



Científica

ISSN: 1665-0654

revistacientifpn@yahoo.com.mx

Instituto Politécnico Nacional

México

Fernández-Roque, Tiburcio; Correa-Arredondo, José Arturo; Vázquez-Flores, José Félix; Sandoval-Lezama, Jorge; Mejía-Carmona, Alejandro

El chorro en torbellino y los vórtices de punta de ala

Científica, vol. 21, núm. 2, 2017, Julio-, pp. 99-106

Instituto Politécnico Nacional

México

Disponible en: <https://www.redalyc.org/articulo.oa?id=61452676003>

- Cómo citar el artículo
- Número completo
- Más información del artículo
- Página de la revista en redalyc.org

UAEH
redalyc.org

Sistema de Información Científica Redalyc

Red de Revistas Científicas de América Latina y el Caribe, España y Portugal

Proyecto académico sin fines de lucro, desarrollado bajo la iniciativa de acceso abierto

El chorro en torbellino y los vórtices de punta de ala

Tiburcio **Fernández-Roque**
José Arturo **Correa-Arredondo**
José Félix **Vázquez-Flores**
Jorge **Sandoval-Lezama**
Alejandro **Mejía-Carmona**

Instituto Politécnico Nacional
Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Unidad Ticomán, Av. Ticomán núm. 600, Col. San José Ticomán,
Delegación Gustavo A. Madero, CP 07340, Ciudad de México.
MÉXICO.

correos electrónicos (emails): tfroque@yahoo.com.mx
josearturocorrea@yahoo.com.mx, bemol5808@gmail.com
jslezama09@yahoo.com.mx, almejia@ipn.mx

Recibido 02-06-2016, aceptado 27-10-2016.

Resumen

Los vórtices de punta de ala representan un riesgo para las aeronaves que vuelan detrás de otra por lo que el estudio de los mismos es necesario para prevenir accidentes aéreos al establecer las distancias mínimas que deben separar una aeronave de otra, sobre todo en las operaciones de despegue y aterrizaje de las mismas. Con el fin de analizar el comportamiento de los vórtices de punta de ala de una manera poco costosa y con la instrumentación disponible, en la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Ticomán del Instituto Politécnico Nacional (México) se ha propuesto una línea de investigación sobre chorros y flujos en torbellinos con la hipótesis de que estos tienen una gran semejanza con los vórtices de punta de ala. Para el desarrollo de esta línea de investigación se construyó un equipo para generar el chorro en torbellino y se han utilizado diversos anemómetros; en este trabajo se presentan las mediciones realizadas sobre un chorro en torbellino de baja velocidad empleando un sensor de siete orificios. Se muestran los perfiles de velocidad tangencial y de velocidad axial, encontrándose que el comportamiento de ambas velocidades tiene una gran semejanza con los vórtices de punta de ala sobre todo con respecto al núcleo del vórtice.

Palabras clave: chorro en torbellino, vórtices de punta de ala, sensor de presión de siete orificios.

Abstract

(The Swirling Jet and the Wingtip Vortices)

The wingtip vortices are dangerous to an aircraft flying behind another. This is the reason why the study of them is necessary to prevent airplane accidents by establishing minimum distances that must separate an aircraft from another, especially in takeoff and landing operations. In order to analyze the behavior of wingtip vortices of an inexpensive way and with the available instrumentation, The Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Ticomán (Instituto Politécnico Nacional, México) has proposed a research on swirling jets and flows with the assumption that they have a great resemblance to the wingtip vortices. For the development of this research an equipment to generate the jet vortex was built and several anemometers have been employed. In this paper, the measurements made on a low speed swirling jet using a sensor with seven holes are presented. The tangential velocity and axial velocity profiles are shown, finding that the behavior of both speeds has a great resemblance to the wingtip vortices especially with respect to the core of the vortex.

Index terms: swirling jet, wingtip vortices, seven holes' pressure sensor.

1. Introducción

La estela de vórtices producida por una aeronave en vuelo se debe a diversos factores que pueden ser agrupados en tres categorías:

- (i) Los chorros generados por las hélices o los motores a reacción.
- (ii) La turbulencia asociada con el arrastre debido al fuselaje y los demás componentes de una aeronave.
- (iii) Los vórtices de borde de salida y de punta de ala generados por el ala de una aeronave.

Cuando se consideran los efectos de la estela de una aeronave sobre otra aeronave, ha sido demostrado que las categorías (i) y (iii) son despreciables comparados con los efectos que generan los vórtices del tipo (iii) [1]. Por lo anterior, este trabajo se enfoca a comparar la información reportada en diversas referencias con respecto a los vórtices de borde de salida del ala y de punta de ala de una aeronave con la información experimental propia y encontrada en referencias consultadas sobre chorros en torbellino.

Los vórtices de borde de salida y de punta de ala son un producto inevitable de la sustentación que producen las alas de envergadura finita. La estela de vórtices que genera una aeronave se desarrolla como consecuencia de la fuerza de sustentación que la aeronave debe producir para poder volar. Para un ala que genera sustentación, la presión sobre la superficie inferior del ala es más alta que la presión sobre la superficie superior del ala. Por lo tanto, el aire que fluye alrededor de la punta del ala, de la superficie inferior hacia la superficie superior, produce un intenso vórtice, el llamado "vórtice de punta de ala". Adicionalmente, el flujo que pasa por las superficies superior e inferior tiene direcciones diferentes a lo largo del borde de salida del ala, en la parte superior existe una componente del flujo hacia la raíz del ala, mientras que en la parte inferior del ala existe una componente del flujo hacia la punta del ala; esto origina, con ayuda de la viscosidad del fluido, que en cada punto del borde de salida del ala se origine un vórtice. Por lo tanto, una capa de esfuerzos cortantes libre o una lámina de vórtices se desarrolla, la cual está conectada con el vórtice de punta de ala correspondiente, en la dirección de la envergadura. Esta capa de esfuerzos cortantes libre se enrolla hacia arriba debido a la velocidad auto-inducida que se produce y junto con el vórtice de punta de ala se fusionan en un solo vórtice para cada una de las semi-alas [2], [3], [4]. Consecuentemente, existen dos vórtices de borde de salida contra rotativos, como se muestra en la Fig. 1. El sistema de vórtices en la estela se vuelve más complejo en la región cercana a la aeronave para configuraciones de alta sustentación, es decir, ángulos de ataque altos y uso de aletas hipersustentadoras (tanto de borde de ataque (slats) como de borde de salida (flaps)), las cuales se emplean comúnmente en operaciones de despegue y aterrizaje de la aeronave. Bajo tales condiciones, vórtices dominantes adicionales se originan. En particular, vórtices muy intensos se pueden desarrollar en los extremos de las aletas hipersustentadoras, los cuales podrían exceder la intensidad de los vórtices de punta de ala. En la mayoría de los casos, los vórtices se propagan hacia abajo con respecto a la trayectoria de vuelo o son acarreados por los vientos cruzados. En la práctica, las difusiones viscosas y turbulentas, así como la turbulencia atmosférica e inestabilidades relacionadas con los vórtices generan un decaimiento de la intensidad de los vórtices de punta de ala. A pesar de esto se ha observado que dichos vórtices persisten por decenas de kilómetro corriente abajo de las aeronaves grandes [5].

La importancia del estudio de los vórtices de punta de ala se debe a que existe un grave riesgo para las aeronaves que vuelan atrás de otra debido al gran tamaño de estos vórtices y a las altas velocidades tangenciales contenidas en ellos. Por ejemplo, velocidades tangenciales del orden de 18.3 m/s

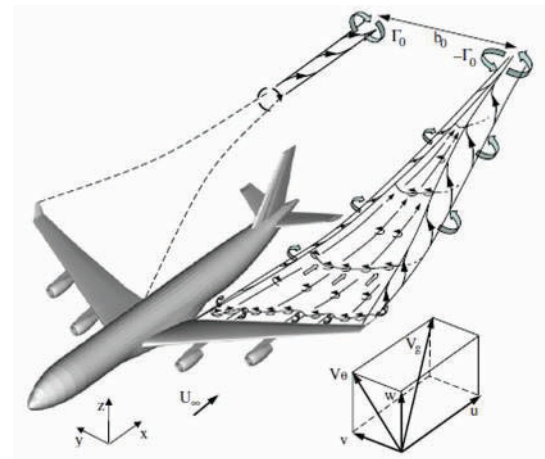


Fig. 1. Sistema de vórtices en la estela de una aeronave, tomada de [4].

pueden encontrarse en los vórtices desprendidos por una aeronave Galaxy C5-A, a 2.4 km atrás de la aeronave o 30 segundos después de que la aeronave haya pasado [6].

Para evitar el encuentro de los vórtices de punta de ala, distancias mínimas de separación son obligatorias para aeronaves que se aproximan a un mismo aeropuerto bajo reglas de vuelo por instrumentos. Esta separación también aplica en todas las fases de vuelo [7]. Estas distancias proporcionan el tiempo requerido para que los vórtices se muevan fuera de la trayectoria de vuelo, pero a la vez son elementos claves que afectan la capacidad de los aeropuertos. De aquí, también se determina que los vórtices de punta de ala, además de afectar la seguridad de las aeronaves que los encuentran, tienen una gran importancia en la operación de un aeropuerto ya que, si se consigue disminuir la intensidad de dichos vórtices, la capacidad de operación de un aeropuerto se puede incrementar. Adicionalmente, el peligro es particularmente severo durante los despegues y los aterrizajes de las aeronaves por dos razones. La primera razón se relaciona con la extensión de los flaps de la aeronave que aterriza, los cuales pueden crear vórtices de borde de salida aún más fuertes que los vórtices de punta de ala. La segunda razón se relaciona con la cercanía al terreno que tiene la aeronave que viene atrás de la que está aterrizando en primera instancia, lo cual significa que una pequeña perturbación en su trayectoria de aproximación puede ser desastrosa [8].

Las aeronaves comerciales con flaps extendidos producen vórtices de borde de salida múltiples que permanecen diferentes por alguna distancia atrás de la aeronave. En el caso más simple, el ala produce vórtices de punta de ala y los vórtices del flap se producen en el extremo exterior del flap interior. Estos dos pares

de vórtices que giran en el mismo sentido y un par de vórtices contrarrotativos del empenaje horizontal forman el sistema de vórtices básicos cuando los flaps se deflectan hacia abajo. Los detalles de la configuración de la aeronave determinan que tan atrás de la aeronave permanecen los pares de vórtices múltiples como vórtices diferentes [4].

Por otra parte, un chorro en torbellino se caracteriza por presentar una componente de velocidad tangencial o azimutal superpuesta a la componente de velocidad axial y se produce cuando un flujo en torbellino se eyecta desde un orificio circular en un ambiente externo fluido, el cual puede estar en reposo o confluyendo. Los chorros en torbellino son de importancia en muchas aplicaciones técnicas e industriales. Por ejemplo, son utilizados en sistemas de combustión para mejorar el enfriamiento por convección forzada, para promover e incrementar el mezclado turbulento del chorro de combustible atomizado con el aire adyacente y para estabilizar la zona de combustión debido a la presencia de la región de recirculación central auto-inducida por el torbellino [9], [10], [11], [12].

En la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Ticomán (ESIME Ticomán) del Instituto Politécnico Nacional (IPN) en México, a través de las investigaciones realizadas en flujos y chorros en torbellino, se ha establecido que el chorro en torbellino presenta semejanzas con los vórtices de borde de salida de un ala principalmente cuando estos han llegado a la condición de un par de vórtices de punta de ala. En esta condición, las velocidades tangencial y axial del vórtice de punta de ala tienen un comportamiento muy parecido a las velocidades tangencial y axial que genera el chorro en torbellino. Por lo anterior y dada la dificultad y alto costo de realizar mediciones en los vórtices que desprende un ala, se ha visto conveniente, por su economía y facilidad, que el realizar mediciones en un chorro en torbellino puede generar información útil para el conocimiento más detallado de la generación, desarrollo y evolución de los vórtices de punta de ala, así como para el control y disminución de la intensidad de los mismos. Esta información sería útil para desarrollar tecnología con el fin de disminuir la intensidad de los vórtices de punta de ala lo cual llevaría a hacer más eficiente la operación de los aeropuertos dado que se podría disminuir la distancia de separación entre aeronaves en las operaciones de despegue y aterrizaje y podría disminuirse el grave efecto sobre aeronaves pequeñas cuando estas encuentran las estelas de aeronaves grandes [4].

2. Características físicas de los vórtices de borde de salida y de punta de ala

Típicamente, un vórtice de punta de ala desarrolla un movimiento circular alrededor de un núcleo. El tamaño del núcleo, r_c , puede variar en tamaño desde solamente unos cuantos

centímetros de diámetro hasta un metro o más, dependiendo del tipo de aeronave. Para aeronaves grandes, la velocidad del aire dentro de este núcleo puede ser hasta de 100 m/s. El núcleo es rodeado por una región exterior del vórtice, r_v , tan grande como 30 m de diámetro, con aire moviéndose a velocidades que disminuyen mientras la distancia desde el núcleo se incrementa, como se indica en la Fig. 2. La estela de vórtices puede persistir por tres minutos o más en ciertas condiciones [7].

Con respecto a la Fig. 2, el campo de velocidad inducida por el vórtice de punta de ala puede ser dividido en tres regiones: (i) El núcleo del vórtice, el cual es dominado fuertemente por la viscosidad del fluido y que se define por el radio del núcleo viscoso, r_c . (ii) El anillo rotacional, en donde existe un cambio gradual entre la predominancia de las fuerzas viscosas y las fuerzas convectivas (debidas a la diferencia de densidad del aire y al intercambio de la cantidad de movimiento), y que es determinado por el radio de vorticidad, r_v , y (iii) una región exterior en donde las velocidades inducidas pueden ser representadas en forma aproximada por el modelo de flujo no viscoso de un vórtice potencial [4].

En la referencia [13] se reportan mediciones experimentales en túnel de viento de la velocidad tangencial y de la velocidad axial de los vórtices de punta de ala, adimensionalizadas o normalizadas con la velocidad del flujo sin perturbar, u_∞ . El modelo de ala empleado tiene flechado, aunque también se reportan mediciones para un ala rectangular para fines de comparación. Las mediciones reportadas fueron hechas en estaciones normalizadas atrás de la aeronave que corresponden a valores de $x/c_r = 0.625$ a 3.5 , a partir del borde de salida en la raíz del ala del modelo (c_r es la cuerda en la raíz

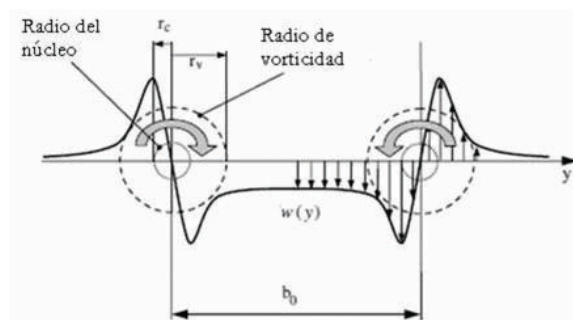


Fig. 2. Definición del radio del núcleo y del radio de vorticidad, tomada de [4].

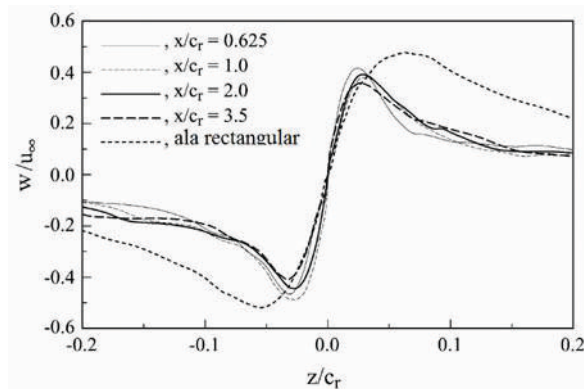


Fig. 3. Perfiles de velocidad tangencial, tomada de [13].

del ala). Las mediciones realizadas corresponden a un ángulo de ataque del ala de 8 grados. En la Fig. 3 se muestra el perfil de velocidad tangencial normalizada, w/u_∞ en función de la distancia transversal adimensional, z/c_r . Aquí se observa la región del núcleo del vórtice en el cual w varía casi linealmente con el radio desde cero hasta $w_{\max}$. Se observa que para $1 \leq x/c_r \leq 3.5$, la región del núcleo es antisimétrica en cuanto a que $w_{\max} = -w_{\min}$. Se observa también que el comportamiento es muy semejante tanto para el ala con flechado como para el ala rectangular.

En la Fig. 4 se muestra la velocidad axial normalizada, u/u_∞ , del vórtice de punta de ala para las mismas estaciones y ángulo de ataque a las cuales se realizaron las mediciones reportadas en la Fig. 3. Aquí se observa que para el ala con flechado existe una zona de menor velocidad, la cual coincide con la zona de máxima vorticidad, la cual se encuentra en la región del núcleo del vórtice. Este perfil de velocidades corresponde a un perfil típico de una estela. Sin embargo para el

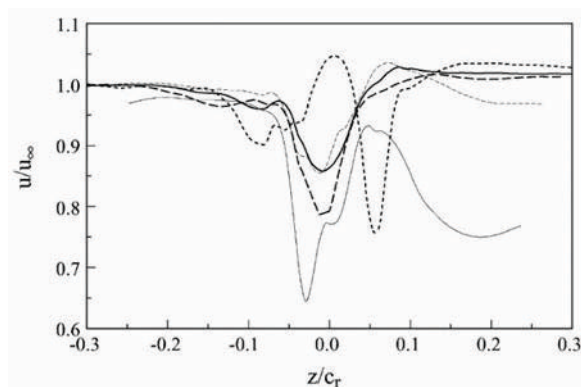


Fig. 4. Perfiles de velocidad axial, tomada de [13].

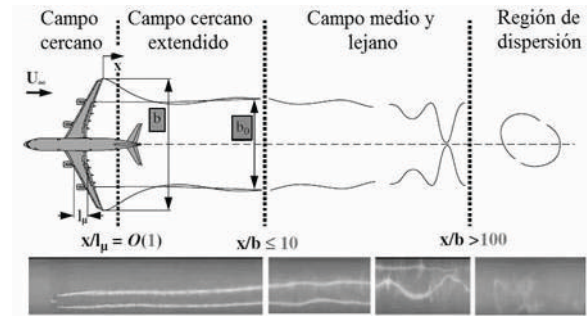


Fig. 5. Regiones de la estela de vórtices de una aeronave, tomada de [4].

ala rectangular, la cual genera el mismo coeficiente de sustentación y opera al mismo número de Reynolds que el ala con flechado, el perfil de velocidad axial exhibe una mezcla de una región grande de un perfil tipo estela con un pequeño núcleo de velocidad tipo chorro, en el que la velocidad es 5% mayor que la velocidad del flujo libre, u_∞ .

Considerando el desarrollo corriente abajo, la estela de vórtices puede ser dividida en cuatro regiones en función de la envergadura del ala, b , como se muestra en la Fig. 5: (i) El campo cercano, $x/b \leq 5$, el cual es caracterizado por la formación de vórtices altamente concentrados en todas las discontinuidades de superficie. (ii) El campo cercano extendido, $0.5 < x/b \leq 10$, donde el proceso de enrollamiento de la estela toma lugar y ocurre la mezcla de los vórtices dominantes, es decir, los que se desprenden en el extremo del flap, de la punta del ala, etc., lo cual lleva gradualmente a la aparición de dos vórtices contrarrotativos. (iii) El campo medio y lejano, $10 < x/b \leq 100$, donde la estela descende en la atmósfera y aparecen inestabilidades lineales y (iv) La región de dispersión, $x/b > \sim 100$, en donde inestabilidades completamente desarrolladas causan una fuerte interacción entre los dos vórtices de punta de ala hasta que se colapsan [4].

La intensidad de los vórtices es función del peso, velocidad y forma del ala de la aeronave. Las características de los vórtices de una determinada aeronave pueden ser cambiadas debido a la extensión de los flaps o de algún otro dispositivo que forme parte de la configuración del ala. Sin embargo, como el factor básico es el peso, la intensidad de los vórtices se incrementan proporcionalmente con el incremento del peso de operación de la aeronave. Velocidades tangenciales máximas de los vórtices hasta de casi 100 m/s han sido registradas. Los vórtices más intensos son producidos por las aeronaves pesadas que vuelan lentamente en una configuración limpia a altos ángulos de ataque. Los vuelos de prueba han mostrado que los vórtices que generan los aviones más

grandes, los cuales corresponden a la categoría de aviones de transporte, descienden a una razón de varias decenas de m/s, y, con el tiempo y el aumento de la distancia atrás de la aeronave, disminuyen su velocidad de descenso y su intensidad [4].

5. Características físicas de un chorro en torbellino

En las referencias consultadas se encontró información experimental de los siguientes métodos de generación del chorro en torbellino:

1. Rotación de un cilindro con un panel de abeja en su interior

Los perfiles de velocidad axial y tangencial se muestran en las Figs. 6 y 7. La velocidad axial está adimensionalizada o normalizada con respecto a la velocidad media general, u_b , mientras que la velocidad tangencial está normalizada con la velocidad tangencial en la pared, w_w . Las mediciones fueron realizadas con anemometría de hilo caliente y con anemometría Láser-Doppler para dos intensidades de torbellino, S , diferentes y tres distancias axiales diferentes corriente abajo del plano de salida del chorro, x/D [10].

2. Rotación de un cilindro con un panel de abeja en su interior y una tobera en la salida

Los perfiles de velocidad axial y tangencial normalizados con la velocidad medida en el centro del plano de salida y sin rotación, u_1 , se muestran en la Fig. 8. Las mediciones fueron realizadas con anemometría de hilo caliente en el plano de salida del chorro empleando una boquilla con una relación de áreas de 4 [14].

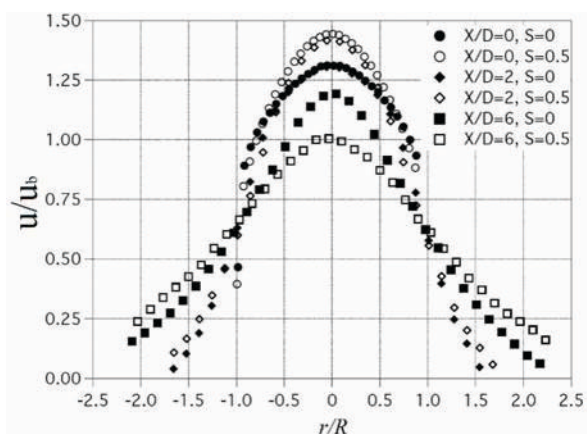


Fig. 6. Perfiles de velocidad axial, tomada de [10].

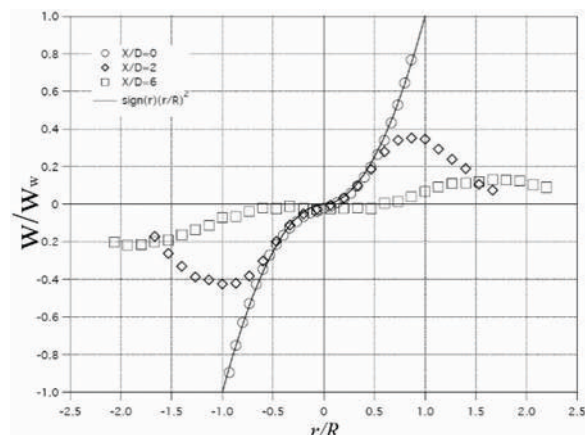


Fig. 7. Perfiles de velocidad tangencial, tomada de [10].

3. Álabes guías a la entrada del tubo

Las mediciones experimentales de la velocidad axial y de la velocidad tangencial normalizadas se muestran en la Fig. 9. En la referencia de la cual se obtuvo esta figura no se indica la instrumentación utilizada, ni la velocidad que se utilizó de referencia para normalizar las velocidades y tampoco la intensidad del torbellino, únicamente se indica que las mediciones fueron realizadas en un plano ubicado a 25 mm corriente abajo del plano de salida del chorro [15].

Comparando la información experimental anterior, se observa que los casos 1 y 2 son bastante semejantes en cuanto a la forma y comportamiento tanto de los perfiles de velocidad axial como de los perfiles de velocidad tangencial (Figs. 6, 7 y 8), sin

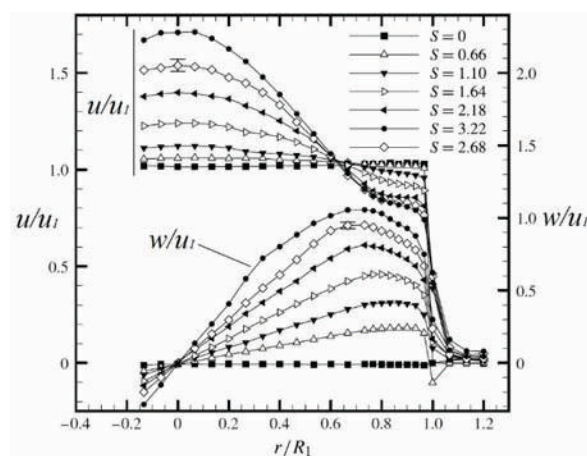


Fig. 8. Perfiles de velocidad axial y tangencial, tomada de [14].

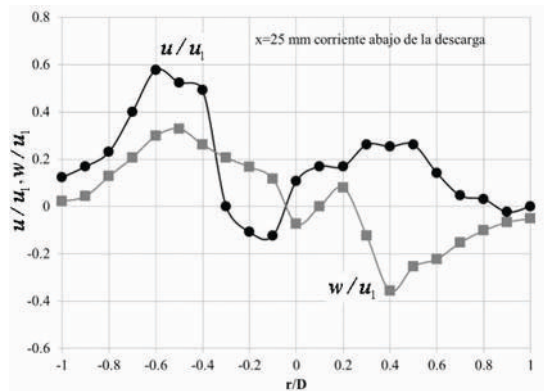


Fig. 9. Perfil de velocidad axial y tangencial, adaptada de [15].

embargo con respecto al caso 3, los perfiles de velocidad difieren notablemente principalmente con respecto a la velocidad axial, ya que la Fig. 9 muestra una región de velocidad axial negativa en el centro del chorro, la cual no se observa en los casos 1 y 2 (Figs. 6 y 8). Con respecto a la velocidad tangencial, los perfiles de velocidad son bastante semejantes en los tres casos, sin embargo, en el caso 3, los datos presentan una mayor dispersión en la región central y no muestra una simetría entre las regiones de velocidad positiva y negativa, como sí sucede en los casos 1 y 2.

6. Mediciones realizadas en la ESIME Ticomán

6.1. Descripción del equipo experimental

Dispositivo para generar el chorro en torbellino. El equipo empleado para generar el flujo en torbellino se muestra en la Fig. 10 y se ubica en el Laboratorio de Hidroneumática de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Ticomán del IPN. Consta de un ventilador axial de seis aspas de 0.300 m de diámetro accionado por un motor monofásico de 0.125 H.P. y un reóstato que permite regular las rpm del motor en el rango de 400 a 4800 rpm y está acoplado con una tobera metálica a un tubo de sección transversal circular que tiene un diámetro interno de 0.184 m y 1.300 m de longitud. El conducto está formado por tres tramos de tubos, los dos tramos de los extremos son fijos y miden 0.300 m y 0.250 m y el tramo central mide 0.750 m y puede girar, aunque esta facilidad no fue empleada. Con el fin de generar el flujo en torbellino, al ventilador se le quitaron los enderezadores de flujo. Se utilizó la velocidad mínima de giro del ventilador (400 rpm) ya que con esta velocidad se logra una intensidad de torbellino grande estimada en 0.645 y una velocidad media general de flujo baja de 0.42 m/s. Con esta velocidad media general se obtuvo un número de Reynolds de 4415, en función del diámetro del tubo.

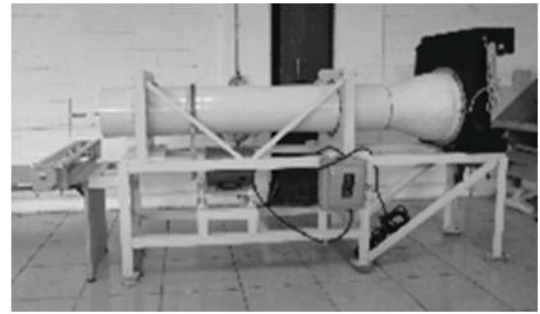


Fig. 10. Equipo generador del chorro en torbellino.

Equipo de medición ESP/Probe Acquisition System (AP3000 System). El equipo de medición se muestra en la Fig. 11 y consta de los siguientes elementos:

- Sensor de 7 orificios marca Aeroprobe.- Está construido de latón maquinado en forma de cono con un semiángulo de 30° , cuenta con 7 tubos soldados que sirven para conectar los orificios que tiene en la punta de latón a los sensores de presión del escáner. Cuenta además con una flecha que sirve para sujetar el sensor.
- Escáner de presión electrónico miniatura modelo ESP-16HD marca Pressure Systems, el cual es una unidad que consiste de 16 sensores de presión piezo-resistivos y se utiliza para medir la diferencia de presión en cada orificio del sensor de siete orificios. Las salidas del escáner son llevadas a un amplificador en donde se convierte la señal analógica a digital.
- Software Aeroacquire el cual calcula la velocidad y dirección del flujo a partir de las presiones leídas en cada orificio del sensor de siete orificios.

6.2. Mediciones

La experimentación se realizó midiendo la velocidad axial y tangencial del chorro en torbellino en diferentes posiciones

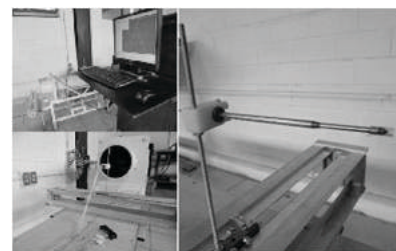


Fig. 11. Sistema Aeroprobe AP3000.

transversales desde cero hasta 24 cm con incrementos de un centímetro. Estas mediciones se realizaron únicamente en la posición axial cero (inmediatamente después de la descarga). Las mediciones se repitieron 5 veces con el fin de encontrar un perfil de velocidad promedio para cada velocidad. La velocidad axial y tangencial promedio obtenidas fueron graficadas en Excel. A los puntos graficados se les encontró una línea de tendencia polinómica de grado 6, las cuales se muestran en la Fig. 12 para el perfil de velocidad axial y en la Fig. 13 para el perfil de velocidad tangencial, ambas para la estación $x/D = 0$.

7. Análisis de resultados

Las mediciones realizadas muestran perfiles de velocidad axial y tangencial con una mayor semejanza con los datos experimentales obtenidos de la referencia [15] (caso 3 de generación del chorro en torbellino), lo cual comprueba que el método de generación del chorro en torbellino empleado es semejante al método que emplea álabes guías en la entrada del tubo que genera el chorro en torbellino. Las principales semejanzas y diferencias son las siguientes:

1. Empleando el sistema Aeroprobe no fue posible encontrar velocidades axiales negativas en el centro del chorro, como las reportadas en la referencia [15], aunque si se detecta la disminución de velocidad en dicha región, presentándose en el centro del chorro la velocidad axial mínima.
2. El perfil de velocidad axial obtenido muestra la misma asimetría que el reportado en la referencia [15]. En ambos casos se presentan dos máximos de velocidad axial, pero con valores diferentes y en ambos casos la menor velocidad máxima axial se presenta en la mitad del chorro en donde la velocidad tangencial es negativa.

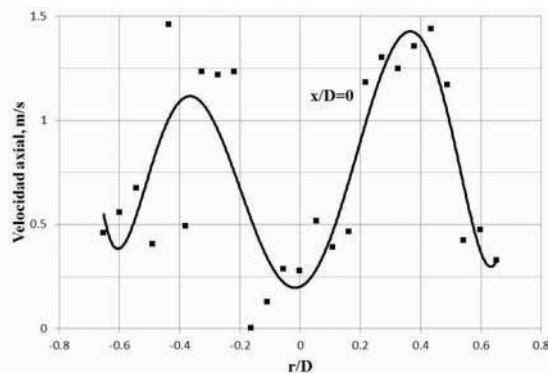


Fig. 12. Perfil de velocidad axial.

3. Comparando el perfil de velocidad tangencial con el reportado en la referencia [15], se observa una semejanza en la dispersión que existe en el centro del chorro, aunque los datos aquí reportados muestran una mayor simetría. También no se concuerda con la referencia [15] en el hecho de que las velocidades tangenciales máximas positiva y negativa que reportan difieren en aproximadamente un 20%, siendo mayor la velocidad tangencial positiva, mientras que las velocidades tangenciales máximas aquí reportadas prácticamente son iguales.

4. Con respecto a la ubicación de las velocidades máximas axial y tangencial, se observa que en la referencia [15] estos valores se presentan en posiciones radiales que concuerdan con la pared del tubo por donde sale el chorro ($r/D = \pm 0.5$), mientras que en nuestras mediciones se observa que esto sucede en $r/D = \pm 0.3$ para las velocidades tangenciales máximas y $r/D = \pm 0.37$ para las velocidades axiales máximas.

Con respecto a las mediciones experimentales realizadas en la estela de un modelo de ala con flechado y un ala rectangular [13], se observan las siguientes semejanzas y diferencias:

5. El comportamiento de la velocidad tangencial es semejante tanto para el ala con flechado como para el ala rectangular, es decir, es lineal en la zona del núcleo del torbellino (desde el centro hasta las velocidades máximas). En el caso de nuestras mediciones, el núcleo ocupa 60% del diámetro del tubo, mientras que, en el caso de las alas, ocupa 10% de la cuerda en la raíz. También se observa que en el caso del chorro en torbellino la velocidad tangencial cae rápidamente a cero (aproximadamente a un radio equivalente al radio del tubo) para la estación $x/D = 0$, mientras que en las alas no alcanza el valor cero, para las mediciones reportadas en la referencia [15].

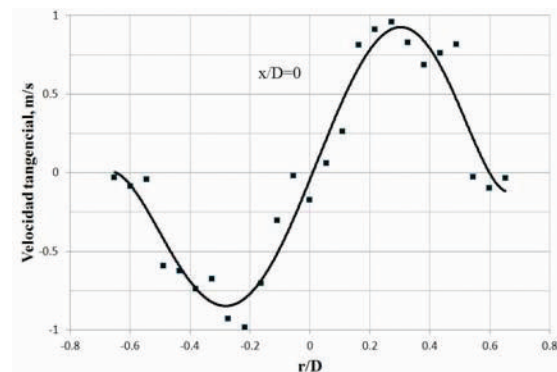


Fig. 13. Perfil de velocidad tangencial.

6. Con respecto a las velocidades axiales, nuestras mediciones son bastante parecidas a las mediciones realizadas en la estela del ala con flechado, es decir, en el núcleo existe una disminución de velocidad, aunque es mucho mayor en el chorro en torbellino que en el ala con flechado. En nuestras mediciones se determinó una disminución del 50% de la velocidad media general, mientras que en el ala con flechado la disminución fue del 35% de la velocidad del flujo sin perturbar. Sin embargo, para el ala rectangular, aunque no totalmente, el perfil de velocidad axial es más parecido al caso del chorro en torbellino cuando este se genera con un tubo giratorio con panal de abeja en su interior (caso 1 y 2 de generación del chorro en torbellino) ya que la velocidad en el núcleo del torbellino tiene un incremento de velocidad.

8. Conclusiones

Con base en las referencias consultadas y a las mediciones realizadas, se concluye que existen semejanzas estrechas entre los vórtices de punta de ala y un chorro en torbellino principalmente en el perfil de velocidad tangencial y que para el perfil de velocidad axial la semejanza depende de la forma en planta del ala, rectangular o trapezoidal con flechado, y del método para generar el chorro en torbellino. Aunque experimentalmente no se realizó, existen evidencias de que el chorro en torbellino sigue un patrón de decaimiento muy semejante al que siguen los vórtices de punta de ala (véase Fig. 5), es decir, la intensidad de las velocidades debe disminuir mientras que los radios del vórtice (tanto el del núcleo como el de vorticidad) se incrementan. Trabajos futuros que se pretenden realizar en la ESIME Ticomán están encaminados a determinar cuantitativamente este comportamiento al mismo tiempo de buscar mecanismos alternativos a los ya existentes para que el decaimiento del chorro en torbellino sea más rápido con la idea de proponer modificaciones tecnológicas en las aeronaves que permitan incrementar la velocidad con la que decaen los vórtices de punta de ala y así disminuir la distancia de separación reglamentaria entre aeronaves, lo cual aumentaría la capacidad de los aeropuertos y haría más segura la navegación aérea, sobre todo de las aeronaves pequeñas que ocasionalmente y de forma inadvertida pudieran encontrar la estela de una aeronave grande.

Referencias

- [1] T. H. Kerr, & F. Dee, *A flight investigation into the persistence of trailing vortices behind large aircraft*.

- A.R.C. Technical Report No. 489. Ministry Of Aviation Aeronautical Research Council, London, 1960.
- [2] F. H. Proctor, & G. F. Switzer, "Numerical simulation of aircraft trailing vortices," 9th Conference on Aviation, Range and Aerospace Meteorology 11-15 September, Orlando Florida American Meteorology Society, 2000.
- [3] G.-H. Cottet, I. Sbalzarini, S. Muller, & P. Koumoutsakos, "Optimization of trailing vortex destruction by evolution strategies," *Proceedings of the Summer Program*, Center for Turbulence Research, 2000.
- [4] C. Breitsamter C., Wake vortex characteristics of transport aircraft. Progress in Aerospace Sciences 47, 2011.
- [5] J. M. Faddy, "Flow structure in a model of aircraft trailing vortices," Doctor of Philosophy Thesis, California Institute of Technology, Pasadena, California, 2005.
- [6] R. K. Bera, "Wing tip vortices of cyclonic proportions," *Current Science*, vol. 64, núm. 3. Indian Current Science Association, 1993.
- [7] Civil Aviation Authority (CAA), *Wake turbulence*, New Zealand Government, 2008.
- [8] P. Orlandi, G. F. Carnevale, S. K. Lele, & K. Shariff, "DNS study of stability of trailing vortices," *Proceedings of the Summer Program*, Center for Turbulence Research, 1998.
- [9] C. A. Lin, "Modeling a confined swirling coaxial jet," *Annual Research Briefs*, Center for Turbulence Research, 1998.
- [10] L. Facciolo, *Experimental study of rotating pipe and jet flows*, Technical reports, Royal Institute of Technology, Department of Mechanics, Stockholm, Sweden, 2003.
- [11] F. Chang, & V. K. Dhir, "Turbulent flow field in tangentially injected swirl flows in tubes," *Int. J. Heat and Fluid Flow*, vol. 15, núm. 5, 1994.
- [12] O. Kitoh, "Experimental study of turbulent swirling flow in a straight pipe," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 225, UK, 1991.
- [13] P. Gerontakos, & T. Lee, "Near-field tip vortex behind a swept wing model," *Experiments in Fluids*, núm. 40, pp. 141-155, 2006.
- [14] B. Leclaire, & L. Jacquin, "On the generation of swirling jets: high-Reynolds-number rotating flow in a pipe with a final contraction," *J. Fluid Mech.*, vol. 692, UK, 2012.
- [15] M. Meyyappan, M. P. Schwarz, & J. H. Perry, "Modelling of Swirl Jet Flows," *Inter. Conf. on CFD in Mineral and Metal Processing and Power Generation*, CSIRO, Melbourne, Australia, 1997.