar por pandeo local o de columna. En este trabajo se analiza y ensaya una porción de estructura semimonocasco sometida a esta carga de compresión.

2.- METODOLOGÍA

El trabajo se divide en 4 partes: primero se presentan la geometría de la estructura analizada y las propiedades de los materiales utilizados para los análisis, luego se desarrolla el cálculo analítico de la carga de colapso de la estructura, a continuación, un análisis FEM y por último la

confección y ensayo de la estructura en análisis. Se muestran los resultados en forma de tablas, curvas, mapas de tensiones (en el caso del análisis FEM) y fotografías para los ensayos.

3.- DESARROLLO

3.1.- GEOMETRÍA Y MATERIALES

El análisis se realiza sobre una porción de estructura semimonocasco que contiene una porción de chapa curva de la piel y dos largueros del tipo Omega, uno a cada lado de la misma. En la siguiente imagen puede apreciarse la geometría y dimensiones generales de la estructura en [mm].

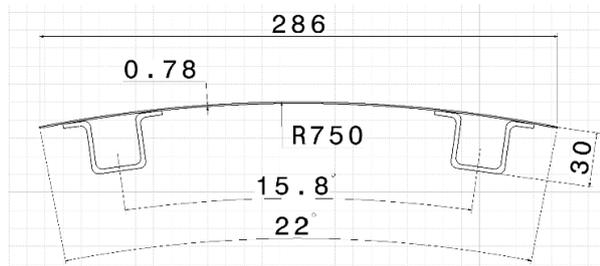


Figura 1: Vista en Corte de la Estructura

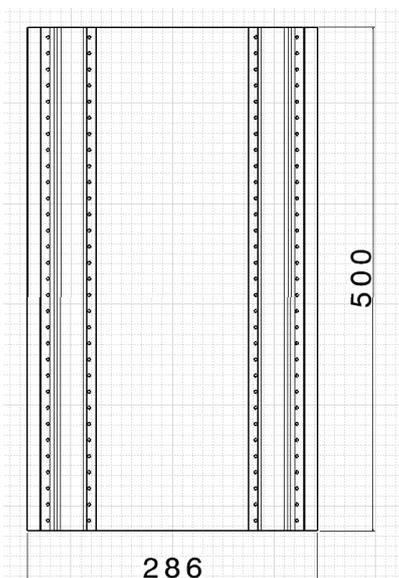


Figura 2: Vista Frontal de la Estructura.

El material de la chapa es Aluminio 1050 con un espesor de 0.78mm. Debido a que el proveedor no otorgó información de sus propiedades mecánicas, se realizaron ensayos de tracción a tres probetas para poder determinarlas. A continuación, se muestran los resultados de las mismas y el promedio de los valores adquiridos que se utilizará luego para los cálculos.

Tabla 1: Propiedades Aluminio de Chapa.

Probeta	$S_{0,2}$ [MPa]	S_u [MPa]	E [MPa]	ϵ_u [mm/mm]
1	126,4	130,4	66.784	0,01
2	118,9	127,9	65.054	0,01966
3	124,9	135,36	61.994	0,02650
Promedio	123,4	131,22	64.611	0,01872

Los largueros se confeccionaron plegando chapa de 2,4mm de Aluminio 2219 T81, las propiedades de este material se muestran a continuación [1].

Tabla 2: Propiedades Aluminio de Largueros.

AA 2219 T81	
$S_{0,2}$ [MPa]	317
S_u [MPa]	420
E [MPa]	74.464
ϵ_u [mm/mm]	0,07
v	0,33

Las dimensiones del perfil Omega del larguero pueden observarse en la siguiente imagen.

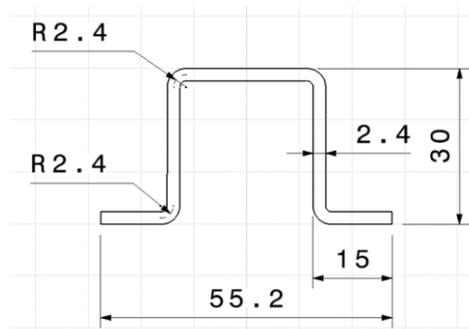


Figura 3: Dimensiones del Perfil del Larguero.

3.2.- CÁLCULO ANALÍTICO

Se procedió a determinar la carga de colapso de esta porción de estructura en forma analítica utilizando el método descrito en la Sección C del "Astronautic Structures Manual" de NASA [2]. Se determina en primera instancia la carga de colapso de los largueros (P_{co}), esta depende de propiedades de la sección Omega, del material utilizado y de la esbeltez del larguero.

Ante una carga de compresión sobre un perfil de espesores delgados, la tensión normal no se distribuye de manera uniforme en toda la sección. La zona de las esquinas alcanza un valor

tensional mayor debido a que tienen una rigidez mayor que el resto de la sección. Se utiliza entonces para realizar los cálculos la tensión σ_{cc} (Tensión de Pandeo Local), que es el valor medio de tensiones que existe en la sección de un perfil cuando falla al ser sometido a un esfuerzo de compresión. En la siguiente imagen puede apreciarse la distribución de tensiones de un perfil sometido a una carga P de compresión.

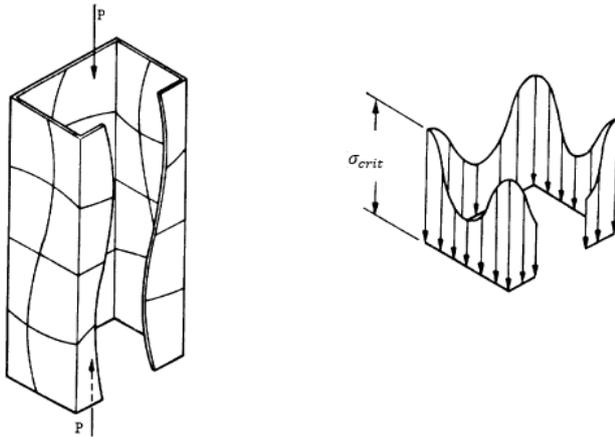


Figura 4: Distribución de tensiones en la sección.

El valor de σ_{cc} se determina a partir de la siguiente expresión:

$$\sigma_{cc} = \frac{\sum b_n * t_n * \sigma_{ccn}}{\sum b_n * t_n} \quad (1)$$

Donde:

t_n : es el espesor de la sección n del perfil.

σ_{ccn} : es la tensión σ_{cc} de la sección n del perfil de ancho b_n considerando al mismo como a una chapa simple apoyada en los bordes que lo unen al perfil y libre donde se encuentra suelto.

b_n : es el ancho de la cara n del perfil, en la siguiente imagen se muestra cómo actuar en el caso de que existiere radios de curvatura.

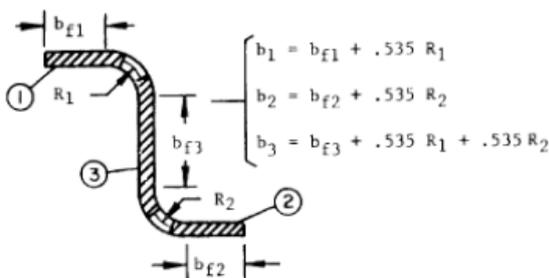


Figura 5: Dimensiones de los anchos con radio.

En el caso en que la cara correspondiente del perfil se encontrara simplemente apoyada en

sus dos bordes, el valor de σ_{ccn} se obtiene de la siguiente manera.

$$\sigma_{ccn} = 3,617 * E * \left(\frac{t_n}{b_n}\right)^2 \quad (2)$$

Si la cara contara con uno de sus bordes libres en cambio, σ_{ccn} se determina con la siguiente expresión.

$$\sigma_{ccn} = 0,452 * E * \left(\frac{t_n}{b_n}\right)^2 \quad (3)$$

En el caso de que σ_{cc} adquiriera un valor superior a la mitad del límite elástico del material debe realizarse una corrección por plasticidad del mismo. La forma en que se realiza dicha corrección se encuentra descrita en la Sección C2 del “Astronautic Structures Manual” de NASA [1], para realizarla es necesario contar con la curva del material utilizado y extraer ciertos valores de la misma.

Procedemos ahora a determinar la tensión σ_{cc} del perfil Omega utilizado.

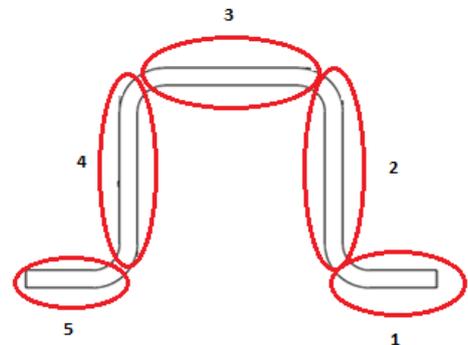


Figura 6: Numeración de la sección en estudio.

Tabla 3: Crippling Stress.

Sección	t_n [mm]	b_n [mm]	σ_{ccn} [Mpa]
1	2,4	13,884	317
2	2,4	27,768	317
3	2,4	27,768	317
4	2,4	27,768	317
5	2,4	13,884	317
		σ_{cc} [Mpa]	317

En el caso de que el perfil tuviera una longitud demasiado corta, o sea una esbeltez muy baja, fallaría a una carga igual a la tensión σ_{cc}

multiplicada por el área de la sección. A medida que la longitud del larguero aumenta baja su esbeltez y su carga de colapso. Dependiendo si su esbeltez es superior o no al valor de la esbeltez proporcional, difiere el método utilizado para determinar dicha carga. En la siguiente imagen se puede observar la tensión de colapso en función de la esbeltez del larguero. Se define tensión de colapso (σ_{co}) a la tensión media que se encuentra en la sección al momento de ocurrir el colapso, si multiplicamos esta tensión por el área de la sección tenemos la carga de colapso.

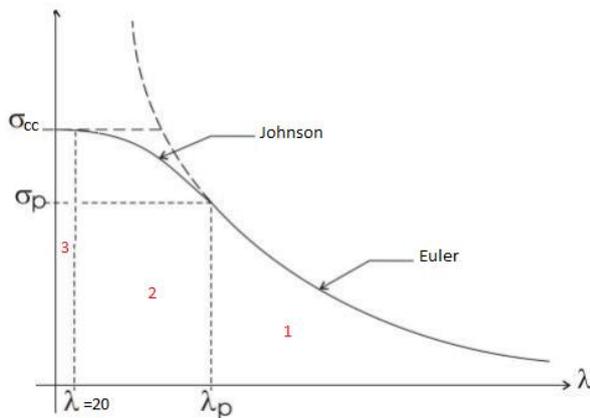


Figura 7: Tensión de Colapso vs. Esbeltez.

La zona indicada con el número 1 es en la que ocurre el pandeo en régimen elástico. La misma tiene como límite inferior de esbeltez λ_p y como límite superior de tensión la que se obtiene mediante la ecuación de Euler. Gráficamente al colapsar la estructura se puede observar un pandeo netamente de columna.

En la zona número 2 el pandeo es elastoplástico. Esta forma de pandeo ocurre para los valores de esbeltez que se encuentran entre 20 y λ_p , y su límite superior de tensión de colapso se obtiene mediante la Parábola de Johnson. Cuando la columna falla en este rango se puede observar un pandeo de columna mezclado con pandeo local del perfil en algunas zonas donde la tensión supera a la crítica.

Cuando la esbeltez de la columna se encuentra en el régimen elástico pero cercano al valor proporcional, es de esperarse encontrar aportes en el comportamiento del pandeo del tipo elastoplástico.

En la zona número 3 la falla de la columna es netamente plástica y no se puede

observar un pandeo de columna, sino que existe un pandeo local del perfil.

El valor de σ_{cc} es el que se obtuvo anteriormente para el perfil, y el valor de σ_p (Tensión Proporcional) es la mitad del primero. La esbeltez proporcional λ_p es el valor de esbeltez para el cual la expresión de Euler adquiere el valor σ_p .

$$\lambda_p = \sqrt{\frac{E \cdot \pi^2}{(0,5 \cdot \sigma_{cc})}} = 68,06 \quad (4)$$

Para los largueros utilizados, el valor de la esbeltez se calcula a partir del radio de giro de la sección y la longitud del larguero, utilizando las siguientes expresiones:

$$\lambda = \frac{L}{\rho} \quad (5)$$

El radio de giro es:

$$\rho = \sqrt{\frac{J}{A}} = \sqrt{\frac{31834 \text{ mm}^4}{255 \text{ mm}^2}} = 11,173 \text{ mm} \quad (6)$$

Teniendo entonces que la esbeltez del larguero es $\lambda = 44,75$. Como este valor es menor al de la esbeltez proporcional, el valor de σ_{co} se determina utilizando la parábola de Johnson que se muestra a continuación.

$$\sigma_{co} = \sigma_{cc} - \frac{\sigma_{cc}^2 \cdot \lambda^2}{\pi^2 \cdot E} \quad (7)$$

Tenemos entonces que la tensión de colapso de cada larguero es **246 MPa**, y su carga de colapso es **62,730 KN**.

Existe un incremento de tensión de la chapa en las zonas cercanas a los largueros debido a su incremento de rigidez. Se considera un ancho colaborante (W_e) que trabaja al mismo nivel tensional que los perfiles para poder determinar este efecto. Esta contribución depende del módulo elástico de la chapa, su espesor y de la tensión de colapso del larguero.

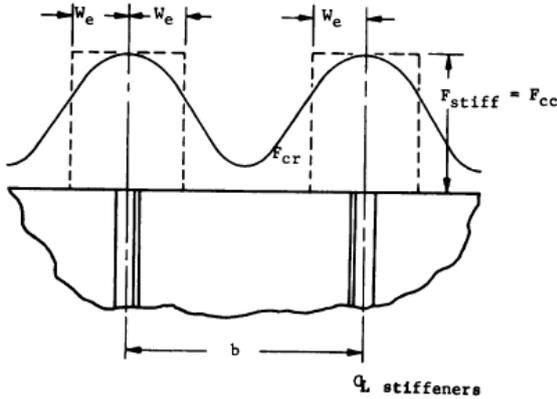


Figura 8: Tensión sobre anchos colaborantes.

El valor de W_e se determina de la siguiente manera cuando la chapa se encuentra vinculada en ambos lados a un perfil:

$$w_e = 0,5 * 1,7 * t_{ch} * \sqrt{\frac{E}{\sigma_{co}}} \quad (8)$$

En el caso de que uno de los extremos de la chapa se encuentre libre, esta expresión varía ya que existe un aporte menor de la misma.

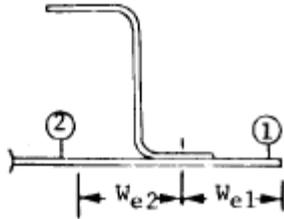


Figura 9: Anchos colaborantes.

$$W_{e1} = 0,382 * 1,7 * t_{ch} * \sqrt{\frac{E}{\sigma_{co}}} \quad (9)$$

En el caso de los bordes no libres tenemos que $W_e = 9,36mm$ y para los bordes libres $W_{e1} = 7,15mm$. Debido a que los perfiles se encuentran sujetos a la chapa por remaches en las alas como se observa en la imagen anterior, cada perfil cuenta con un ancho colaborante al extremo libre y tres anchos colaborantes del tipo no libre. En total tenemos un área portante que se suma a la del perfil de $23,9 mm^2$, teniendo entonces que la chapa colabora con una carga de **5,9 KN**.

Debido a que la chapa se encuentra cilindrada, se obtiene una contribución que se suma a las de los anchos colaborantes que se calcularon considerando un panel plano.

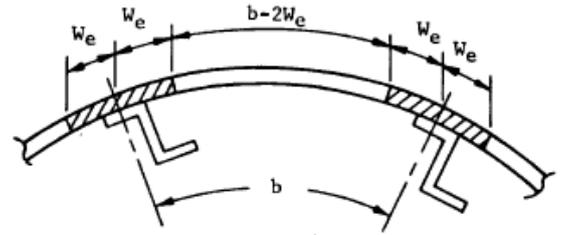


Figura 10: Aporte de Chapa Curva.

La carga aportada por la chapa curva se determina como

$$P_{cil} = \sigma_{cil} * (b - 2 * W_e) * t_{ch} \quad (10)$$

La tensión a la que se encuentra trabajando la chapa cilíndrica (σ_{cil}) se determina de la siguiente manera:

$$\sigma_{cil} = \frac{\gamma * E * t_{ch} / r}{\sqrt{3 * (1 - \nu^2)}} \quad (11)$$

El factor γ se calcula de la siguiente manera:

$$\gamma = 1 - 0,901 * (1 - e^{-\phi}) \quad (12)$$

Y,

$$\phi = \frac{1}{16} * \sqrt{\frac{r}{t}} = 2,07 \quad (13)$$

Tenemos entonces que σ_{cil} es 7,6 MPa, entonces la carga que aporta la chapa cilíndrica es de **1,087 KN**.

La carga total de colapso del panel es la suma de todas las contribuciones descriptas anteriormente.

$$P_{coT} = P_{coLarg} + P_{coWe} + P_{cil} \quad (14)$$

$$P_{coT} = 138,35 KN$$

Este análisis fue realizado considerando que no existe pandeo entre remaches, para evitarlo se determina ahora la distancia entre remaches máxima para que no exista pandeo de la chapa.

$$RS = \sqrt{\frac{E_{ch} * \pi^2 * t_{ch}^2}{\sigma_{co} * 3 * (1 - \nu^2)}} \quad (15)$$

Tenemos entonces que la distancia entre remaches mínima es de 21mm para que no exista pandeo entre remaches. Para poder distribuirlos de forma uniforme a lo largo del panel, se debió utilizar una distancia entre remaches de 16mm.

3.3.- MODELADO FEM

Se realizó un modelado del panel para poder determinar su carga de colapso a través del método de elementos finitos. Tanto los largueros como la chapa fueron modelados con elementos del tipo *Shell*, uniéndose entre ellos con remaches considerados como infinitamente rígidos. En la siguiente imagen puede apreciarse el modelo confeccionado[3] y [4]..



Figura 11: Modelo FEM.

Se impuso como condición de borde restringir los movimientos de la zona en el extremo inferior del panel en todas las direcciones. En el extremo superior se utilizó una ligadura del tipo *Coupling* a un nodo en el centro de la sección sobre el que luego se aplicaría la carga como un desplazamiento. La unión remachada entre los largueros y la chapa se realizó utilizando una unión rígida en cada lugar donde se encuentra un remache que afecte a todos los nodos que se encuentran en el radio real del remache (1,75mm). A continuación, pueden apreciarse estas condiciones impuestas.

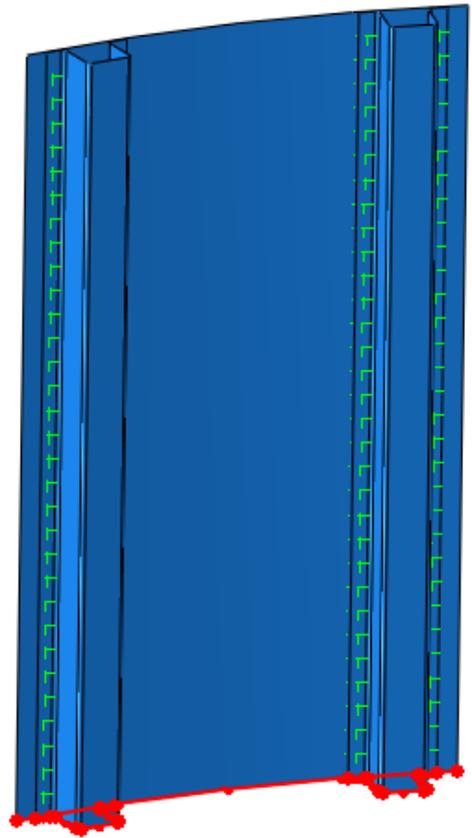


Figura 12: Condición de Borde Inferior.

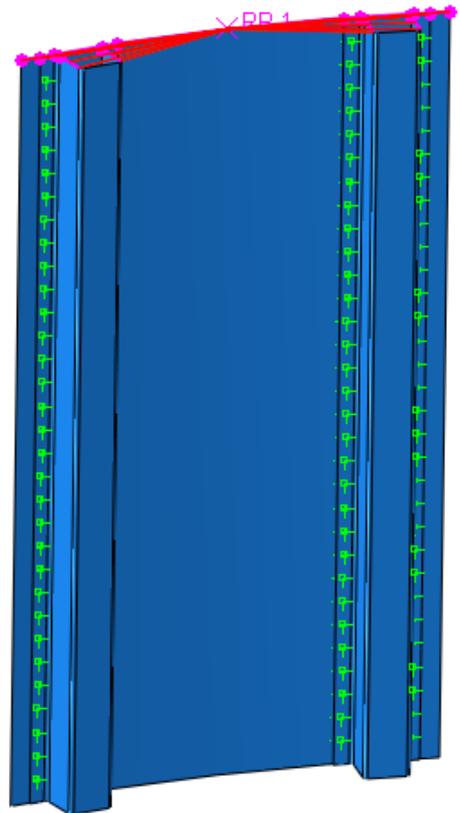


Figura 13: Condición de Borde Superior.

El mallado del modelo se realizó con elementos cuadrangulares lineales con una dimensión general de 2,5 mm, incluyendo 41.400 elementos del tipo *Quad* (9.200 elementos en cada larguero y 23000 en la chapa) y 42.210 nodos (9.447 nodos en cada larguero y 23.316 en la chapa). La verificación del mallado se realizó considerando la relación de aspecto de los elementos, el ángulo de sus ejes y que el tamaño de la malla no tenga el mismo orden que el de las imperfecciones, caso contrario dejarían de ser imperfecciones y podrían modelarse. En la siguiente imagen puede verse la malla lograda en cada parte.



Figura 14: Malla del Larguero.

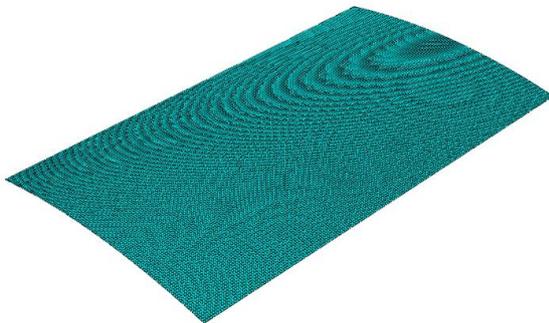


Figura 15: Malla de la Chapa.

El análisis realizado fue del tipo dinámico para evitar que el mismo aborte luego de llegar a la carga de colapso. Si esto sucediera, no se podría apreciar si el valor de carga alcanzado corresponde a la de colapso.

Debido a que el pandeo es un tipo de falla por inestabilidad de la estructura, la carga a la que ocurra el mismo depende de las imperfecciones de las piezas por su fabricación o ensamble. La forma utilizada para generar estas inestabilidades

fue incluir imperfecciones en la malla con dimensiones del orden del milímetro. Se utilizaron en forma aleatoria distintas combinaciones de los modos naturales de la estructura como imperfecciones que incluyan desplazamientos de la chapa y del perfil escalándolas a una imperfección máxima de 1 milímetro.

Para determinar la carga de colapso de la estructura se relevó la carga que toma el nodo de referencia del *Coupling* a medida que se desplaza hacia abajo el mismo. La máxima fuerza de reacción que adquiere este nodo se asume como la carga de colapso.

En la siguiente imagen puede apreciarse la curva de Carga vs Desplazamiento obtenida al utilizar imperfecciones con un tamaño máximo de 1 milímetro en la malla. El desplazamiento fue aplicado con una curva del tipo smooth hasta alcanzar el valor de 3 milímetros de compresión en un tiempo de cálculo de 10.

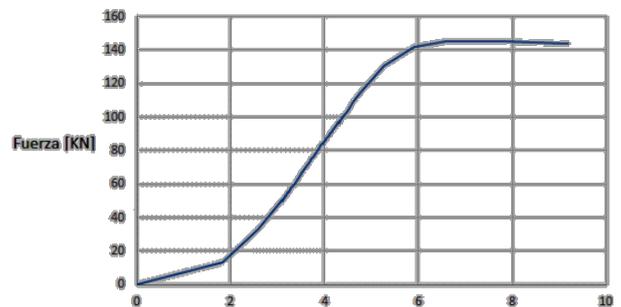


Figura 16: Carga vs Desplazamiento (FEM).

Cómo puede observarse, el colapso de la estructura se da con un tiempo de cálculo de 6,98 y se obtiene una carga de **145,5 KN**. A continuación puede observarse el estado tensional de la estructura en el momento del colapso, las zonas grises son aquellas que han superado el límite elástico del material de los largueros.

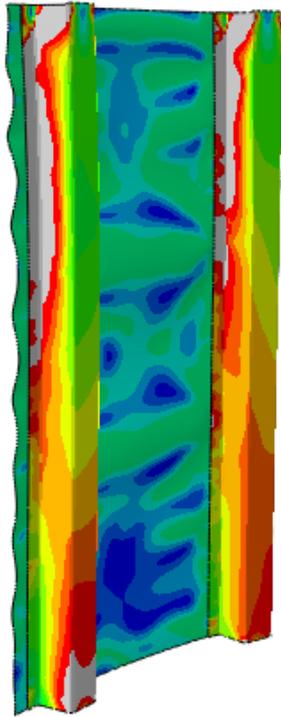


Figura 17: Mapa de Tensiones al Colapso.

En la siguiente figura se puede observar el mapa de tensiones desde otro ángulo. En gris se encuentran las zonas que han superado al límite elástico del material de la chapa.

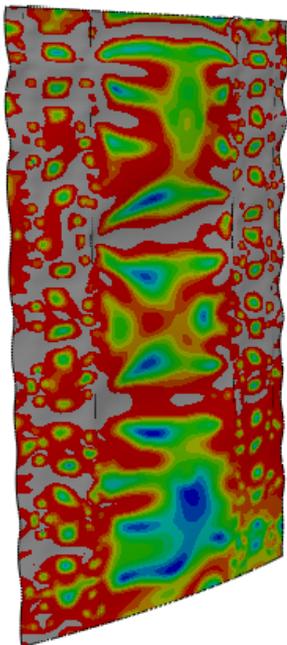


Figura 18: Mapa de Tensiones al Colapso (Chapa).

3.4.- ENSAYOS EXPERIMENTALES

Como etapa final se procedió a determinar la carga de colapso de esta estructura de manera experimental. Para ello se construyeron artesanalmente dos paneles reforzados utilizando remaches del tipo Pop para vincular los largueros a la chapa. A continuación pueden observarse los mismos.

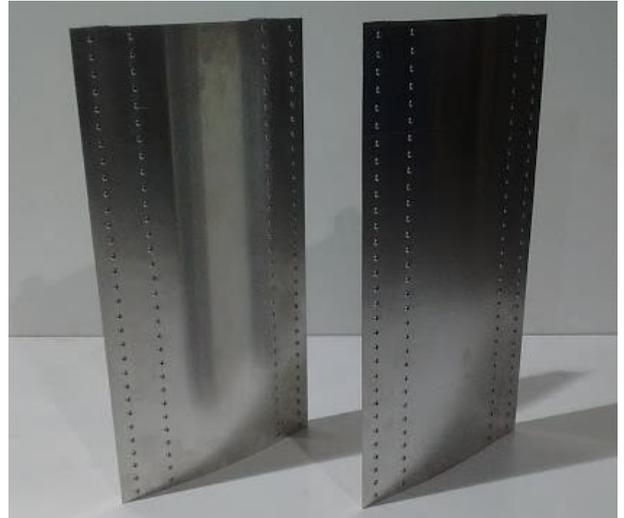


Figura 19: Paneles de Ensayo (1).

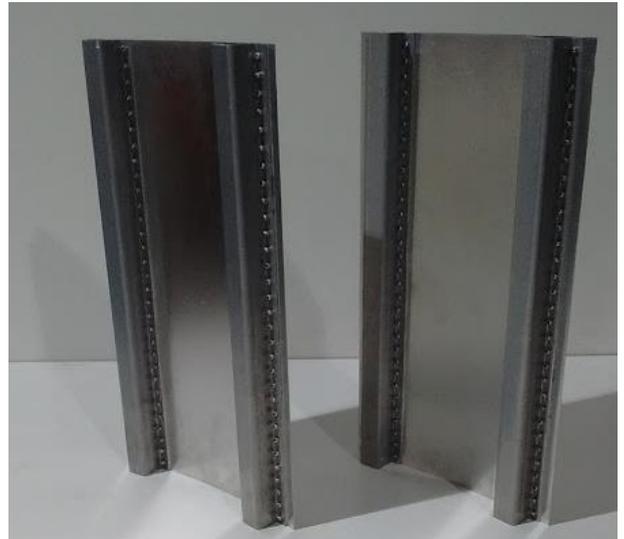


Figura 20: Paneles de Ensayo (2).

Para aplicar la carga se utilizó una máquina de Tracción/Compresión Instron, utilizando dos placas entre cada mordaza y el panel: una acero y la otra placa de aluminio. Se utilizaron las celdas de carga propias de la máquina para relevar la carga, así como su sistema de medición de desplazamiento. A continuación se puede observar el Panel 2 situado en el dispositivo de ensayos.

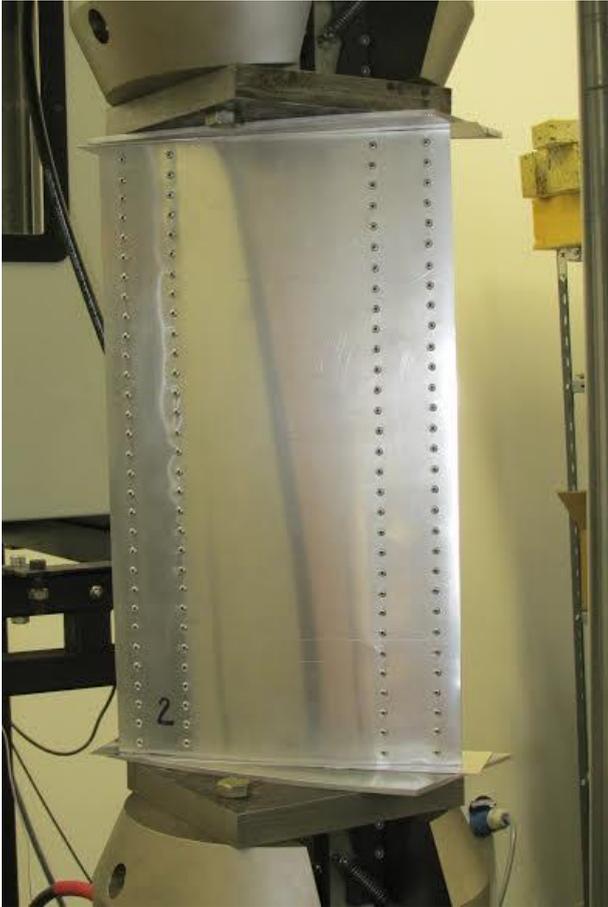


Figura 21: Dispositivo de Ensayo.

Al ensayar el Panel 1 utilizando solo la placa de aluminio, se observó que la carga no se distribuía de manera uniforme en la sección de contacto con las mordazas y el panel dejó de tomar carga a un valor muy bajo. Debido a ello se decidió abortar el ensayo y reparar el panel, ya que se había abollado en la chapa. Acto seguido se volvió a iniciar el ensayo incluyendo la placa de acero, el panel dejó de tomar carga nuevamente en valor cercano al anterior, pero sin observarse ningún tipo de daño en el mismo. Sin detener el ensayo se elevó la presión de las mordazas de sujeción e instantáneamente comenzó a cargarse nuevamente la estructura, obteniendo la curva que se puede observar a continuación.

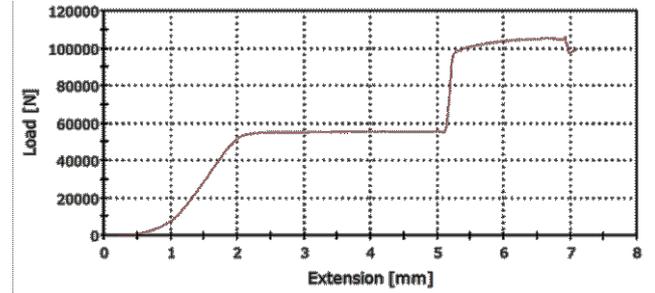


Figura 22: Curva de Ensayo Panel 1.

En la siguiente imagen puede observarse el Panel 1 en el momento en que alcanza su carga de colapso.

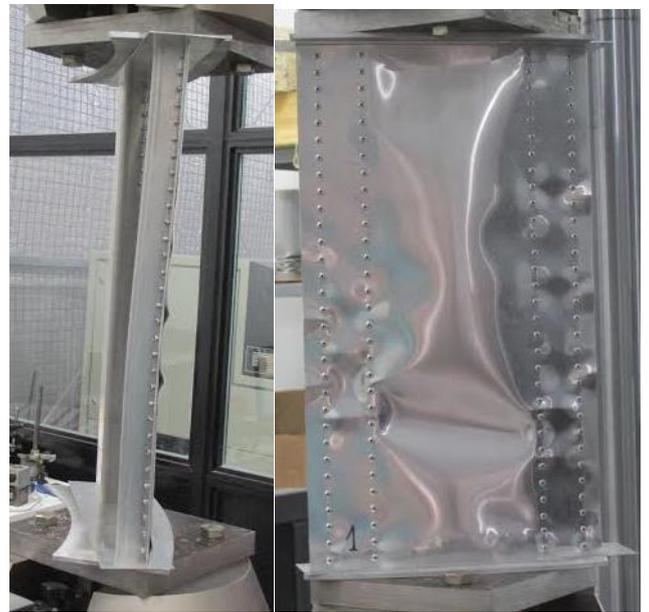


Figura 23: Panel 1 Colapsado.

Se procedió ahora a ensayar el Panel 2 teniendo en cuenta las variaciones al sistema de ensayos utilizado. La curva obtenida se puede observar en la siguiente imagen.

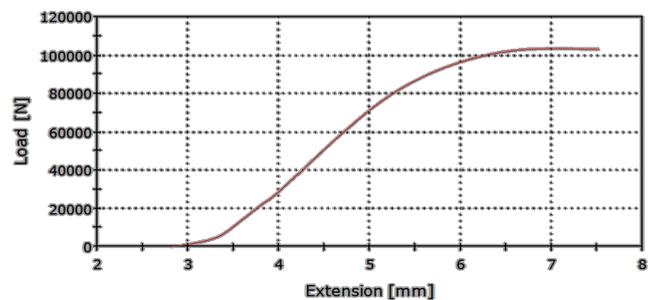


Figura 24: Curva de Ensayo Panel 2.

En la siguiente imagen puede observarse el Panel 2 en el momento en que alcanza su carga de colapso.



Figura 25: Panel 2 Colapsado.

La carga alcanzada por el Panel 1 fue de **106,4 KN**, similar al Panel 2 que alcanzó una carga de **103,2 KN**.

4.- CONCLUSIONES

Como puede observarse, existe una dispersión entre los resultados obtenidos mediante los tres métodos. No ocurre lo mismo con el modo de pandeo, se pudo predecir en el análisis analítico, luego simular mediante un modelo FEM, y finalmente observar en ensayos que ocurre un pandeo del tipo elastoplástico en la estructura en análisis.

Tanto el método analítico como el análisis FEM dieron como resultado una carga mayor a la alcanzada en los ensayos experimentales (**138,35 KN** y **145,5 KN** respectivamente). Por otra parte, no se observa una variación considerable de la carga obtenida en ambos ensayos experimentales, la diferencia ronda el 3%.

Uno de los factores que pudo haber afectado los resultados, son las condiciones de borde utilizadas. Pequeñas desalineaciones de la carga o de la estructura pueden afectar gravemente los resultados de los ensayos.

Otro factor altamente influyente en los resultados es el tipo de vinculación utilizada para unir los largueros a la chapa. Tanto en el método analítico como en el modelo FEM, los remaches fueron considerados como infinitamente rígidos, mientras que el modelo de ensayo experimental utilizaba remaches Pop, estos no son los ideales para una unión crítica. Si se observan las imágenes de los ensayos, en ambos paneles algunos remaches cedieron, estirándose y permitiendo así que se separen la chapa del perfil. Este efecto provoca un pandeo entre remaches prematuro. Se utilizaron estos remaches por una cuestión de disponibilidad y simpleza de fabricación, aunque hubiera sido preferible utilizar bulones o remaches sólidos.

Como trabajo a futuro, queda realizar nuevamente los análisis considerando a los remaches como un elemento elástico más, obteniendo un modelo físico más cercano a la realidad. También se debe incluir la posibilidad de que exista desalineación de la carga aplicada, estudiando cómo afecta a la carga de colapso de la estructura.

5.- REFERENCIAS

- [1] DOT/FAA. (2003). **Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS)**,
- [2] NASA. (1973). **TM-X-73306: "Astronautic Structures Manual"**.
- [3] ECSS. (2010). **ECSS-HB-32-24A: "Buckling of Structures"**.
- [4] Dassault Systemes. (2014). **Abaqus Analysis User's Guide 6.13** (Sección 6.3, Dynamic stress/displacement analysis).