

ESTUDIO EXPERIMENTAL DEL EFECTO AERODINÁMICO DE UNA RÁFAGA SOBRE UN ALA CON FLAP Y HÉLICE IMPULSORA

Echapresto Garay, Iban^a; Marañón Di Leo, Julio^{a,b} y Delnero, Juan Sebastián^{a,b}

^aUnidad 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.
iban.echapresto@ing.unlp.edu.ar

^bConsejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas (CONICET), Avenida Rivadavia 1917, C1033AAJ, Ciudad Autónoma de Buenos Aires, Argentina.

Introducción

En los estudios de generadores de ráfaga en túnel de viento primero se busca un tipo de ráfaga determinado, ya sea mediante métodos pasivos a través de grillas o modificando la capa límite del túnel de viento, o mediante métodos activos, es decir, la utilización de generadores de ráfaga. Luego con la ráfaga caracterizada se introduce el modelo de ensayo para estudiar como este se ve afectado.

El estudio de la influencia de las ráfagas en las aeronaves se encuentra resumido en el trabajo de Donely (1950), allí se indica que puede dividirse en tres fases: la primera es la determinación de la estructura de la ráfaga, la segunda es la reacción de la aeronave a ráfagas de estructura conocida y la tercera es la determinación de la estadística pertinente. En el trabajo de Tang y Dowell (2002) el generador de ráfaga es un cilindro ranurado rotante que permite el control de la frecuencia de la ráfaga para una amplitud determinada por un perfil ubicado aguas arriba del cilindro. Por otro lado, en el trabajo de Grissom y Devenport (2004) el generador de ráfaga consiste en una serie de diez vanos verticales que ocupan la altura completa del túnel de viento y tienen la capacidad de rotar periódicamente controlados independientemente por motores paso a paso. Un concepto distinto de generación de ráfaga es evidenciado en el trabajo de Deshpande y otros (2014) donde la ráfaga se produce a partir de la apertura de dos laterales especialmente diseñados con vanos rotativos para controlar la variación periódica de velocidad del túnel. Otra posibilidad de generador de ráfaga en el túnel de viento es la que utilizaron Poussot-Vassal y otros (2016), se trata de dos alas con un perfil aerodinámico determinado cuya envergadura es igual al ancho del túnel de viento y pueden oscilar en un punto al cuarto de cuerda a partir del accionamiento de 4 servomotores hidráulicos sincronizados.

Utilizando un modelo de ala con un flap simple y un conjunto motor – hélice impulsora, se realizaron ensayos en túnel de viento para estudiar la respuesta de dicho modelo a una perturbación en el flujo que modelizaba una ráfaga.

Parte experimental

El efecto de la ráfaga se cuantificó mediante la medición de la distribución de presiones en el modelo de ala con flap. Las presiones se midieron mediante cuatro escáneres de presión Scanivalve DSA 3217-16Px, de 16 canales cada uno, resultando en un total de 64 tomas de presión que se distribuyeron como se muestra en la figura 1. La frecuencia de adquisición fue de 500 Hz, la duración de las mediciones fueron 8 segundos dando 4000 valores de presión por cada canal para cada medición. El tiempo de ensayo fue establecido de manera de adquirir la distribución de presiones con el tiempo suficiente para que se establezca el flujo antes y después de la perturbación de la ráfaga que duraba aproximadamente un segundo, de esta manera se garantiza la posibilidad del análisis de la

configuración fluidodinámica. Los cuatro escáneres se sincronizaron mediante una llave electrónica para realizar las mediciones al mismo tiempo. Los resultados obtenidos con los escáneres son presiones manométricas, las cuales están referenciadas a una presión estática determinada. Para todas las mediciones realizadas se utilizó la toma estática del tubo Pitot-Prandtl ubicado aguas arriba para referenciar las presiones manométricas de los escáneres, es decir, la presión estática de cada ensayo.



Figura 1 – Distribución de tomas de presión y modelo en túnel de viento.

El dispositivo generador de ráfagas consistió en una placa que estaba vinculada al suelo en un extremo con la capacidad de rotar, y el otro extremo se elevaba mediante un pistón neumático, el cual volvía a su posición original mediante un sensor de final de carrera eléctrico. Este ocupa casi la totalidad del ancho del túnel y tiene una longitud de 75 cm. En la figura 2 se observa dicho dispositivo.



Figura 2 – Dispositivo generador de ráfaga, desactivado a la izquierda, activado a la derecha.

Los datos adquiridos no pueden promediarse utilizando herramientas estadísticas, ya que se perdería información del fenómeno transitorio que ocurre debido a la perturbación. Por este motivo, se estudian las señales de presión en función del tiempo de ensayo y a partir de estas se obtienen las gráficas del coeficiente de momento de charnela. Finalmente, a partir de los valores pico encontrados en las gráficas mencionadas se determina el coeficiente de momento de charnela en función del ángulo de ataque y del ángulo de deflexión del flap.

Para determinar la posición del dispositivo generador de ráfaga se utilizaron líneas con catavientos. Una vez determinada la distancia adecuada, mediante la utilización de un rack de presiones se determinó el perfil de velocidad longitudinal en la sección de prueba en la posición central. Este método tiene la ventaja de que se mide simultáneamente en todas las tomas de presión, por lo que se obtiene el perfil de velocidad longitudinal en función del tiempo, algo muy útil para determinar las características de la perturbación provocada por el dispositivo generador de ráfaga. La frecuencia de adquisición fue de 500 hz, lo que permitió medir la perturbación cuya duración constaba de 1 segundo, es decir, se cuenta con 500 mediciones desde que inicia hasta que concluye la perturbación.

La medición se realizó a una velocidad de 5m/s indicada por el manómetro diferencial con tubo Pitot-Prandtl ubicado al lado del rack de presiones. En la figura 3 y en la figura 4 se muestra el perfil de velocidad longitudinal para varios instantes de tiempo completando un ciclo donde se acciona el dispositivo generador de ráfaga. Se observa que el ciclo inicia acelerando la parte superior del túnel de viento y desacelerando la parte inferior a medida que sube la placa, luego existe una transición donde la parte superior y la inferior buscan igualar sus velocidades hasta que desciende la placa y se produce una aceleración de la parte inferior. Finalmente se retorna al perfil de velocidades habitual del túnel de viento.

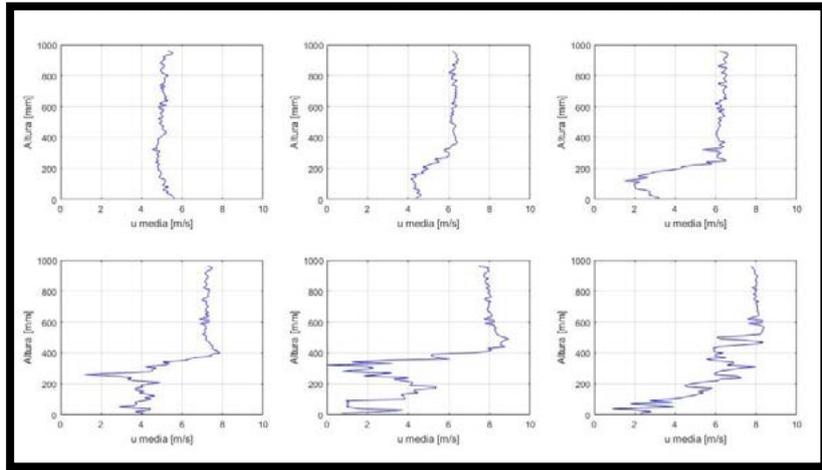


Figura 3 - Perfil de velocidad longitudinal para varios instantes de tiempo, parte 1.

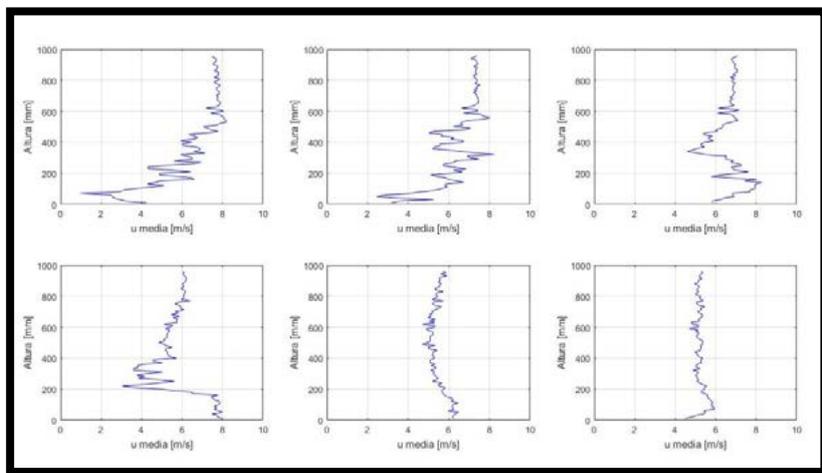


Figura 4 - Perfil de velocidad longitudinal para varios instantes de tiempo, parte 2.

Resultados y discusión

Para realizar el análisis de los ensayos donde se tiene en cuenta el cambio brusco del ángulo de ataque a partir de una perturbación provocada por la ráfaga, se propone estudiar diferentes condiciones de ángulo de ataque y Número de Reynolds que a continuación se detallan. Dichos ensayos se realizaron con el modelo a tres ángulos de ataque, 0° , 3° y 12° y tres Números de Reynolds, 100000, 200000 y 300000. Como así también, a tres velocidades de rotación de la hélice, 0, 1500 y 3000 RPM. Se observa un fenómeno transitorio que se vio influenciado por los distintos parámetros mencionados.

En las siguientes figuras se muestra la distribución de presiones en el flap para distintas condiciones en el instante de mayor perturbación observado.

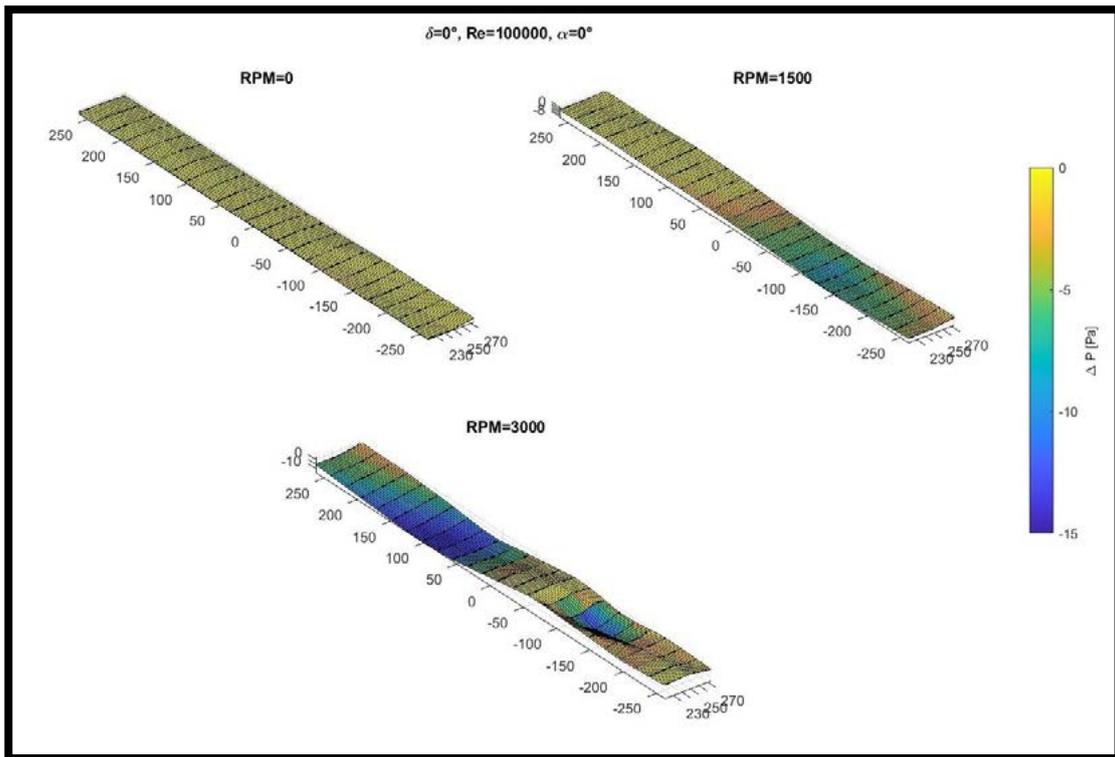


Figura 5 - Distribución de presiones en el comando para un ángulo de ataque de 0° , deflexión del flap de 0° , a distintas velocidades de rotación de la hélice y $Re = 100000$.

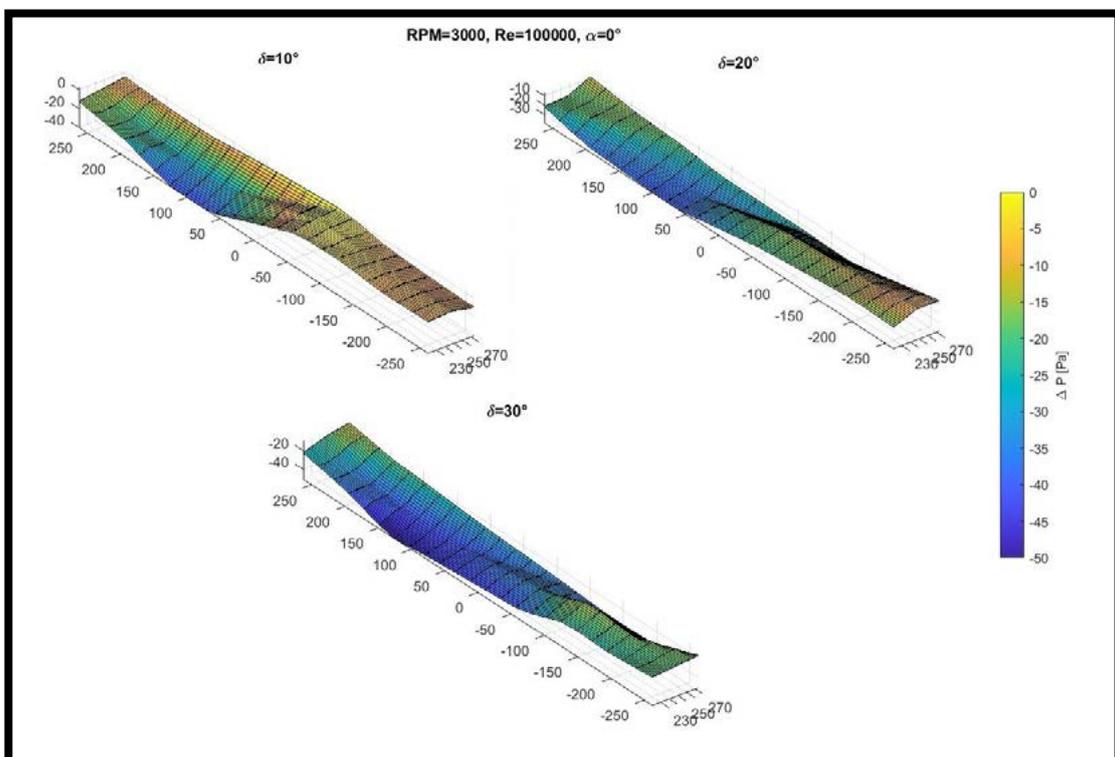


Figura 6 - Distribución de presiones en el comando para un ángulo de ataque de 0° , hélice a 3000 rpm, distintos ángulos de deflexión del flap y $Re = 100000$.

Para mostrar el efecto de la perturbación en el modelo de ala con flap y hélice pusher se analizaron los datos en función del tiempo de ensayo. Este análisis permitió diferenciar dos zonas en las gráficas mostradas, una estacionaria y otra no estacionaria. La zona no estacionaria muestra un fenómeno transitorio como respuesta a la perturbación provocada por el dispositivo generador de ráfaga. Por otro lado, la posibilidad de modular la perturbación y establecer la influencia de dicha modulación sobre la respuesta del modelo de ala con hélice pusher es el tema de un trabajo de investigación futuro.

Dicho fenómeno transitorio se vio influenciado por los distintos parámetros modificados en los ensayos evidenciado en el valor del pico negativo en las señales de presión. Se observó que para un Número de Reynolds igual a 100000, a mayor velocidad de rotación de la hélice para un ángulo de ataque y un ángulo de deflexión del flap iguales a 0° , el pico negativo de dichas señales aumentaba en módulo. Pero sucedía lo contrario cuando aumentaba el ángulo de deflexión del flap y la hélice se encontraba en reposo con el modelo a un ángulo de ataque de 0° , es decir, disminuía en módulo el pico negativo.

Cuando se combina la variación de ambos parámetros, es decir, la variación del ángulo de deflexión del flap y de la velocidad de rotación de la hélice, en las tomas de presión del borde de fuga es predominante el efecto de la hélice y el pico negativo aumenta en módulo. En cambio, en las tomas de presión del borde de ataque es predominante el efecto de la deflexión del flap y el pico negativo disminuye en módulo. De esa manera, queda evidenciada la complejidad del fenómeno y su naturaleza tridimensional.

En cuanto al coeficiente de momento de charnela, no es posible realizar una comparación con la bibliografía debido a que no está documentado el estudio de estos casos, por este motivo es que se presentan en la figura 7 los valores pico obtenidos.

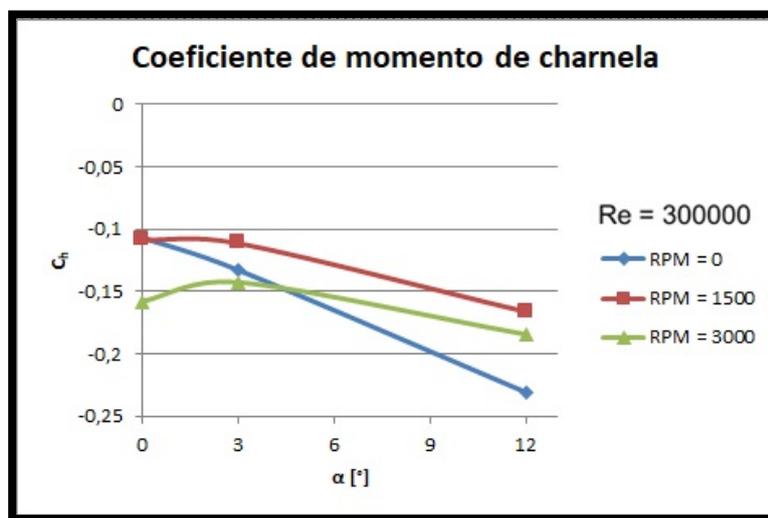


Figura 7 - Coeficiente de momento de charnela en función del ángulo de ataque a distintas velocidades de rotación de la hélice.

Para 1500 y 3000 rpm el comportamiento es similar, aunque cambian los valores, pero para 0 rpm el comportamiento cambia observándose valores más negativos a 12° de ángulo de ataque. Esto permite decir que la perturbación tiene un efecto más significativo cuando el ángulo de ataque es 12° y la hélice se encuentra detenida, podría ocurrir que el funcionamiento de la hélice disminuye el efecto de la perturbación en esta configuración.

Conclusiones

El coeficiente de momento de charnela a una deflexión del flap igual a 0° , cuando se produce la perturbación, además de aumentar el módulo de los valores de dicho coeficiente, se modifica la forma de la curva a 0 rpm, observándose que a un ángulo de ataque de 12°

se produce el valor máximo en módulo que aumenta aproximadamente 400% con respecto al caso estacionario. La acción de la hélice parece disminuir el efecto de la perturbación.

Así mismo, cuando aumenta el Número de Reynolds también se produce una disminución del efecto de la perturbación sobre el modelo, esto se observa en las curvas de coeficiente de presión donde a 3000 rpm y un Número de Reynolds de 500000 se reduce dicho coeficiente en un 16% con respecto al obtenido para un Número de Reynolds de 100000; de la misma manera el coeficiente de sustentación se reduce un 23% en dichas condiciones. Finalmente, el coeficiente de momento de charnela se reduce un 8%.

Bibliografía

Algozino, S., Marañón Di Leo, J., Delnero, J. S., Echapresto Garay, I., 2016. "Aerodynamic Study of a Pusher-Propeller effects on a simple flap". 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference.

Corsaro J., Hernandez C. S., Marañón Di Leo J., Rimoldi C., 2012. "Efectos Fluidodinámicos sobre un ala debido a una configuración pusher". Acta de Congreso – XII Reunión sobre Recientes Avances en Física de Fluidos y sus Aplicaciones. Buenos Aires – Argentina.

Deshpande, P. J., Singh, S., Narayanan, P., Balamurali, 2014. "Experimental Investigation of Periodic Wind Gust Generated in a Low Speed Wind Tunnel". 32th AIAA Applied Aerodynamics Conference.

Donely, P., 1950. "Summary of information relating to gust load son airplanes". REPORT No. 997, NACA.

Dunham, D. M., Gentry, G. L. Jr., Manuel, G. S., Applin, Z. T., Quinto, P. F., 1987. "Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a Twin-Engine General Aviation Configuration with Aft-Fuselage-Mounted Pusher Propellers". NASA Technical paper 2763.

Echapresto Garay, I., Marañón Di Leo, J., Delnero, J. S., 2021. "Experimental Study of a Flapped Wing with a Pusher Propeller Configuration in Turbulent Flow" 55th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics.

Grissom, D. L., Devenport, W. J., 2004. "Development and testing of a deterministic disturbance generator". 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.

Poussot-Vassal, C., Demourant, F., Lepage, A., Dominique Le Bihan. 2016. "Gust load alleviation: identification, control and wind tunnel testing of a 2D aeroelastic airfoil". IEEE Transactions on Control Systems Technology.

Raynal, S., Millot, G., Vasseur, B., 2021, "VTOL propeller performances under realistic aerodynamic loads" 55th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics.

Ruchala, P., 2017. "Aerodynamic interference between pusher propeller slipstream and an airframe – literature review". Journal of KONES Powertrain and Transport, Vol. 24, No. 3.

Savloff, N., Marañón Di Leo, J., Trochez Segura, J. M., & Gómez, L., 2014. "Efectos Aerodinámicos de Hélices Pusher sobre un Flap en el Ala". Acta de Congreso – Tercer Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica. La Plata – Argentina.

Tang, D., Dowell, E. H., 2002. "Experimental and theoretical study of gust response for high-aspect-ratio wing". AIAA Journal Vol. 40, No. 3.

Yin, J., Stuermer, A., Aversano, M., 2012. "Aerodynamic and Aeroacoustic Analysis of Installed Pusher-Propeller Aircraft Configurations", Journal of Aircraft, Vol. 49, No. 5, pp. 1423-1433. Doi: 10.2514/1.C031704