

Savloff, Marañón Di Leo, Trochez Segura y Gómez - Efectos aerodinámicos de hélices pusher sobre comandos del ala

EFFECTOS AERODINÁMICOS DE HÉLICES PUSHER SOBRE UN FLAP EN EL ALA

N. Savloff^a, J. Marañón Di Leo^{a,b}, J.M. Trochez Segura^a y L. Gómez^a

^aUIDET LaCLyFA - Departamento de Aeronáutica – Facultad de Ingeniería - Universidad Nacional de La Plata – calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina

^b Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Avda. Rivadavia 1917, CP C1033AAJ, Cdad. de Buenos Aires, Argentina

Email: jmaranon@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

Se presenta la continuación de un estudio experimental de los efectos producidos por el campo de flujo generado por una hélice en configuración pusher sobre un ala dotada de un flap simple. El objetivo del trabajo es analizar las características del flujo de aire sobre el sistema y así poder determinar la efectividad del comando de flap. Se realizaron ensayos en túnel de viento a distintas posiciones de la hélice respecto del flap, deflexiones de flap y velocidades de revolución de hélice adquiriendo las presiones en frecuencia sobre el extradós e intradós. A partir de estas mediciones se obtuvieron los efectos sobre el sistema en estudio pudiendo caracterizar la influencia de las variables sobre el campo fluidodinámico de las presiones.

Palabras clave: Hélice pusher, flap simple, campo de presiones.

INTRODUCCIÓN

Las hélices del tipo pusher se han transformado en una opción viable en el diseño de aeronaves a partir de la década del '90 [4]. Una gran variedad de diseños se han propuesto y construido considerando la posición de la hélice detrás del ala, detrás de fuselajes, o de empenajes de cola. En muchos casos la hélice pusher resulta tener mejor eficiencia aerodinámica que la hélice tractora, debido a la menor velocidad del flujo entrante sobre la hélice por influencia del cuerpo corriente arriba. Además, debido a la ubicación de la hélice se posee más flexibilidad a la hora de encontrar la posición del motor sobre la aeronave.

Por otro lado, el ala recibe el flujo sin perturbar por lo que teóricamente aumentaría su eficiencia, pero al estar inmerso en un flujo de bajo Reynolds, existirán efectos sobre el flujo aguas arriba debido a la presencia de la hélice, aunque esta se encuentre aguas abajo.

Por lo expresado anteriormente, es el objetivo de este trabajo evidenciar de qué manera la hélice perturba al flujo sobre el ala, particularmente sobre el comando de flap.

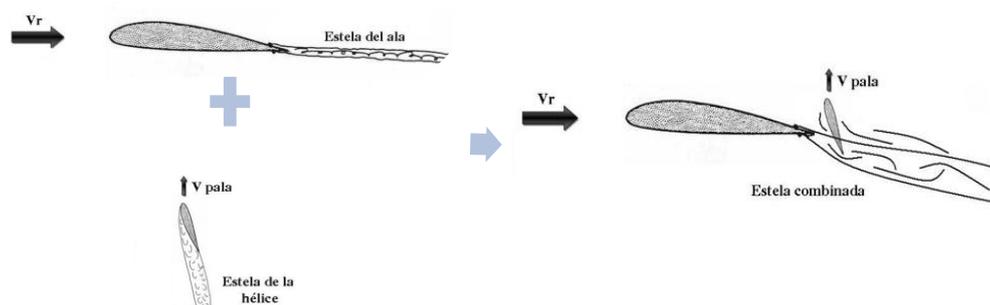


Figura 1. Esquema básico representativo del fenómeno en estudio.

En la Figura 1 se muestra un esquema básico del fenómeno particular en estudio, la cual muestra esquemáticamente que a priori dicha problemática está referida a la interacción del campo del flujo generado por la hélice interactuando con el campo del flujo generado por el ala.

En el presente trabajo se busca profundizar el análisis realizado hasta la fecha en [5] mediante la realización de nuevas mediciones en frecuencia del campo de presiones, con el objeto de determinar

efectos de la fluctuación del campo de presiones en el tiempo teniendo como referencia los parámetros establecidos en trabajos previos en los cuales se evaluaron mediciones del campo de presiones sobre el flap para distintas configuraciones y combinaciones entre las revoluciones del motor (RPM), deflexiones del flap (δ) y posiciones relativas entre el ala y la hélice.

METODOLOGÍA

Para llevar a cabo el estudio se utilizó el túnel de viento de capa límite de la UIDET 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 50HP. Este túnel presenta una intensidad de turbulencia mínima de 1.8 %, valor con el cual se realizaron las mediciones de este trabajo. Dentro de la sección de prueba se colocó el ala con perfil NACA 2412 ($C= 0,3m$) 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 dos posiciones distintas, pero siempre con el mismo ángulo de empuje $\Theta = -6.25^\circ$, ver **Figura 2**.

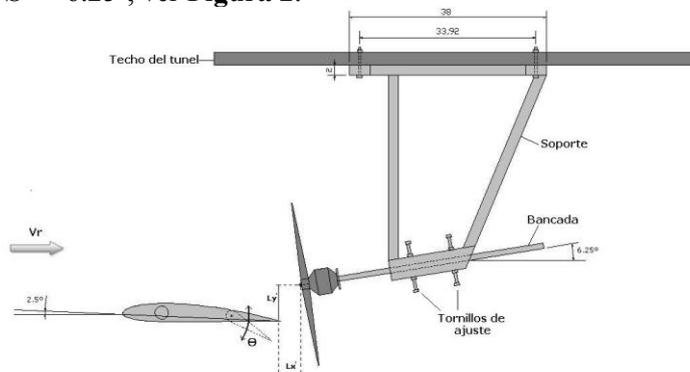


Figura 2. Configuración del sistema en estudio para los ensayos.

Referido a la Figura 2 se utilizaron las siguientes posiciones relativas:

Tabla 1. Posiciones relativas entre flap y hélice.

| Posiciones relativas e/ flap y hélice | P0 ($L_x = 7\% C'$) | P1 ($L_x = 11,6\% C'$) |
|---------------------------------------|--------------------------|-----------------------------|
| L_x' [m] | 0,021 | 0,035 |
| L_y' [m] | 0,047 | 0,056 |

Con esto, los parámetros a combinar fueron:

Tabla 2. Parámetros a combinar en las mediciones

| Posiciones relativas e/ flap y hélice | P0 | P2 | | |
|---------------------------------------|-----------|------------|------------|------------|
| Deflexión del flap, δ | 0° | 10° | 20° | 30° |
| RPM del motor | 0 | 4000 | 6000 | |

Adquisición de presiones

Para la adquisición de presiones se utilizaron dos módulos Scanivalve DSA3217 – 16px. El comando de flap presenta 18 tomas de presión estática (9 en el intradós y 9 en el extradós) como se muestra en la Figura 3. La adquisición de datos se realizó de manera simultánea para las 18 tomas con una frecuencia de 500 Hz, lo cual asegura el criterio de Nyquist para asegurar una adecuada frecuencia de muestreo.

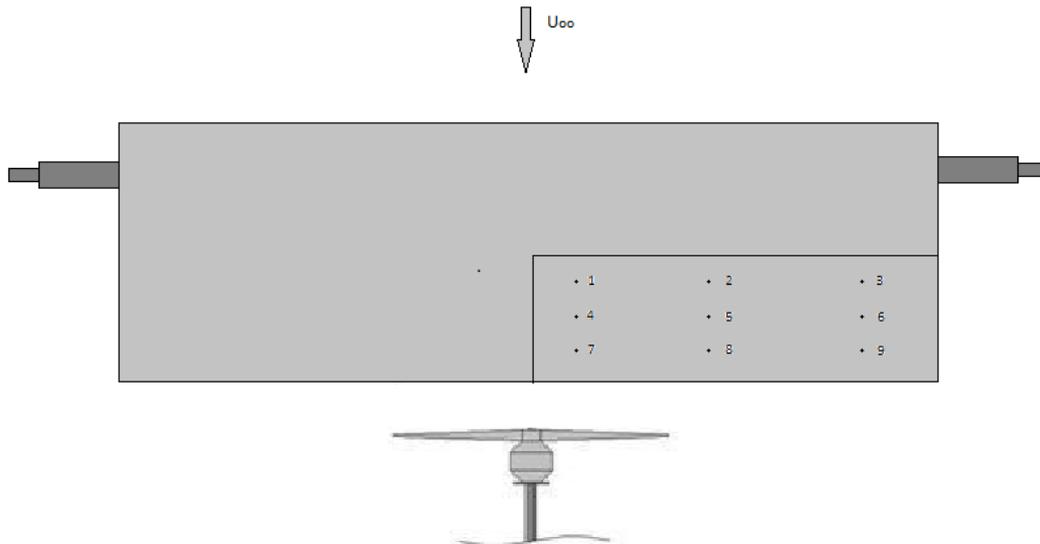


Figura 3. Disposición de las tomas de presión sobre el flap (la nomenclatura de extradós e intradós son equivalentes).

Análisis estadístico

A partir de los datos obtenidos en la adquisición de presiones, se procedió a analizar estadísticamente los valores de las presiones. En este análisis se tendrán en cuenta la evolución temporal de las mismas, así como también el cambio en las medianas de todos los valores temporales adquiridos y también de la diferencia de presiones entre intradós y extradós. También se analizarán y compararán valores obtenidos de las autocorrelaciones de las tomas de presión.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En la Figura 4 se observan visualizaciones con humo del fenómeno [5]. 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, de [5], se ve la influencia de la hélice sobre la dirección del flujo, como también en el espesor 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.

A partir de los resultados observados en las visualizaciones, se analizaron las presiones adquiridas sobre el extradós e intradós del flap para poder analizar dicha influencia.

En primer lugar se analizó la evolución temporal de la presión comparando los casos a distintas velocidades de hélice para una misma deflexión de flap y posición de la hélice. Estos valores para las tomas de presión 1, 4 y 7 (referencias en la Figura 3) se muestran en la Figura 6. En este caso solo se muestran los primeros 0,2 segundos para poder observar las variaciones en frecuencia.

En la Figura 6 a) se pueden observar las fluctuaciones producidas por la turbulencia del aire incidente (1,8%), mientras que en el caso b) y c) se puede observar la influencia de rotación de la hélice. Además se puede observar el cambio de magnitud en el rango de valores que adoptan las presiones. Para una mejor interpretación de estos cambios de valores, se puede observar en la Figura 8 los valores de las medianas en toda la adquisición (15 segundos) para los distintos valores de deflexión de flap, como rpm y posición de la hélice.

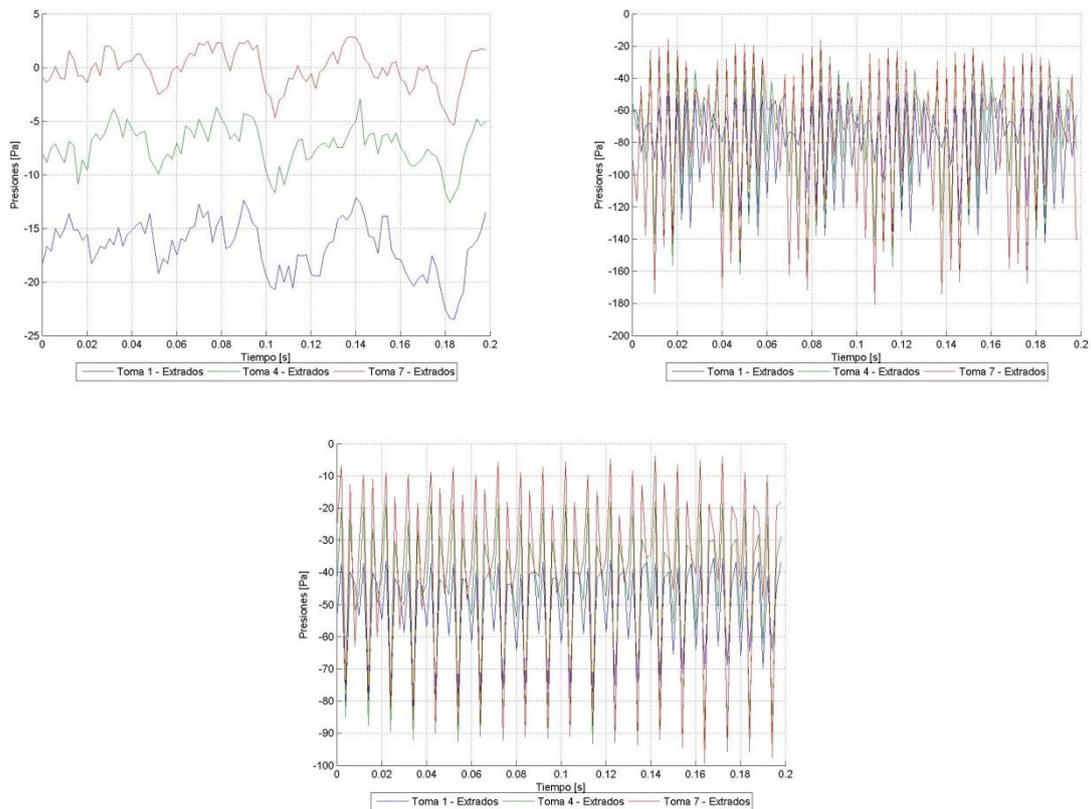


Figura 6. Valores de la presión en función del tiempo para las tomas 1,4 y 7 del extradós para los distintos casos de estudio. a) RPM = 0, b) RPM = 4000 y c) RPM = 6000. En todos los casos mostrados no hay deflexión de flap y la posición es P0.

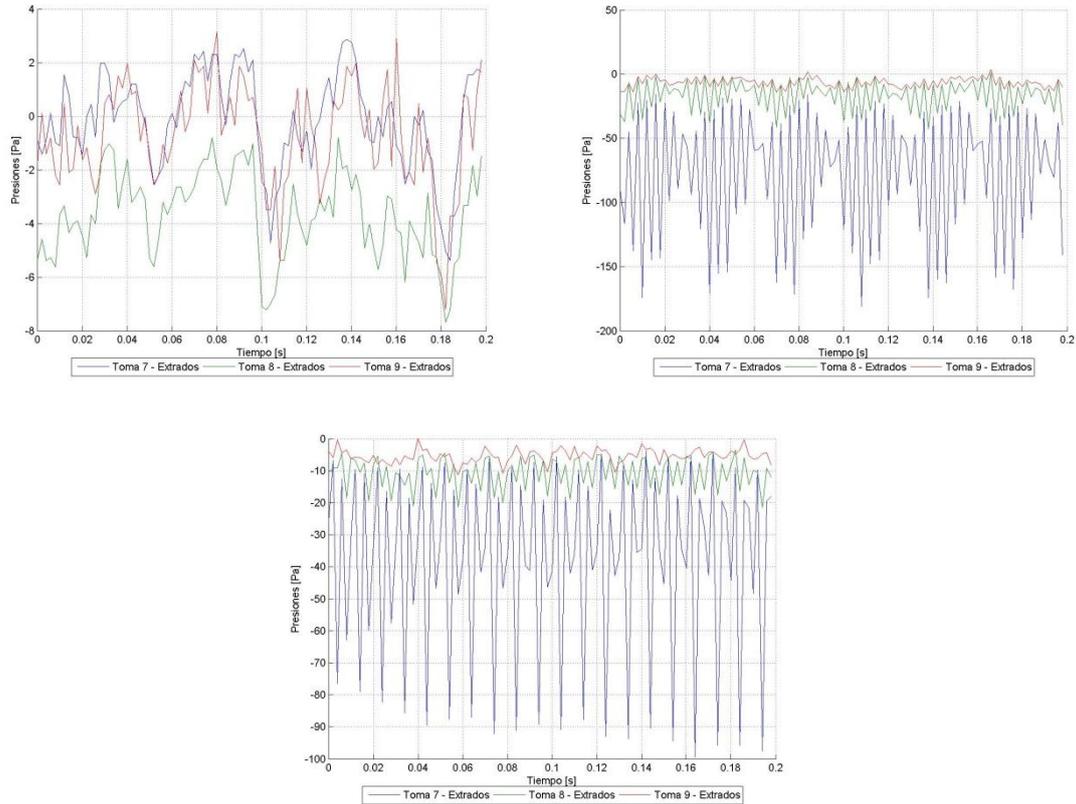


Figura 7. Valores de la presión en función del tiempo para las tomas 7, 8 y 9 del extradós para los distintos casos de estudio. a) RPM = 0, b) RPM = 4000 y c) RPM = 6000. En todos los casos mostrados no hay deflexión de flap y la posición es P0

En la

Figura 7 se puede observar el mismo estudio que en la Figura 6, considerando en esta las tomas del borde de fuga del flap (7, 8 y 9). En este caso es destacable como la toma 7 (la más cercana a la hélice) ve un rango de presiones más grande, y ese rango va disminuyendo conforme nos alejamos de la hélice, situación que no se observaba de forma considerable en las tomas 1, 4 y 7 (distribución a lo largo de la cuerda del flap).

Tanto en la Figura 6 como en la Figura 7 se observa que la señal de presión de alta frecuencia (generada por la hélice) se encuentra modulada por una onda de menor frecuencia. Este fenómeno de modulación se está analizando en mayor profundidad para determinar las causas. Una hipótesis es que puede estar debido a los desprendimientos que se generan en el borde de fuga del flap.

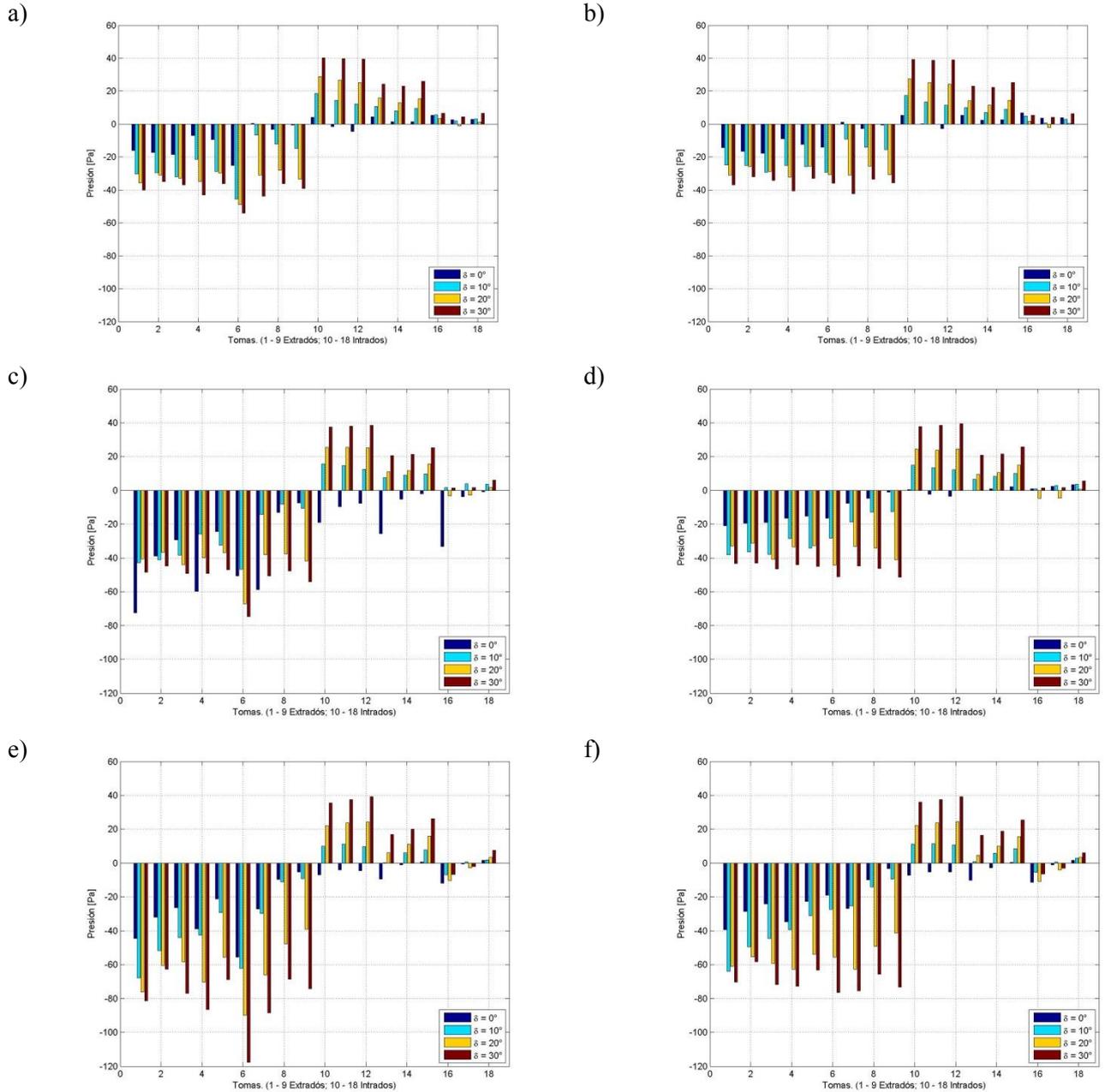


Figura 8. Comparación de las medianas de la presión por toma (1-9 extradós; 10-18 intradós) para los distintos casos de estudio. a) P0 y RPM = 0, b) P2 y RPM = 0, c) P0 y RPM = 4000, d) P2 y RPM = 4000, e) P0 y RPM = 6000 y f) P2 y RPM = 60000,

En Figura 8, en el eje de abscisas tenemos la identificación de la toma, y se puede observar que en el intradós (tomas 10 a 18) no se presentan grandes cambios conforme cambian las rpm y la posición de la hélice, pero si se ven cambios considerables en el extradós. Cabe destacar la disminución del valor de la mediana conforme se aleja la hélice (P2 respecto a P0), lo cual indica que la posición de la hélice tiene una influencia considerable sobre las presiones del flap, considerando hélice en funcionamiento.

Si se analiza el comportamiento de la diferencia de presiones entre intradós y extradós, se puede observar en la Figura 9 que el patrón es similar al que ocurre en el extradós, pudiéndose observar como las rpm de la hélice excitan el flujo en diferentes frecuencias.

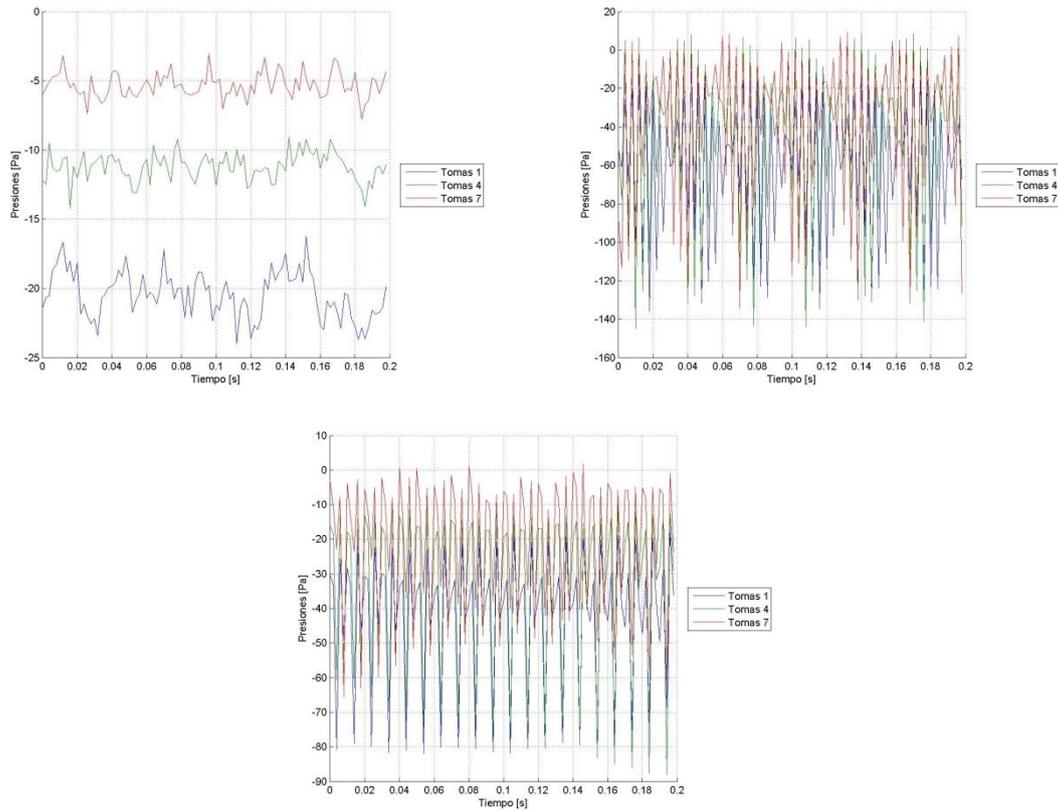


Figura 9. Valores de la diferencia de presión entre extradós e intradós en función del tiempo para las tomas 1, 4 y 7 para los distintos casos de estudio. a) RPM = 0, b) RPM = 4000 y c) RPM = 6000. En todos los casos mostrados no hay deflexión de flap y la posición es P0.

Haciendo una comparación entre la Figura 10 y la Figura 7 se encuentra el mismo comportamiento mencionado anteriormente. En la diferencia de presiones entre intradós y extradós se encuentra un comportamiento similar al que se observa en el extradós del flap, es decir, el mismo resultado que el encontrado al analizar las tomas de presión 1, 4 y 7.

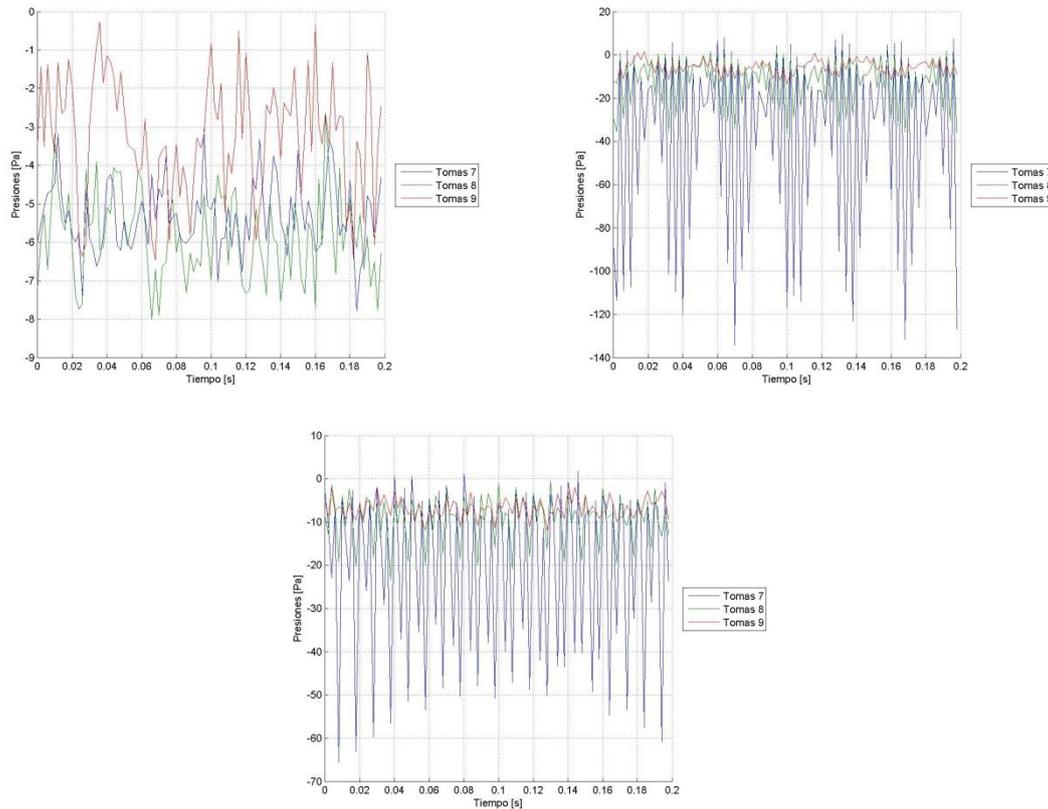


Figura 10. Valores de la diferencia de presión entre extradós e intradós en función del tiempo para las tomas 7, 8 y 9 para los distintos casos de estudio. a) RPM = 0, b) RPM = 4000 y c) RPM = 6000. En todos los casos mostrados no hay deflexión de flap y posición es P0.

Para tener una mejor comprensión de los fenómenos periódicos que están ocurriendo sobre el flap, se analizaron las auto correlaciones de las tomas de presión. A partir de este análisis se determinaron, por medio del criterio del corte en 0, escalas temporales para cada toma de presión sobre el extradós. Estos resultados se muestran en la Figura 11 y Figura 12.

Si se analiza la Figura 11, se observan las características de una señal turbulenta para la figura a, mientras que en los casos b y c se observa una curva característica de una señal forzada (por la energía que entrega al flujo la hélice), correspondiéndose las diferencias temporales entre picos con la frecuencia de rotación de la hélice (en revoluciones por segundo).

Al analizar la Figura 12 se observan escalas temporales menores cuando hay rotación de la hélice. Y la mayor influencia se observa sobre las tomas 1, 4, 7, 8 y 9, donde las 3 primeras están a lo largo de la cuerda sobre el 75% de la envergadura de la pala, y las otras sobre el borde de fuga, alejándose de la pala. Estas escalas menores cuando hay rotación de hélice se corresponde con lo observado en la Figura 4, es decir, un estrechamiento del flujo, obteniendo menores escalas. Cabe destacar la diferencia de escalas entre las Figura 12 c y d, es decir, una comparación entre las mismas RPM pero a diferentes distancias. Aquí se puede observar como el alejar la hélice del comando presenta menor influencia sobre el flujo.

Otro punto a destacar es la poca influencia que genera la hélice sobre las tomas más cercanas al borde de ala (tomas 3, 6 y 9). En todos los casos mostrados en la Figura 12 no se observan cambios. Esta situación puede estar dada por la presencia del vórtice de punta de ala y la influencia que este pueda generar con la interacción con el flujo generado por la hélice.

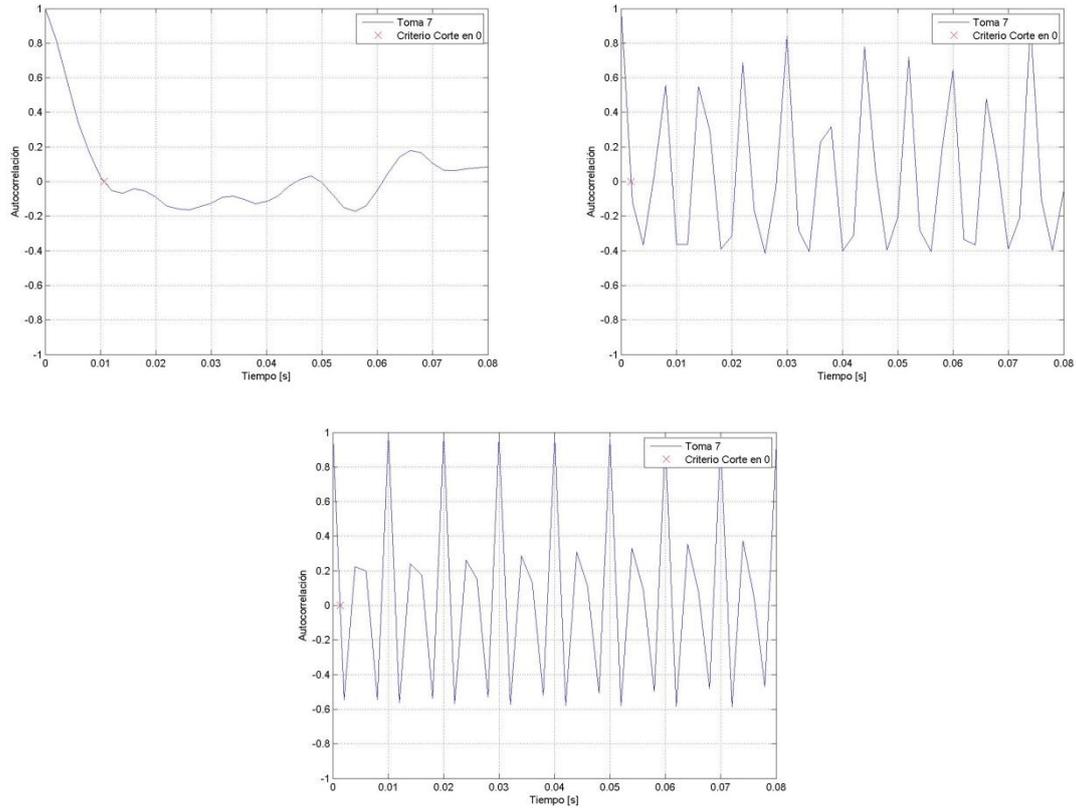
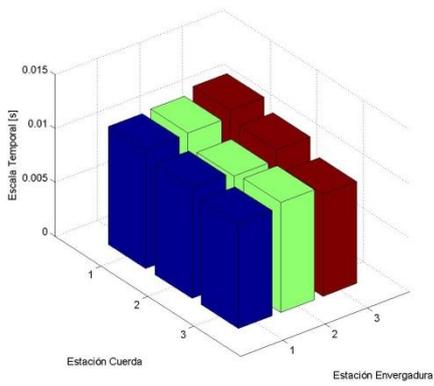
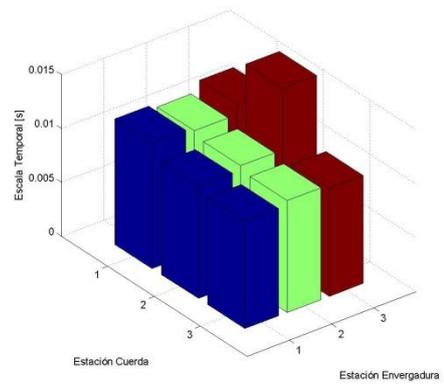


Figura 11. Autocorrelación y Criterio de corte en 0 para la toma 7 sin deflexión de flap y P0 a diferentes RPM. a) 0 RPM, b) 4000 RPM y c) 6000 RPM

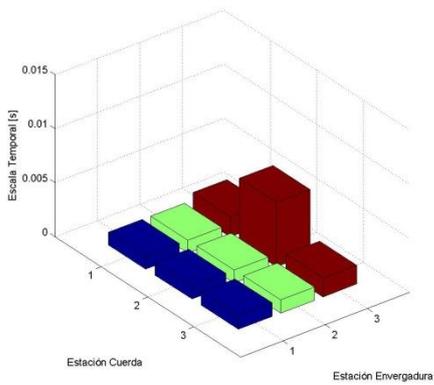
a)



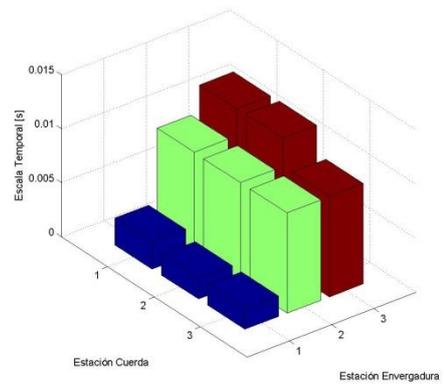
b)



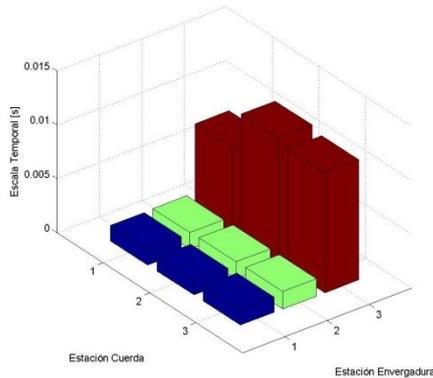
c)



d)



e)



f)

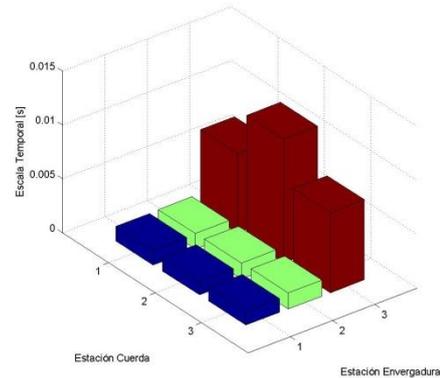


Figura 12. Escalas temporales a partir del criterio de corte en 0 de la autocorrelación para las tomas del extradós. a) 0RPM – P0, b) 0RPM – P2, c) 4000RPM – P0, d) 4000RPM – P2, e) 6000RPM – P0 y f) 6000RPM – P2.

CONCLUSIONES

Se pudo comprobar, hasta la fecha con las mediciones realizadas, la gran influencia de la hélice sobre el flujo de aire, generando un cambio sobre la distribución de presiones conforme se aumentan las RPM. 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 de deflexión del flap y también de la posición entre el ala y la hélice.

Los resultados muestran como la influencia de la hélice fuerza a pegarse el fluido sobre el ala, obteniéndose escalas de flujo menores conforme aumentan las RPM de la hélice. Además se evidencia la disminución del efecto de la hélice con el alejamiento a lo largo de la envergadura, pero no se observa esta disminución cuando nos desplazamos a lo largo de la cuerda.

Las autocorrelaciones nos muestran la influencia del paso de la hélice sobre el campo de presiones como era de esperarse, ya que se observa un delta de tiempo similar al del pasaje de las palas sobre el flap. Además se observa que las presiones se encuentran moduladas a una frecuencia mucho menor. Este fenómeno merece un estudio más profundo para poder caracterizar los fenómenos físicos que lo producen, ya que pueden estar dados por los desprendimientos de flujo generados en el borde de fuga, o desprendimientos en la punta del ala, o por la influencia de las paredes del túnel de viento que hagan rebotar ondas de presión y estas afecten en la medición.

REFERENCIAS

1. D. P. Raymer: "Aircraft Design - A Conceptual Approach", 1992, AIAA Education Series.
2. F.M. Catalano: "On the effects of an installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics", 2004, Acta Polytechnica Vol. 44 No. 3.
3. C.A. Sandahl: "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, 1945.
4. P.T. Soderman and W.C. Clifton: "Acoustic and Aerodynamic Study of a Pusher-Propeller Aircraft Model" - Naca technical paper 3040, 1990.
5. Corsaro J., Hernandez C. S., Marañón Di Leo J., Rimoldi C., "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. 5 al 7 de Noviembre de 2012. Buenos Aires - Argentina.