

Rimoldi, Hollar y Moore - Modificación estructural y certificación del helicóptero Cicaré CH-12 L

## MODIFICACIÓN ESTRUCTURAL Y CERTIFICACIÓN DEL HELICÓPTERO CICARÉ CH-12 L

C. Rimoldi<sup>a</sup>, P. Hollar<sup>b</sup> y I. Moore<sup>b</sup>

<sup>a</sup> CICARE S.A. – Facultad de Ingeniería – Departamento de Aeronáutica -Universidad Nacional de La Plata

<sup>b</sup> Departamento de Aeronáutica – Facultad de Ingeniería - Universidad Nacional de La Plata  
Calle 116 e/ 47 y 48 S/N- La Plata – Buenos Aires  
Email: [crimoldi@ing.unlp.edu.ar](mailto:crimoldi@ing.unlp.edu.ar)

### RESUMEN

*Desarrollar, a partir de un diseño de helicóptero existente (CH12-S), una nueva estructura de fuselaje que sea capaz de alojar un nuevo sistema de propulsión (motor alternativo de uso aeronáutico) y que cumpla con los estándares de certificación establecidos en el requerimiento F.A.R. Part 27 de la F.A.A..*

**Palabras clave:** helicóptero, certificación, estructura, cargas.

### INTRODUCCIÓN

En el año 2010, la empresa Cicaré comienza el diseño y desarrollo del helicóptero CH-12 S (motor Subaru EJ25 de uso automotriz) como un helicóptero liviano biplaza de uso civil para el mercado experimental en la primera etapa, y para el mercado civil certificado en una segunda etapa.

En este producto se sintetiza la experiencia de Augusto Cicaré y la creatividad de un equipo de diseño vanguardista. El resultado es un helicóptero estéticamente imponente tanto en sus líneas exteriores como en su interior, verdaderamente un diseño sin precedentes en este tipo de aeronaves en el ámbito local.

El proyecto, es diferente en muchos aspectos de los helicópteros biplaza ya existentes, presenta importantes avances en el diseño del rotor principal y rotor de cola en materiales compuestos, tecnología que usan empresas líderes como Bell, Sikorsky y Eurocopter. La tecnología empleada en los rotores es propia a CICARE S.A. y cuenta con más de 10 años de exhaustivas pruebas en versiones anteriores.

Los requerimientos de mercado establecen que la segunda etapa prevea una certificación aeronáutica del helicóptero, basándose en el requerimiento FAR (*Federal Aviation Regulation*) que en su parte 27 regula la aeronavegabilidad de helicópteros de hasta 3500 kg. Una de las condiciones iniciales del estándar establece el uso de un motor aeronáutico certificado, optando por un motor *Lycoming HIO-360-G1A*.

Tanto la modificación de la motorización, como la regulación FAR Part 27 a la cual está sujeto el CH-12 L requiere ciertas modificaciones estructurales, que desde los comienzos permanecerá bajo la idea original de realizar una estructura reticulada, la cual será explicitadas en el presente trabajo, junto con las verificaciones que conllevarán la futura certificación del helicóptero.

### METODOLOGÍA

La metodología utilizada consistió en realizar un análisis de la situación del diseño original del helicóptero motorizado con el motor Subaru mencionado, análisis preliminar, diseñar una estructura acorde a la nueva motorización (estructura de diseño conceptual), analizar los puntos del estándar que aplica a la estructura, analizar la estructura conceptual (final) bajo los estados de cargas aplicables y rediseñar la estructura en función de los resultados obtenidos.

Dado que el proyecto CH-12S fue presentado al público con una determinada fisonomía era indispensable que el nuevo diseño tuviese el mismo aspecto, este fue el punto básico para el nuevo diseño estructural. En la Figura 1 se puede observar el helicóptero CH12-S.



Figura 1 – Helicóptero CH12-S

Luego del análisis preliminar mencionado, se procedió a comparar las dos motorizaciones con el fin de evaluar espacios disponibles

La nueva motorización, motor Lycoming HIO-360-G1A es casi el doble de largo que el motor original mientras que tanto en alto como en ancho son similares. Al ser más largo, su C.G. se encuentra retrasado, otro de los puntos que fueron tomados en cuenta para el nuevo diseño estructural. En cuanto a las potencias no presentan grandes diferencias, si existen diferencias con los torques. El motor de automóvil tiene el concepto de generar potencia a costa de altas revoluciones del motor, mientras que el motor aeronáutico (a igual potencia que el motor original) genera potencia a la mitad de las revoluciones, esto último da como resultado pares más elevados para el motor aeronáutico. En la Figura 2 se observan los dos motores.



Subaru EJ25



Lycoming HIO-360

Figura 2 – Motorización

Sobre la base de lo analizado se procedió al diseño preliminar (conceptual) de la nueva estructura reticulada del fuselaje comenzando con una propuesta la cual evolucionó del modelo 1 al 6. Para un análisis estructural de los diseños conceptuales se establecieron cuatro estados de carga básicos, con estas cargas se fueron evaluando los modelos básicos hasta lograr el modelo conceptual final. Para la selección de las dimensiones de los tubos que conforma la estructura se tomó como punto de partida los utilizados en la estructura original, se hizo de esta forma en función de la experiencia adquirida con la aeronave experimental original. Otra de las pautas consideradas fue utilizar tubos de aleación 4130 normalizados convencionalmente disponibles en fábrica.

Partiendo de la estructura original Figura 3 utilizada para el motor Subaru EJ25 se analizó como trabajaba para transferir las cargas. El motor está sujeto con una bancada colgante que transmite las cargas hacia la parte superior de la estructura, y finalmente distribuidas por el marco hacia el resto de ésta.



Figura 3 – Modelo 0: CH-12S

### Modelo 1

La bancada del motor Subaru EJ25 está sujeta con bulones desde la parte superior, mientras que la bancada el motor Lycoming HIO-360 lo toma desde atrás, dejando al motor en cantiléver con lo cual la estructura debió ser modificada radicalmente en los soportes de motor. Paralelamente se observó que era imprescindible extender la bancada del motor 250 mm hacia adelante debido a la ubicación de los magnetos y cables de encendido del sistema de ignición. Además de lo mencionado este corrimiento mantiene la posición del CG del motor próximo al eje del rotor principal, permitiendo que el resto de la estructura se mantenga como la original.

Como ya se mencionó, y con el fin de mantener la fisonomía del helicóptero, se consideraron los siguientes puntos.

- Las zapatas o tomas de los arcos del tren de aterrizaje se consideran puntos fijos y no pueden ser modificados.
- Debido a que en esta instancia no se conocía el diámetro final de las poleas de la transmisión intermedia ni la posición del *fan* de refrigeración del motor, se realizaron hipótesis y ajustes. Las poleas se encontraban en proceso de diseño, se supuso el diámetro inicial de éstas.

### Modelo 2

Después de realizar el análisis geométrico y de tensiones en el Modelo 1 se optó por proponer distintas soluciones, lo que llevó a la comparación con helicópteros semejantes donde se pudo apreciar que la estructura diseñada mantenía detalles similares con la adición de los siguientes detalles:

- Colocación de un mamparo entre el habitáculo de la cabina-la zona caliente y entre esta última y la caja de transmisión principal, que cumplen la función de parallamas y además se las consideró que trabaja a corte.
- Se observó un diseño sencillo de la bancada de motor, cuya estructura tiene incorporada la estructura de caja reductora CTP.

Por otro lado, y por cuestiones de simplificación, se diseñó una toma de boom de cola cuadrada, de sencilla construcción comparada con la dificultad de manufactura de una toma de boom circular.

### Modelo 3

Haciendo una estimación de distribución de masa, se observó que el CG del conjunto motor-transmisión intermedia ubicaba al CG de este conjunto en una posición muy atrasada respecto al eje de rotor principal. Ello indujo a llevar la mayor cantidad de elementos posibles hacia adelante. Un primer acercamiento propuso llevar la batería hacia adelante cumpliendo con **FAR 27.1353 – Storage battery design and installation.**

Asimismo se requirió soportes para los pedales y tablero de instrumentos de vuelo. En versiones anteriores se colocaban los cojinetes de pedales sobre la cabina, cuyo esfuerzo máximo no cumplía los estándares requeridos, resultando muy complejo el cálculo de interacción cabina-pedales, establecido por **FAR 27.397 – Limit pilot forces and torques.** Dicha modificación supuso la extensión del reticulado de la cabina hacia adelante, continuando el diseño estructural del modelo anterior. Al mismo tiempo, se pudo observar que en la zona posterior de la cabina, más precisamente entre el parallamas y en la zona central entre los dos pilotos, se encuentran las varillas de control de paso cíclico y colectivo, dirigiéndose desde los comandos hacia el rotor principal. Como dichas varillas en algún punto cortan el parallamas propuesto en el modelo anterior, se consideró ubicar en dicha zona un parallamas tipo cajón, diseñado para soportar esfuerzos de corte.

El diseño final, junto con la ubicación dentro de la cabina puede observarse en la Figura 4.



Figura 4 – Modelo 3 en cabina

### Modelo 4

Del análisis estructural estático del modelo anterior se pudo apreciar que el parallamas tipo cajón no funcionó como se esperaba, ya que se producía un aumento de tensiones en los tubos estructurales principales. Por este motivo se procedió a desestimarlos cambiándolo por una chapa que no aporta rigidez estructural sino que solo cumple la función de parallamas, aislando la zona motor de la de cabina, cumpliendo con lo establecido en el requerimiento. Con el objeto de absorber las cargas de torsión inducidas en el fuselaje por el boom de cola, se colocaron dos tubos con un mayor ángulo de modo tal de absorber el momento torsor quedando como semi-definitiva la estructura. Finalmente se fabricó la estructura prototipo comprobándose la solidez estructural alcanzada; alcanzando este objetivo y con la experiencia del equipo de Cicaré S.A. se decidió agregar algunos refuerzos para aumentar la rigidez de la estructura los cuales fueron utilizados como soporte de otros elementos necesarios para el funcionamiento del helicóptero como, por ejemplo, los tanques de combustible. En la Figura 5 se observa la estructura conceptual final.



Figura 5 – Modelo conceptual final y construcción

## CERTIFICACIÓN

### Resumen de tensiones

Se han verificado los estados de carga del helicóptero con uno o dos pilotos, con el tanque lleno y para mínimo combustible (y sus combinaciones), llegando a un resultado que será detallado a continuación. Pudo entonces apreciarse que bajo las diversas sollicitaciones y estados de peso, y siguiendo con los criterios de **FAR 27.303** y **FAR 27.337**, la estructura del helicóptero se encontró a niveles de tensiones inferiores a la tensión máxima para la condición de carga última (máxima 629 MPa) y sin deformación plástica para carga límite (máxima 432 MPa). Además se pudo observar que la mayor deformación se encontraba en la parte delantera del CH-12 L (68.9 mm a  $+3.5 g \cdot 1.5$ ), forzada principalmente por el gran brazo de palanca existente, la masa aportada por los pilotos y accesorios de cabina. Se observó, además, un notorio aumento de tensión en la zona de toma de los bulones del motor debido al corrimiento del CG, el cual promueve una alta deformación en el boom de cola el cual genera un esfuerzo de flexión en la bancada de motor.

El desplazamiento máximo obtenido es del orden de 60 mm, la cual coincide con la máxima tensión registrada. Es importante aclarar que en dicha condición, existen tubos en régimen plástico, con una deformación permanente del 1.3% en el peor de los casos. Dicho desplazamiento se encuentra en la zona posterior de la cabina.

Es por ello que dichas verificaciones cumplen con los requerimientos impuestos por **FAR 27.303** y **FAR 27.337**.

### Verificación para cargas debido a ráfagas

La regulación **FAR 27.341** establece que se deberá diseñar el CH-12 para soportar a cada velocidad crítica, una ráfaga vertical de 30 pies por segundo. Esto es una ráfaga de 9.1 m/s en el eje Z.

Las velocidades críticas a verificar están dadas por:

- Vuelo estacionario
- Velocidad de crucero
- Velocidad de nunca exceder
- Velocidad de picada

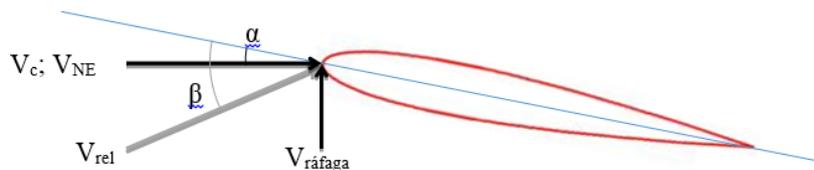


Figura 6 – Modelo de pala con ráfaga

Cabe destacar que la pala posee una torsión geométrica variable, por lo que se asume que la variación es lineal entre la raíz y la punta. Asimismo, la velocidad de la corriente libre tendrá un ángulo

inducido. La verificación que se estima realizar es la aceleración que producirá dicho aumento virtual del ángulo de ataque. Cuanto menor sea el peso de despegue, mayor será el factor de carga, es por ello que se considerará para los cálculos que  $M_{TOW}$  es de 420 kg + un piloto, siendo el mínimo posible adoptado por el helicóptero. Dado ello se llega a que:

$$n_{ráfaga,s} = 2.34$$

Puede apreciarse que el valor establecido por la ráfaga calculado según **FAR 27.341** respeta la de **FAR 27.303**. Dicho valor es menor a  $+3.5 g$ , es por ello que no se considera pertinente el cálculo y verificación de la estructura. Asimismo, se deduce que ante la ráfaga establecida por FAR 27, la estructura se encontrará siempre en régimen elástico, no mereciendo mayores cálculos de verificación. De la misma forma, se ha sido por demás conservativo en el tipo de cálculo considerando siempre las peores condiciones.

### Verificación de cargas en guiñada

Asimismo **FAR 27.351** establece que se deberán efectuar las siguientes verificaciones para la guiñada a máximas RPM del rotor principal:

- A una velocidad de 0 a  $0.6 \cdot V_{NE}$  aplicar los comandos a máxima deflexión permitida, generar una guiñada de  $90^\circ$ , y retornar los comandos a su posición neutral.
- A una velocidad de  $0.6 \cdot V_{NE}$  a  $V_D$  o  $V_H$ , aplicar los comandos a máxima deflexión permitida y generar una guiñada de  $15^\circ$ , y retornar los comandos a su posición neutral.

a) *Vuelo recto y nivelado y viraje a  $90^\circ$  a  $0.6 V_{NE}$*

Para dicha situación es requerido suponer que el CH-12 posee un *yaw rate* de  $90^\circ/1$  segundo, donde la aceleración puede ser obtenida mediante la ecuación dinámica,

Existen dos casos a analizar, para hallar el más desfavorable:

- En el caso extremo, donde el ángulo que se forma con respecto a la dirección de la corriente libre del aire es de  $90^\circ$ , el estabilizador se comporta como una placa plana enfrentada al viento, pero su fuerza poseerá un sentido contrario a la fuerza generada por el rotor de cola. En este caso, una placa plana posee un coeficiente de resistencia de 2 con un flujo bidimensional, pero al ser el flujo verdadero tridimensional, se supondrá un coeficiente de 1.1, por lo tanto:

$$F_{vs} = 312 [N]$$

En el sentido contrario a la fuerza producida por el rotor de cola.

- El siguiente caso verificará la fuerza máxima producida por estabilizador vertical debido a la sustentación en su ángulo crítico, es decir antes de la pérdida. Para ello es necesario indicar que según el sentido de giro positivo, el estabilizador vertical tendrá sustentación nula cuando el ángulo de guiñada sea de  $6^\circ$ . Sabiendo que el perfil del estabilizador entra en pérdida en un rango de  $8^\circ$  a  $14^\circ$  (dependiendo del número de Reynolds) se considerará que lo hará a  $14^\circ$ , debido a que a dicho ángulo, la fuerza de sustentación será máxima. Entonces, a  $0.6 V_{NE}$ , se tiene que:

$$F_{vs} = 105 [N]$$

En el sentido contrario a la fuerza producida por el rotor de cola.

Puede entonces apreciarse que la máxima fuerza se producirá cuando el ángulo de guiñada sea de  $90^\circ$ . Además el torque del rotor principal en esta condición se supondrá a máxima RPM, tal como establece **FAR 27.351**, y una potencia de motor al 70% de la potencia máxima para efectuar dicha maniobra, entonces se tendrá que

$$M_{mr} = 1440 [N \cdot m]$$

$$F_{tr} = 915 [N]$$

Puede apreciarse que dicha fuerza es excesivamente alta en comparación con los aproximados 400 N que genera el rotor de cola para contrarrestar el par producido por el rotor principal. No obstante, a título de ser conservativo se utilizará el valor obtenido por cálculo.

b) *Vuelo recto y nivelado y viraje a 15° a V<sub>D</sub>*

**FAR 27.351** establece que se deberá verificar en esta condición a V<sub>D</sub> (velocidad de picada) o en V<sub>H</sub> (velocidad máxima continua), siendo siempre la mayor velocidad V<sub>D</sub>, por lo tanto, la más conservativa. Si el helicóptero se desliza a V<sub>D</sub> a un viraje de 15°, el estabilizador vertical tendrá un ángulo con respecto de 9° con respecto al viento, entonces, calculando la sustentación producida por el sustentador vertical, se llega a que:

$$F_{vs} = 233 [N]$$

En el sentido contrario de la fuerza del rotor de cola.

Para el cálculo de “a) *Vuelo recto y nivelado y viraje a 90° a 0.6 V<sub>NE</sub>*” se ha obtenido la fuerza producida por el rotor de cola, y las variables requeridas de momento de inercia, aceleración angular, y torque otorgado por el rotor principal, y está dado por:

$$F_{tr} = 830 [N]$$

Verificación de tensiones para guiñada

Para la simulación, es requerida la adición de una fuerza centrífuga debido a rotación, la misma establece a cada nodo una fuerza normal, dependiente de la rotación sobre el eje del mástil del rotor principal y la distancia *d* al mismo, con el siguiente atributo:

$$F_i = -m_i \cdot d \cdot \omega^2 \cdot \hat{e}_n$$

Puede apreciarse que, si el helicóptero se encontrase en la primera situación, es decir, en vuelo recto y nivelado, y después con un viraje a 90° a V<sub>NE</sub>, las tensiones máximas se verían aumentadas en el soporte del boom de cola, con tensiones máximas de 235 MPa, muy por debajo de la tensión de fluencia, con una deformación en la toma de boom de cola del orden de los 2 milímetros.

En el caso del vuelo recto y nivelado, y después un viraje a 15° a V<sub>D</sub>, se puede apreciar que las tensiones son levemente superiores al caso estudiado anteriormente, teniendo valores máximos de aproximadamente 180 MPa, con una deformación del orden de los 2 mm con respecto a su estado inicial. Se puede entonces concluir que las solicitaciones debido a los esfuerzos de la cola son principalmente debido a las fuerzas del rotor de cola y el estabilizador vertical. En menor medida la fuerza centrífuga añade una componente de tensión.

Tabla 1 – F.S. para diferentes condiciones de guiñada

Velocidad	Giro	$\dot{\theta}_{yaw}$	Tensión máxima	F.S. (a fluencia)
0.6 · V <sub>NE</sub>	90°	90° seg	235 MPa	2.2
V <sub>D</sub>	15°		180 MPa	2.8

Puede entonces concluirse que para realizar la verificación impuesta por **FAR 27.351**, se ha demostrado que el CH-12 L se encuentra siempre por debajo de los valores aceptados por el material de la estructura, incluso en sus regiones más críticas. La peor condición se encuentra en una guiñada a 0.6 V<sub>NE</sub> debido al alto esfuerzo producido por el momento generado en combinación por el rotor de cola y el estabilizador horizontal.

Verificación del torque del motor

Se debe verificar el torque del motor según **FAR 27.361**, entonces se tiene que:

$$T_{mot} = 950 [N.m]$$

Se ha realizado un análisis, obteniendo una tensión máxima de 132 MPa con peso máximo. Los resultados de la tensión máxima pueden ser obtenidos en la siguiente tabla:

Tabla 2 – Tensión y F.S. debido al torque del motor

Pilotos	Tanque	Tensión máxima [MPa]	F.S. a fluencia
-	Vacío	158	3.3
-	Lleno	134	3.9
1	Vacío	151	3.4
2	Vacío	129	4.0
1	Lleno	157	3.3
2	Lleno	132	3.9

Puede apreciarse que los valores se encuentran muy por debajo de la tensión de fluencia, y teniendo la ubicación de máxima tensión en el bulón de sujeción del motor.

Despeje entre el rotor de cola y el suelo

FAR 27.411 establece que se deberá tener en cuenta que ante un aterrizaje normal o auto-rotación con un gran ángulo de cabeceo, el rotor de cola no deberá entrar en contacto con el suelo. Para ello es necesario definir la geometría del CH-12, según puede observarse en la Figura 7.

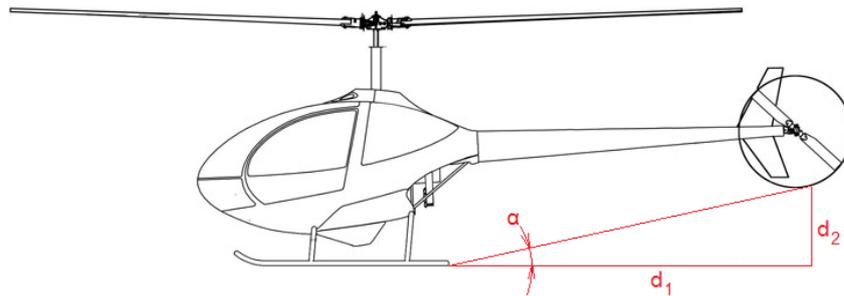


Figura 7 – Dimensiones de la cola para autorrotación

Teniendo las siguientes dimensiones:

- $d1 = 4.00 \text{ m}$
- $d2 = 1.00 \text{ m}$

Se llega a que el ángulo es:

$$\alpha = \text{atan}\left(\frac{1.00 [m]}{4.00 [m]}\right) = 14^\circ$$

Dicho ángulo es alto para aterrizajes normales debido a que el rotor principal entrará en pérdida a un ángulo de ataque de 15, pero no para autorrotación, donde el ángulo de cabeceo puede exceder los 20°. Para subsanar dicho inconveniente se colocó un patín de estabilización a modo de guarda para evitar el contacto en caso de altos ángulos de cabeceo, tal como puede observarse en la Figura 8.



Figura 8 – Patín de cola para estabilización

**FAR 27.411** indica que, en caso de contar con una guarda de rotor de cola, se deberá calcular la misma, y la estructura soporte de la guarda. Dicha verificación no responde a los alcances del presente informe, por lo que no será realizado.

### Cargas en tierra

#### *Cálculo de factores de carga*

Para realizar las verificaciones pertinentes según **FAR**, es necesario hacer ciertas salvedades e hipótesis que se encuentren enmarcadas dentro de la misma.

**FAR 27.473** establece que se deberá suponer el peso máximo operativo del CH-12 L con una sustentación máxima del rotor principal de  $\frac{2}{3}$  del peso del helicóptero. Asimismo, tal como establece la norma, la caída máxima del *drop test* será de 13 pulgadas, es decir, 0.33 metros desde el punto más cercano al suelo del helicóptero, hacia el suelo tal como establece **FAR 27.725**. Puede apreciarse que el peso máximo operativo del helicóptero es:

$$P_{m\acute{a}x} = M_{TOW} \cdot g = 639 \cdot 9.81 \text{ [N]}$$

$$P_{m\acute{a}x} = 6269 \text{ [N]}$$

#### *Cálculo analítico*

Realizando un balance de energía mediante la forma integral, y suponiendo que sólo existe una caída con esfuerzo del rotor principal, se tiene que:

$$L = T - T_0$$

Donde la energía cinética inicial se supondrá nula debido a que en un *drop test*, se impone la caída del helicóptero con velocidad nula. El trabajo de las fuerzas  $L$  se encuentra integrado por el trabajo del peso  $P_{m\acute{a}x}$  y la fuerza del rotor principal  $F_{mr}$  con un recorrido  $x$ , mientras que la energía cinética  $T$  se encuentra compuesto por la velocidad del CH-12, entonces. Entonces la energía máxima que posee el helicóptero, un infinitesimal antes de tocar el suelo, será de:

$$E_{m\acute{a}x}^{DT} = 690 \text{ [N} \cdot \text{m]}$$

Dicha energía será aquella que deberá ser disipada por los patines una vez que toque suelo. Dicha disipación será disipada en deformación, tanto plástica como elástica, fricción de los patines sobre el suelo, calentamiento y vibraciones mecánicas. A título de ser extremadamente conservativo en cálculos, se supondrá que la energía cinética será convertida en energía elástica de deformación. Los patines pueden ser modelados con cierta exactitud (con deformaciones aproximadamente bajas) como resortes con parámetro elástico constante.

Aplicando una fuerza virtual de 1 [N] mediante, y midiendo el descenso nodal de cada elemento de los patines, se obtiene la elasticidad característica de cada arco de los patines:

Tabla 3 – Elasticidad de arcos de patines

Arco	Ubicación X [m]	Fuerza [N]	Desplazamiento [m]	K <sub>i</sub> [N/m]
1	0,46	0.448	5.39048E-06	83189
2	-0.5658	0.552	6.85315E-06	80484

Por lo que se llega al esfuerzo en cada arco de patín al realizar un *drop test* según FAR 27.725, tal como puede obtenerse en la Tabla 4.

Tabla 4 – Fuerza aplicada a los arcos en caída de 0.33 [m]

Arco	Energía cinética [N.m]	K <sub>i</sub> [N/m]	Posición rel. CG	Fuerza [N]
1	690	83189	0,30	5121
2	690	80484	0,70	4344

Según establece FAR 27.473, se debe establecer un factor de carga, el cual será realizado para cada arco del patín, sabiendo lo siguiente:

$$n = \frac{F_{DT}}{F_{MTOW}}$$

Por lo que se llega a que, para cada patín:

$$n_1^{límite} = \frac{F_1^{DT}}{F_1^{MTOW}} = \frac{5121 [N]}{0.30 \cdot 6269 [N]} = 2.72$$

$$n_2^{límite} = \frac{F_2^{DT}}{F_2^{MTOW}} = \frac{4344 [N]}{0.70 \cdot 6269 [N]} = 1$$

*Cálculo numérico*

Se simuló un *drop test* a 0.33 metros, tal como establece FAR 27.473. El motivante de dicho ensayo es obtener un modelo más completo de energía, y finalmente, obtener la disipación. Mediante cálculo numérico, la energía máxima es la obtenida analíticamente, correspondiente a la máxima velocidad del helicóptero. Los órdenes de magnitud de los factores de seguridad son aproximadamente iguales a aquellos calculados analíticamente.

Asimismo, según FAR 27.501 se deberá realizar un cálculo a carga última, ello impone que la distancia al suelo será 1.5 veces mayor a la calculada según FAR 27.725 (es decir 0.5 metros), con una aceleración de la gravedad 1.5 mayor. Dicha hipótesis conlleva a recalcular la energía cinética, es decir:

$$E_{max}^{DT} = 1546 [N \cdot m]$$

Tal como se ha realizado anteriormente, conociendo la energía absorbida, puede conocerse la fuerza máxima de cada arco de los patines, como se expresa en la siguiente tabla.

Tabla 5 – Fuerza aplicada a los arcos en caída de 0.33 [m]

Arco	Energía cinética [N.m]	K <sub>i</sub> [N/m]	Posición rel. CG	Fuerza [N]
1	1546	83189	0.30	7666
2	1546	80484	0.70	6503

Entonces puede obtenerse los factores de carga última para los arcos de los patines en situación de *drop test* con factor de seguridad de 1.5:

$$n_1^{último} = \frac{F_1^{DT}}{F_1^{MTOW}} = \frac{8795 [N]}{0.30 \cdot 6269 [N]} = 4.07$$

$$n_2^{último} = \frac{F_2^{DT}}{F_2^{MTOW}} = \frac{8086 [N]}{0.70 \cdot 6269 [N]} = 1.47$$

Cabe destacar que se observa que los patines, tanto derecho como izquierdo, tienden a separarse ante una alta deformación, pero no para bajas y medias deformaciones. Ello permitió desacoplar la

elasticidad de cada arco, y suponer que la misma permanece lineal, tal como fue verificado con cálculos de segundo orden mediante elementos finitos.

### Condiciones de aterrizaje

**FAR 27.501** establece ciertos criterios de aterrizaje que se deberán cumplir, y que deberán ser soportados por el tren de aterrizaje. Los mismos son:

1. Aterrizaje normal sobre suelo plano [ **FAR 27.501(b)** ]
2. Aterrizaje con arrastre [ **FAR 27.501(c)** ]
3. Aterrizaje con cargas laterales [ **FAR 27.501(d)** ]
4. Aterrizaje sobre un patín [ **FAR 27.501(e)** ]
5. Aterrizaje a 45° [ **FAR 27.501(f-1)** ]
6. Aterrizaje con cargas actuando al 33% del patín [ **FAR 27.501(f-2)** ]

1. Para cumplir con el requerimiento **FAR 27.501**, es necesario modelar los patines con masas puntuales en el CG, representando al helicóptero. Ello eliminará tiempo de cálculo debido a que sólo se calcularán los patines.

La condición de gravedad estará dada por el factor de carga, tanto límite como última, es decir:

$$g_{\text{límite}} = 2.72 \cdot 9.81 \left[ \frac{m}{s^2} \right] = 26.68 \left[ \frac{m}{s^2} \right]$$

$$g_{\text{última}} = 4.07 \cdot 9.81 \left[ \frac{m}{s^2} \right] = 40 \left[ \frac{m}{s^2} \right]$$

La modelización de los patines se ha realizado restringiendo el movimiento en el plano XY de los patines.

Para un ensayo a carga última, la tensión que puede observarse queda resumida en la siguiente figura. Puede apreciarse que si bien el modelo de material no posee la característica de rotura, se sabe que a una tensión superior a 650 MPa el patín cederá y romperá, al mismo tiempo que la sección fusible.

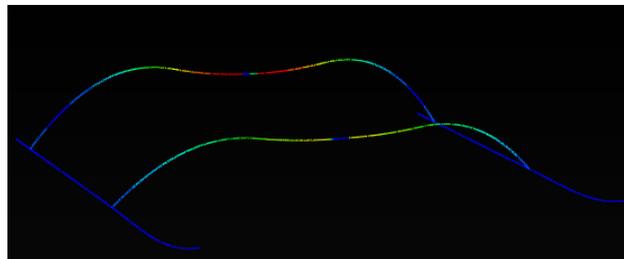


Figura 9 – Tensiones a drop test carga última

Puede apreciarse en la Figura 9 que la deformación es excesivamente alta llegando a rotura, al disipar la energía por deformación plástica, protegerá a los pilotos en caso de un impacto con el suelo, esto deberá verificarse mediante ensayos el ensayo real de drop test.

## **RESULTADOS Y DISCUSIÓN**

Del análisis de la Subparte C: Requerimientos de resistencia (F.A.R. Part 27), se establecieron los estados de carga a ser aplicados para las diferentes condiciones establecidas para el estudio de los modelos mencionados anteriormente. De la aplicación de esos estados de cargas se fue analizando la estructura y sus componentes (boom de cola, tren de aterrizaje, etc.) utilizando en algunos casos elementos finitos, verificando y modificando la estructura en caso de no cumplir con lo establecido en el requerimiento.

Habiendo cumplido con lo establecido, se procedió a la construcción de la estructura del prototipo la cual se presenta en la Figura 10.



Figura 10 – Primer plano, estructura prototipo

Posteriormente, en el proceso de armado del prototipo CH12-L, se fueron presentando modificaciones en función de la evolución del proyecto habiéndose llegado a construir el prototipo final el cual obtuvo una matrícula Nacional y, en la actualidad, cuenta aproximadamente 100 hs de vuelo. En la Figura 11 se presenta el prototipo CH12-L (foto actual).



Figura 11 – CH12 L actual

En Sudamérica, Cicare S.A. es la única empresa que desarrolla helicópteros, otras empresas son solo representantes de multinacionales que ensamblan, sin desarrollo completo de la aeronave. El modelo de helicóptero al cual se le aplicó el proceso de cálculo estructural para su futura certificación es un caso único. Esto posiciona a la empresa de manera que, ante una eventual inversión, parte del camino hacia la certificación estaría allanado, por otro lado las aeronaves experimentales que se fabriquen con este nuevo diseño contarán con una estructura calculada bajo estos estándares.

## CONCLUSIONES

El presente trabajo sirvió como una base para que la fábrica Cicaré S.A. logre unificar los conceptos empíricos, dados por la trayectoria de la empresa, y los conceptos estructurales y racionales dados por herramientas matemáticas, dando como resultado una estructura para el helicóptero CH-12 L certificable según FAR 27, y aplicando mínimas correcciones.

El helicóptero se vio afectado por una cierta cantidad de modificaciones estructurales. El estado del arte del mismo se encuentra en continuas modificaciones dadas por la experiencia continua. Además, se pudo obtener e independizar las cargas del helicóptero, geometrías, etc., de modo tal de verificar cada parte desarrollada según FAR 27.

Finalmente, se puede concluir que se ha desarrollado la estructura para el helicóptero CH-12L certificable, con un motor de uso aeronáutico, junto con la obtención de un procedimiento de cálculo para el mismo.

## REFERENCIAS

1. Federal Aviation Administration, Federal Aviation Regulation, Part 27: *“Airworthiness standards: Normal category rotorcraft”*.
2. AIAA, *“Bramwell’s Helicopter Dynamics”*, Second Edition, 2005
3. AIAA Educational Series, *“Dynamics, Control And Flying Qualities of V/STOL Aircraft”*, 2002
4. Timoshenko, *“Resistencia de Materiales”*, Tomo 1, 2005
5. NACA Report, Technical note 2953: *“An investigation of the experimental aerodynamic loading on a model helicopter rotor blade”*, Washington, 1953.
6. Department of Aerospace Engineering , *“Helicopter rotor blade frequency evolution with damage growth and signal processing”*, Indian Institute of Science, Niranjana Roy, Ranjan Ganguli