

EFFECTOS FLUIDODINÁMICOS SOBRE UN ALA DEBIDO A UNA CONFIGURACIÓN PUSHER

Corsaro Juan P.¹, Hernandez Carlos S.¹, Marañón Di Leo Julio^{1,2} y Rimoldi Claudio³

¹LaCLyFA, Dto. Aeronáutica, Fac.Ingeniería, UNLP, 116 e/ 47 y 48, 1900, La Plata.

²Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1917, C1033AAJ, CABA.

³Dto. de Aeronáutica – Fac.Ingeniería – UNLP- 116 e/ 47 y 48, 1900, La Plata.

juanpablo.corsaro@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: hélice, pusher, ala, flap, presiones.

Introducción

Se presenta un estudio experimental de los efectos producidos por una hélice en configuración pusher sobre un ala dotada de flap plain. El objetivo del trabajo es analizar las características del flujo de aire sobre el sistema y así poder determinar la efectividad del flap, fuerzas, vibraciones y demás fenómenos aerodinámicos que se generan en el sistema ala-flap. El origen del presente trabajo surge a partir de la problemática encontrada en el avión ultraliviano RANS-S12, en el cual se detectaron vibraciones y fatiga del flap en vuelo de crucero, producto del reemplazo del motor original.

En la Figura 1 se puede ver la estela formada por un ala sola con flujo incidente, la estela dada por una pala rotando y la estela combinada generada por el conjunto ala hélice en configuración pusher.

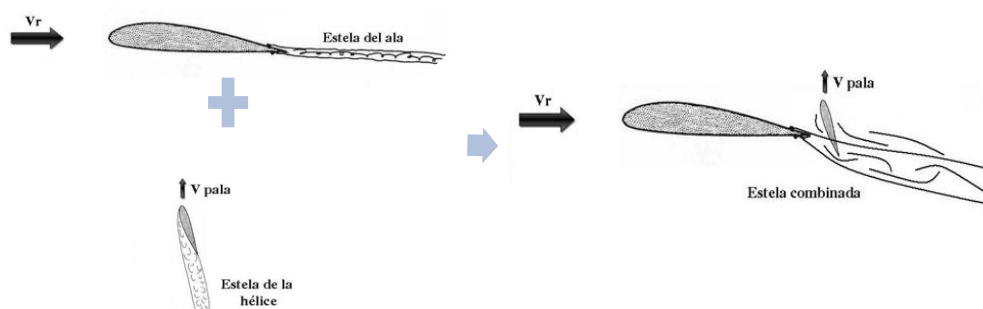


Figura 1. Esquema del fenómeno en estudio.

Parte experimental

Metodología

Para llevar a cabo el estudio se utilizó el túnel de viento de capa límite del Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (LaCLyFA) del Departamento de Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata. El túnel presenta una configuración cerrada con una sección de prueba de 1m x 1.4m accionado por un motor eléctrico de 60HP. Dentro de este se colocó el ala con perfil NACA 2412 mediante dos balanzas aerodinámicas sujetas a las paredes del túnel con un ángulo de ataque fijo para todos los ensayos de 2.5° , ver Figura 2. Por otro lado se fijó mediante bulones y aislantes de vibraciones el soporte de la bancada del motor al techo del túnel. Una vez fijado el soporte al techo se colocó la bancada del motor y se fue ajustando, tanto la posición del motor como la inclinación del eje de empuje del mismo. Los ensayos se llevaron a cabo para cuatro posiciones distintas, pero siempre con el mismo ángulo de empuje $\theta = -6.25^\circ$, ver Figura 2.

Estas posiciones se seleccionaron a partir de configuraciones comunes a aviones del tipo RANS.

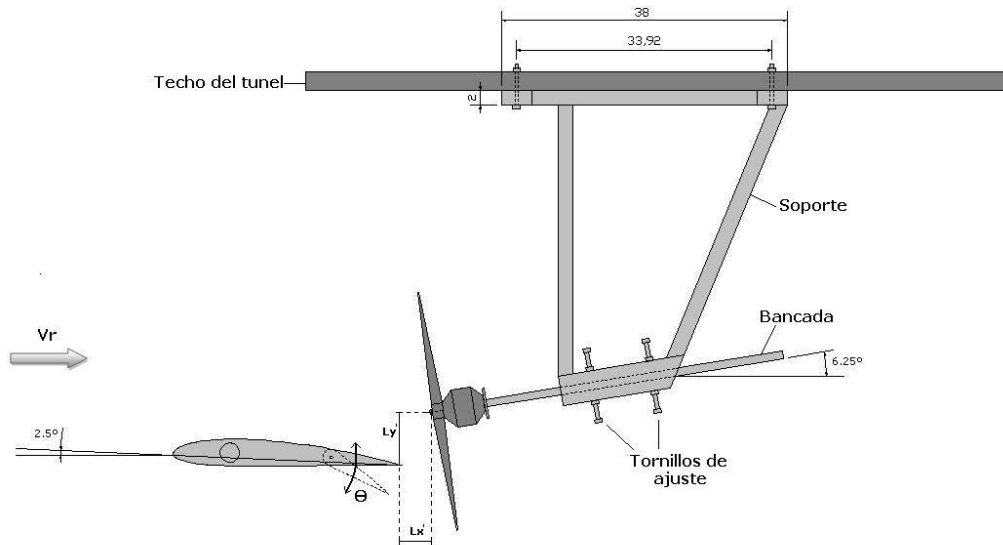


Figura 2. Configuración del sistema en estudio para los ensayos.

Para los ensayos se emplearon diferentes configuraciones y combinaciones entre la velocidad del flujo (V_r), revoluciones del motor (RPM), posiciones del flap (θ) y posiciones relativas entre el ala y la hélice (P0, P1, P2 y P3). Estas configuraciones se detallan en las Tabla 1 y Figura 3.

Tabla 1. Configuraciones usadas en los ensayos.

Posición de la Hélice	P0	P1	P2	P3
Vel. de referencia, V_r	0m/seg	5m/seg	10m/seg	15m/seg
Angulo del flap, θ	0°	10°	20°	30°
RPM del motor	0	2000	4000	6000

Posiciones Relativas	P0	P1	P2	P3
Lx' [m]	0,021	0,030	0,037	0,045
Ly' [m]	0,032	0,046	0,057	0,069

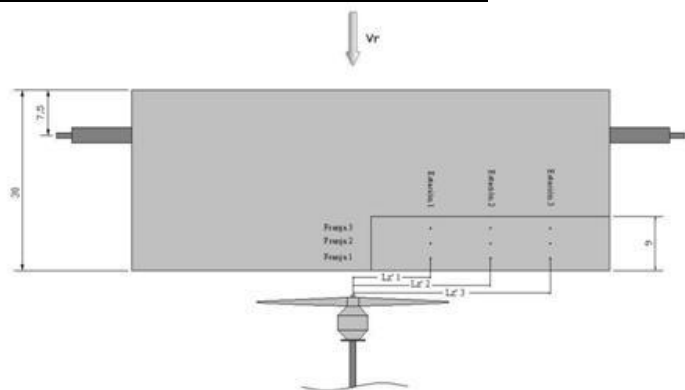


Figura 3. Posiciones para los ensayos (izquierda) y tomas de presión sobre el flap (derecha).

Ensayos realizados

La experiencia consistió en tres etapas: visualización del flujo, medición de presiones y medición de vibraciones.

1. Visualización del flujo: para llevar a cabo esta etapa se utilizó humo y un laser color verde, lo cual nos permitió conocer cómo se comporta el flujo de aire en las

inmediaciones del sistema en estudio y de esta forma tener una idea general de las características fluidodinámicas. De esta forma podemos comprobar si existen desprendimientos, recirculación, o alguna particularidad que llame la atención. Durante esta etapa se visualizaron diferentes configuraciones del sistema para velocidades bajas de túnel ($V_r = 5\text{m/seg}$ o menores) y para las posiciones de la hélice P0 y P2. Se visualizó y filmó desde varios ángulos y nos concentramos sobre la parte del ala correspondiente al 75% de la pala de la hélice.

2. **Medición de presiones:** para la adquisición de los datos de presión se usó una PC con el programa NetStart y se adquirieron durante 15 segundos para cada configuración con una frecuencia de 4Hz con el equipo NetScanner, generando un total de 60 valores por cada toma de presión y para cada ensayo diferente. Estos valores son la diferencia entre la presión atmosférica y la presión local de cada toma. Las tomas de presión están ubicadas sobre el intradós y extradós del flap.
3. **Medición de vibraciones:** En esta etapa se trató de determinar las vibraciones que genera el paso de la pala de la hélice cuando pasa cerca del flap. Para esto colocamos un acelerómetro en el flap al 75% de la pala de la hélice y con la señal proporcionada por este, hicimos una representación de la densidad de potencia espectral (PSD) para cada configuración de ensayo. Con la PSD podemos determinar cómo se distribuye la energía de la señal a lo largo de las diferentes frecuencias y así saber cuáles son las frecuencias preponderantes. Recordemos que la distancia entre la hélice y el flap es de alrededor del 10% de la cuerda del ala, lo cual puede llegar a generar vibraciones de un rol significativo en cuanto a la fatiga de los materiales, como a la efectividad del flap.

Resultados

Visualización

En la Figura 4, la foto de la izquierda muestra un flujo pegado durante toda la longitud de la cuerda con una estela sobre el borde de fuga ancha y difusa. No se observan desprendimientos. En la foto de la derecha se ven diferentes desprendimientos sobre el borde de fuga del flap que luego impactan contra la hélice en movimiento. Sobre el borde de fuga se aprecia un flujo con límites más marcados y estrechos.



Figura 4. Vista lateral del ala con humo. Sobre la izquierda motor sin RPM y a la derecha con RPM.

En la Figura 5 se ve la influencia de la hélice sobre la dirección del flujo, como también en el grosor de la estela. Para cero RPM la estela cruza el ala perpendicular a la envergadura, en cambio a medida que aumentamos las RPM el flujo de aire se desvía hacia el motor, generando una línea de corriente en forma de “S”, la cual deja de cruzar el ala perpendicular

a la envergadura para cruzarla en forma diagonal y lo sigue desviando pasado el plato de la hélice corriente abajo.



Figura 5. Vista desde arriba del ala con humo para diferentes RPM.

En la Figura 6 vemos como la hélice le imprime al flujo un desvío hacia la derecha de la imagen. También podemos observar como la hélice disminuye el downwash, no solo le impide al flujo que baje sino que le genera una rotación haciendo que se eleve aguas abajo.



Figura 6. Vista de frente del ala con humo y flap a 20°. A la izquierda sin RPM y a la derecha con RPM.

Presiones

En la Figura 7 vemos la distribución de presión sobre el flap para la estación 1, flap 0° y P1. Se puede ver como los Cp (coeficientes de presión) aumentan conforme aumentan las RPM.

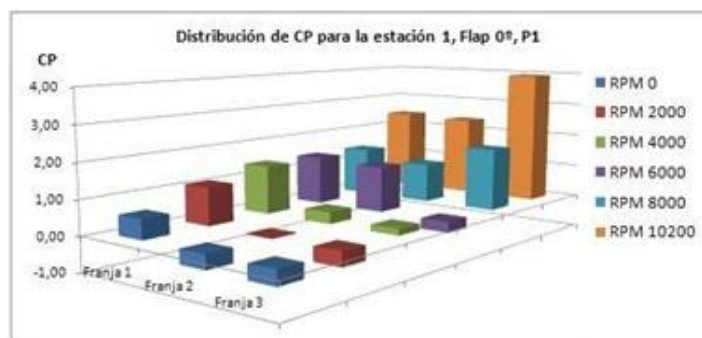


Figura 7. Distribución de presión sobre el flap.

En la Figura 8 se puede observar la resultante de sustentación sobre el flap para $V_r = 5$, P1 y diferentes ángulos de flap. Se ve como la sustentación aumenta al aumentar el ángulo de flap y las RPM. Esto mismo se hizo para todas las V_r y posiciones entre ala – hélice.

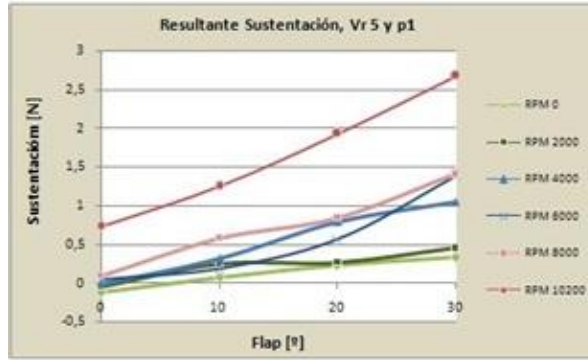


Figura 8. Distribución de resultante de sustentación sobre flap.

Vibraciones

Para llevar a cabo el ensayo de vibraciones se efectuó, como primer paso, el análisis del nivel de ruido en el ambiente.

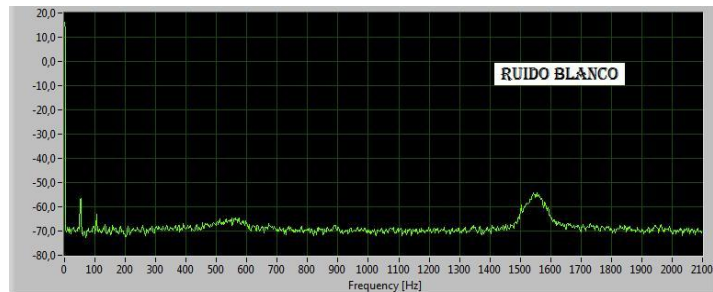


Figura 9. PSD del ruido ambiente.

En la Figura 9 vemos un nivel de ruido constante en -70db, se puede ver un pico en los 50Hz y otro pasado los 100Hz. En frecuencias altas, a los 1550Hz aparece una marcada elevación llegando hasta los -55db.

Luego se hicieron corridas para diferentes RPM manteniendo constante la Vr (nula) y la posición del flap (0°). Para los siguientes análisis de señal se usó un filtro pasa bajos de Butterworth. A continuación se muestra la Tabla 2 con las frecuencias correspondiente al paso de la pala por el flap.

Tabla 2. Frecuencias de paso de pala para cada RPM.

RPM	2000	4000	5000	6000	7000	8000	10200
f [Hz]	66,67	133,33	166,67	200,00	233,33	266,67	340,00

En todas las corridas se notaron picos bien marcados que coincidían con las frecuencias de paso de pala. Estos picos aumentaban de tamaño conforme aumentábamos las RPM, llegando a un máximo para 6000 RPM, luego disminuían su magnitud.

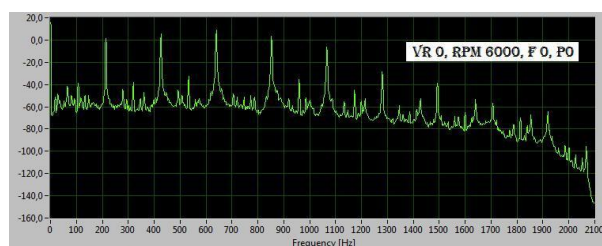


Figura 10. PSD para Vr 0m/seg, RPM 6000, flap 0°, P0

En la Figura 10 se ve el primer pico que corresponde a la frecuencia de la pala en 200Hz y luego sus armónicos repitiéndose a intervalos constantes. Finalmente se hizo la misma corrida a 6000 RPM pero con otro material aislante entre el soporte del motor y el techo del túnel de viento. Como nuevo aislante se utilizó espuma de alta densidad, en vez de goma que era lo que se venía usando en los ensayos anteriores.

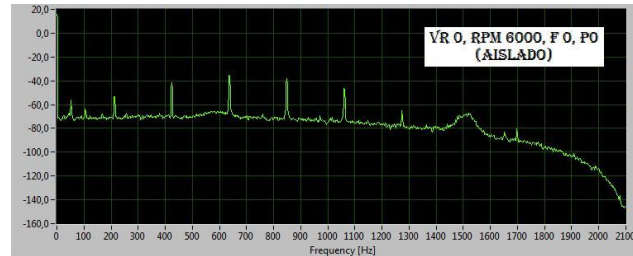


Figura 11. PSD para Vr 0m/seg, RPM 6000, flap 0°, P0, con aislamiento de espuma.

Como podemos ver (Figura 11) los picos se mantienen pero son menores en cuanto a magnitud, con esto entendemos que las vibraciones que estamos obteniendo son las que se transmiten por medio de las diferentes estructuras (vibraciones mecánicas). Nuestro objetivo de estudio no son esta clase de vibraciones sino las vibraciones aerodinámicas que generan las palas y llegan al flap propagándose a través del aire

Conclusiones

Se pudo comprobar la gran influencia de la hélice sobre el flujo de aire, generando un cambio sobre la distribución de presiones, aumentando la fuerza de sustentación y vibraciones del flap conforme se aumentan las RPM. En los ensayos de visualización con humo se comprobó el importante peso que tiene las revoluciones de la hélice en relación con el flujo de aire alrededor del ala. A partir de fotos y videos se pudo observar cómo influye el giro de la hélice en la dirección, forma y ordenamiento del flujo de aire sobre el ala y corriente abajo, burbuja de recirculación, desprendimientos, etc. En los ensayos de vibraciones realizados sobre el flap no se pudo diferenciar las vibraciones aerodinámicas de las mecánicas, lo cual es un tema a seguir estudiando. En los ensayos de presión realizados se pudo comprobar y cuantificar la gran influencia generada por la hélice sobre la distribución de presión del flap, la cual presenta diferentes comportamientos dependiendo tanto de la velocidad de referencia, RPM del motor, de los ángulos del flap y también de la posición entre el ala y la hélice. En el análisis de la distribución de los coeficientes de presión (C_p) y sustentación con respecto a las RPM del motor, se pudo comprobar un destacado incremento de los valores conforme aumentan las RPM. Este comportamiento persiste para todas las velocidades de referencia usadas en los ensayos. También se comprobó que los máximos valores de C_p y sustentación para bajas velocidades de referencia, se dan para la máxima RPM (10.200), pero para altas velocidades de referencia las máximas RPM no son tan predominantes, llegando en algunos casos a predominar los valores dados por 8000 RPM.

Bibliografía

1. Aircraft Design - A Conceptual Approach. AIAA Education Series. Daniel P. Raymer (1992).
2. On the effects of an installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics, Acta Polytechnica Vol. 44 No. 3. Fernando M. Catalano (2004).
3. Wind-tunnel investigation of effects of a pusher propeller on lift, profile drag, pressure distribution, and boundary-layer transition of a flapped wing - Advance Confidential Report L5CO8. Carl A. Sandahl (1945).
4. Acoustic and Aerodynamic Study of a Pusher-Propeller Aircraft Model - Naca technical paper 3040. Paul T. Soderman and W. Clifton Horne. (1990).