

## CARGAS EN TIRABUZÓN – APLICACIÓN IA-100B

G. Scarpin

Departamento de Ingeniería Aeroespacial – UNDEF – CRUC - IUA  
Av. Fuerza Aérea Argentina 6500, (X5010JMX) - Córdoba – Argentina  
Email: gscarpin@iaa.edu.ar

### RESUMEN

*El comportamiento de una aeronave durante la maniobra de tirabuzón es probablemente el más difícil de estimar analíticamente en la etapa de diseño de una aeronave. Sin embargo, es necesario conocerlo para poder calcular las cargas actuantes en la estructura y de esta forma dimensionar la misma.*

*La dificultad en estimar las cargas aerodinámicas y másicas se debe a que, durante la maniobra de tirabuzón, la aeronave se encuentra girando en una pérdida de sustentación profunda y asimétrica con un fuerte acoplamiento de las cargas de inercia.*

*Uno de los pocos modelos que permiten conocer las condiciones de una aeronave en tirabuzón es el presentado por Bandu Pamadi en Ref. (1). En este modelo se asume que la aeronave se encuentra en un tirabuzón estacionario en el cual las cargas aerodinámicas están en equilibrio con las de inercia.*

*El modelo exige conocer las cargas de inercia, para ello se hizo uso de las especificaciones MIL-A-8861B(AS) (TABLE II. Spin parameters) en la cual se sugieren las velocidades y aceleraciones, angulares y lineales, presentes en una aeronave en tirabuzón.*

*Las cargas obtenidas fueron utilizadas en el dimensionamiento de la estructura de la aeronave de entrenamiento primario militar FAdA IA-100B.*

**Palabras clave:** CARGAS, AERODINAMICA, TIRABUZÓN, IA-100B

### INTRODUCCIÓN

La maniobra de tirabuzón ha sido estudiada desde el inicio de la aviación, poniendo especial énfasis en el control de la aeronave durante la maniobra, resistencia a la entrada en tirabuzón y técnicas de pilotaje para recuperación.

Las aeronaves acrobáticas deben ser diseñadas de manera de ser capaz de realizar maniobras de tirabuzón en forma segura. Dentro de las múltiples consideraciones a tener en cuenta para lograrlo, es el cálculo de cargas actuantes sobre la estructura durante toda la maniobra.

Predecir el comportamiento de un avión en tirabuzón en la etapa de diseño, es probablemente el mayor reto que enfrentará el diseñador de esta. Esto se debe a la dificultad de estimar a priori la actuación de la aeronave debido a los múltiples acoplamientos entre las cargas de inercia con las aerodinámicas, sumado a que las aerodinámicas son las actuantes en un avión en pérdida profunda en rotación. Incluso, los ensayos de tirabuzón en túneles de viento verticales resultan poco precisos debido a que los números de Reynolds de los ensayos son muy bajos afectando a la estimación de las fuerzas aerodinámicas para la aeronave en pérdida.

Existe muy poca literatura relacionada al cálculo de cargas actuantes en la estructura de una aeronave en tirabuzón. Algunos autores asumen que las cargas aerodinámicas son tan bajas que pueden ser consideradas despreciables. Sin embargo, esta afirmación suele ser cierta sólo en la etapa inicial inestacionaria de la maniobra, aplicable a aeronaves que no alcanza a estabilizar el tirabuzón. Una vez que la aeronave alcanzó la etapa estacionaria del tirabuzón, las cargas aerodinámicas no son pequeñas, siendo las mismas iguales a las de inercia.

Bandu N. Pamadi, en su libro de Ref. (1) propone un método de cálculo de las condiciones para un tirabuzón estacionario, el cual, con muy pocas modificaciones, fue implementado para el cálculo de cargas sobre la estructura de la aeronave de entrenamiento militar FAdA IA-100B “Malvina”.

El tirabuzón es una maniobra típica del entrenamiento de pilotos militares. En el caso del IA-100B es un requerimiento de diseño que la aeronave posea capacidad de realizar dicha maniobra con seguridad. Por tal motivo ya en la etapa de diseño preliminar se aplicaron las recomendaciones y criterios de diseño que permiten lograr buenas características de tirabuzón.

En este informe se presenta el procedimiento usado para estimar las cargas actuantes sobre la estructura de la aeronave acrobática IA-100B, durante la maniobra de tirabuzón estacionario, siguiendo el método de cálculo propuesto por Pamadi asumiendo las condiciones de velocidad y aceleraciones, lineales y angulares, propuesta por la MIL-A-8861B(AS).

## METODOLOGÍA

### Definición de los Casos de Carga – Parámetros del Tirabuzón

Cuando se quiere calcular las cargas actuantes sobre una aeronave, lo primero que se debe hacer es consultar la Norma de certificación de dicha aeronave de manera de cumplir con todos los casos de carga que la misma prevé. En el IA-100B la Norma de certificación es la FAR-23, Amdt. 23-64<sup>(2)</sup>, seleccionándose como medio de cumplimiento la ASTM F3116/F3116M-18<sup>(3)</sup>. En ambos documentos no hay una sola mención explícita sobre los casos de cargas por maniobra de tirabuzón. Por este motivo se recurrió a la especificación MIL-A-8861B<sup>(4)</sup>. En el Cap. 3.4 “Spins”, se presentan las características de los diferentes tipos de tirabuzones, es decir, velocidades y aceleraciones lineales y angulares, que deben ser usados para estimar las cargas en las aeronaves militares de EE. UU., las cuales se muestran resumidas en la Tabla 1. También se indica que estas condiciones son aplicables a los aviones de ataque, cazas, entrenadores, utilitarios y de observación. La velocidad de entrada debe ser la del punto A del diagrama V-n (Velocidad de Maniobra). Todas las combinaciones de los parámetros de la Tabla 1 se utilizarán para determinar las cargas límites, previéndose la posibilidad de modificar los valores de la tabla para adaptarlo a valores medidos para una aeronave específica, previa aprobación del usuario. Debido a que la Tabla 1 es aplicable a una amplia variedad de aeronaves desde pesados cazas hasta los entrenadores livianos como el IA-100B, se realizó un estudio de las velocidades y aceleraciones, angulares y lineales, que se presentan en las aeronaves livianas durante las maniobras de tirabuzón. Se observa que los valores propuestos en la Tabla 1 se ajustan a las múltiples mediciones realizadas en estudios de la NASA sobre aeronaves de la categoría del IA-100B (Ref. (5), (6) y (7)).

**Tabla 1.** Parámetros del Tirabuzón<sup>(4)</sup>

Nº	Tipo		Tirabuzón	Velocidad de Guiñada [rad/seg]	Velocidad de Rolido [rad/seg]	Velocidad de Cabeceo [rad/seg]	Factor de Carga [-]
1	Escarpado	A la Derecha	Erecto	5.0 <i>Para aviones de entrenamiento con motores montados en el fuselaje.</i>	+3.5	±1.5	+3.0
2		Derecha	Invertido		-3.5	±1.0	-2.5
3		A la Izquierda	Erecto		-3.5	±1.5	+3.0
4		Izquierda	Invertido		+3.5	±1.0	-2.5
5	Plano	A la Derecha	Erecto	5.0 <i>Para aviones de entrenamiento con motores montados en el fuselaje.</i>	+1.5	0.0	+1.0
6		Derecha	Invertido		-1.5	0.0	-1.0
7		A la Izquierda	Erecto		-1.5	0.0	+1.0
8		Izquierda	Invertido		+1.5	0.0	-1.0

**Nota:** Se asume que las velocidades angulares están dadas en ejes cuerpo y el factor de carga en ejes viento.

### Ecuaciones de Movimiento para un Tirabuzón de Estado Estacionario

A continuación, se desarrolla el modelo de tirabuzón estacionario propuesto por Pamadi en Ref. (1).

#### Modelo de Tirabuzón

De la ecuación de movimiento de seis grados de libertad de una aeronave y asumiendo despreciable el producto de inercia  $I_{xz}$ , se tiene:

$$F_x = m (\dot{U} + q W - r V) \quad (1)$$

$$F_y = m (\dot{V} + r U - p W) \quad (2)$$

$$F_z = m (\dot{W} + p V - q U) \quad (3)$$

$$L = \dot{p} I_x + q r (I_z - I_y) \quad (4)$$

$$M = \dot{q} I_y + r p (I_x - I_z) \quad (5)$$

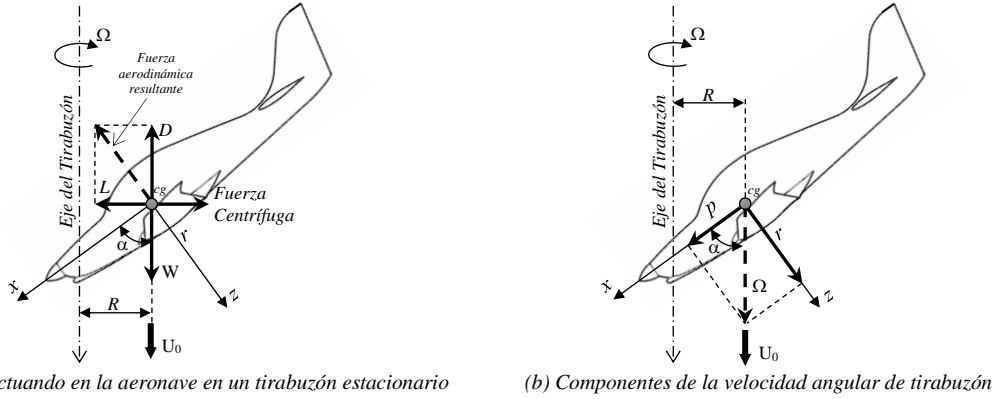
$$N = \dot{r} I_z + p q (I_y - I_x) \quad (6)$$

En un tirabuzón estacionario, el eje de rotación es prácticamente vertical, y el centro de gravedad del avión se mueve en una trayectoria helicoidal descendente, alrededor del eje de rotación a una velocidad constante. Sea  $U_0$  la velocidad de descenso. Descomponiendo el vector velocidad  $U_0$  en ejes cuerpo, se tiene:

$$U = U_0 \cos \alpha \tag{7}$$

$$W = U_0 \sin \alpha \tag{8}$$

Siendo  $\alpha$  el ángulo de ataque.



**Figura 1:** Fuerzas y Velocidades de Referencia en un Tirabuzón Estacionario

$\Omega$  es la velocidad angular constante, viendo desde arriba, positivo en sentido de rotación horario (+Z<sub>tirabuzón</sub> hacia abajo). Debido a la rotación, la componente de velocidad lateral del avión en el cg en eje cuerpo es:

$$V = -\Omega R \tag{9}$$

donde R es el radio del helicoide o el radio del tirabuzón. Generalmente R es del orden de media envergadura, para tirabuzones empinados, o menos para tirabuzones planos.

Debido a que U, V y W son constantes:

$$\dot{U} = \dot{V} = \dot{W} = 0 \tag{10}$$

En un tirabuzón, el ángulo de ataque está muy por encima del ángulo de pérdida. A tales ángulos de ataque, la fuerza aerodinámica resultante es aproximadamente normal a la cuerda del ala. Ver que la sustentación actúa en el plano horizontal y la resistencia en el plano vertical opuesta a la gravedad como se observa en la Figura 1-a.

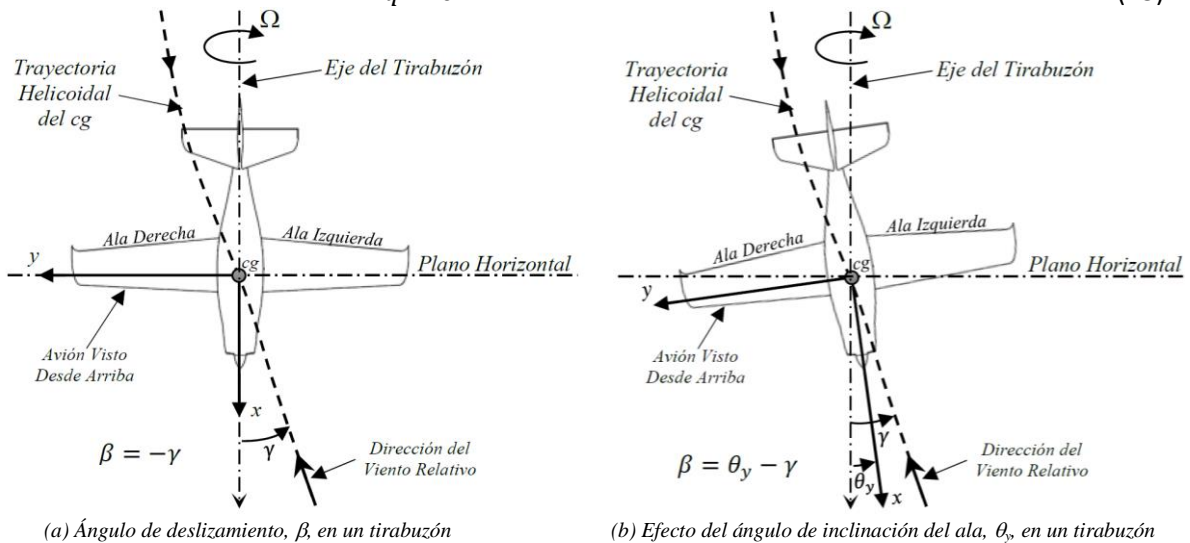
El vector velocidad angular  $\Omega$ , puede ser proyectado en los ejes X y Z cuerpo como (ver Figura 1-b):

$$p = \Omega \cos \alpha \tag{11}$$

$$r = \Omega \sin \alpha \tag{12}$$

Si el ala está en el plano horizontal,

$$q = 0 \tag{13}$$



**Figura 2:** Ángulos en un Tirabuzón Estacionario

Debido al movimiento helicoidal, el avión en tirabuzón experimenta un ángulo de deslizamiento  $\beta$ . Por ejemplo, en un tirabuzón positivo, el viento viene de la izquierda ( $-\beta$ ). Como se ve en Figura 2-a, el ángulo de deslizamiento está relacionado con el ángulo del helicoides, o ángulo de trayectoria, por la siguiente relación:

$$\beta = -\gamma \quad (14)$$

donde el ángulo del helicoides  $\gamma$  está dado por:

$$\gamma = \tan^{-1} \left( \frac{\Omega R}{U_0} \right) \quad (15)$$

A continuación, se considera el caso más general en el que el ala está inclinada respecto del plano horizontal. Siendo  $\theta_y$  el ángulo de inclinación del ala. Se asumirá  $\theta_y$  positivo cuando el ala derecha está inclinada hacia abajo, y la izquierda hacia arriba, respecto del plano horizontal (rotación  $+Z_{viento}$ ) como se muestra en la Figura 2-b. El deslizamiento ahora se escribe como:

$$\beta = \theta_y - \gamma \quad (16)$$

Se observa que un ángulo de inclinación positivo,  $\theta_y$ , reduce el deslizamiento. Cuando  $\theta_y = \gamma$ , el deslizamiento es nulo.

El ángulo de deslizamiento,  $\beta$ , juega un rol importante en el balance de momentos. Normalmente, un cierto monto de deslizamiento es siempre necesario para lograr el balance de las tres componentes de momentos. Debido a que la fuerza centrífuga, actuando sobre todos las componentes de la aeronave, es directamente radial hacia afuera, y pasa a través del eje de rotación del tirabuzón, no genera ningún momento alrededor del eje del tirabuzón. Por lo tanto, la fuerza aerodinámica resultante debe también pasar a través del eje del tirabuzón como se muestra en la Figura 1-a. Esto significa, que la única manera en la cual la aeronave puede tener la cantidad correcta de inclinación del ala,  $\theta_y$ , para ajustar el deslizamiento,  $\beta$ , al valor requerido, es a través de una rotación respecto de la normal de la cuerda raíz,  $\chi$  (guiñada) como se muestra en la Figura 3. Por tal motivo, la aeronave esencialmente rota alrededor de su eje  $Z_{cuerpo}$  para generar el monto requerido de inclinación del ala,  $\theta_y$ . Entonces, los ángulos  $\chi$ ,  $\theta_y$  y  $\alpha$  están relacionados por la siguiente expresión:

$$\sin \theta_y = -\cos \alpha \sin \chi \quad (17)$$

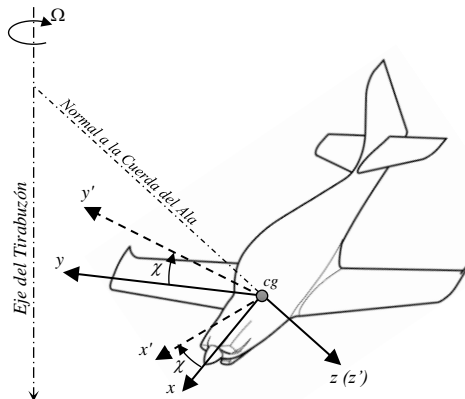


Figura 3: Rotación  $\chi$  alrededor del eje normal a la cuerda raíz

Para entender físicamente esta relación, se consideran los dos casos extremos, para  $\alpha = 0^\circ$  y  $\alpha = 90^\circ$ . A  $\alpha = 0^\circ$ , el tirabuzón es todo rolado debido a que el eje  $X_{cuerpo}$  coincide con el eje del tirabuzón. El eje  $Z_{cuerpo}$  está ahora en el plano horizontal. Por lo tanto, la rotación  $\chi$  alrededor del eje  $Z_{cuerpo}$  es numéricamente igual a  $\theta_y$  (Eje Cuerpo = Eje Viento). Por otro lado, para  $\alpha = 90^\circ$ , la aeronave está en un tirabuzón plano, y el movimiento es una guiñada alrededor del eje  $Z_{cuerpo}$  y  $\theta_y = 0^\circ$  debido que el ala está en el plano horizontal para cualquier valor de  $\chi$ . Por lo tanto,  $\theta_y = 0^\circ$  para  $\alpha = 90^\circ$ .

El vector de velocidad angular  $\Omega$  ahora tiene los siguientes componentes en el sistema de ejes cuerpo:

$$p = \Omega \cos \alpha \cos \chi \quad (18)$$

$$q = -\Omega \cos \alpha \sin \chi \quad (19)$$

$$r = \Omega \sin \alpha \quad (20)$$

### Equilibrio de Fuerzas

Con  $\dot{U} = \dot{V} = \dot{W} = 0$ , las ecuaciones (1) a (3) se reducen a:

$$F_x = m (q W - r V) \quad (21)$$

$$F_y = m (r U - p W) \quad (22)$$

$$F_z = m (p V - q U) \quad (23)$$

Sustituyendo  $U, V, W$  por las ecuaciones (7) a (9) y  $p, q, r$  por las ecuaciones (18) a (20) e ignorando  $\chi$  ( $\cos \chi = 1, \sin \chi = 0$ ), se tiene:

$$F_x = m \Omega^2 R \sin \alpha \quad (21)$$

$$F_y = 0 \quad (22)$$

$$F_z = -m \Omega^2 R \cos \alpha \quad (23)$$

Desarrollando el lado izquierdo, ignorando los efectos de la potencia y teniendo en cuenta las fuerzas aerodinámicas y gravitacional actuando en el avión, se tiene:

$$L \sin \alpha - D \cos \alpha + W \cos \alpha = m \Omega^2 R \sin \alpha \quad (24)$$

$$-L \cos \alpha - D \sin \alpha + W \sin \alpha = -m \Omega^2 R \cos \alpha \quad (25)$$

Multiplicando (24) por  $\cos \alpha$  y (25) por  $\sin \alpha$ , y sumando ambas ecuaciones se tiene:

$$D = W \quad (26)$$

Por otro lado, multiplicando (24) por  $\sin \alpha$  y (25) por  $\cos \alpha$ , y restando una por otra se tiene:

$$L = m \Omega^2 R \quad (27)$$

A estas mismas conclusiones se podría haber llegado viendo la Figura 1-a, sin embargo, estas relaciones fueron obtenidas a partir de las ecuaciones de movimiento de la aeronave.

Con

$$D = \frac{1}{2} \rho U_0^2 S C_D \quad (28)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho U_0^2 S C_L \quad (29)$$

De (26) y (28):

$$U_0 = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_D}} \quad (30)$$

De (27), (29) y (30):

$$R = \left( \frac{1}{2 m \Omega^2} \right) \rho U_0^2 S C_L = \frac{g}{\Omega^2} \frac{C_L}{C_D} \quad (31)$$

### Equilibrio de Momentos

Al equilibrar los momentos, la suma de todos los momentos debe ser cero, sin importar el sistema de ejes de referencia elegido. Por ejemplo, suponiendo que se considera el movimiento de la aeronave con respecto al eje del tirabuzón; entonces las fuerzas centrífugas de todos los componentes de la aeronave, actuando radialmente hacia afuera desde el eje del tirabuzón, no producen ningún momento respecto de este eje. Por lo tanto, el momento aerodinámico total respecto de este eje también debe ser nulo. Esto significa que la resultante de fuerzas aerodinámicas también debe pasar a través del eje del tirabuzón. En otras palabras, para determinar los modos de equilibrio del tirabuzón, de deberá encontrar la combinación de ángulo de ataque,  $\alpha$ , deslizamiento,  $\beta$ , ángulo de inclinación,  $\theta_y$  (o  $\chi$ ) y velocidad de tirabuzón,  $\Omega$ , para los cuales la resultante de fuerza aerodinámica pasa a través del eje del tirabuzón.

Para tirabuzones en estado estacionario,  $\dot{p} = \dot{q} = \dot{r} = 0$ . Con esto, los momentos de las ecuaciones (4) a (6) toman la siguiente forma:

$$L = q r (I_z - I_y) \quad (32)$$

$$M = r p (I_x - I_z) \quad (33)$$

$$N = p q (I_y - I_x) \quad (34)$$

Donde  $L, M$  y  $N$  son los momentos de rolido, cabeceo y guiñada actuando en la aeronave durante un tirabuzón estacionario. Debido a que se ha ignorado los efectos de la potencia, los únicos momentos actuando sobre la aeronave son los momentos aerodinámicos. El lado derecho de las ecuaciones (32) a (34) representan los momentos debido a los efectos de acoplamiento de inercia. Sustituyendo  $p, q, y r$  de las ecuaciones (18) a (20) en (32) a (34), toman la siguiente forma:

$$L = -\frac{\Omega^2}{2} \sin 2\alpha \sin \chi (I_z - I_y) \quad (35)$$

$$M = \frac{\Omega^2}{2} \sin 2\alpha \cos \chi (I_x - I_z) \quad (36)$$

$$N = -\frac{\Omega^2}{2} \cos^2 \alpha \sin 2\chi (I_y - I_x) \quad (37)$$

Las ecuaciones anteriores pueden ser escritas como:

$$L + L_i = 0 \quad (38)$$

$$M + M_i = 0 \quad (39)$$

$$N + N_i = 0 \quad (40)$$

donde  $L_i, M_i, N_i$  son los momentos de rolido, cabeceo y guiñada de inercia dados como:

$$L_i = q r (I_y - I_z) = \frac{\Omega^2}{2} \sin 2\alpha \sin \chi (I_z - I_y) \quad (41)$$

$$M_i = r p (I_z - I_x) = \frac{\Omega^2}{2} \sin 2\alpha \cos \chi (I_z - I_x) \quad (42)$$

$$N_i = p q (I_x - I_y) = \frac{\Omega^2}{2} \cos^2 \alpha \sin 2\chi (I_y - I_x) \quad (43)$$

Como la aeronave se considera que se encuentra en tirabuzón estacionario, según (38) a (40), se tiene:

$$L = -L_i \quad (44)$$

$$M = -M_i \quad (45)$$

$$N = -N_i \quad (46)$$

Se observa que determinando los momentos producidos por la inercia se obtienen los momentos aerodinámicos L, M y N en ejes cuerpo.

### Cargas por Tirabuzón Estacionario

Seguidamente se describe el método de cálculo utilizado para simular la maniobra de tirabuzón y de esa manera estimar las cargas actuantes en la aeronave.

Con los datos de inercia y geométricos de la aeronave, más los datos especificados en Tabla 1, se obtienen los siguientes parámetros que describen el tirabuzón.

La velocidad angular del tirabuzón es obtenida de los datos de Tabla 1 haciendo:

$$\Omega = \sqrt{p^2 + q^2 + r^2} \quad (47)$$

El ángulo de ataque es obtenido de la ec. (20), resultando:

$$\alpha = \sin^{-1} \left( \frac{r}{\Omega} \right) \quad (48)$$

El ángulo de rotación del ala es calculado con la ec. (19),

$$\chi = \sin^{-1} \left( \frac{q}{-\Omega \cos \alpha} \right) \quad (49)$$

El ángulo de inclinación lateral, de ec. (17), resulta:

$$\theta_y = \sin^{-1} (-\cos \alpha \sin \chi) \quad (50)$$

Para obtener los coeficientes aerodinámicos  $C_L$  y  $C_D$ , así como la velocidad de descenso,  $U_0$ , se propone un procedimiento iterativo. Para ello primero se fija un valor de coeficiente aerodinámico resultante  $C_R$ . En el caso del IA-100B se asume un valor típico de 1.2<sup>(1)</sup>.

$$C_R = \sqrt{C_L^2 + C_D^2} \quad (51)$$

La velocidad de descenso es obtenida de la ec. (30). La presión dinámica se calcula como:

$$q = \frac{1}{2} \rho U_0^2 \quad (52)$$

Siendo  $\rho$  la densidad a la altura donde la maniobra de tirabuzón es ejecutada.

El coeficiente de sustentación es obtenido haciendo:

$$C_L = \frac{n_z W}{q S} \quad (53)$$

Conocidos los datos de inercia, y geométricos de la aeronave, para cada tirabuzón definido en la Tabla 1, el proceso de cálculo iterativo propuesto es el siguiente:

- i. Se propone un valor de  $C_D$
- ii. Se calcula  $U_0$  con la ec. (30)
- iii. Se obtiene la presión dinámica con la ec. (52)
- iv. Se calcula el  $C_L$  de la ec. (53)
- v. Se obtiene  $C_R$  de la ec (51)
- vi. ¿ $C_R$  coincide con el valor propuesto? Si coincide, se termina el cálculo, si no coincide se regresa al punto i.

Estimados estos valores es posible calcular el radio de giro del tirabuzón mediante la ec. (31), el ángulo del helicoides con la ec. (15) y el ángulo de deslizamiento con la ec. (16).

Las fuerzas aerodinámicas L y D son obtenidas de las ecuaciones (28) y (29) respectivamente. Estas fuerzas son transformadas a ejes cuerpo mediante la matriz de transformación

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \cos \beta \sin \alpha & -\sin \beta \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D \\ 0 \\ L \end{bmatrix} \quad (54)$$

De las ec. (41) a (43) se obtienen los momentos producidos por la inercia y de las ec. (44) a (46) los momentos aerodinámicos en ejes cuerpo.

Las fuerzas normales en el ala y el empenaje horizontal son obtenidas resolviendo el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\sum F_z: \quad F_{zAla} + F_{zEH} = F_z \quad (55)$$

$$\sum M_y: \quad -F_{zAla} x_a - F_{zEH} l_t = M_y \quad (56)$$

Donde  $x_a$  es la distancia de la posición de la resultante aerodinámica en eje  $Z_{cuerpo}$  del ala con respecto al cg y  $l_t$  la distancia de la fuerza aerodinámica en  $Z_{cuerpo}$  del empenaje horizontal.

Estrictamente, no sólo el empenaje horizontal equilibra el momento de cabeceo, sino también las cargas aerodinámicas del fuselaje. En este modelo se asume que ambas conforman la fuerza  $F_{zEH}$ .

Las fuerzas aerodinámicas  $F_x$  y  $F_y$  y los momentos L y N, se asumen que son reaccionados por el ala.

## RESULTADOS

Para la aeronave IA-100B se calcularon 12 casos de carga de tirabuzón. Estos casos fueron obtenidos considerando todas las combinaciones posibles de velocidades angulares y lineales, según se detallan en la Tabla 1. A modo de ejemplo, en el ANEXO: *Ejemplo de Cálculo* de este informe se incluye el cálculo de uno de los casos de carga, específicamente correspondiente a la maniobra de tirabuzón N° 1. Este cálculo se efectuó utilizando la herramienta Excel®.

## CONCLUSIONES

En este informe, se ha presentado un método robusto para el cálculo de cargas asociadas a la maniobra de tirabuzón en estado estacionario. Este procedimiento se destaca por su simplicidad y su fácil implementación en una hoja de cálculo tipo Excel®.

Mediante este método, se lograron calcular los casos de carga más críticos para la aeronave FAdeA IA-100B "Malvina". De los diferentes casos de tirabuzón detallados en la Tabla 1, los números 3 y 4 demostraron ser particularmente exigentes. Estos casos corresponden a tirabuzones escarpados hacia la izquierda, tanto en posición erecta como invertida.

Las condiciones de diseño presentadas en la Tabla 1 se derivaron de las especificaciones MIL-A-8861B (AS) <sup>(4)</sup>. Sin embargo, para su plena confirmación, será necesario someterlas a validación a través de mediciones obtenidas en ensayos de vuelo.

En base a las observaciones realizadas en aeronaves de categoría similar <sup>(5)(6)(7)</sup>, a las que pertenece el IA-100B, se espera que la combinación de velocidades angulares y factores de carga actuantes sea menos demandante que los valores especificados en este informe y que se utilizaron en el proceso de diseño estructural.

## REFERENCIAS

1. Pamadi, Bandu N. *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*. Third. Reston : AIAA Education Series, March 27, 2015. pp. 681-730. ISBN: 978-1-62410-274-5 (Libro).
2. FAA. *Part 23 Accepted Means of Compliance Based on ASTM Consensus Standards*. Washington, DC 20591 - USA : Federal Aviation Administration, May 11, 2018. p. 18.
3. ASTM. *Standard Specification for Design Loads and Conditions*. s.l. : ASTM International, February 2020. F3116/F3116M - 18E1.
4. MIL-A-8861B(AS). *Airplane Strength and Rigidity Flight Loads*. s.l. : MILITARY SPECIFICATION, 7 February 1986.
5. Stought III, Paul H., Patton, Jr., James M. and Sliwa, Steven M. *Flight Investigation of the Effect of Tail Configuration on Stall, Spin, and Recovery Characteristics of a Low-Wing General Aviation*

Research Airplane. Hampton, Virginia : NASA, Langley Research Center, February 1987. NASA Tecnical Paper 2644.

6. Burk, Jr., Sanger M., Bowman, Jr., James S. and White, William L. *Spin-Tunnel Investigation of Spinning Characteristics of Type General Aviation Airplane Designs / I - Low-Wing Model A: Effects of Tail Configurations*. Hampton, Virginia : NASA, Langley Research Center, September 1977. NASA Technical Paper 1009.
7. Stough, H. Paul, III and DiCarlo, Daniel J. *Spin Resistance Development for Small Airplanes - A Restrospective*. s.l. : Journal of Aerospace (2000), pp. 145-171 (27 pages), 2000. SAE Transactions Vol. 109.

### ANEXO: Ejemplo de Cálculo

#### Caso Ejemplo: IA-100B

Tirabuzón N°: 1 (Tabla 1)  
 Tipo: Escarpado - Ala Derecha - Erecto (Tabla 1)  
 Maniobra: Tirabuzón Estabilizado (Tabla 1)

Datos		Condiciones del Tirabuzón (Tabla 1)				
Masa	1350 kg	13243.5 N	r	p	q	Nz
Ix	2216.8 kgm <sup>2</sup>		5	3.5	1.5	3
Iy	2756.3 kgm <sup>2</sup>					
Iz	4760.5 kgm <sup>2</sup>		H	0 m		
S	14 m <sup>2</sup>					
cam	1.444 m		Xala	0.361 m (50% cam)		
b	9.9 m		Xeh	4.175 m		

#### Solución

$\Omega$ (ec. 47)	6.285 rad/s	360.10 °/s	$\rho$	1.225 kg/m <sup>3</sup>	
$\alpha$ (ec. 48)	0.920 rad	52.71 °	$q$ (ec. 52)	2492.8 Pa	
$\chi$ (ec. 49)	-0.405 rad	-23.20 °			
$\theta_y$ (ec. 50)	0.241 rad	13.81 °			
p (ec.18)	3.5 rad/s	200.54 °/s	Verificación		
q (ec.19)	1.5 rad/s	85.94 °/s	Verificación		
r (ec.20)	5 rad/s	286.48 °/s	Verificación		
$C_L$ (ec. 53)	1.1384		$C_R$	<b>1.2 Propuesta</b>	
$C_D$	<b>0.3795</b>	Iterativo	$C_R$ (ec. 51)	1.2 Verifica	
$U_0$ (ec. 30)	63.80 m/s	124.0 KEAS			
R (ec. 31)	0.745 m				
			<b>Matriz de Transf. Viento --&gt; Cuerpo</b> (ec. 54)		
$\gamma$ (ec. 15)	0.0733 rad	4.198 °	0.5974	-0.1011	-0.7956
$\beta$ (ec. 16)	0.1677 rad	9.610 °	0.1669	0.9860	0.0000
			0.7844	-0.1328	0.6059

#### Ejes Cualidades de Vuelo

$L_i$ (ec. 41)	-15032 Nm
$M_i$ (ec. 42)	44515 Nm
$N_i$ (ec. 43)	-2832 Nm

#### Momentos Aerodinámicos en Ejes Estructura (según convención usada en IA-100)

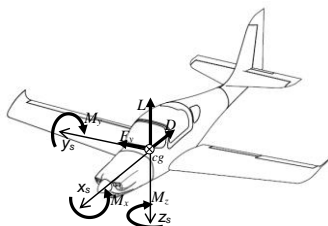
$L_{aero}$ (ec. 44)	-15032 Nm
$M_{aero}$ (ec. 45)	-44515 Nm
$N_{aero}$ (ec. 46)	-2832 Nm

#### Fuerzas Aerodinámicas

D (ec. 28)	13244 N
$F_y$	0 N
L (ec. 29)	39731 N

#### Fuerzas Ejes Cuerpo Estructura

$F_x$ (ec. 54)	-23696.54 N
$F_y$ (ec. 54)	2210.86 N
$F_z$ (ec. 54)	34459.97 N



IA-100: Convención de signos para Fuerzas y Momentos

$$n_x = D/W \quad 1$$

$$n_z = L/W \quad 3$$

$n_x = F_x/W$	-1.7893
$n_y = F_y/W$	0.1669
$n_z = F_z/W$	2.6020

$F_{z\_Ala}$ (ec. 55)	26050.24 N
$F_{z\_EH}$ (ec. 56)	8409.73 N

#### Verifica

$F_z$ (ec. 55)	34459.97 N
$M_y$ (ec. 56)	-44514.75 Nm

**Nota:** En *negrita itálica* se presentan los datos del problema y resaltado en fondo gris los resultados principales