DETERMINACION EXPERIMENTAL DE LOS MOMENTOS DE CHARNELA SOBRE EL COMANDO DE UN PERFIL EPPLER 205

Manrique, Lautaro y Gamarra, Ariel Nicolás

Unidad de Investigación, Desarrollo, Extensión y Transferencia – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (UIDET-LaCLyFA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.
manriquelautaro@gmail.com

Introducción

Para poder realizar diferentes maniobras y controlar una aeronave esta tiene superficies móviles sobre determinadas partes. En la *Figura **1*** podemos ver estas superficies, denominadas comandos, sobre una aeronave típica. En azul vemos el comando de elevador (elevator) lo que genera una variación de la sustentación en el estabilizador horizontal y produce un movimiento de momento sobre el eje “y”, al movimiento debido a este momento lo denominamos cabeceo. En rojo el timón de dirección (rudder) sobre el estabilizador vertical, este produce un momento alrededor del eje “z” cuyo movimiento se denomina guiñada. Y por último en verde los alerones (aileron) sobre el ala de la aeronave, estos producen un movimiento momento el eje “x” cuyo movimiento se denomina rolido.

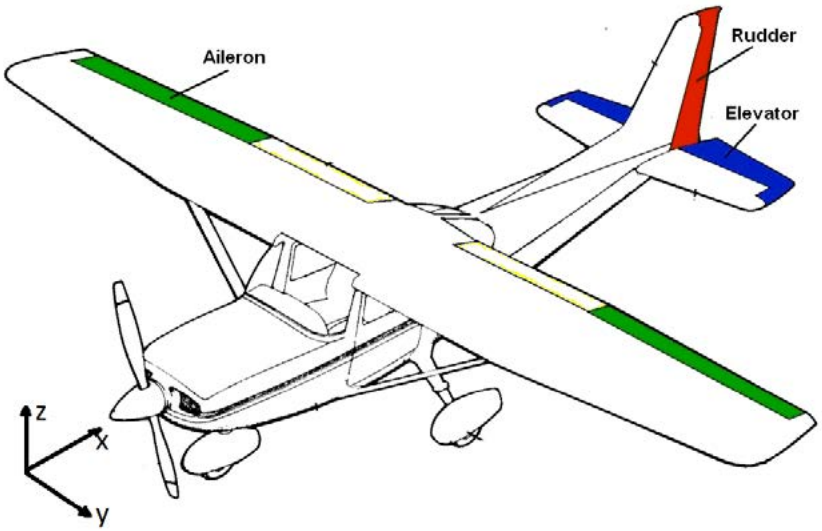

Figura 1. Comandos sobre una aeronave típica.

Los movimientos de estos comandos son realizados por el piloto mediante palancas/volantes y pedales, por esto es importante conocer las fuerzas que debe realizar el piloto, en estos movimientos. Al generar el giro del comando sobre un eje se produce una variación de la distribución de presiones sobre las superficies, que resulta en un cambio en la fuerza sobre la misma, lo que genera un momento sobre el eje del comando al que denominamos momento de charnela[1]. Este parámetro es importante a la hora de diseñar una aeronave porque es el momento que debe vencer el piloto con el mecanismo de transmisión, en conjunto, para poder generar el movimiento del comando.

En este trabajo se propuso realizar las mediciones del momento de charnela sobre un ala en túnel de viento.

En un principio se realizó una investigación teórica del tema, se calculó en una primera aproximación por un método teórico semi-empirico extraído del libro de Roskam[5], para obtener un rango de valores posibles. Posteriormente, partiendo de un modelo de planta alar con un perfil aerodinámico EPPLER 205, se encontró con la problemática del método de medición de momento en el eje de charnela, se analizaron distintas posibilidades hasta llegar a un sistema[2], [3], [6]. Lo cual llevo al diseño de distintas piezas en el programa SolidWorks, que luego fueron llevadas al estado físico por medio de impresión 3-D. También se acondiciono el comando para poder variar parámetros geométricos como la posición del eje de charnela y observar cómo este influía en las mediciones, ya que teóricamente es importante.

Una vez terminado el modelo se continuo con la instalación de este en el túnel de viento para el inicio de los ensayos experimentales.

Parte experimental

El modelo para ensayar es un ala de 75 cm de envergadura con una cuerda total de 40 cm y una cuerda de comando de 11,5 cm, en la

Figura ***2*** se ve el modelo. Se busca obtener la variación del momento de charnela en función del ángulo de ataque (C_{h_α}) y del ángulo de comando (C_{h_δ}). Esto se realizó para diferentes velocidades y para 3 posiciones de eje de giro (para ver los cambios producidos por estos).

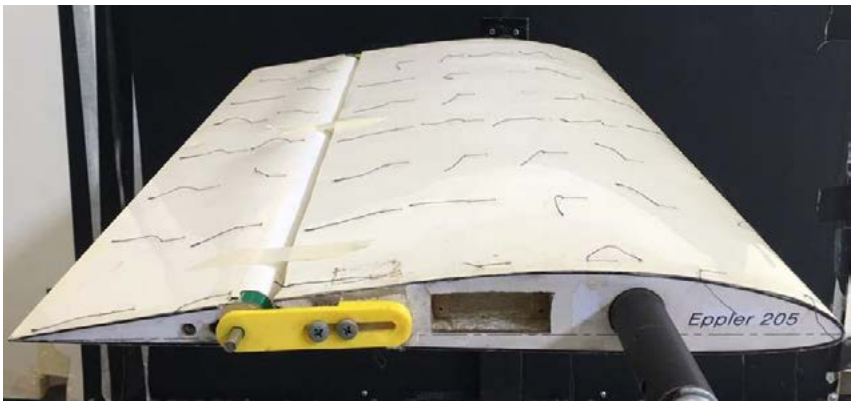

Figura 2. Modelo para ensayar

Primeramente, se determinaron las derivativas de los coeficientes de momento charnela por medio de un método semi-empirico, que arrojo los siguientes valores[3]:

Posición del eje de giro	$C_{h\alpha}$	$C_{h\delta}$
1	-0,54	-0,90
2	-0,32	-0,62
3	-0,08	-0,58

Tabla 1: Derivativas del coeficiente de momento de charnela

En la Tabla 1 se observan los resultados obtenidos, podemos ver que hay una reducción de ambos parámetros, de mayor consideración en el caso de la derivativa dependiente del ángulo de ataque. Esto es algo a observar en los ensayos experimentales.

Debido a que la UIDET no dispone de un sistema de medición de momentos de charnela se tuvo que diseñar un sistema, este se ve en la

*Figura **3***. Este está formado por una regla angular arriostrada al modelo por un extremo y del otro a la celda de carga, esta regla nos permite fijar el ángulo del comando mediante un sistema de traba y resorte. La celda de carga de un extremo queda fija contra la regla y del otro contra el comando, cuando se genera la variación de la distribución de presiones mencionada se produce un esfuerzo en la celda, conociendo el brazo de palanca de este esfuerzo se puede determinar el momento de charnela para cada condición.

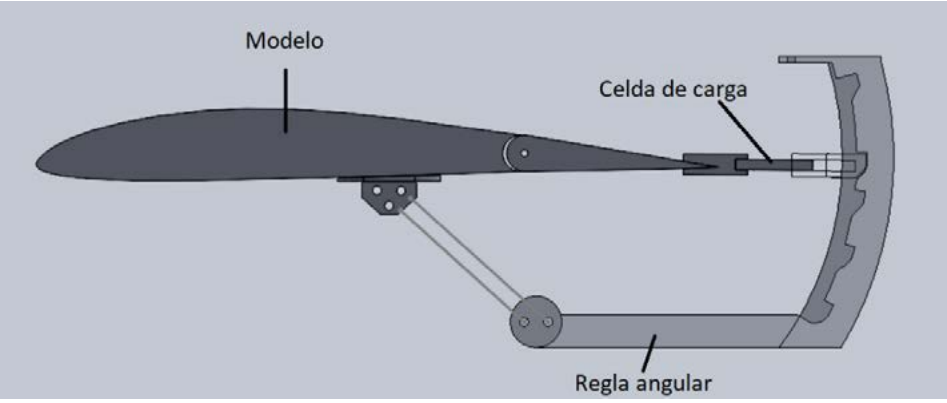

Figura 3. Sistema de medición adoptado

Los ensayos se realizaron en el Túnel de Viento N°1 (TV1) de la UIDET LaCLyFA (http://www.laclyfa.ing.unlp.edu.ar/institucional-equipamiento-TV1.html), en los cuales se combinaron los distintos parámetros en juego. Estos parámetros toman los siguientes valores:

- Ángulo de ataque α, en grados (°): 0, 5, 10 y 15.
- Deflexión del comando δ, en grados (°): -10, 0, 10, 20 y 30.
- Velocidad V, en metros sobre segundos (m/s): 5, 10 y 15.
- Posición del eje de charnela: 1, 2 y 3 (1 más adelantado, 3 más atrasado).

Resultados y discusión

Como se demuestra en la teoría[4], se puede calcular los valores del coeficiente de momento de charnela considerando los efectos generados por el ángulo de ataque y la deflexión del comando como desacoplados. Por lo que se calculan los valores del coeficiente del momento de charnela con respecto al ángulo de ataque y el coeficiente del momento de charnela con respecto a la deflexión del comando $C_{h\delta}$ se logra obtener dichos valores en la parte experimental manteniendo constante la deflexión del comando en el primer caso, y en el segundo caso manteniendo constante el ángulo de ataque. En la Figura 4 se puede observar lo mencionado, en azul los datos adquiridos y en amarillo la interpolación lineal, la pendiente de la interpolación es lo que denominaremos $C_{h\alpha}$ y $C_{h\delta}$.

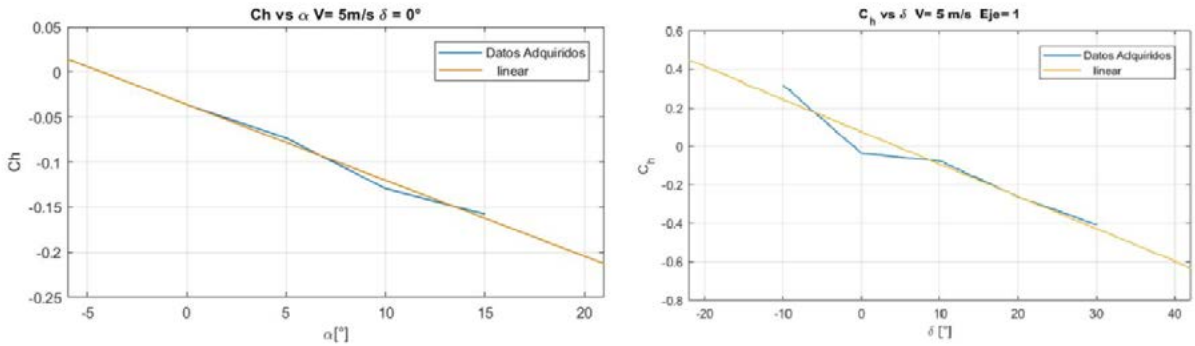

Figura 4. Resultados experimentales $C_{h\alpha}$ y $C_{h\delta}$

A modo de ejemplo se presenta la Tabla 2 de los resultados obtenidos para la derivativa C_{h_δ}. Donde R es un parámetro que permite evaluar la linealidad de la pendiente calculada, ya que esta es adquirida al trazar la recta entre los puntos del coeficiente de momento de charnela medidos experimentalmente, la unidad indica linealidad entre los valores obtenidos. La columna Error%, compara el error adquirido entre los valores obtenidos experimentalmente y los calculados de forma teórica

Tabla 2: Derivativas del coeficiente de momento de charnela con respecto al ángulo de comando.

V	α	Eje	$C_{h\delta}$	R	Error %
5	0	1	-0,97	0,94	7
5	5	1	-0,94	0,90	5
5	10	1	-0,94	0,95	4
5	15	1	-0,88	0,93	-2
10	0	1	-0,82	0,97	-8
10	5	1	-0,82	0,96	-9
10	10	1	-0,78	0,97	-13
10	15	1	-0,75	0,97	-17
15	0	1	-0,75	0,97	-16
15	5	1	-0,76	0,97	-16
15	10	1	-0,69	0,98	-23
15	15	1	-0,67	0,97	-26
5	0	2	-1,10	0,99	77
5	5	2	-1,06	0,95	71
5	10	2	-0,85	0,96	37
5	15	2	-0,74	0,95	19
10	0	2	-0,87	0,99	40
10	5	2	-0,79	0,99	28
10	10	2	-0,72	0,99	16
10	15	2	-0,69	1,00	12
15	0	2	-0,69	1,00	12
15	5	2	-0,71	0,99	14
15	10	2	-0,67	0,99	8
15	15	2	-0,60	0,99	-3
5	0	3	-0,39	0,88	-34
5	5	3	-0,49	0,97	-16
5	10	3	-0,45	0,96	-23
5	15	3	-0,42	0,98	-28
10	0	3	-0,28	0,90	-51
10	5	3	-0,36	0,96	-38
10	10	3	-0,31	0,98	-47
10	15	3	-0,29	0,97	-50
15	0	3	-0,25	0,97	-57
15	5	3	-0,28	0,99	-51
15	10	3	-0,27	0,97	-54
15	15	3	-0,31	0,99	-46

Analizando la Tabla 2 se observa que se produce una disminución de la derivativa entre el eje 1 y el eje 3 lo que era esperable por la bibliografía y los resultados experimentales. Se observa una fuerte dependencia con la velocidad lo que nos invita a decir que los efectos viscosos de la capa limite son importantes.
Adentrando en el tema de la conservación de la linealidad, podemos observar en la *Figura **5***, un ensayo experimental realizado por NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) para un elevador, donde se busca mostrar la región de linealidad del coeficiente de momento de charnela. Se puede interpretar que, para altos ángulos de deflexión del comando y bajos ángulos de ataque, hay una pérdida de linealidad. Lo mismo ocurre para altos ángulos de ataque y bajos ángulos de deflexión del comando.

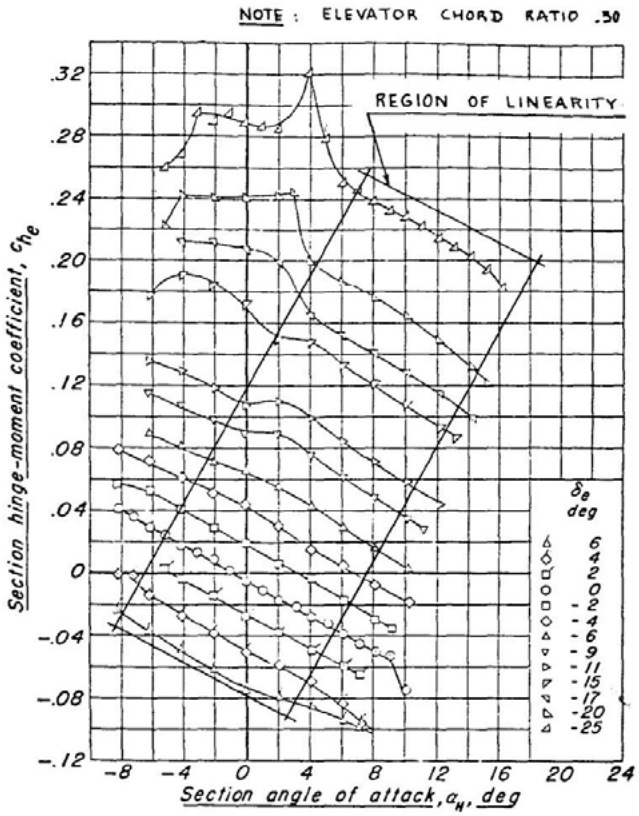

Figura 5. Ensayos experimentales realizados por NACA.

Se realizaron visualizaciones del flujo, túnel de viento, mediante la técnica de inyección de humo y un plano laser. En la *Figura **6*** se puede observar la condición más extrema estudiada para la posición del eje 1, esta presenta una buena adherencia del flujo a lo largo del perfil y el comando, generándose una pequeña recirculación hacia el borde de fuga del comando.

t

Figura 6. Visualización mediante humo

Conclusiones

Como principal conclusión se pueden apreciar diferencias en los resultados experimentales y los analíticos. Con respecto a los ensayos, esto puede deber a dificultades en el proceso de medición, presencia de vibraciones, esfuerzos no tenidos en cuenta, etc. Con respecto a los resultados analíticos hay que hacer hincapié en que estos son desarrollados con resultados experimentales de determinados perfiles (por lo general NACA simétricos) diferentes al usado, en diferentes tamaños y condiciones de número de Reynolds siendo estos muchos más altos a los analizados en el presente trabajo.

La experiencia indica que, incluso con los mejores métodos de predicción, los momentos de charnela a menudo se pueden predecir solo con una precisión de +/- 30 %. La razón de esta mala predicción es que las distribuciones de presiones sobre la parte trasera de la superficie de control están fuertemente influenciadas por las características de la capa límite. Por lo tanto, los efectos del número de Reynolds juegan un papel importante. Si se requiere una precisión mayor (del 30 %), se recomienda realizar una prueba en túnel de viento, preferiblemente a escala completa debido a los fuertes efectos del número de Reynolds.

Analizando los resultados de las derivativas del coeficiente de momento charnela en función del ángulo de ataque y del ángulo de control, se observa que no se obtuvo una independencia de la velocidad incidente como se esperaba. También se puede desprender que obtuvo perdidas de linealidad como en las mismas regiones que se observan en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.** realizados por NACA.

Bibliografía

1. Courtland D. Perkins, R. E. (1949). *Airplane Performance Stability and Control.* Princeton, New Jork.
2. Goranson, R. F. (1945). *Measurement of individual ailleron hinge moments and aileron control characteristics of a P-40F airplane.* Washington.
3. McNulty, J. S., & Vagianos, N. J. (1958). *An investigation of the elevator and rudder hinge moment parameters of an aircraft obtained by analytical, wind tunnel and flight test determination.* California USA.
4. Nelson, R. C. (1942). *Flight Stability and Automatic Control.*
5. Roskam, D. J. (2000). *Airplane Design Part VI : Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics.*
6. Thomason, E. M. (June 2010). *Conceptual Aircraft Hinge Moment Measurement System.* California.