



6º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica VIRTUAL

17, 18 y 19 de Noviembre del 2021



Estudio experimental del efecto a grandes ángulos de ataque de una hélice pusher sobre los comandos de un ala

Echapresto Garay, Iban ^(1,2), Marañón Di Leo, Julio ^(1,2), Delnero, Juan S. ^(1,2) y Donati, Javier ^(1,2)

⁽¹⁾ *Unidad de Investigación, Desarrollo, Extensión y Transferencia: Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental. UIDET-LaCLyFA, Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, UNLP.*

⁽²⁾ *Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas. CONICET*

Autor principal: iban.echapresto@ing.unlp.edu.ar

Palabras clave: Túnel de viento, ensayo, aerodinámica, perfiles delgados, bajo Reynolds.

Introducción

La configuración pusher o de empuje se caracteriza por presentar la hélice detrás del plano sustentador, ya sea el ala o el plano de cola. El interés en su estudio está creciendo debido a la aplicación en vehículos aéreos no tripulados (VANT) ^[1, 6]. Cuando la hélice se ubica detrás del ala, esta configuración ofrece un mejor desempeño de la hélice, ya que la velocidad de entrada del aire es inferior debido a la presencia del ala, y de la misma manera, mejora el desempeño del ala ya que se encuentra un flujo sin perturbaciones ^[4]. Estos resultados son dependientes de la posición relativa de la hélice y el ala ^[2]. Otro beneficio de la configuración de empuje es que aumenta el ángulo de pérdida del ala ^[3] en la zona de la hélice y hasta dos veces y media el radio de esta, por la adhesión del flujo a causa de la succión ^[5].

En el presente trabajo se muestran los resultados de ensayos de medición de distribución de presiones sobre el ala para variadas características del flujo incidente, un amplio rango de ángulos de ataque y distintos ángulos de deflexión del flap. Debido al bajo número de Reynolds, la presencia de la hélice corriente abajo afecta al ala corriente arriba. Este trabajo y otros previamente ^[7, 8 y 9] han sido motivados por un efecto observado en una aeronave experimental, donde luego del cambio de motorización se observó una importante vibración en los flaps del ala. La nueva motorización reducía la distancia entre la hélice y el borde de fuga del ala, pero luego de que se aumentó mínimamente esta distancia, el efecto disminuyó considerablemente. A diferencia de los trabajos anteriores, las mediciones para el presente trabajo fueron realizadas sobre un nuevo modelo con mayor cantidad de tomas de presión y con instrumental capaz de adquirir a una frecuencia mayor, con el objetivo de determinar la naturaleza fluctuante del fenómeno.

Desarrollo y Discusión

Para la realización de los ensayos se construyó un modelo de ala de 0,3 m de cuerda y 0,8 m de envergadura. El mismo cuenta con un perfil NACA 4412 y un flap simple que ocupa toda la envergadura. El eje del motor coincide con el eje del modelo y está alineado con la cuerda del ala. Fue diseñado para mantener fija la posición relativa entre la hélice y el flap cuando se cambia el ángulo de ataque. La cuerda del flap se corresponde con un 35% de la cuerda del modelo. Fue instrumentado con 64 tomas

de presión distribuidas principalmente en el flap de manera de formar una grilla que ocupe la mayor cantidad posible de la envergadura tanto en el extradós como en el intradós. También al 75% del radio de la hélice se dispusieron tomas de presión a lo largo de la cuerda a ambos lados del eje del motor. En la figura 1 se puede observar la distribución de las tomas de presión.

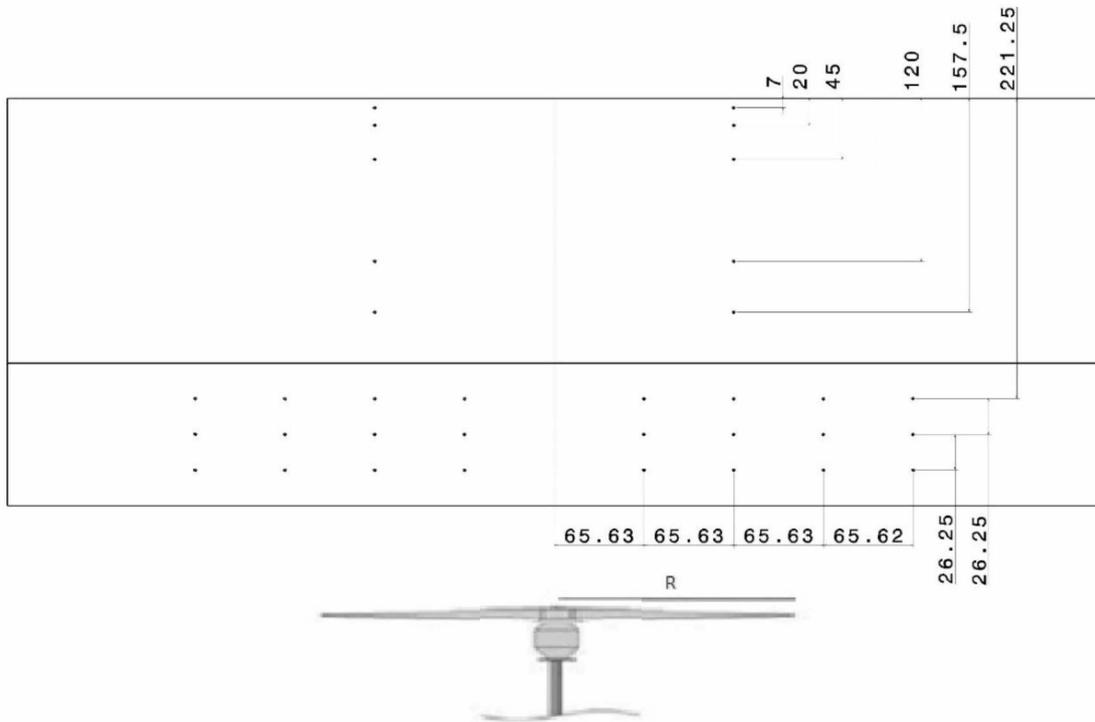


Figura 1: Vista superior del modelo de ala con hélice pusher, distancias en mm.

La distancia entre la hélice y el ala puede modificarse longitudinalmente en el eje del motor, pero para este trabajo se mantuvo fija en media longitud del radio de la hélice. El ángulo de deflexión del flap es controlado mediante dos servomotores, dicho ángulo fue modificado desde 0° hasta 30° con un paso de 10° , es decir, se realizaron ensayos a 0° , 10° , 20° y 30° de deflexión del flap.

Las mediciones de presión se realizaron con cuatro escáneres Scanivalve DSA 3217-16Px a 500Hz durante 8 segundos, resultando en 4000 muestras por cada toma de presión para cada configuración. A partir del criterio de Nyquist, se calculó la máxima velocidad del motor en 7500 RPM con una hélice de dos palas. De esta manera se realizaron los ensayos con velocidades del motor entre 0 y 4000 RPM. En cada extremo del ala se dispusieron placas para lograr que el flujo sea lo más bidimensional posible y mitigar el efecto de los vórtices de punta de ala, como puede observarse en la figura 2.



Figura 2: Modelo en túnel de viento.

Todos los ensayos fueron realizados en el túnel de viento de circuito cerrado de la UIDET-LaCLyFA de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata. Este túnel tiene una sección de prueba de 1m x 1,4m y una velocidad máxima de 20m/s. Para este trabajo se estableció la velocidad del túnel de manera de lograr tres números de Reynolds distintos, a saber, 100000, 300000 y 500000. Con el túnel vacío se realizaron mediciones de velocidad con anemometría de hilo caliente para caracterizar el túnel de viento. De esta manera se estableció una intensidad de turbulencia mínima de 1,8%. En la figura 3 se puede observar la distribución vertical de intensidad de turbulencia en la mitad de la sección de prueba donde $y=0\text{mm}$ coincide con el piso del túnel.



Figura 3: Distribución vertical de intensidad de turbulencia.

También se realizaron ensayos con un ángulo de ataque fijo, pero variando la intensidad de turbulencia a partir de los resultados descriptos en la referencia [10], donde se indica que anteponiendo al modelo un panel de tubos de PVC de 100mm de diámetro en forma de panel de abejas a una distancia de 1,5m corriente arriba, se obtiene una intensidad de turbulencia de 3,5%. La figura 4 muestra la distribución vertical de intensidad de turbulencia con el panel antes descripto, en este caso $y=0\text{mm}$ coincide con la mitad de la altura de la sección de prueba.

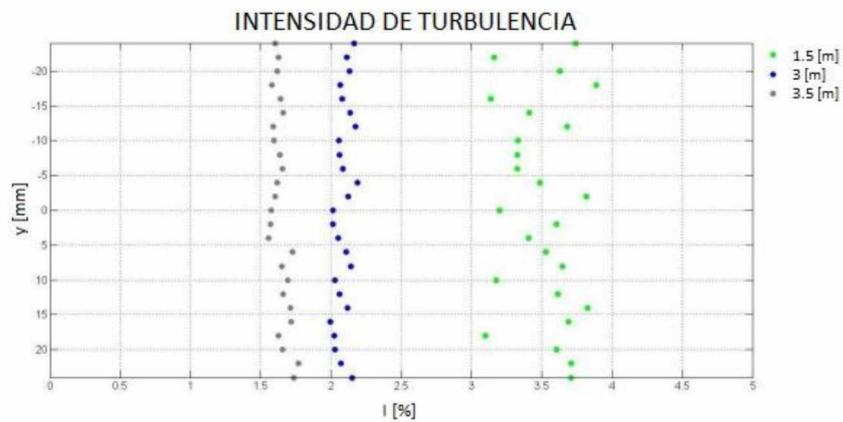


Figura 4: Distribución vertical de intensidad de turbulencia con panel, referencia [10].

En la figura 5 se observa el panel desde la perspectiva del motor. Los ensayos denominados con TUR 1 cuentan con una intensidad de turbulencia de 1,8% y los denominados con TUR 2, una intensidad de turbulencia de 3,5%.



Figura 5: Panel visto desde el motor.

En este trabajo se analiza la influencia sobre la distribución de presión en el flap de la turbulencia, la velocidad de la corriente libre, las RPM del motor, la deflexión del flap y el ángulo de ataque. Para comparar el efecto de cada variable por separado se analizó la evolución temporal de la presión en un grupo representativo de tomas de presión. Este grupo se encuentra al 75% del radio de la hélice, tanto en el extradós como en el intradós y a ambos lados del eje del motor.

Para comenzar se muestra el efecto de la velocidad de la hélice, es decir de las RPM del motor, dejando las demás variables fijas, ya que es evidente que la señal de presión se ve fuertemente influenciada. Al estudiar la respuesta temporal de la presión se puede determinar el paso de cada pala como se observa en la figura 6.

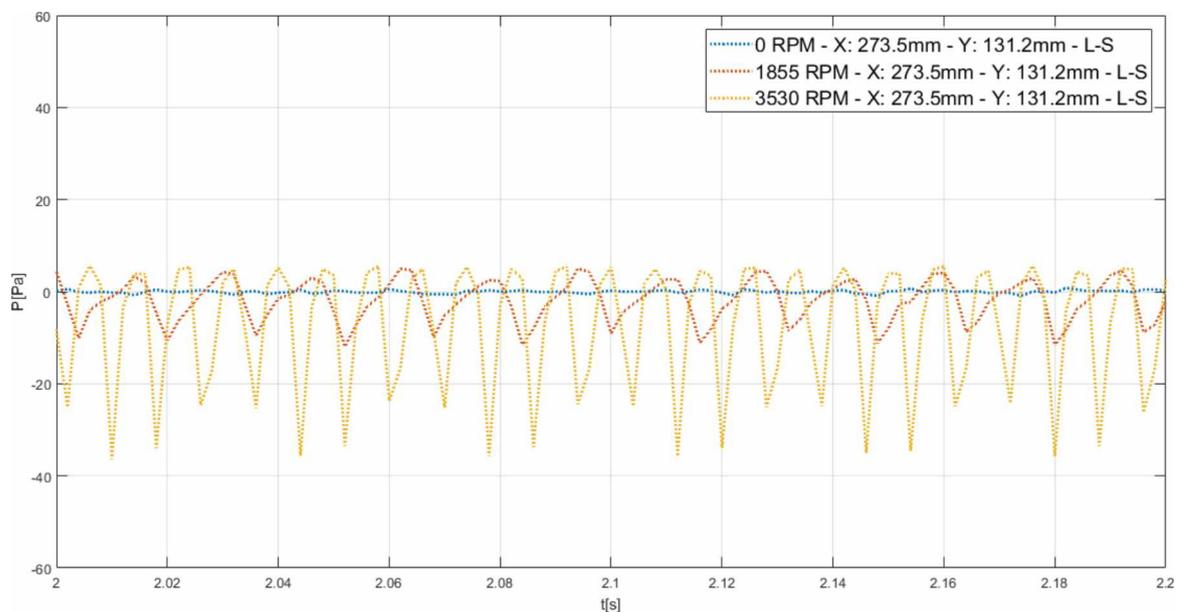


Figura 6: Presión en función del tiempo en una sola toma de presión, hélice de 2 palas.

En la tabla 1 se muestra el valor medio y el desvío estándar de cada señal de presión observada en la figura anterior.

Tabla 1

RPM	Valor medio de la presión [Pa]	Desvío estándar [Pa]
0	-0.04	0.3
1855	-1.8	4.6
3530	-7.2	14.0

Al momento de analizar la influencia de la corriente libre, podemos observar que cuando ésta es mayor se produce una disminución del efecto de la hélice, ya que empuja el flujo corriente abajo. Sin embargo, esta situación no es comparable con la realidad ya que en vuelo la velocidad de la corriente libre depende de la velocidad de la hélice.

Para determinar la influencia de la intensidad de turbulencia se muestra la densidad espectral de potencia (PSD) en el caso donde el número de Reynolds es 300000 y para 20° de deflexión del flap en la figura 7. Se observa el pico de mayor energía a 116,7Hz para el caso de 3500 RPM (TUR1) y 117,3 Hz para el caso de 3520 RPM (TUR2), donde si bien no coinciden las RPM se puede observar que a menor intensidad de turbulencia se obtiene un pico más alto. También se observan picos de menor energía que se atribuyen al desbalanceo de la hélice.

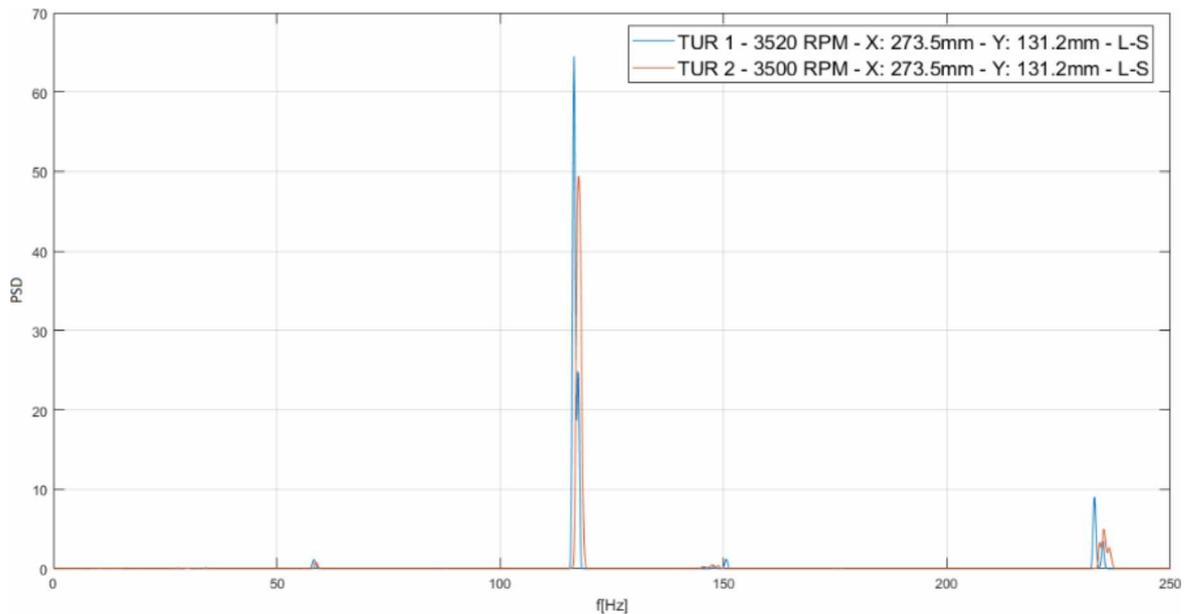


Figura 7: Densidad espectral de potencia.

Para verificar que lo observado como efecto de la intensidad de turbulencia tenga su origen en la interacción aerodinámica de la hélice y el flap, y no en una interacción mecánica dada por posibles transmisiones de vibraciones desde el motor y el túnel de viento, se estudiaron tres tomas de presión ubicadas en distintas estaciones de la envergadura del modelo, pero a la misma distancia longitudinal de la hélice. Una ubicada al 37,5% del radio de la hélice, otra al 75% y la última al 112,5%. De la teoría de hélices se sabe que el mayor efecto se observa al 75% del radio de la hélice y a una distancia menor o mayor, el efecto es menor. En la figura 7 se observa que el origen de la interacción es aerodinámico.

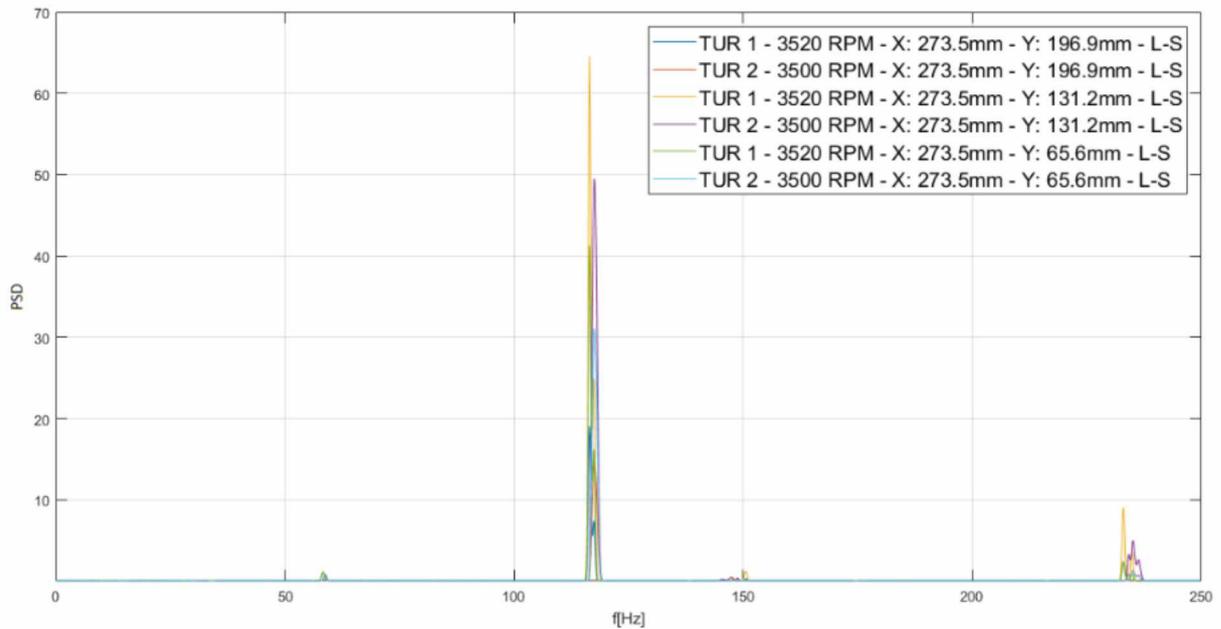


Figura 8: Origen aerodinámico de la interacción.

El origen aerodinámico se deduce a partir de observar una mayor potencia en la PSD de la toma de presión que se ubica al 75% del radio de la hélice como se muestra en la tabla 2.

Tabla 2

	37,5%R	75%R	112,5%R	
TUR 1	41.3	64.5	19.1	PSD [Pa²Hz]
TUR 2	31.0	49.5	14.7	
TUR 1	116,5	116,5	116,5	Frecuencia [Hz]
TUR 2	117,5	117,5	117,5	

Los resultados anteriormente mostrados fueron obtenidos para un ángulo de ataque geométrico de 2,5°. En la actualidad están siendo analizados los resultados obtenidos para un rango de ángulos de ataque geométricos desde -9° a 20°, como así también ángulos de ataque mayores producidos por un elemento generador de ráfagas.

Conclusiones

Se realizó satisfactoriamente el análisis de las variables que afectan el campo fluidodinámico producido entre un ala con un flap simple y una hélice en configuración de empuje. Se observó el efecto de la hélice sobre el ala en el período de las señales de presión coincidente con las RPM del motor y en los picos de la PSD de las tomas de presión ubicadas al 75% del radio coincidentes con la frecuencia de paso de la hélice.

Para entender el fenómeno aerodinámico, se estudiaron las variables que afectaban el sistema de manera aislada, manteniendo fijas las demás. Se pudo observar una dependencia del fenómeno con la intensidad de turbulencia y con la velocidad de la corriente libre. Concluyendo que, a mayor intensidad de turbulencia, menor es el efecto de la hélice sobre el comando. Y lo mismo se observa cuanto mayor es la velocidad de la corriente libre, es decir, menor es la influencia de la hélice sobre el flap.

Bibliografía

- [1] Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design – A Conceptual Approach*. AIAA Education Series.
- [2] Catalano, F. M. (2004). *On the effects of fan installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics*. Acta Polytechnica Vol 44 No. 3.
- [3] Sandahl, C. A. (1945). 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 NACA.
- [4] Soderman, P. T., Horne, W. C. (1990). *Acoustic and Aerodynamic Study of a Pusher-Propeller Aircraft Model*. NASA Technical paper 3040.
- [5] 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.
- [6] Choi, S., Ahn, J. (2010). *A Computational Study on the Aerodynamic Influence of a Pusher Propeller on a MAV*. 40th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit.
- [7] Corsaro, J., Hernandez, C.S., Marañón Di Leo, J., Rimoldi, C. (2012). *Efectos Fluidodinámicos sobre un ala debido a una configuración pusher*. XII Reunión sobre Recientes Avances en Física de Fluidos y sus Aplicaciones.
- [8] Savloff, N., Marañón Di Leo, J., Trochez Segura, J.M., Gómez, L. (2014). *Efectos aerodinámicos de Hélices Pusher sobre un Flap en el Ala*. Tercer Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica.
- [9] 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.
- [10] Aramburu Orihuela, A., Morales J. I., Algozino, S., Marañón Di Leo, J. (2016). *Influencia de la turbulencia en las características aerodinámicas de perfiles de bajo Reynolds*. Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica.