

# Sobre el Diseño y Construcción de un Túnel de Viento Supersónico Bidimensional

Mauro A. Dagaró<sup>1</sup>, Leonardo Peralta<sup>1</sup>, Guillermo Ariel Ludueña Donato<sup>1</sup>, Denis Lorenzon<sup>1,2</sup>, Jorge Osvaldo Garcia<sup>1</sup>, Ángel Galeasso<sup>1,3</sup> y José Bustamante<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Departamento de Aeronáutica, Universidad Nacional de Córdoba, Córdoba, Argentina*

<sup>2</sup> *Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología, Universidad Nacional de Córdoba - Conicet, Córdoba, Argentina*

<sup>3</sup> *Departamento de Física, Universidad Nacional de Córdoba, Córdoba, Argentina*

Fecha de recepción del manuscrito: 14/05/2019

Fecha de aceptación del manuscrito: 17/10/2019

Fecha de publicación: 31/10/2019

**Resumen**— Se ha diseñado, construido y ensayado satisfactoriamente un túnel de viento supersónico tipo Indraft bidimensional destinado al Laboratorio de Aeronáutica de la Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales de la Universidad Nacional de Córdoba. Su propósito es visualizar los efectos de la compresibilidad en torno de un objeto que se desplaza dentro de una corriente supersónica. Para el cálculo de la geometría divergente de la tobera supersónica se ha empleado el método de las características, y para la visualización de las discontinuidades se utilizó la técnica Schlieren. Dentro de los logros más importantes se destacan el uso de la teoría de características para el diseño de la tobera, la incorporación de soportes que permiten intercambiar distintos modelos y el uso de ventanas laterales transparentes para el uso de la técnica Schlieren. Como resultado principales se consiguieron fotografías de ondas de choque oblicuas en torno a cuñas bidimensionales con ángulos de apertura de 10°, 20° y 30°, también se observó con un modelo escalón la onda de choque despegada. Además de las visualizaciones, se hicieron mediciones de presiones estáticas sobre las paredes de la tobera, las cuales fueron contrastadas con el perfil de presiones obtenido mediante simulaciones numéricas con OpenFOAM.

**Palabras clave**— Túnel de viento, Supersónico, Indraft, Schlieren, Ondas de choque

**Abstract**— A two-dimensional Indraft type supersonic wind tunnel was designed, built and successfully tested for the Aeronautics Laboratory of the Faculty of Exact, Physical and Natural Sciences of the National University of Córdoba, to visualize the effects of compressibility around an object that moves within a supersonic stream. The characteristics method was used to design the divergent geometry of the nozzle and a Schlieren visualization system was developed to visualize the shock waves. Among the most important achievements is the symmetrical geometry of the nozzle, the incorporation of supports that allow exchanging different models and the use of glass side windows for Schlieren use. Photographs of oblique shock waves around bidimensional wedges with 10°, 20° and 30° opening angles were obtained, as well as a detached shock wave was observed testing a blunt model. Measurements of static pressures were made along the tunnel which were contrasted with the pressures profile obtained by numerical simulations using OpenFOAM software.

**Keywords**— Wind tunnel, Supersonic, Indraft, Schlieren, Shock waves

## INTRODUCCIÓN

En el Laboratorio de Aeronáutica de la Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales de la Universidad Nacional de Córdoba se realizan ensayos aerodinámicos didácticos, siendo subsónicas las velocidades. A los fines de ampliar la oferta didáctica, se decidió diseñar y construir un tú-

nel de viento supersónico, de bajo costo y fácil operación. Para esto se desarrollaron tareas con diversos grupos de alumnos en varios trabajos integradores de la carrera de ingeniería aeronáutica, con los cuales se realizó un primer proyecto y construcción de un túnel de viento supersónico (Paccioretti y Nasca, 2016), además se construyó y probó un sistema de visualización Schlieren tipo Z (Ludueña G. y Peralta L., 2018) y se diseñó, construyó y probó una nueva cámara de ensayos junto con la optimización de todo el sistema del túnel (Dagaró, 2017).

Datos de contacto: Jorge O. Garcia, Av. Vélez Sarsfield 1611-C.P: X5016GCA - Ciudad Universitaria - Córdoba - Argentina, Tel: +54-351-5353800 int 29603, jgarcia@unc.edu.ar

**DISEÑO**

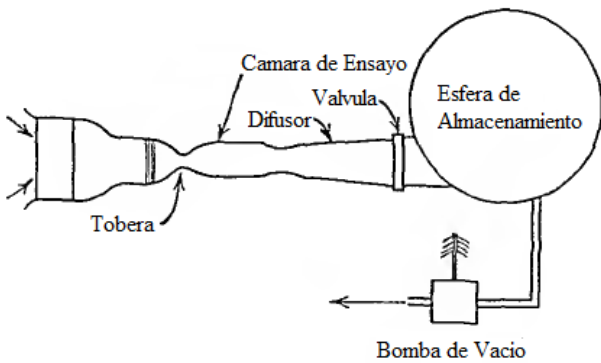
***Elección del tipo de túnel y sistema de visualización***

Los túneles de viento supersónicos pueden agruparse, según su régimen de funcionamiento, en continuos e intermitentes. Entre los de tipo intermitente se tienen los de aspiración (Indraft), soplado (Blowdown) o mixto (Pressure-Vacuum), ver (Pope y Goin, 1965), en los cuales durante una fracción de tiempo en la cámara de ensayo se logran condiciones de flujo supersónico.

Entre las ventajas de los túneles intermitentes sobre los de flujo continuo cabe considerar las siguientes:

- Más simples de diseñar y menor costo de construcción.
- La realización del ensayo es más simple ya que si ocurre alguna falla en el modelo o se produce una rotura, no pone en peligro otros componentes.
- No hay componentes móviles.
- La corriente de aire está libre de contaminantes como aceite proveniente del compresor, pero si puede haber polvo del ambiente.
- El vacío es más seguro de operar que la alta presión.
- El nivel de ruido es menor.

El esquema de un túnel supersónico de tipo Indraft puede apreciarse en la Figura 1.

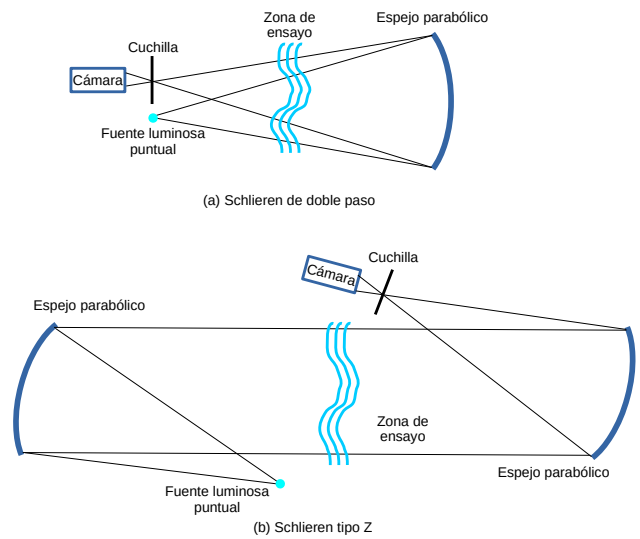


**Fig. 1:** Esquema de un túnel supersónico tipo Indraft, adaptado de (Pope y Goin, 1965).

Dado que uno de los requisitos para la elección del tipo de túnel es su bajo costo y facilidad de operación, se eligió el tipo intermitente y dentro de estos el tipo indraft.

Para la visualización de los fenómenos de compresión son usuales el uso de la técnica de sombra (shadowgraph) o la Schlieren, cuyos principios se explican en (Merzkirch, 1987). En un trabajo integrador anterior (Paccioretti y Nasca, 2016) (Paccioretti et al., 2017), se utilizó la segunda técnica mediante el empleo de un solo espejo, conocida como Schlieren de doble paso, ver Figura 2, obteniéndose resultados aceptables y experiencia en el empleo de la misma. Se decidió continuar con la misma técnica de visualización pero empleando una disposición un poco más compleja, la Schlieren tipo Z, ver Figura 2, a fin de mejorar la visualización de los fenómenos de compresibilidad. Esta disposición, consiste en

dos espejos parabólicos inclinados respecto al eje del sistema, junto con un haz de luz puntual divergente y un haz de luz convergente sobre un filo de una cuchilla, sugiere la letra “Z”, y de ahí su denominación.



**Fig. 2:** Tipos de montaje sistema Schlieren.

***Diseño de la tobera y cámara de ensayos***

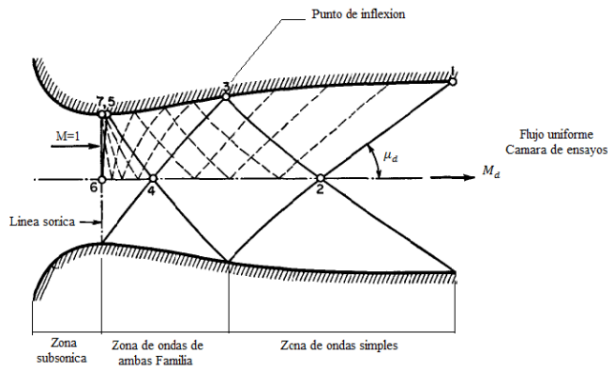
Tal como se muestra en el esquema de la Figura 1 una tobera convergente-divergente debe acelerar el flujo hasta el número de Mach para la cual fue diseñada la cámara de ensayo mediante una expansión subsónica en la zona convergente hasta alcanzar el Mach unitario en la sección mínima y luego una expansión supersónica en la zona divergente hasta el Mach de diseño. Es de primordial importancia que el flujo que se obtenga en la cámara de ensayos sea uniforme.

Por razones de simetría la línea central de la misma se considera una línea de corriente y, para propósito de cálculo puede asimilarse a un contorno, es decir, una pared pero sin fricción. Por lo tanto, es suficiente considerar una de las mitades para el cálculo.

El método de las características (Dwivedi et al., 2012), constituye una herramienta útil para el diseño de toberas supersónicas, ya que es válido para flujo estacionario, irrotacional e isoentrópico. En la Figura 3 se presenta esquemáticamente una tobera bidimensional, junto con las distintas zonas que la componen y las correspondientes familias de características.

En el diseño de la tobera se distinguen las siguientes zonas:

- Zona de aceleración subsónica. Diseñada para obtener Mach unitario en la garganta.
- Zona de expansión supersónica (inicio de la parte divergente de la tobera). Delimitada por los puntos 6, 7, 3 y 2 e incluye las características de las dos familias.
- La zona delimitada por los puntos 3 y 1, que conlleva a la condición de flujo uniforme longitudinal de la tobera. Se diseñó el contorno de tal forma que todas las ondas incidentes sobre el mismo no se reflejen, es decir son canceladas adaptando el contorno. Esto hace que en la



**Fig. 3:** Zonas de una tobera bidimensional, adaptado de Shapiro (1953).

zona delimitada por los puntos 3, 2 y 1, existen sólo ondas simples.

Previo al cálculo de la tobera convergente-divergente es necesario definir las condiciones de diseño del túnel como, por ejemplo, las dimensiones de la cámara de ensayos y el Mach de funcionamiento. En los túneles del tipo Indraft la presión y temperatura de estancamiento son los de la atmósfera y sus valores considerados son los estándares al nivel del mar.

Se definieron las siguientes dimensiones de la cámara de ensayos y el Mach de diseño:

- Altura: 40 mm
- Largo: 60 mm
- Profundidad 15 mm
- Mach de funcionamiento: 2

Utilizando relaciones isoentrópicas se calcula a partir del área de la cámara de ensayos, el área de la garganta y otras propiedades del flujo. No obstante el perfil contorno de la zona divergente de la tobera se define mediante la aplicación del método de las características (Dwivedi et al., 2012).

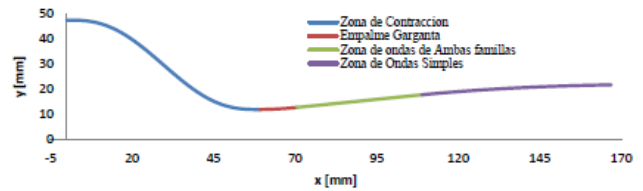
Como primer paso se calculó el ángulo máximo de la zona de expansión que es el formado por la pared del divergente de la tobera y el eje longitudinal. Calculado dicho ángulo se prosigue con la creación de la red de características desde la garganta hasta el comienzo de la cámara de ensayos. Para el diseño de la zona de contracción, el perfil adoptado debe garantizar en la garganta la uniformidad en el flujo, mínima turbulencia y de no producir separación de la capa límite en las paredes.

Una vez calculado el perfil de la contracción previa a la garganta y las coordenadas del perfil de la zona divergente, se obtiene el perfil de la tobera convergente-divergente, que se observa en la Figura 4.

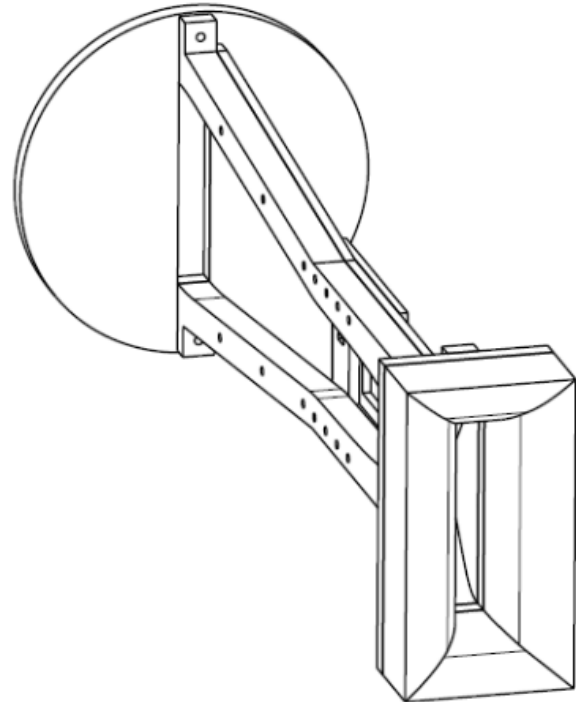
Definidos el contorno de la tobera y la cámara de ensayos, se procedió al diseño de todas las partes que componen el túnel completo. En la Figura 5 se observa una vista del diseño realizado.

## CONSTRUCCIÓN

La construcción de los componentes de la tobera y cámara de ensayos se realizó con acrílico, el cual fue cortado con



**Fig. 4:** Perfil obtenido de la tobera convergente-divergente.



**Fig. 5:** Vista isométrica del diseño de la tobera convergente-divergente y la cámara de ensayos.

láser. El diseño del labio de entrada se efectuó siguiendo un perfil elíptico para lograr una suave adaptación del flujo a la entrada del túnel, imprimiéndolo en acrilonitrilo butadieno estireno, termoplástico conocido como ABS, en el Laboratorio de Aeronáutica.

Se adaptó una válvula de paso de cierre esférico de cuatro pulgadas (4" = 101,60 mm), para una apertura más rápida, siendo el cierre esférico de mayor dimensión que la cámara. El montaje del túnel se realizó ubicándolo verticalmente sobre el tanque, a fin de minimizar las pérdidas de carga evitando el uso de codos.

Para la construcción del sistema Schlieren se utilizaron dos espejos parabólicos de telescopio reflector Mir Pri 76, de 76 mm de diámetro y una distancia focal de 700 mm, que se determinó experimentalmente. La construcción de sus soportes se realizó de manera de que permitieran movimientos de rotación y desplazamiento para la alineación del sistema, colocándose una vinculación mecánica de tres tornillos, resortes y mariposas, junto con una estructura de madera para desplazamientos longitudinales y en altura.

Los elementos de la fuente puntual de luz, cuchilla, cámara, se montaron sobre carros que pueden deslizar sobre guías metálicas de aluminio de sección rectangular. En los mismos se puede realizar un ajuste fino de la posición de dichos com-



Fig. 6: Túnel terminado y montado.



Fig. 7: Vista general del túnel supersónico con el sistema Schlieren montado (Ludueña G. y Peralta L., 2018).

ponentes.

En la Figura 6 puede apreciarse el túnel terminado junto con las tomas de presión estática incorporadas, y en la Figura 7, con el sistema Schlieren montado.

Los modelos para ensayos fueron construidos en aluminio y tienen un espesor de tres milímetros (3 mm), ese espesor se encuentra dentro del rango que evita el bloqueo en la cámara de ensayos, Gorlin y Slezinger (1966).

En la Figura 8 se pueden observar los distintos modelos desmontables construidos para ensayar en el túnel. Las tres cuñas construidas son de diseño simétrico con ángulos de 10°, 20° y 30°. También se construyó un modelo de cuerpo romo (blunt body) para visualizar una onda de choque despegada.

## RESULTADOS DE LOS ENSAYOS

### Medición de presiones con sistema Pasco

El sistema de adquisición de datos Pasco puede registrar doce tomas de presión estática simultáneamente. En la Figura 9 se presenta la evolución temporal de las presiones abso-

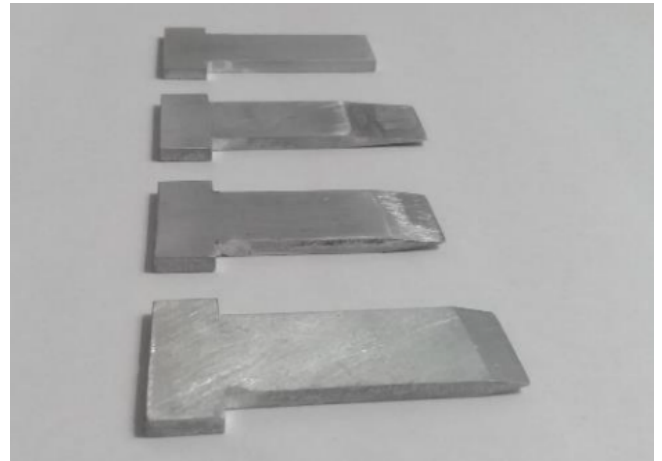


Fig. 8: Modelos para ensayos.

lutas registradas por las tomas 4, 5 y 5'. Los valores fueron registrados cada 20 milisegundos.

Cuando la diferencias de presiones entre el exterior y el recipiente se reduce, la presión estática en la cámara aumenta y no es posible mantener la condición de flujo supersónico. Esto se observa en la Figura 9 donde la presión en la cámara de ensayos, según los valores relevados en las tomas 5 y 5', luego de un cierto tiempo comienza a incrementarse. Este aumento de presión no es simultáneo en toda la cámara, lo cual se muestra en las presiones relevadas en la toma 4, la que se encuentra ubicada al inicio de la misma tal como se observa en la Figura 6 .

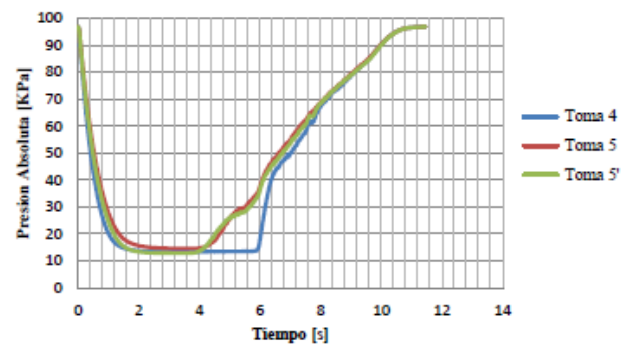


Fig. 9: Evolución de las presiones estáticas, sensor Pasco.

### Comparación con simulaciones numéricas utilizando el software OpenFOAM

Utilizando el solver *sonicFoam*, incluido en el paquete de software *OpenFOAM*, se realizaron simulaciones numéricas del flujo dentro del túnel desde la zona de contracción hasta la zona divergente subsónica ubicada aguas abajo de la cámara de ensayos. Si bien los problemas que resuelve *OpenFOAM* son siempre tridimensionales, la hipótesis de flujo bidimensional, esto es, que las propiedades del flujo no varían en la dirección transversal al túnel, permitió emplear mallas con una profundidad de una sola celda. Las mallas son estructuradas por bloques de celdas hexaédricas y fueron generadas con la herramienta de mallado *blockMesh*, incluida en el paquete *OpenFOAM*. Para reducir el dominio de cálculo, se aprovechó el plano de simetría longitudinal y se mode-

ló solamente la mitad del túnel. Las condiciones de borde impuestas a todas las variables del flujo sobre este plano de simetría fueron del tipo *symmetryPlane*. Respecto de las condiciones de borde aplicadas sobre las paredes en los laterales fueron del tipo *zeroGradient* para la presión y la temperatura, y del tipo *slip* para la velocidad. Esto último representa una condición de deslizamiento sin fricción sobre las paredes laterales. En el ingreso de flujo como condiciones de borde se consideraron uniformes e iguales a los valores atmosféricos la presión y temperatura de estancamiento. Las condiciones de borde en la salida, se indicaron de gradiente nulo por considerarse que el flujo es supersónico en la misma. En cuanto al modelo termofísico, se consideró un flujo compresible no viscoso, con la ecuación de estado de los gases perfectos, por lo tanto, se resolvieron numéricamente las conocidas ecuaciones de Euler.

Se contrastaron los resultados numéricos con datos experimentales. En la Figura 10 se observa la variación del número de Mach a lo largo de la pared del túnel, desde la zona del convergente de la tobera hasta el final de la cámara de ensayos, y en la Figura 11 se aprecia el perfil de presiones estáticas a lo largo de la pared del túnel.

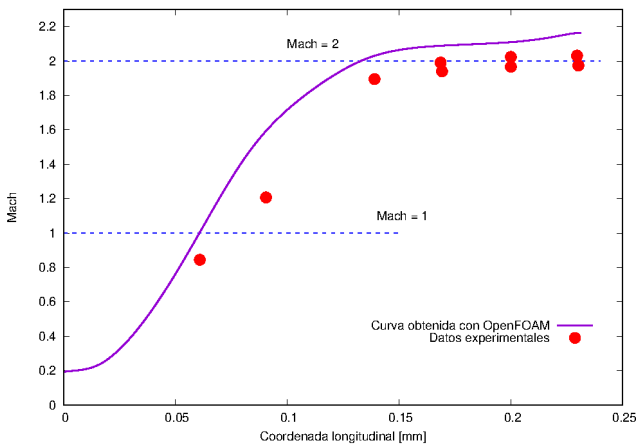


Fig. 10: Número de Mach a lo largo a lo largo de la pared del túnel.

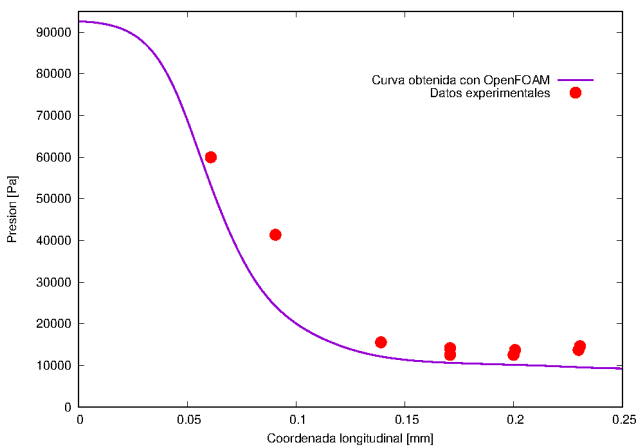


Fig. 11: Presión estática a lo largo a lo largo de la pared del túnel.

### Visualizaciones con el sistema Schlieren

En las Figuras 12, 13 y 14 se muestran fotografías obtenidas mediante el sistema de visualización Schlieren (Ludueña G. y Peralta L., 2018).

En la Figura 13 se observa una reflexión no regular de la onda de choque desde la pared, dando origen a lo que se conoce como “*Mach leg*”. Este tipo de reflexión hace que la onda de choque oblicua, producida por la cuña, no mantenga su dirección original. El ángulo de la cuña o de desviación del flujo resulta demasiado grande, e impide que la reflexión desde la pared sea regular.

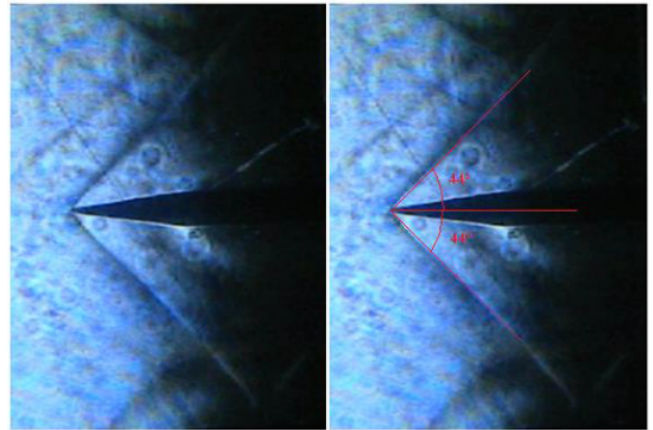


Fig. 12: Visualización Schlieren de ondas de choque oblicuas. Cuña de 20°.

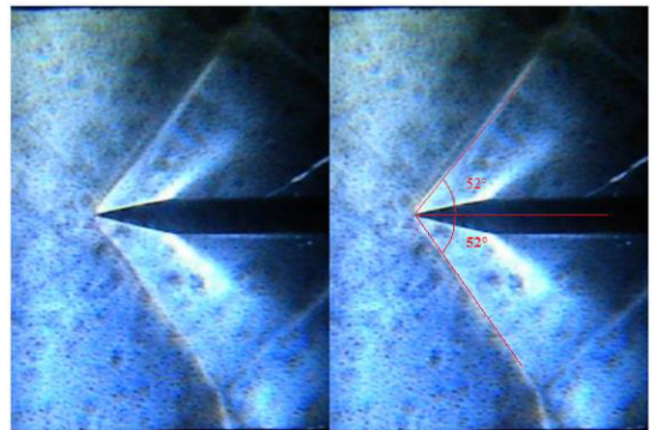
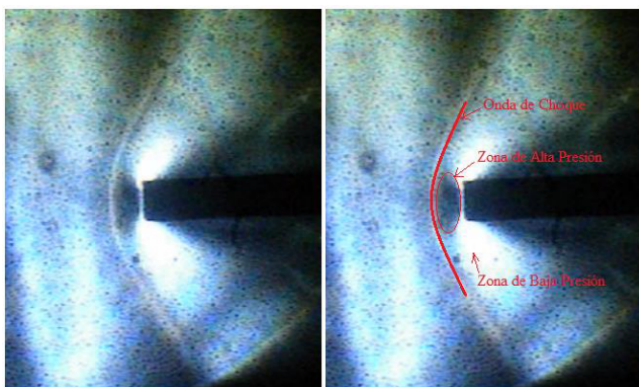


Fig. 13: Visualización Schlieren de ondas de choque oblicuas. Cuña de 30°.

### CONCLUSIONES

Los resultados obtenidos demostraron que el diseño del túnel es eficiente, pero no óptimo.

El flujo supersónico, luego de abandonar la cámara de ensayos, sigue expandiéndose a través del divergente de descarga. La expansión se realiza hasta que la energía del mismo lo permita y se produzca una onda de choque recta, localizada en alguna parte del divergente. Ésta produce una pérdida de presión de estancamiento que será tanto mayor cuando más elevado sea el número de Mach al cual se produce. Esta pérdida de presión de estancamiento ocasiona que el proceso en



**Fig. 14:** Visualización Schlieren de onda de choque despegada. Cuerpo romo.

el túnel sea no isoentrópico, por este motivo se dice que el túnel es eficiente, al trabajar sólo con máximo caudal.

Para que el diseño del túnel sea óptimo y poder minimizar las pérdidas, es necesario tener una segunda garganta en el difusor, de esta manera cuando la onda de choque sea posicionada en la garganta del difusor y el área de la misma pudiera contraerse al valor de la garganta de la tobera el Mach por delante de la onda como por detrás sería igual a uno y la onda de choque se habrá convertido en una onda sónica, por lo tanto no existirá una variación de la presión de estancamiento en el flujo y el túnel estaría funcionando con eficiencia óptima, máximo caudal y mínima pérdida de presión de estancamiento.

El número de Mach y las presiones alcanzadas en los ensayos fueron próximas a las previstas. Según la medición de presiones estáticas de la cámara de ensayos, sin modelo, resultó una velocidad más cercana a la de diseño, llegando a un Mach de 1,945 y en los ensayos de visualización realizados con los modelos de cuña, se estimó un Mach de 1,8. Se supone que esta diferencia entre los resultados experimentales se produce por dos motivos: el primero ocasionado por el bloqueo en la cámara de ensayos por la presencia del modelo y el segundo a la pérdida de presión de estancamiento debido a las ondas de choque generadas por el modelo.

El Mach estimado mediante las visualizaciones se mantuvo constante para los ensayos de las cuñas de 20° y 30°. Se visualizó la formación de ondas de choque oblicuas, manteniéndose simétricas y permaneciendo como tales.

Constructivamente, el túnel presentó un gran desafío, no por la dificultad constructiva del mismo, sino por el material utilizado, acrílico, y el medio de corte empleado para obtener su forma. Este tipo de material presenta el inconveniente de que, al ser cortado con láser, la precisión obtenida con dicho proceso no es adecuada para los fines buscados. Al realizarse el corte con esta técnica se crea un patrón de ondulaciones en la superficie cortada y, cuando el espesor del material es mayor a 10 mm, el corte queda con una conicidad debido a que el láser carece de potencia y se necesitan realizar varias pasadas con el mismo, produciendo un quemado del material en la zona de incidencia del láser. Por este motivo, para futuros diseños, se recomienda el empleo de otro tipo de material que permita un corte más preciso a fin de evitar el inconveniente anteriormente descrito.

## AGRADECIMIENTOS

Se agradece el asesoramiento y colaboración de Ing. Alfredo Revol, Ing. Martín Pilati, Dr. Ing. Sergio Elaskar, Dra. Mag. Astr. Walkiria Schulz, Ing. César Maximiliano Paccioretti, Ing. Alfredo Fernando Nazca, Dr. Mag. Ing. Luis Felipe Gutiérrez Marcantoni, Dr. Ing. José Tamagno y al Departamento de Física de la FCEFyN-UNC por facilitarnos el uso de equipos e instrumentos.

## REFERENCIAS

- [1] Dagaro, M. A. (2017). *Diseño y construcción de un túnel de viento supersónico bidimensional*, Proyecto Integrador carrera Ingeniería Aeronáutica. Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales; Universidad Nacional de Córdoba.
- [2] Dwivedi, Y. D., K., P. B., y Mishra, N. K. (2012). "Design of supersonic wind tunnel using method of characteristics". *International Journal of Advanced Transport Phenomena*, 01(01).
- [3] Gorlin, S. y Slezinger, I. (1966). *Wind tunnels and their instrumentation*. National Aeronautics and Space Administration.
- [4] Ludueña G. y Peralta L. (2018). *Construcción y puesta a punto de un sistema Schlieren tipo Z*, Proyecto Integrador carrera Ingeniería Aeronáutica. Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales; Universidad Nacional de Córdoba.
- [5] Merzkirch, W. (1987). *Flow Visualization*. Academic Press, second ed.
- [6] Paccioretti, M. y Nasca, A. F. (2016). *Visualización de efectos de compresibilidad en una corriente de aire supersónica*, Proyecto Integrador carrera Ingeniería Aeronáutica. Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales; Universidad Nacional de Córdoba.
- [7] Paccioretti, M., Nasca, A. F., García, J. O., y Marcantoni, F. (2017). "Diseño y construcción de un túnel de viento supersónico para aplicaciones didácticas". En: de Leon, P., editor, *Proc. X Congreso Argentino de Tecnología Espacial*. Asociación Argentina de Tecnología Espacial.
- [8] Pope, A. y Goin, K. L. (1965). *High-Speed Wind Tunnel Testing*. John Wiley & Sons.
- [9] Shapiro, A. H. (1953). *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Volume I*. The Ronald Press Company.