



**Desarrollo de Velocimetría de Imágenes de Partículas para Aplicaciones de Túneles de
Viento Hipersónicos**

Sofía Gutiérrez Tangarife

Trabajo de Grado para optar por el título de Ingeniero Mecánico

Modalidad de Práctica

Trabajo de Grado

Asesor externo

PhD. Christopher S. Combs

University of Texas at San Antonio, TX, EEUU

Asesor interno

PhD. Junes Abdúl Villarraga Ossa

Universidad de Antioquia, Antioquia, Colombia

Universidad de Antioquia

Facultad de Ingeniería

Ingeniería Mecánica

Medellín, Antioquia, Colombia

2024

Cita	Gutierrez Tangarife [1]
Referencia Estilo IEEE (2020)	[1] S. Gutierrez Tangarife “Desarrollo de Velocimetría de Imágenes de Partículas para Aplicaciones de Túneles de Viento Hipersónicos”, Trabajo de grado profesional, Ingeniería Mecánica, Universidad de Antioquia, Medellín, Antioquia, Colombia, 2024.



Centro de Documentación Ingeniería (CENDOI)

Repositorio Institucional: <http://bibliotecadigital.udea.edu.co>

Universidad de Antioquia - www.udea.edu.co

El contenido de esta obra corresponde al derecho de expresión de los autores y no compromete el pensamiento institucional de la Universidad de Antioquia ni desata su responsabilidad frente a terceros. Los autores asumen la responsabilidad por los derechos de autor y conexos.

Dedicatoria

Quiero dedicar este trabajo de grado a toda mi familia, en especial a mi padre, Óscar Darío Gutiérrez Mesa, y a mi madre, Elsa Nora Tangarife Patiño, quienes han sido un apoyo incondicional para mí. Gracias por enseñarme a luchar por mis metas sin importar los obstáculos y por inculcarme la perseverancia y la resiliencia. Ustedes han sido mi mayor inspiración y fortaleza.

A mi hermano menor, Manuel Gutiérrez Tangarife, mi compañero de vida, gracias por estar siempre a mi lado.

A mi abuelo, Luis Humberto Tangarife, mi pilar y sostén en todos mis sueños y metas. Gracias por estar siempre ahí para respaldar mis decisiones y por enseñarme que el conocimiento es un tesoro invaluable.

A mi abuela, Piedad del Socorro Patiño, cuya sabiduría, amor y bondad han sido un sostén en cada uno de mis pasos. Gracias por tu cariño y por ser una guía constante en mi vida.

A mi gran adorada compañera de aventuras y sueños, Sofía Naranjo Ríos, que ha sido mi apoyo incondicional, mi soporte emocional en mis altas y bajas, gracias por nunca dejar de creer en mí.

Agradecimientos

Quiero expresar mi más sincero agradecimiento al profesor PhD Christopher S. Combs, quien, desde hace dos años, depositó su gran confianza en mí al unirme al laboratorio hipersónico de la Universidad de Texas. Al profesor PhD Juan David Ocampo de los Ríos, le agradezco profundamente por ser la persona que me dio la oportunidad de venir por primera vez a los Estados Unidos para investigar en Saint Mary's University. Al profesor Junes Abdul Villarraga Ossa, quiero agradecerle por ser un apoyo incondicional en cada uno de mis pasos de mi vida profesional. Su guía y consejo han sido fundamentales para mi crecimiento. Y finalmente, al jefe del departamento, Pedro León Simancas, gracias por siempre motivarnos a trazar grandes metas y por promover la excelencia en nuestra formación profesional.

TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN	13
ABSTRACT	14
I. INTRODUCCIÓN	15
II. OBJETIVOS	20
A. Objetivo general	20
B. Objetivos específicos	20
1) Diseñar y configurar el montaje experimental para pruebas de PIV	20
2) Realizar pruebas de PIV en el túnel de viento hipersónico Mach 7	20
3) Procesar datos e imágenes obtenidos durante las pruebas para obtener campos de velocidad en los flujos hipersónicos	20
III. MARCO TEÓRICO	21
A. Introducción al flujo hipersónico	21
1) Número Mach	21
2) Ecuaciones de Navier-Stokes	22
3) Número de Reynolds	23
B. Funcionamiento del túnel de viento Mach 7 de UTSA	24
1) Componentes principales del túnel de viento	24
2) Preparación e inicio de la prueba	26
3) Generación del flujo hipersónico	26
4) Onda de expansión y estado estacionario	27
5) Sección de pruebas y acceso óptico	28
C. Velocimetría de Imágenes de Partículas (PIV)	28
1) Principios básicos del PIV	28

2)	Configuración de PIV	30
a)	Elementos ópticos	30
b)	Láser Nd: YAG	31
c)	Cámaras de alta velocidad	31
3)	Cálculo del diámetro de partículas según el flujo	32
4)	Procesamiento y análisis de datos	34
a)	Captura de imágenes y preprocesamiento	34
b)	Correlación cruzada y análisis de desplazamiento	35
c)	Obtención de campos de velocidad	36
d)	Análisis de vorticidad y postprocesamiento	36
e)	Importancia del Procesamiento Avanzado en PIV	36
D.	Fenómenos de interacción en flujos hipersónicos	37
1)	Interacción onda de choque - capa límite	37
2)	Interacciones de flujo de chorro cruzado	39
a)	Formación del chorro e impacto en la aerodinámica y estructura del vehículo hipersónico	40
3)	Importancia del tipo de flujo en la capa límite	41
a)	Flujo laminar	42
b)	Flujo transicional	42
c)	Flujo turbulento	42
b)	Impacto en las interacciones del flujo de chorro	43
E.	Gradientes de presión y temperatura	43
F.	Impacto en misiones aeroespaciales	46
G.	Importancia de las mediciones de alta velocidad	47
1)	Campos de velocidad de flujos y vorticidad en flujos hipersónicos	47

2) Importancia de los campos de velocidad	47
3) Análisis de las propiedades calculables a partir de campos vectoriales de velocidad obtenidos mediante PIV	48
a) Vorticidad	48
b) Tensión y deformación del flujo	48
c) Campo de presión	48
d) Campo de temperatura	48
e) Cinemática del flujo	48
4) Relación entre presión y temperatura	49
IV. METODOLOGÍA	50
A. Revisión bibliográfica	50
B. Cálculos preliminares y selección de partículas trazadoras	50
C. Configuración experimental	52
1) Montaje del sistema PIV	52
a) Elementos ópticos	53
2) Configuración del túnel de viento	55
3) Sincronización y conexiones	56
D. Conexiones del sistema	57
a) Cámara Photron Fastcam SA-Z	57
b) Osciloscopio	58
c) Láser	58
E. Proceso de sincronización	58
F. Procesamiento y análisis de datos	60
1) Corrección de imágenes	60
2) Cálculo de desplazamientos de partículas	61

3) Obtención de campos de velocidad	61
4) Análisis avanzado de datos	61
V. RESULTADOS Y DISCUSIÓN	63
VI. CONCLUSIONES	70
REFERENCIAS	72

LISTA DE TABLAS

TABLA I	26
TABLA II.....	51

LISTA DE FIGURAS

Fig. 1. Avión Cohete hipersónico X-15 NASA.	15
Fig. 2. a) Simulación desastre transbordador espacial Columbia y b) Restos del transbordador en NASA.	16
Fig. 3. a) Capsula Orión y b) Pérdida de carbonización del escudo térmico después de la misión Artemis I.	17
Fig. 4. Interacción de las ondas de choque con vehículo hipersónico.	18
Fig. 5. Categorización de flujos aerodinámicos y vehículos con número de Mach. <i>Nota.</i> Fuente https://eaglepubs.erau.edu	22
Fig. 6. Rango de números de Reynolds y Mach. <i>Nota.</i> Fuente https://eaglepubs.erau.edu	24
Fig. 7. Túnel de viento de UTSA.	25
Fig. 8. a) Laboratorio hipersónico de UTSA y b) Tubo conductor con camisa térmica.	27
Fig. 9. Sección de testeo para PIV.	28
Fig. 10. Configuración de experimento de PIV.	29
Fig. 11. Esquema de óptica para experimento de PIV.	30
Fig. 12. Eficiencia cuántica de los sensores CCD y CMOS.	32
Fig. 13. Esquema del procesamiento de imágenes para obtención de los campos de velocidad. ..	34
Fig. 14. Interacciones canónicas de onda de choque y capa límite: a) rampa de compresión, b) choque reflejado y c) aleta roma.	37
Fig. 15. Efectos físicos característicos del flujo hipersónico.	38
Fig. 16. a) Vista lateral instantánea en el eje de la línea central del chorro y b) esquema de flujo transversal supersónico.	40
Fig. 17. Esquema de transición.	41
Fig. 18. a) Schlieren de la interacción onda de choque/capa límite en modelo de placa plana y b) distribución de presión en placa plana.	45
Fig. 19. a) Schlieren de la interacción onda de choque/capa límite en modelo de cápsula génesis y b) esquema de la cápsula de reentrada de la misión Dragonfly.	46
Fig. 20. Montaje experimental en CAD para PIV en el túnel de viento.	52
Fig. 21. Set real de óptica.	53

Fig. 22. Montaje experimental real, a) montaje al lado derecho, y b) montaje laso izquierdo.	55
Fig. 23. Diagrama de conexiones utilizado en el experimento de PIV.	57
Fig. 24. Diagrama de sincronización.....	58
Fig. 25. Diagrama de sincronización real del experimento.	60
Fig. 26. Imagen calibración.....	63
Fig. 27. Valor promedio del alimentador de partículas.....	64
Fig. 28. Imagen en bruto del jet de partículas de TiO ₂	65
Fig. 29. Datos LabVIEW duración total de la prueba.	66
Fig. 30. Imagen instantánea desplazamiento de pixeles.....	67
Fig. 31. Campos de velocidades vectoriales.	68
Fig. 33. Campo de vorticidad normalizada.	69

SIGLAS, ACRÓNIMOS Y ABREVIATURAS

PIV	Particle Image Velocimetry
NASA	National Aeronautics and Space Administration
UTSA	University of Texas at San Antonio
SWBL	Shock Wave Boundary Layer Interaction
FFT	Transformada Rápida de Fourier
Nm	Nanómetros
µm	Micrómetros
µs	Microsegundos
RCS	Propulsores de Control de Reacción
PSP	Pressure Sensitive Paint
TSP	Temperature Sensitive Paint
EDL	Vehículo de Entrada, Descenso y Aterrizaje
mJ	mili Joule
ns	nanosegundos
mm	milímetros
ms	milisegundos
FFT	Transformada Rápida de Fourier
CCD	Charge Coupled Device
CMOS	Complementary Metal Oxide Semiconductor

RESUMEN

La investigación en aerodinámica hipersónica es fundamental para el avance de tecnologías aeroespaciales. No obstante, caracterizar flujos hipersónicos involucra desafíos notables por su alta velocidad y complejidad. En este escenario, la Velocimetría de Imágenes de Partículas (PIV) se destaca como una técnica esencial para adquirir mediciones precisas de velocidad en estos ambientes extremos. Este trabajo de grado, realizado en el túnel de viento hipersónico de la Universidad de Texas en San Antonio (UTSA), explora esta técnica.

Se ejecutaron pruebas de PIV para examinar flujos hipersónicos de chorro, enfocándose en comprender la interacción de estos flujos con la capa límite en condiciones hipersónicas. El estudio es vital por su impacto en la estabilidad, control y manejo térmico de vehículos aeroespaciales, ejemplificado por los retos que enfrentó el avión-cohete hipersónico X-15 de la NASA. Los campos vectoriales de velocidad y vorticidad que se obtuvieron son cruciales para visualizar y analizar la dinámica de los flujos hipersónicos, aportando datos indispensables para optimizar el diseño y la eficiencia de los sistemas de control térmico en vehículos de alta velocidad.

Los hallazgos indicaron velocidades de hasta 520 m/s, proporcionando avances significativos en la comprensión de la aerodinámica hipersónica y su aplicación en la ingeniería aeroespacial. Este estudio demuestra la eficacia de la técnica PIV en entornos extremos y resalta su capacidad para mejorar el diseño aerodinámico y la seguridad de futuras misiones aeroespaciales.

Palabras clave — Velocimetría de Imágenes de Partículas, Túnel de Viento Hipersónico, Flujos Hipersónicos, Capa Límite, Interacción Onda de Choque.

ABSTRACT

Hypersonic aerodynamics research is fundamental for advancing aerospace technologies. However, characterizing hypersonic flows involves significant challenges due to their high speed and complexity. In this scenario, Particle Image Velocimetry (PIV) stands out as an essential technique for acquiring precise velocity measurements in these extreme environments. This thesis work, conducted in the hypersonic wind tunnel at the University of Texas at San Antonio (UTSA), explores this technique.

PIV tests were carried out to examine hypersonic jet flows, focusing on understanding the interaction of these flows with the boundary layer under hypersonic conditions. The study is crucial due to its impact on the stability, control, and thermal management of aerospace vehicles, exemplified by the challenges faced by NASA's X-15 hypersonic rocket plane. The velocity and vorticity vector fields obtained are crucial for visualizing and analyzing the dynamics of hypersonic flows, providing essential data to optimize the design and efficiency of thermal control systems in high-speed vehicles.

The findings indicated speeds of up to 520 m/s, providing significant advancements in understanding hypersonic aerodynamics and its application in aerospace engineering. This study demonstrates the effectiveness of the PIV technique in extreme environments and highlights its ability to enhance aerodynamic design and safety for future aerospace missions.

Keywords — Particle Image Velocimetry, Hypersonic Wind Tunnel, Hypersonic Flows, Boundary Layer. Shock Wave Interaction.

I. INTRODUCCIÓN

La investigación en aerodinámica hipersónica es crucial para el desarrollo de tecnologías aeroespaciales avanzadas. A medida que las misiones espaciales y los vehículos de alta velocidad evolucionan, la necesidad de comprender y controlar los flujos hipersónicos se vuelve cada vez más apremiante. Sin embargo, la caracterización precisa de estos flujos presenta desafíos significativos debido a la alta velocidad y la complejidad inherente a estos entornos extremos. Los vehículos hipersónicos, al desplazarse a velocidades superiores a Mach 5 ($M > 5$), enfrentan condiciones extremas que incluyen intensos gradientes de presión y temperatura, así como fenómenos de interacción de ondas de choque y capas límite [1]. Estas condiciones no solo afectan la estabilidad y el control del vehículo, sino que también generan un calentamiento aerodinámico severo que puede comprometer la integridad estructural.

Puesto que los vehículos hipersónicos enfrentan estos desafíos, es esencial desarrollar y perfeccionar métodos para mejorar la estabilidad, el control y la gestión térmica, asegurando así su operatividad y seguridad. Los problemas experimentados con el X-15 de la NASA, Fig. 1, [1], [2], [3], [4], un avión cohete experimental diseñado para explorar los límites del vuelo tripulado a velocidades y altitudes extremas, subrayan la importancia de comprender estos fenómenos. Las inestabilidades aerodinámicas y el calentamiento extremo enfrentados por el X-15 demostraron la necesidad crítica de diseñar sistemas de control más efectivos y soluciones innovadoras para la gestión térmica.



Fig. 1. Avión Cohete hipersónico X-15 NASA.

Nota. Fuente <https://www.si.edu>

Los estudios sobre los flujos cruzados de aire y la capa límite en el X-15 resolvieron varios problemas críticos, evidenciando la complejidad de los fenómenos de interacción en condiciones hipersónicas. Estas investigaciones permitieron diseñar sistemas de control más efectivos, mejorando la maniobrabilidad y seguridad del X-15 al mitigar las inestabilidades aerodinámicas. Además, abordaron el calentamiento aerodinámico extremo mediante la selección de materiales resistentes al calor [4], y el diseño de sistemas de enfriamiento adecuados. También optimizaron el rendimiento aerodinámico, reduciendo la resistencia y permitiendo un vuelo más eficiente, y mejoraron la seguridad del piloto mediante el diseño de cabinas más seguras y sistemas de soporte vital adecuados.



Fig. 2. a) Simulación desastre transbordador espacial Columbia y b) Restos del transbordador en NASA.

Nota. Fuente <https://www.space.com/19436-columbia-disaster.html>

En cuanto a otros vehículos hipersónicos, como el transbordador espacial Columbia, Fig. 2, [5], [6] la cápsula Orión, Fig. 3, [7], también enfrentaron desafíos similares. El transbordador espacial Columbia experimentó problemas de calentamiento extremo durante la reentrada, lo que llevó a la trágica pérdida en el 2003 debido a la falla en la protección térmica causada por un impacto de espuma en su ala izquierda durante el lanzamiento [5], [8], [9]. De igual manera, la cápsula Orión, Fig. 3, ha tenido que superar desafíos significativos relacionados con la estabilidad y el control en vuelo hipersónico, así como con la gestión del calor durante la reentrada atmosférica [10], [11], [12].



Fig. 3. a) Capsula Orión y b) Pérdida de carbonización del escudo térmico después de la misión Artemis I.

Nota. Fuente <https://www.space.com/nasa-investigate-orion-heat-shield-artemis-1-mission>

La comprensión de estos fenómenos es vital no solo para resolver problemas históricos, sino también para futuras misiones. La misión Dragonfly de la NASA [13], [14], que tiene como objetivo explorar la luna Titán de Saturno, podría beneficiarse enormemente de una comprensión profunda de la aerodinámica de la cápsula de entrada y las interacciones del flujo del chorro. El estado de la capa límite afecta significativamente, y la interacción del chorro puede mostrar mayor inestabilidad y transmitir cargas estructurales dinámicas a la nave espacial. Se ha demostrado que el estado de la capa límite afecta drásticamente las interacciones, provocando en el caso transicional y turbulento ondas de choque no deseadas que provocan mayor inestabilidad y aumentan las cargas estructurales dinámicas de la nave aeroespacial [15].

La interacción entre la capa límite y las ondas de choque es compleja y puede inducir separaciones del flujo que afectan la estabilidad del vehículo, Fig. 4. Comprender estas interacciones es crucial para diseñar sistemas de control aerodinámico que manejen las perturbaciones y mantengan la estabilidad durante el vuelo. Además, estas interacciones pueden concentrar el calor en áreas específicas de la superficie del vehículo, generando puntos calientes que pueden causar fallos estructurales. Conocer este comportamiento permite diseñar una distribución óptima de materiales resistentes al calor y sistemas de enfriamiento para proteger el vehículo.

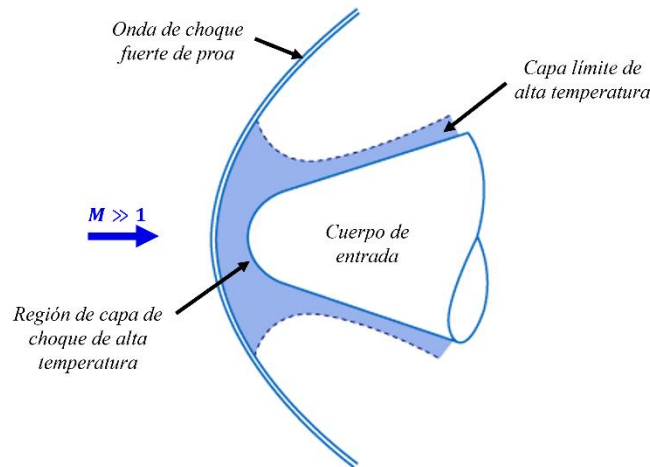


Fig. 4. Interacción de las ondas de choque con vehículo hipersónico.

En este contexto, la PIV se destaca como una técnica poderosa para obtener mediciones precisas de velocidad en entornos extremos [16], [17]. En el estudio del X-15, el PIV fue crucial por varias razones: permitió una medición precisa y no intrusiva de la velocidad y la dirección del flujo de aire, facilitó un análisis detallado del flujo. Esta técnica no solo proporciona una comprensión más profunda de las interacciones hipersónicas y sus efectos, ayudando a mitigar problemas similares a los del X-15, sino que también es fundamental para futuras misiones como Dragonfly y las reentradas de la cápsula Orión en las misiones Artemis. En estas misiones, el PIV permitirá analizar las interacciones del flujo del chorro en diferentes estados de la capa límite, mejorando el diseño y la eficiencia de los sistemas de control aerodinámico y asegurando la estabilidad y seguridad de los vehículos en condiciones hipersónicas.

El presente trabajo de grado propone abordar el desafío de la caracterización de flujos hipersónicos mediante la aplicación de PIV en el túnel de viento hipersónico de UTSA. Se realizarán pruebas de PIV para estudiar flujos hipersónicos de chorro cruzados, con el objetivo de comprender la interacción de estos flujos bajo condiciones hipersónicas. Este estudio es crucial debido a su impacto en la estabilidad, control y gestión térmica de los vehículos aeroespaciales.

La metodología incluye la configuración de un montaje experimental que incorpora elementos ópticos, un láser con una longitud de onda de 532 nm para visualizar las estructuras de flujo de aire trazadas con partículas de dióxido de titanio (TiO_2), y cámaras de alta velocidad en un

túnel de viento Mach 7. El procesamiento y análisis de los datos obtenidos se realizará mediante el software DaVis 8.4 de LAVISION y el lenguaje de programación Python para el cálculo y análisis de variables y resultados. Los resultados esperados incluyen la obtención de campos vectoriales de velocidad precisos, esenciales para comprender la dinámica del flujo hipersónico alrededor de vehículos. Esto permitirá obtener información detallada sobre la distribución y magnitud de la velocidad, así como la identificación de regiones de alta turbulencia.

II. OBJETIVOS

A. *Objetivo general*

Realizar mediciones de velocidad en el túnel de viento hipersónico mediante PIV para flujos hipersónicos de chorro cruzados, con el fin de comprender la dinámica del flujo y sus interacciones con la capa límite en vehículos aeroespaciales.

B. *Objetivos específicos*

1) **Diseñar y configurar el montaje experimental para pruebas de PIV**

- Desarrollar un sistema de medición que incluya elementos ópticos, un láser con una longitud de onda de 532 nm , y cámaras de alta velocidad.
- Establecer las condiciones experimentales adecuadas para el túnel de viento Mach 7, asegurando la correcta visualización de las estructuras de flujo de aire trazadas con partículas de óxido de titanio (TiO_2).

2) **Realizar pruebas de PIV en el túnel de viento hipersónico Mach 7**

- Llevar a cabo pruebas experimentales para capturar imágenes de alta resolución del flujo hipersónico.
- Ajustar el tiempo de sincronización de los dispositivos (cámara de alta velocidad, láser y alimentador de partículas) previo a realizar las pruebas con el túnel de viento.

3) **Procesar datos e imágenes obtenidos durante las pruebas para obtener campos de velocidad en los flujos hipersónicos**

- Utilizar el software DaVis 8.4 de LAVISION para el procesamiento inicial de los datos y la obtención de campos vectoriales de velocidad.
- Emplear el lenguaje de programación Python para realizar cálculos adicionales, incluyendo el análisis de la vorticidad y otras variables críticas.

III. MARCO TEÓRICO

A. Introducción al flujo hipersónico

La aerodinámica hipersónica es fundamental para el desarrollo de tecnologías aeroespaciales avanzadas, siendo aplicable en el diseño y operación de vehículos espaciales, misiles y aviones de alta velocidad. Los flujos hipersónicos, caracterizados por números de Mach superiores a 5, Fig. 5, presentan características únicas y desafíos significativos debido a las extremas velocidades y temperaturas involucradas. En estos regímenes, el aire se vuelve altamente compresible, lo que genera cambios drásticos en su densidad a lo largo del flujo, afectando directamente la dinámica de este.

1) Número Mach

El número de Mach (M) es un parámetro adimensional que define la relación entre la velocidad del flujo (v) y la velocidad del sonido en el medio (a), y se expresa mediante la ecuación (1):

$$M = \frac{v}{a} \quad (1)$$

La comprensión y el cálculo del número de Mach son esenciales, ya que este parámetro influye directamente en la formación de ondas de choque, la distribución de presión y otros fenómenos aerodinámicos críticos que afectan la estabilidad, el control y el diseño estructural de los vehículos hipersónicos. A medida que el número de Mach aumenta, se intensifican los gradientes de presión y temperatura, lo que requiere un enfoque preciso y riguroso en el análisis y diseño aerodinámico para garantizar el rendimiento y la seguridad en condiciones extremas.

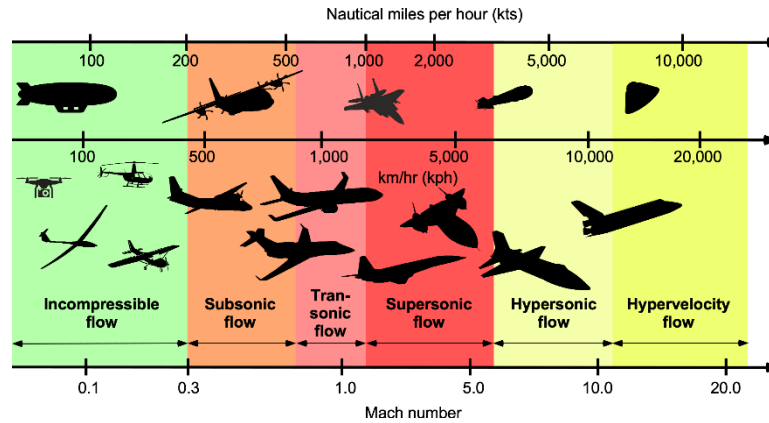


Fig. 5. Categorización de flujos aerodinámicos y vehículos con número de Mach.

Nota. Fuente <https://eaglepubs.erau.edu>

2) Ecuaciones de Navier-Stokes

Las ecuaciones de Navier-Stokes son fundamentales para describir el movimiento de los fluidos y representan la conservación de la masa, la cantidad de movimiento y la energía en un fluido. La ecuación de Navier-Stokes (2), para un fluido compresible se expresa como:

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \nabla u \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 u + (\mu + \lambda) \nabla (\nabla \cdot u) + f \quad (2)$$

Donde:

- ρ es la densidad del fluido.
- u es el vector de velocidad.
- t es el tiempo.
- p es la presión.
- μ es la viscosidad dinámica.
- λ es la viscosidad volumétrica.
- f representa las fuerzas externas aplicadas al fluido.

La capacidad de resolverlas de manera es crucial para el análisis y diseño de vehículos hipersónicos, permitiendo un estudio detallado de fenómenos complejos como las interacciones onda de choque-capa límite, la turbulencia y el calentamiento aerodinámico.

Estas simulaciones son vitales para anticipar y mitigar problemas relacionados con la estabilidad, el control y la gestión térmica de los vehículos bajo condiciones extremas, complementando así los datos experimentales obtenidos mediante técnicas como la Velocimetría de Imágenes de Partículas (PIV).

3) Número de Reynolds

El número de Reynolds (Re) es un parámetro adimensional que describe la relación entre las fuerzas inerciales y viscosas en un flujo, y se calcula mediante la ecuación (3):

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (3)$$

Donde:

- ρ es la densidad del fluido.
- L es una longitud característica.
- μ es la viscosidad dinámica del fluido.

El número de Reynolds es crucial para determinar el régimen de flujo, Fig. 6, diferenciando entre un flujo laminar y uno turbulento. Un flujo laminar, caracterizado por un movimiento suave y ordenado de las capas de fluido, presenta menor resistencia aerodinámica y menor calentamiento debido a la baja fricción interna. Por otro lado, un flujo turbulento, con un movimiento caótico y desordenado de las partículas de fluido, genera una mezcla más intensa entre las capas, lo que incrementa tanto la fricción como el calentamiento aerodinámico. Identificar el número de Reynolds es esencial en el diseño y análisis de vehículos hipersónicos, ya que permite predecir y controlar las condiciones del flujo sobre la superficie del vehículo. Esto, a su vez, influye directamente en la eficiencia aerodinámica,

la estabilidad y la gestión térmica de este, factores críticos para garantizar su operatividad y seguridad en misiones aeroespaciales [18].

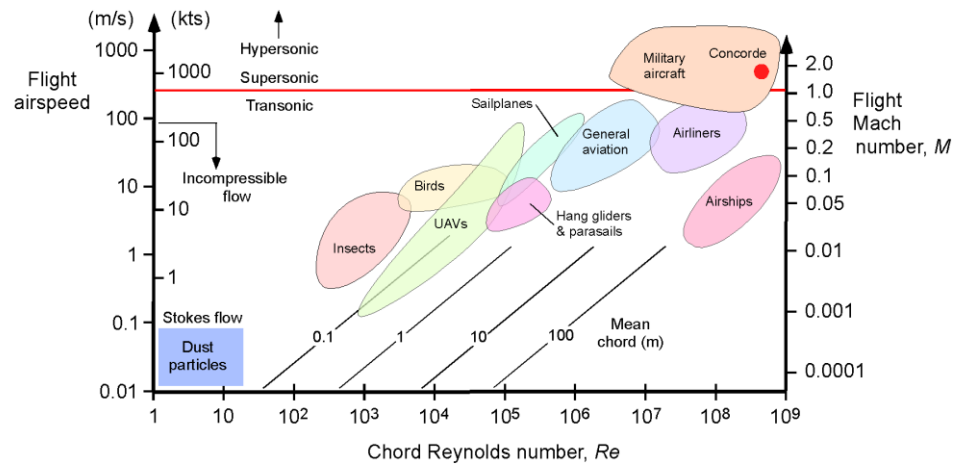


Fig. 6. Rango de números de Reynolds y Mach. Nota. Fuente <https://eaglepubs.erau.edu>

B. Funcionamiento del túnel de viento Mach 7 de UTSA

El túnel de viento Mach 7 Ludwig Tube de la Universidad de Texas en San Antonio (UTSA) es una instalación avanzada diseñada específicamente para el estudio de flujos hipersónicos. Este túnel, con sus componentes cuidadosamente diseñados, permite la simulación precisa de condiciones de vuelo hipersónico, lo que es crucial para el desarrollo de tecnologías aeroespaciales. A continuación, se describen en detalle los principios de funcionamiento y las características técnicas del túnel de viento.

1) Componentes principales del túnel de viento

El túnel de viento Mach 7 Ludwig Tube, está compuesto por varios elementos clave:

- **Tubo conductor:** Es la parte principal del túnel donde se almacena el aire presurizado antes de ser liberado. Su diseño permite el control preciso de las condiciones iniciales del flujo.
- **Plenum:** Actúa como una cámara de mezcla donde el aire presurizado se estabiliza antes de entrar en la tobera. Facilita la transición de una sección transversal circular a una

rectangular, lo que es crucial para la formación de un flujo uniforme en la sección de pruebas.

- **Tobera:** La tobera convergente-divergente es fundamental para la aceleración del flujo hasta el número de Mach deseado. En este caso, la tobera está diseñada para alcanzar Mach 7 mediante una expansión isentrópica.
- **Sección de pruebas:** Es el área donde se lleva a cabo la observación y medición del flujo. Tiene un diseño óptico especializado que permite el acceso visual al flujo, esencial para técnicas de diagnóstico como la PIV.
- **Difusor:** Tras pasar por la sección de pruebas, el flujo se desacelera en el difusor, permitiendo que el aire sea evacuado de manera controlada.
- **Tanque de vacío:** Mantiene las condiciones de baja presión necesarias en la parte posterior del túnel para asegurar un flujo continuo y controlado.

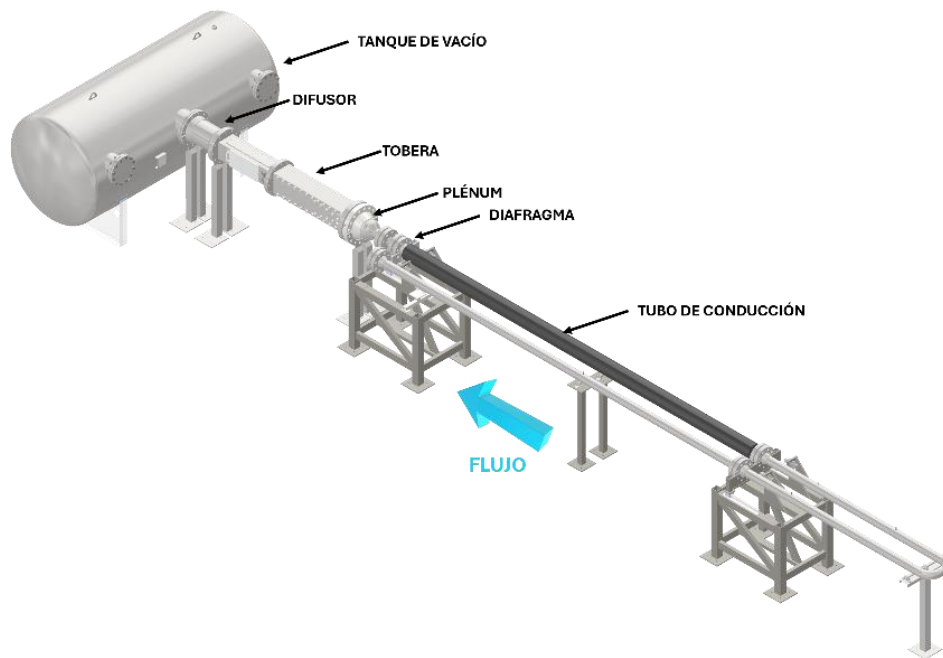


Fig. 7. Túnel de viento de UTSA.

2) Preparación e inicio de la prueba

Antes de iniciar una prueba, el túnel debe ser preparado meticulosamente para asegurar que las condiciones de prueba sean las correctas. El proceso comienza con el calentamiento del tubo conductor, si es necesario, y su presurización hasta alcanzar las condiciones de estancamiento requeridas, tanto en presión como en temperatura. Mientras tanto, en la parte descendente del sistema (es decir, tobera, sección de pruebas, difusor y tanque de vacío), se reduce la presión para crear un vacío adecuado que asegure la aceleración del flujo una vez que se inicie la prueba.

Una vez que las condiciones están establecidas, la prueba comienza con la actuación de una válvula rápida o el estallido de un diafragma. Esto permite que el aire presurizado sea liberado en el plenum, donde la diferencia de presión a través de la tobera acelera el flujo al número de Mach diseñado. Esta fase es crucial, ya que cualquier variación en las condiciones iniciales puede afectar la precisión y repetibilidad de los experimentos [19].

TABLA I. PARÁMETROS PARA PRUEBA

Parámetros	Valor
Presión de estancamiento (P_0)	1.7-2.2 MPa
Temperatura de estancamiento (T_0)	250-300 K
Número de Reynolds (Re)	$21-28 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$
Número Mach (M)	7.2 ± 0.2
Tiempo de prueba de estado estable (t)	$70 \pm 10 \text{ ms}$

3) Generación del flujo hipersónico

El flujo hipersónico se genera mediante la rápida expansión del aire en la tobera convergente-divergente. A medida que el flujo pasa por la garganta de la tobera y entra en la sección divergente, se acelera hasta alcanzar Mach 7. Este proceso se basa en una expansión isentrópica, lo que significa que la expansión ocurre sin intercambio de calor con el entorno y sin generación de entropía, lo cual es ideal para mantener un flujo uniforme y predecible.

En casos de flujos con números de Mach superiores a 4, puede surgir el riesgo de licuefacción o condensación de los gases debido a las bajas temperaturas alcanzadas durante la expansión. Para evitar esto, el sistema incluye elementos de calefacción en la sección del conductor, Fig. 8, lo que asegura que el flujo permanezca en estado gaseoso durante todo el proceso.



a)

b)

Fig. 8. a) Laboratorio hipersónico de UTSA y b) Tubo conductor con camisa térmica.

4) Onda de expansión y estado estacionario

El túnel de viento Ludwig se basa en la generación de una onda de expansión, que se produce al estallar un diafragma o al abrir una válvula rápida. Esta onda se propaga a lo largo del tubo conductor, se refleja en la pared final, y luego regresa hacia la garganta de la tobera donde se refleja nuevamente. Este ciclo de ida y vuelta permite establecer un flujo de estado estacionario en la sección de pruebas, que es el momento óptimo para realizar las mediciones.

Los estados estacionarios generados son de corta duración, generalmente de varias decenas de milisegundos, pero son lo suficientemente largos como para capturar datos significativos mediante equipos de diagnóstico de alta velocidad, como las cámaras utilizadas para PIV. La naturaleza breve de estos estados estacionarios exige una sincronización extremadamente precisa de los equipos de medición para garantizar la máxima recolección de datos útiles y la fidelidad de las mediciones realizadas durante estos períodos críticos.

5) Sección de pruebas y acceso óptico

La tobera plana del túnel de viento crea un flujo Mach 7 al expandir isentrópicamente los gases de prueba. Esta tobera está conectada al tubo conductor a través de un plenum que permite la transición de una sección transversal circular a una rectangular. La sección de pruebas del túnel mide 0.9 m de largo y tiene un área de sección transversal interna de

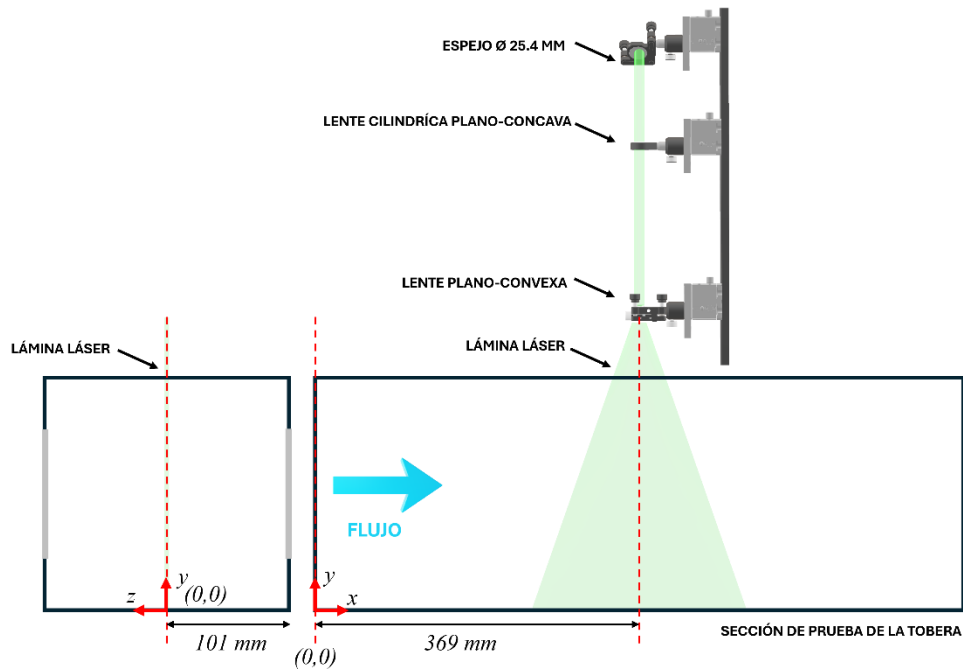


Fig. 9. Sección de testeo para PIV.

$203\text{ mm} \times 203\text{ mm}$. Las ventanas en los cuatro lados de la sección de pruebas proporcionan acceso óptico, permitiendo la visualización y el análisis del flujo. Las ventanas horizontales tienen un área de acceso óptico de $0.46\text{ m} \times 0.20\text{ m}$, mientras que las otras dos ventanas tienen un área de $0.71\text{ m} \times 0.10\text{ m}$.

C. Velocimetría de Imágenes de Partículas (PIV)

1) Principios básicos del PIV

La Velocimetría de Imágenes de Partículas (PIV) es una técnica óptica avanzada utilizada para medir la velocidad de los flujos mediante el seguimiento de partículas trazadoras que son iluminadas por un rayo láser, Fig. 10. Este método es especialmente valioso en estudios

de flujos hipersónicos, ya que permite obtener mediciones detalladas y no intrusivas de la velocidad y dirección del flujo. La técnica se basa en capturar imágenes de las partículas en

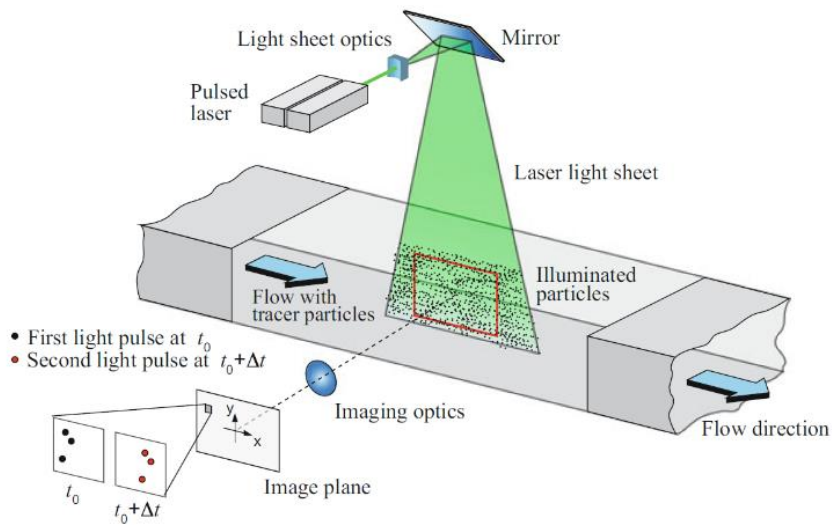


Fig. 10. Configuración de experimento de PIV.

Nota: <https://www.pivbook.org/>

movimiento en dos instantes de tiempo sucesivos y, posteriormente, analizar el desplazamiento de las partículas entre estas imágenes. El análisis de correlación cruzada de las imágenes permite calcular los vectores de velocidad del flujo, lo cual es esencial para comprender la dinámica del flujo en condiciones extremas.

2) Configuración de PIV

La precisión y fiabilidad de las mediciones de flujo obtenidas mediante PIV dependen en gran medida de la configuración experimental. La correcta selección y disposición de los componentes ópticos y electrónicos son cruciales para asegurar resultados precisos. A continuación, Fig. 11, se describen los principales componentes de la configuración del

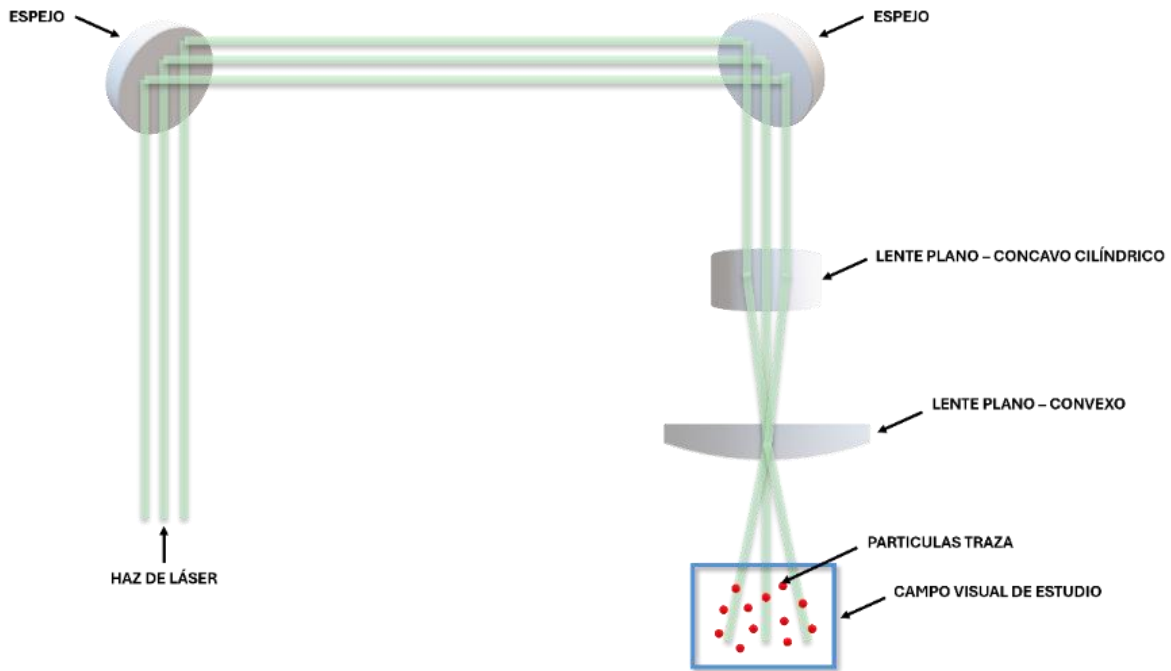


Fig. 11. Esquema de óptica para experimento de PIV.

a) Elementos ópticos

- **Espejos:** Utilizados para redirigir el rayo láser hacia la sección de prueba, los espejos deben tener una alta reflectividad para la longitud de onda específica del láser (532 nm). Su disposición en ángulos precisos (45°), permite guiar el haz sin alterar su forma o coherencia, manteniendo la integridad del rayo para la formación de la hoja de luz.
- **Lente plano-cóncavo cilíndrico:** Esta lente es fundamental para expandir el rayo láser en una dirección específica, generando una hoja de luz. La curvatura cóncava permite que el haz se expanda linealmente, transformando el rayo colimado en una delgada hoja de luz, lo que es esencial para iluminar un plano bidimensional dentro del flujo.

- **Lente plano-convexo:** Después de la expansión del haz, una lente plano-convexa se utiliza para enfocar y ajustar el grosor de la hoja de luz. Esta lente colima el haz expandido, afinando su grosor para garantizar una hoja de luz uniforme y delgada en el plano de interés, lo cual es crítico para obtener imágenes nítidas y detalladas de las partículas en movimiento.

b) Láser Nd: YAG

Este láser con una longitud de onda de 532 nm es el componente central para la iluminación de las partículas trazadoras en el flujo. Este tipo de láser es ideal para aplicaciones de PIV debido a su alta coherencia y potencia, lo que permite la generación de pulsos de luz intensos y breves. Estos pulsos son fundamentales para "congelar" el movimiento de las partículas en las imágenes capturadas, lo que facilita un análisis preciso del flujo.

c) Cámaras de alta velocidad

Para capturar las imágenes de las partículas iluminadas, se emplean cámaras de alta velocidad equipadas con sensores CMOS de alta sensibilidad. Estas cámaras deben estar perfectamente sincronizadas con el láser para capturar dos imágenes consecutivas en un intervalo de tiempo extremadamente corto. La alta resolución temporal y espacial de estas cámaras es esencial para captar los detalles del flujo hipersónico, permitiendo un análisis detallado del movimiento de las partículas y la obtención de datos precisos sobre la velocidad del flujo.

Un aspecto clave en la eficiencia de estas cámaras es la eficiencia cuántica de sus sensores. La eficiencia cuántica se refiere a la capacidad de un sensor para convertir los fotones incidentes en electrones, es decir, en señal eléctrica útil. Una alta eficiencia cuántica es crucial en aplicaciones PIV porque asegura que incluso en condiciones de iluminación limitada, como las que se encuentran en experimentos con láser, los sensores puedan captar una cantidad suficiente de luz para producir imágenes claras y detalladas. La Fig. 12 muestra las eficiencias cuánticas de varios sensores CCD y CMOS en función de la longitud de onda del láser (532 nm). Esta información es fundamental para seleccionar la cámara adecuada y maximizar la calidad de las imágenes obtenidas durante los experimentos.

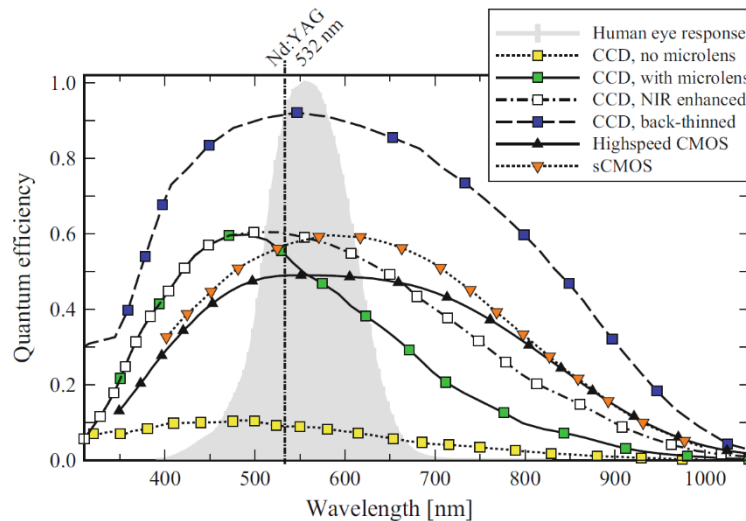


Fig. 12. Eficiencia cuántica de los sensores CCD y CMOS.

Nota. Fuente <https://www.pivbook.org/>

Con una alta eficiencia cuántica, la cámara puede captar más fotones emitidos por las partículas trazadoras, lo que mejora la relación señal/ruido en las imágenes y permite una detección más precisa de las pequeñas variaciones de flujo, que son esenciales para el análisis de dinámicas complejas en flujos hipersónicos.

3) Cálculo del diámetro de partículas según el flujo

En el túnel de viento de la UTSA, se utilizó TiO_2 como material de siembra para la técnica de PIV. La selección de este material se debe a sus propiedades ópticas y su capacidad para

proporcionar un contraste adecuado en las imágenes obtenidas mediante PIV. Las partículas trazadoras son fundamentales en el experimento, ya que actúan como marcadores que permiten visualizar y medir la velocidad del flujo de aire dentro del túnel.

Estas partículas se introducen en el tubo conductor antes de la presurización, asegurando una distribución uniforme cuando el túnel de viento comienza a funcionar. Este proceso es crucial para evitar aglomeraciones de partículas, que podrían distorsionar las mediciones de velocidad. Según [20], el diámetro nominal de las partículas seleccionadas es de $0.26 \mu\text{m}$, y tienen un tiempo de respuesta de $2.9 \mu\text{s}$. Este tiempo de respuesta es un parámetro clave que describe la rapidez con la que las partículas pueden adaptarse a los cambios en la velocidad del flujo.

El diámetro de las partículas y su capacidad para seguir el flujo se evalúan utilizando el número de Stokes (St), ecuación (4), que es una métrica que relaciona el tiempo de respuesta de las partículas con el tiempo característico del flujo:

$$St = \frac{\tau_p}{\tau_f} \quad (4)$$

Donde:

- τ_p es el tiempo de respuesta de la partícula, que depende de su tamaño, densidad, y las propiedades del fluido circundante.
- τ_f es el tiempo característico del flujo, que se relaciona con la escala temporal de las estructuras de vorticidad y otras características dinámicas del flujo.

El número de Stokes es un indicador de la capacidad de las partículas para seguir fielmente las variaciones en el flujo. Un número de Stokes bajo ($St < 1$) indica que las partículas responden rápidamente a los cambios en la velocidad del flujo, moviéndose de manera coherente con el fluido y proporcionando mediciones precisas de la velocidad. Por el contrario, un número de Stokes alto sugiere que las partículas son incapaces de seguir rápidamente las fluctuaciones del flujo, lo que puede conducir a errores en la medición.

Para el flujo a Mach 7.2, el cálculo dio un número de Stokes de 0.09, lo que indica que las partículas de TiO_2 utilizadas proporcionan una representación precisa de las estructuras del fluido. Este valor asegura que las partículas siguen de cerca las variaciones en la velocidad del flujo, lo que es esencial para obtener datos fiables en experimentos de PIV en condiciones hipersónicas.

Además, la elección del tamaño de partícula y el número de Stokes adecuado tiene implicaciones directas en la resolución espacial y temporal de las mediciones de PIV. Un balance cuidadoso entre la capacidad de las partículas para seguir el flujo y la calidad de la señal óptica es fundamental para garantizar que los datos obtenidos sean precisos y útiles para la caracterización de flujos hipersónicos complejos.

4) Procesamiento y análisis de datos

El procesamiento y análisis de los datos obtenidos en las pruebas de Velocimetría de Imágenes de Partículas (PIV) es un componente esencial en la caracterización de flujos hipersónicos. Este proceso se lleva a cabo utilizando el software especializado DaVis 8.4 de LaVision [21], en conjunto con herramientas desarrolladas en Python, permitiendo un análisis detallado de los fenómenos aerodinámicos observados.

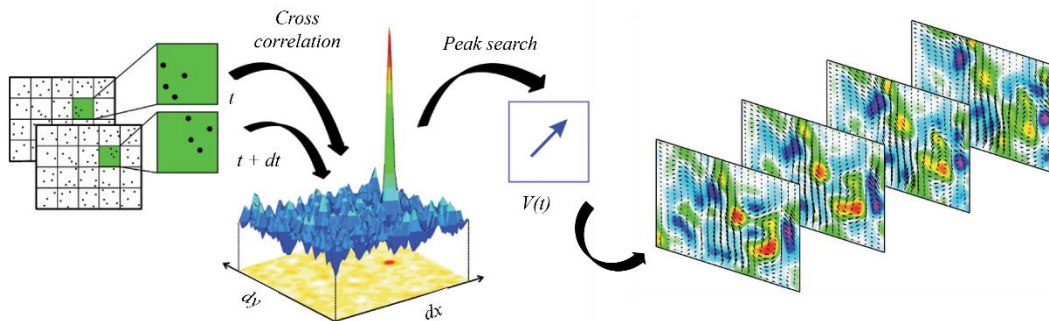


Fig. 13. Esquema del procesamiento de imágenes para obtención de los campos de velocidad.

a) Captura de imágenes y preprocesamiento

El primer paso en el procesamiento de PIV consiste en la captura de imágenes de partículas trazadoras, que han sido iluminadas por pulsos láser dobles a intervalos de tiempo extremadamente cortos. Estas imágenes son cruciales para registrar el

desplazamiento de las partículas en el flujo. Para garantizar una alta precisión en la medición de la velocidad, las imágenes se dividen en áreas de interrogación o recuadros de píxeles como se ilustra en el esquema de la Fig. 13. Dentro de estos recuadros, las posiciones de las partículas se analizan en diferentes momentos temporales, identificados como t y $t + dt$.

Además de las imágenes de las partículas, es fundamental capturar una imagen de escala antes de comenzar el experimento. Esta imagen de escala se utiliza para calibrar el sistema, permitiendo convertir los desplazamientos de píxeles en unidades físicas reales (por ejemplo, milímetros). La medición precisa de la resolución espacial del sistema es clave para obtener resultados exactos, ya que cualquier error en la calibración podría traducirse en imprecisiones significativas en los cálculos de velocidad.

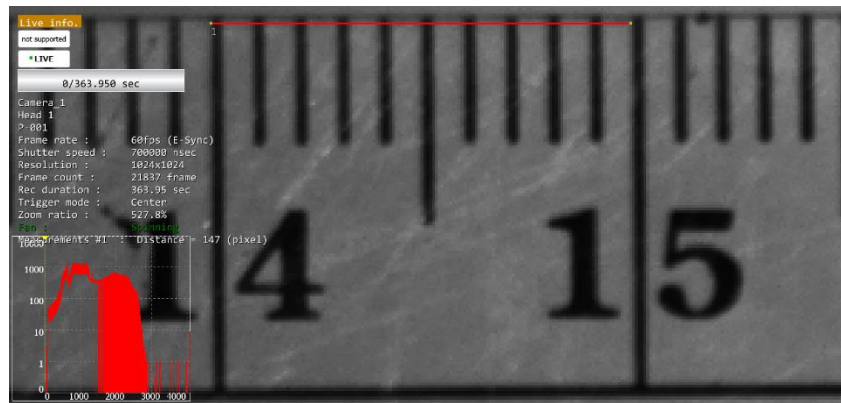


Fig. 14. Ejemplo imagen escala experimento.

b) Correlación cruzada y análisis de desplazamiento

Una vez que las imágenes han sido segmentadas en áreas de interrogación, se aplica la técnica de correlación cruzada. Esta técnica compara las posiciones de las partículas en las dos imágenes consecutivas para determinar el desplazamiento promedio dentro de cada recuadro. Como se ilustra en la Fig. 13, la correlación cruzada produce un pico en la función de correlación, que representa el desplazamiento de las partículas en el tiempo transcurrido entre las dos capturas.

Sin embargo, para evitar el fenómeno conocido como "peak locking" - que ocurre cuando las partículas se alinean consistentemente con los píxeles de la cámara,

introduciendo un sesgo en las mediciones - se realiza un análisis adicional mediante la técnica de "peak search". Este método busca el máximo de la correlación en un espacio sub-píxel, lo que asegura que las mediciones de desplazamiento sean lo más precisas y continuas posible, evitando artefactos en los datos.

c) Obtención de campos de velocidad

Después de calcular los desplazamientos de las partículas, se procede a la construcción de campos de velocidad. Estos campos son representaciones detalladas de la distribución y variación de la velocidad en el flujo hipersónico, como se muestra en la parte derecha de la Fig. 13. El software DaVis 8.4 facilita este proceso utilizando métodos adaptativos y de múltiples pasadas que mejoran la precisión de las mediciones al ajustar dinámicamente las áreas de interrogación. Esto permite obtener una alta resolución en los resultados, capturando con precisión los detalles finos de la dinámica del flujo.

d) Análisis de vorticidad y postprocesamiento

Finalmente, se realiza un análisis de la vorticidad utilizando el lenguaje de programación Python. La vorticidad, que mide la rotación local del fluido, es un parámetro crucial para identificar fenómenos de inestabilidad y separación en el flujo. Estos aspectos son de gran importancia en el diseño y análisis de vehículos aeroespaciales, ya que afectan directamente la estabilidad y el control del vehículo. La combinación de las capacidades de procesamiento de DaVis 8.4 con el análisis detallado en Python proporciona una herramienta poderosa para explorar y comprender los mecanismos subyacentes en los flujos hipersónicos.

e) Importancia del Procesamiento Avanzado en PIV

Este conjunto de técnicas y herramientas asegura que el análisis de los flujos hipersónicos sea tanto preciso como exhaustivo, proporcionando datos fundamentales para la validación de modelos computacionales y la mejora de nuestra comprensión de los complejos fenómenos que ocurren en estos entornos extremos. La aplicación de PIV, con el apoyo de tecnologías avanzadas como DaVis 8.4 y Python, es esencial para

avanzar en el conocimiento de la aerodinámica hipersónica y su aplicación en la ingeniería aeroespacial.

D. Fenómenos de interacción en flujos hipersónicos

1) Interacción onda de choque - capa límite

En flujos hipersónicos, la interacción entre las ondas de choque y la capa límite es un fenómeno de alta complejidad que tiene efectos significativos en la estabilidad y el rendimiento de los vehículos aeroespaciales. Esta interacción puede inducir separaciones del flujo, alterando la aerodinámica y la distribución de cargas en la superficie del vehículo. La comprensión detallada de esta interacción es crucial para diseñar sistemas de control aerodinámico efectivos y garantizar la estabilidad durante el vuelo.

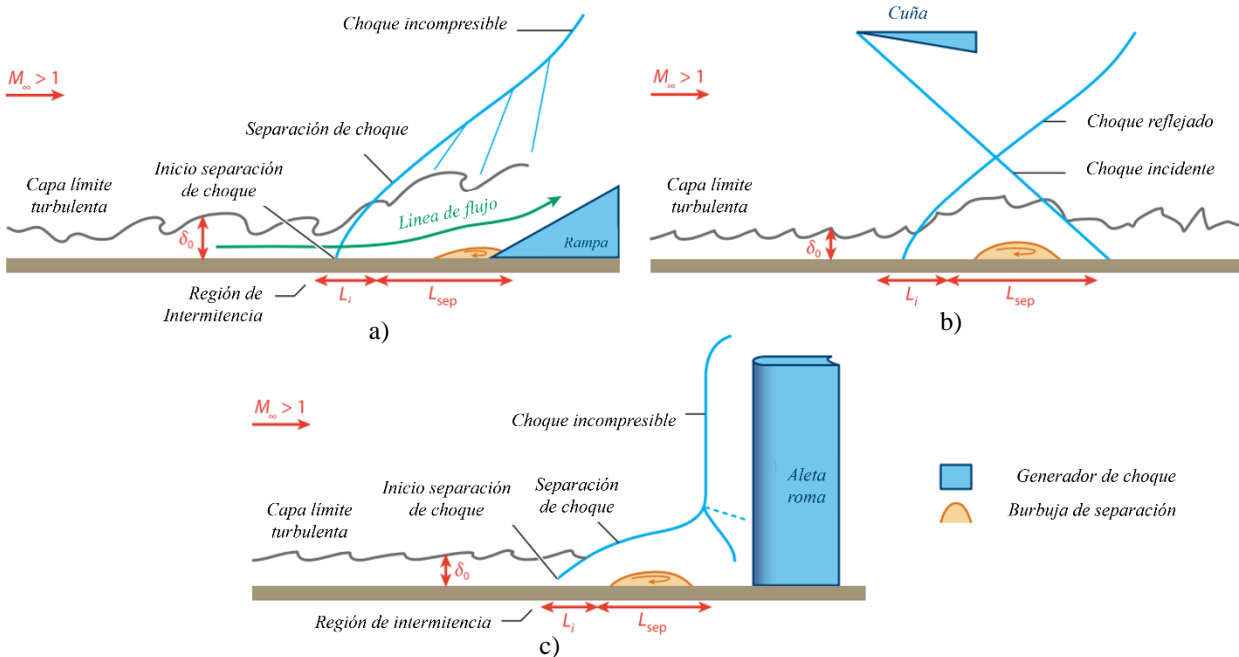


Fig. 15. Interacciones canónicas de onda de choque y capa límite: a) rampa de compresión, b) choque reflejado y c) aleta roma.

Las ondas de choque se forman cuando un vehículo se desplaza a velocidades hipersónicas, generando discontinuidades en el flujo debido a los gradientes extremos de presión y temperatura. Estos gradientes surgen por la compresión súbita del aire, lo que provoca un aumento abrupto en la presión y temperatura del flujo. La interacción de estas ondas de

choque con la capa límite del vehículo puede llevar a una separación del flujo y a la formación de regiones de recirculación, áreas donde el flujo se invierte y puede causar fluctuaciones en la presión y temperatura en la superficie del vehículo. Esto puede causar inestabilidades aerodinámicas y concentrar el calor en áreas específicas de la superficie del vehículo, generando puntos calientes que pueden llevar a fallos estructurales. A continuación, Fig. 15 , se ilustra diferentes interacciones canónicas de onda de choque y capa límite de acuerdo con diversas estructuras geométricas de generación de choque [1].

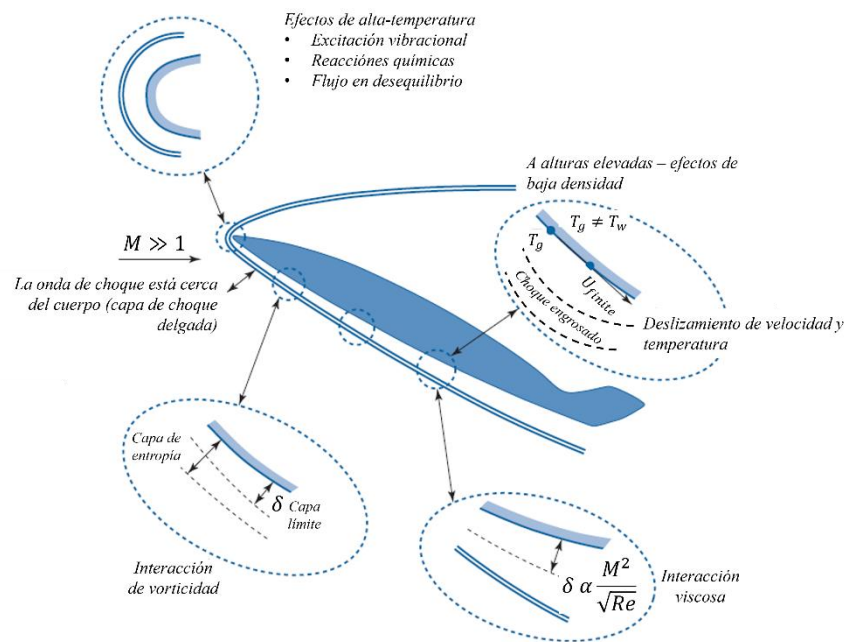


Fig. 16. Efectos físicos característicos del flujo hipersónico.

En la siguiente imagen, Fig. 16 , y según [15], se pueden evidenciar los efectos físicos característicos del flujo hipersónico:

- **Interacción de la vorticidad y la capa límite:** La separación de la capa límite puede inducir vorticidad en el flujo, afectando la estabilidad del vehículo. Además, la capa de entropía que se forma detrás de la onda de choque tiene un impacto significativo en la distribución del calor y las propiedades del flujo.
- **Interacción viscosa:** La interacción, ecuación (5), describe cómo la onda de choque interactúa con la viscosidad del fluido. Esta interacción es crítica para entender la formación de ondas de choque y la distribución de presión en el vehículo.

$$\frac{Ma^2}{\sqrt{2}/Re} \quad (5)$$

- **Efectos de alta temperatura:** A velocidades hipersónicas, el flujo puede experimentar excitación vibracional, reacciones químicas y flujos en desequilibrio. Estos efectos de alta temperatura pueden alterar significativamente las propiedades del flujo y deben ser considerados en el diseño de vehículos.
- **Efectos de baja densidad a altas altitudes:** A altas altitudes, la baja densidad del aire puede causar un engrosamiento de las ondas de choque y deslizamientos de velocidad y temperatura. Estos efectos son importantes para misiones espaciales y deben ser tenidos en cuenta en el diseño aerodinámico.

2) Interacciones de flujo de chorro cruzado

El flujo de chorro cruzado es otro fenómeno crítico en la aerodinámica hipersónica. Se refiere a la interacción entre un chorro de fluido que emerge de un vehículo (como los gases de escape de un motor) y el flujo libre circundante, Fig. 17 . En condiciones hipersónicas, esta interacción se vuelve extremadamente compleja debido a los altos gradientes de velocidad y temperatura. Los jets o chorros pueden afectar significativamente la distribución del flujo alrededor del vehículo, alterando la presión y la temperatura en la superficie, lo que puede resultar en inestabilidades y fallos estructurales[7], [22], [23], [24].

a) Formación del chorro e impacto en la aerodinámica y estructura del vehículo hipersónico

En un entorno hipersónico, un chorro o jet se forma cuando un fluido es expulsado a alta velocidad a través de una boquilla, comúnmente en sistemas de propulsión o control de reacción (RCS) en vehículos hipersónicos. Al atravesar una boquilla convergente-divergente, el fluido es acelerado, alcanzando velocidades supersónicas al salir de la boquilla. Dependiendo de la relación de presión entre el chorro y el flujo circundante, se pueden formar diferentes tipos de chorro: *subexpandido*, *sobreexpandido* o *perfectamente expandido*.

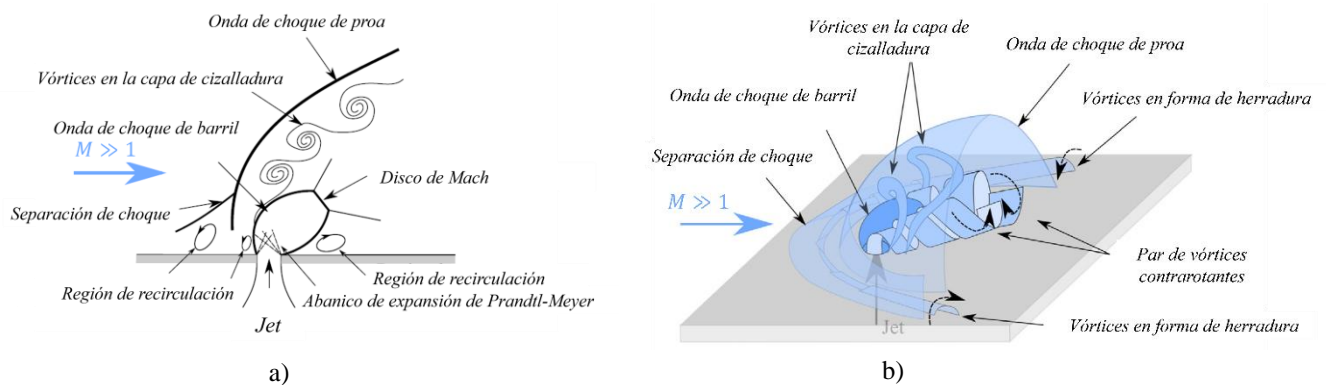


Fig. 17. a) Vista lateral instantánea en el eje de la línea central del chorro y b) esquema de flujo transversal supersónico.

En un chorro *subexpandido*, la presión del chorro es mayor que la presión ambiente, lo que causa una expansión al salir de la boquilla y genera ondas de choque de barril dentro del chorro. En contraste, en un chorro *sobreexpandido*, la presión del chorro es menor que la del ambiente, lo que provoca una contracción del chorro y la formación de ondas de choque de compresión. Un chorro *perfectamente expandido* ocurre cuando la presión del chorro coincide con la presión ambiente, minimizando la formación de ondas de choque y produciendo un flujo más uniforme.

Cuando el chorro interactúa con el flujo hipersónico circundante, se generan estructuras de flujo complejas que impactan significativamente la aerodinámica del vehículo. La onda de choque de proa, que se forma frente al chorro debido a la compresión del aire, puede causar una separación del flujo en la superficie del vehículo y crear una onda de

choque de separación. Además, en la capa de cizalladura entre el chorro y el flujo libre, se forman vórtices contrarrotantes que promueven la mezcla turbulenta. También se desarrollan vórtices en forma de herradura en la base del chorro, como resultado de la interacción del flujo con la superficie del vehículo, extendiéndose hacia el flujo circundante y afectando la estabilidad.

Estas interacciones del chorro con el flujo circundante generan fluctuaciones en la presión y temperatura, lo que resulta en un calentamiento aerodinámico severo y posibles compromisos en la integridad estructural del vehículo. La complejidad de estas interacciones es crucial para el diseño de sistemas de control y propulsión eficientes en condiciones hipersónicas, ya que afectan directamente la maniobrabilidad y estabilidad del vehículo durante su vuelo.

La comprensión detallada de estos fenómenos es fundamental para optimizar el rendimiento aerodinámico y la seguridad de los vehículos hipersónicos en misiones espaciales y vuelos a alta velocidad.

3) Importancia del tipo de flujo en la capa límite

El tipo de flujo en la capa límite es un factor determinante en la dinámica de los flujos hipersónicos y tiene implicaciones significativas en la estabilidad y el rendimiento de los vehículos aeroespaciales. La capa límite puede encontrarse en uno de los tres estados: laminar, transicional o turbulento, Fig. 18, y cada estado presenta características únicas que afectan el comportamiento del flujo y su interacción con la superficie del vehículo.

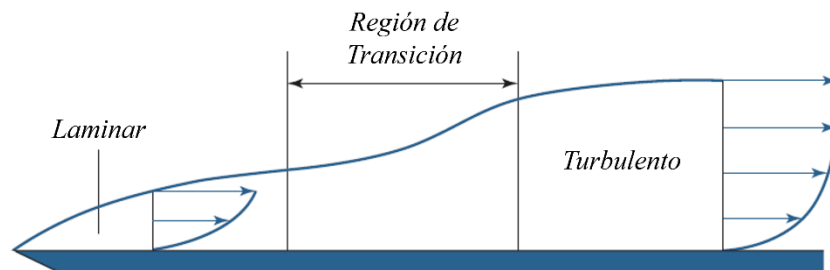


Fig. 18. Esquema de transición.

a) Flujo laminar

El flujo laminar se caracteriza por un movimiento suave y ordenado de las partículas de fluido, con líneas de corriente paralelas que fluyen sin interrupciones. Este régimen es predominante a bajos números de Reynolds y se describe matemáticamente por una menor resistencia aerodinámica, ya que las fuerzas viscosas dominan sobre las inerciales [25], [26]. En el flujo laminar, el perfil de velocidad dentro de la capa límite aumenta gradualmente desde la superficie del vehículo hasta la velocidad del flujo libre.

- **Resistencia aerodinámica:** La resistencia aerodinámica es menor en el flujo laminar debido a la reducción de la fricción superficial.
- **Calentamiento aerodinámico:** El calentamiento aerodinámico es más uniforme y predecible en comparación con otros regímenes de flujo.

b) Flujo transicional

El flujo transicional representa una fase intermedia entre el flujo laminar y el turbulento. En este régimen, pequeñas perturbaciones en el flujo laminar comienzan a crecer, eventualmente provocando la transición a un flujo turbulento [25]. Este estado es complejo y difícil de predecir, ya que depende de múltiples factores como la velocidad del flujo, la rugosidad de la superficie y las condiciones de presión y temperatura

- **Inestabilidad:** Las pequeñas perturbaciones pueden amplificarse, llevando a la formación de estructuras coherentes que marcan el inicio de la turbulencia.
- **Efectos de calentamiento y resistencia:** En el régimen transicional, tanto la resistencia aerodinámica como el calentamiento aerodinámico aumentan debido a la mezcla de características laminares y turbulentas.

c) Flujo turbulento

El flujo turbulento se caracteriza por un movimiento caótico y desordenado de las partículas de fluido. Este régimen es predominante a altos números de Reynolds, donde

las fuerzas inerciales superan las viscosas. En el flujo turbulento, la mezcla intensa de las capas de fluido genera fluctuaciones rápidas de velocidad y presión, creando estructuras como vórtices y remolinos [26].

- **Resistencia aerodinámica:** La resistencia aerodinámica es significativamente mayor en el flujo turbulento debido al incremento en la fricción superficial.
- **Calentamiento aerodinámico:** El calentamiento aerodinámico es más severo y menos uniforme, lo que puede generar puntos calientes en la superficie del vehículo.

b) **Impacto en las interacciones del flujo de chorro**

El estado de la capa límite afecta significativamente las interacciones del flujo de chorro. En un flujo laminar, una perturbación puede inducir turbulencia, aumentando el calentamiento aerodinámico. En el régimen transicional, la interacción del chorro puede mostrar mayor inestabilidad, transmitiendo cargas estructurales dinámicas a la nave espacial. En un flujo turbulento, la interacción del chorro es aún más compleja debido a la naturaleza caótica del flujo, lo que puede llevar a fluctuaciones rápidas en la presión y temperatura, afectando la estabilidad y la integridad estructural del vehículo [15].

E. Gradientes de presión y temperatura

En flujos hipersónicos, los gradientes de presión y temperatura son notablemente pronunciados debido a la alta velocidad del flujo y la compresibilidad significativa del aire. Estos gradientes se generan cuando el fluido es comprimido drásticamente por las ondas de choque, lo que provoca un aumento súbito en su presión y temperatura [15]. A medida que el vehículo hipersónico se desplaza, la onda de choque que se forma frente a él comprime el flujo de aire, causando un incremento casi instantáneo en la temperatura y presión del fluido. La alta velocidad del flujo y la rápida compresión a través de la onda de choque impiden que el calor se disipe eficientemente, resultando en la formación de regiones con temperaturas extremadamente elevadas.

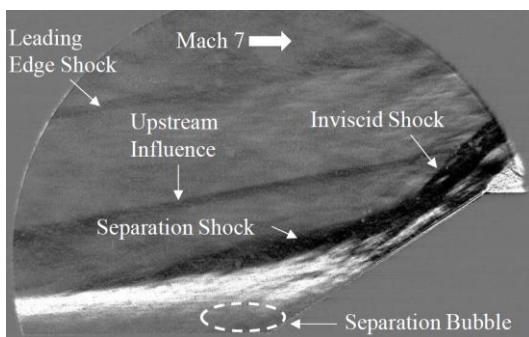
La interacción entre la onda de choque y la capa límite en la superficie del vehículo es particularmente crítica [1]. La capa límite, donde la velocidad del fluido varía desde cero en la superficie del vehículo hasta la velocidad del flujo libre, puede volverse inestable y separarse al interactuar con la onda de choque, creando regiones de recirculación, Fig. 19.a. En estas zonas, el fluido atrapado se mezcla y recircula, generando áreas donde el calor se acumula y la presión aumenta debido a la repetida compresión y expansión del fluido. Este comportamiento no solo eleva la temperatura en la superficie del vehículo, sino que también aumenta la presión, concentrando el calor en puntos específicos conocidos como "puntos calientes." Estas concentraciones de calor pueden llevar a un sobrecalentamiento localizado, comprometiendo la integridad estructural del material y aumentando el riesgo de fallos críticos si no se gestionan adecuadamente. Por tanto, la correcta comprensión y gestión de estos gradientes de presión y temperatura es esencial para el diseño de vehículos hipersónicos, ya que permite prever y mitigar los efectos adversos de la interacción onda de choque-capa límite, garantizando la estabilidad térmica y estructural durante el vuelo.

La visualización de estos gradientes se logra mediante técnicas no intrusivas avanzadas como Pressure Sensitive Paint (PSP) y Temperature Sensitive Paint (TSP). PSP permite medir la distribución de presión en la superficie de un modelo, mientras que TSP se utiliza para medir la temperatura superficial. Estas técnicas proporcionan imágenes detalladas que revelan cómo las ondas de choque inducen regiones de alta presión y calor en la superficie del modelo. En la Fig. 19.b, se presenta una imagen obtenida mediante PSP que muestra una distribución instantánea de presión en la superficie del modelo dentro del túnel de viento. Esta imagen destaca las áreas donde las ondas de choque generan picos de presión, evidenciando los desafíos que estos fenómenos presentan para el diseño de vehículos hipersónicos[27].

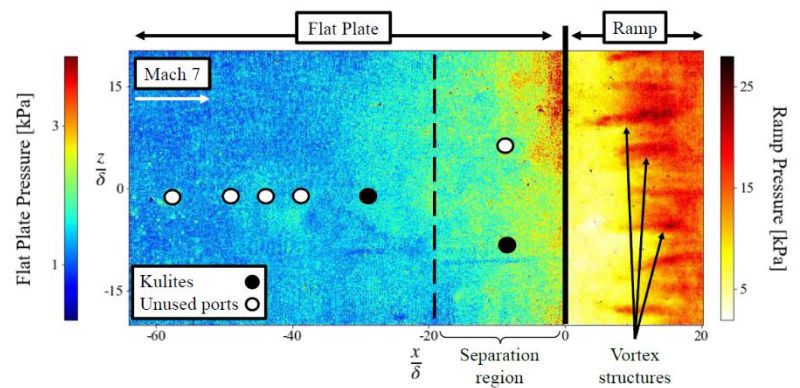
Las inestabilidades aerodinámicas generadas por la interacción onda de choque-capa límite tienen un impacto significativo en la maniobrabilidad y la seguridad del vehículo. Estas interacciones pueden concentrar calor en áreas específicas de la superficie, creando puntos calientes que pueden llevar a fallos estructurales críticos. La comprensión de estos gradientes de presión y temperatura es esencial para diseñar sistemas de control aerodinámico eficaces y

seleccionar materiales que resistan el calor extremo, garantizando así la integridad estructural y la operatividad del vehículo en condiciones severas.

Para contextualizar la magnitud de las presiones medidas, Fig. 19.b, se consideran que las mediciones realizadas con PSP detectaron presiones máximas de hasta 4 kPa en la superficie del modelo. Para ofrecer una comparación más impactante, esta presión es aproximadamente equivalente a la presión que se ejercería al sostener un auto compacto de 1 tonelada sobre un solo dedo, distribuyendo esa fuerza en una pequeña área. Este ejemplo destaca el nivel extremo de estrés al que se someten las superficies de los vehículos hipersónicos, lo que subraya la importancia de un diseño estructural robusto y de materiales avanzados que puedan soportar tales condiciones sin comprometer la seguridad y la integridad del vehículo en vuelo.



a)



b)

Fig. 19. a) Schlieren de la interacción onda de choque/capa límite en modelo de placa plana y b) distribución de presión en placa plana.

F. Impacto en misiones aeroespaciales

La comprensión detallada de estos fenómenos es vital para resolver problemas históricos y optimizar futuras misiones espaciales. Por ejemplo, la misión Dragonfly de la NASA [28], que tiene como objetivo explorar la luna Titán de Saturno, se beneficiará de una comprensión profunda de la aerodinámica de la cápsula de entrada y las interacciones del flujo del chorro. De manera similar, la cápsula de reentrada Orión, parte del programa Artemis, enfrenta desafíos significativos relacionados con la interacción del flujo durante la reentrada a la atmósfera terrestre. Estas interacciones pueden causar daños estructurales y afectar la estabilidad del vehículo, Fig. 20.

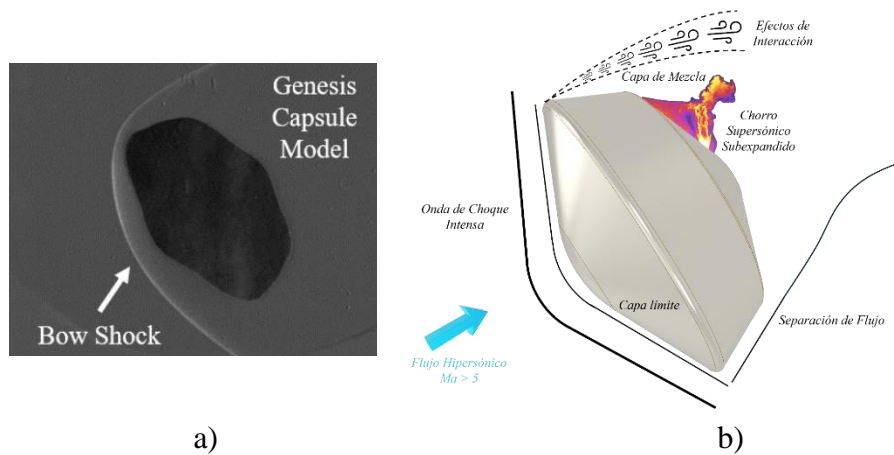


Fig. 20. a) Schlieren de la interacción onda de choque/capa límite en modelo de cápsula génesis y b) esquema de la cápsula de reentrada de la misión Dragonfly.

Durante la entrada atmosférica, los vehículos enfrentan un entorno extremo aerotermodinámico, que es una de las principales restricciones en el diseño de un vehículo de entrada, descenso y aterrizaje (EDL). Por ejemplo, los vehículos de entrada tipo cápsula tienen velocidades de entrada típicas del orden de 10 km/s, lo que los sitúa bien dentro del régimen hipersónico. Además, en la misión Dragonfly, la cápsula de reentrada debe lidiar con las estructuras de ondas de choque y jets que se forman en el campo de flujo de reentrada. Estas interacciones pueden inducir fluctuaciones rápidas en la presión y la temperatura, afectando la estabilidad y la integridad estructural del vehículo. La Fig. 20.b, presenta un esquema de la cápsula de reentrada para cuerpos romos, en específico de la misión Dragonfly, destacando la estructura de las ondas de choque de arco frente al vehículo y los jets que se forman, evidenciando los desafíos que enfrentan estos vehículos durante la reentrada atmosférica.

En este entorno hostil, se imponen varios tipos de control de flujo. Los futuros sistemas de aterrizaje de Marte utilizarán una combinación de superficies de control, sistemas de control de reacción (RCS) y retropropulsión supersónica (SRP). La conexión entre estas tecnologías es que cada una actúa como una obstrucción al flujo libre con el objetivo de generar fuerzas y momentos de reacción. La Fig. 20.a, muestra una imagen Schlieren de un modelo de la cápsula NASA Genesis en el túnel de viento Mach 7 de UTSA, ilustrando claramente las estructuras de ondas de choque y las interacciones complejas en el campo de flujo de entrada.

G. Importancia de las mediciones de alta velocidad

La realización de mediciones de flujos en ambientes extremos durante los períodos de estado estacionario es crucial para obtener datos precisos sobre el flujo hipersónico. Técnicas de diagnóstico de alta velocidad, como la PIV, son esenciales para capturar las características del flujo durante estos períodos breves pero estables. Estas mediciones proporcionan información detallada sobre la distribución de velocidades y la dinámica del flujo, lo cual es fundamental para el diseño y desarrollo de vehículos aeroespaciales avanzados.

1) Campos de velocidad de flujos y vorticidad en flujos hipersónicos

A velocidades hipersónicas, los gradientes de presión y temperatura son extremadamente pronunciados, lo que conduce a fenómenos complejos como la interacción onda de choque - capa límite y el calentamiento aerodinámico [15]. Estas interacciones pueden inducir inestabilidades aerodinámicas y un aumento significativo del calentamiento en áreas específicas del vehículo, afectando su maniobrabilidad y seguridad.

2) Importancia de los campos de velocidad

La visualización y el análisis de los campos de velocidad son fundamentales para comprender la dinámica de los flujos hipersónicos. A partir de los campos vectoriales de velocidad obtenidos mediante PIV, es posible calcular varias propiedades y factores del flujo que son cruciales para el diseño y operación de vehículos hipersónicos.

3) **Análisis de las propiedades calculables a partir de campos vectoriales de velocidad obtenidos mediante PIV**

A continuación, se detallan algunas de las propiedades clave que se pueden determinar a partir de los campos de velocidad obtenidos mediante PIV, así como la relación entre ellas:

a) **Vorticidad**

La vorticidad es una medida de la rotación del fluido y se puede calcular directamente a partir del gradiente de los campos de velocidad. Esto es crucial para entender las estructuras vorticales y la dinámica de los flujos turbulentos [29].

b) **Tensión y deformación del flujo**

A partir de los campos de velocidad, se pueden calcular las tensiones de corte y las tasas de deformación. Estas propiedades son importantes para entender la dinámica del flujo y la interacción con superficies sólidas, así como para diseñar estructuras resistentes a estas tensiones [17].

c) **Campo de presión**

Aunque el PIV mide la velocidad, es posible calcular el campo de presión utilizando la ecuación de Navier-Stokes en su forma no estacionaria. Esto implica la integración de los gradientes de presión obtenidos a partir de los cambios en la aceleración del flujo [17].

d) **Campo de temperatura**

Indirectamente, el campo de temperatura puede deducirse si se dispone de información adicional sobre las condiciones de contorno y las propiedades del fluido. En flujos compresibles, la temperatura y la presión están relacionadas a través de la ecuación de estado del gas ideal y la energía interna [15].

e) **Cinemática del flujo**

La cinemática del flujo, incluyendo la aceleración y la expansión/compresión del fluido, se puede analizar a partir de los campos de velocidad. Esto permite una

comprensión detallada del comportamiento dinámico del flujo en condiciones hipersónicas [29].

4) Relación entre presión y temperatura

En flujos compresibles, como los que se encuentran en entornos hipersónicos, la presión, la temperatura y la densidad están relacionadas a través de la ecuación de estado del gas ideal:

$$P = \rho RT \quad (6)$$

Donde:

- P es la presión.
- ρ es la densidad.
- R es la constante de los gases ideales.
- T es la temperatura.

IV. METODOLOGÍA

La metodología empleada en este experimento se desarrolló con un enfoque integral que abarcó desde una revisión bibliográfica hasta el procesamiento y análisis de datos, asegurando la precisión y fiabilidad de los resultados obtenidos. A continuación, se detalla el procedimiento seguido:

A. Revisión bibliográfica

El primer paso de la metodología fue realizar una revisión exhaustiva de la literatura existente sobre estudios previos de PIV en flujos hipersónicos. Esta revisión fue fundamental para identificar las mejores prácticas, condiciones de prueba, instrumentos y técnicas empleadas en investigaciones anteriores, lo que proporcionó una base sólida y bien documentada para el diseño y configuración del experimento. Los estudios revisados abarcaron diversas investigaciones relevantes que exploraron el uso de PIV en diferentes contextos de flujos hipersónicos, permitiendo extraer datos cruciales y adaptarlos a las necesidades específicas de este trabajo [1], [30], [31], [32], [33].

Este proceso de revisión no solo proporcionó una comprensión profunda de los desafíos y soluciones asociados con la aplicación de PIV en flujos hipersónicos, sino que también permitió identificar las lagunas en el conocimiento actual y las oportunidades para innovar en la metodología experimental. Al basar el diseño experimental en una revisión bibliográfica sólida, se garantizó que las técnicas y condiciones seleccionadas estuvieran bien fundamentadas y fueran apropiadas para lograr resultados precisos y fiables.

B. Cálculos preliminares y selección de partículas trazadoras

Así pues, considerando la revisión bibliográfica y siguiendo la metodología descrita en la tesis de Hou [20], se llevaron a cabo cálculos detallados para seleccionar las partículas trazadoras adecuadas para el experimento. Se eligieron partículas TiO_2 debido a su capacidad para rastrear con precisión las estructuras de flujo en condiciones hipersónicas. La selección de partículas se fundamentó en el cálculo del número de Stokes como se describe en la sección del marco teórico,

ecuación (4), que es una medida de la capacidad de las partículas para seguir las fluctuaciones de velocidad en el flujo.

En este estudio, se seleccionaron partículas con un diámetro nominal de $0.26 \mu m$ y un tiempo de respuesta de $2.9 \mu s$. Estos valores aseguraron un número de Stokes suficientemente bajo, garantizando que las partículas pudieran seguir fielmente las estructuras del fluido, incluso en las condiciones extremas de un flujo hipersónico. Esta selección precisa de partículas es crucial para la obtención de datos fiables y precisos en la PIV, proporcionando una representación exacta de los fenómenos dinámicos presentes en el flujo.

TABLA II. PARÁMETROS EXPERIMENTO

Parámetros	Valor
Energía láser (E)	42 mJ
Grosor de la hoja láser (T_l)	1 mm
Longitud de Onda (L)	532 nm
Frecuencia de Operación (F_o)	10 kHz
Duración de pulso (P_d)	10 ns
Magnificación (M_g)	$42 \mu m/px$
Campo de visión (FOV)	$43 mm \times 43 mm$
Longitud focal (L_f)	100 mm
Número f (F_n)	22

C. Configuración experimental

1) Montaje del sistema PIV

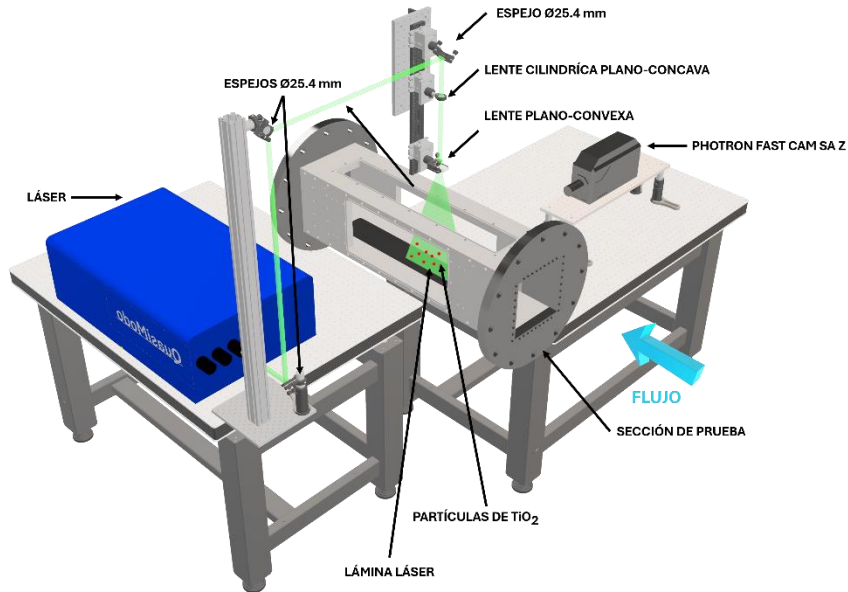


Fig. 21. Montaje experimental en CAD para PIV en el túnel de viento.

El sistema de Velocimetría de Imágenes de Partículas (PIV) fue configurado con alta precisión para medir el comportamiento del flujo hipersónico dentro del túnel de viento Ludwig de la Universidad de Texas en San Antonio (UTSA). Este sistema permitió capturar datos detallados de las partículas trazadoras en movimiento, esenciales para comprender la dinámica del flujo en condiciones de alta velocidad.

El sistema PIV utilizó un láser Quasimodo Nd, con una longitud de onda de 532 nm , operando en modo de doble pulso. La energía de cada pulso fue de 42 mJ , con una frecuencia de 10 kHz y una duración de pulso de 10 ns . El espesor de la hoja láser fue de 1 mm , lo que aseguró que el haz se mantuviera suficientemente delgado para iluminar una sección precisa del flujo. La configuración de doble pulso fue fundamental para capturar imágenes consecutivas del flujo en intervalos de tiempo extremadamente cortos, lo que permitió medir con precisión el desplazamiento de las partículas trazadoras y calcular los vectores de velocidad correspondientes.

Para guiar y dar forma al haz láser, se emplearon varios elementos ópticos meticulosamente seleccionados, cuya función era esencial para iluminar de manera uniforme las partículas trazadoras en el flujo.

a) Elementos ópticos

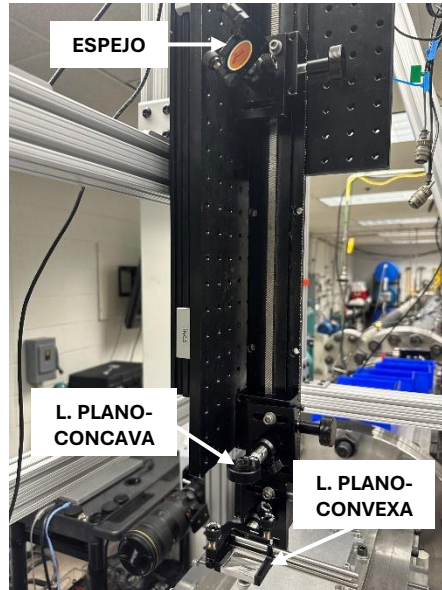


Fig. 22. Set real de óptica.

- **Espejos inclinados a 45°:** Tres espejos inclinados se utilizaron para redirigir el rayo láser desde su fuente hasta la sección de pruebas del túnel de viento. Estos espejos garantizaron que la trayectoria del haz láser se modificara sin distorsionar la coherencia espacial del rayo, manteniendo su forma colimada y garantizando que la hoja de luz proyectada fuera uniforme a lo largo del flujo.
- **Lente cilíndrica plano-cóncava de 100 mm:** Esta lente transformó el rayo láser en una hoja de luz fina y bidimensional. La expansión controlada del haz en un solo plano es esencial para iluminar una región definida del flujo, proporcionando una superficie adecuada para observar el desplazamiento de las partículas trazadoras. Este proceso es clave para garantizar que todas las partículas a lo largo del campo de visión estén expuestas de manera uniforme a la iluminación láser.

- **Lente convexa:** Posterior a la expansión del haz, la lente convexa de 500 mm se encargó de enfocar el rayo, asegurando que la hoja de luz fuera delgada y homogénea en toda la sección de interés. La precisión en el enfoque es fundamental para evitar áreas de iluminación desigual que puedan afectar la calidad de las imágenes capturadas.

b) Cámara de alta velocidad

La captura de las partículas trazadoras iluminadas se realizó utilizando una cámara de alta velocidad *Photron Fastcam SA-Z*, equipada con una lente Nikon de 105 mm configurada en $f/16$. Esta configuración fue seleccionada cuidadosamente por varias razones técnicas que optimizan la captura de imágenes en el entorno de flujo hipersónico:

- **Longitud focal de 105 mm:** Esta longitud focal proporcionó una magnificación adecuada para capturar detalles finos del movimiento de las partículas sin sacrificar el campo de visión necesario para observar la dinámica general del flujo.
- **Apertura $f/16$:** La elección de $f/16$ se realizó para maximizar la profundidad de campo, asegurando que todas las partículas trazadoras dentro de la hoja de luz estuvieran enfocadas. En entornos de alta velocidad, como los flujos hipersónicos, es crucial tener una profundidad de campo amplia para que las partículas a diferentes distancias del plano focal permanezcan nítidas en las imágenes capturadas. Además, una apertura más pequeña ayuda a minimizar las aberraciones ópticas.
- **Control de exposición y reducción de ruido:** La apertura $f/16$ también permitió controlar la cantidad de luz que ingresaba a la cámara, evitando la sobreexposición y asegurando que solo se capturaran las partículas iluminadas por el láser.

c) Configuración del campo de visión

La cámara operó con tiempos de exposición de $2.4 \mu\text{s}$ y $50 \mu\text{s}$, alcanzando una resolución espacial de 0.0454 mm/píxel , lo que permitió capturar imágenes nítidas de las partículas trazadoras en movimiento sin desenfoque. El campo de visión fue de $43 \text{ mm} \times 43 \text{ mm}$, abarcando una región significativa del flujo hipersónico, lo cual es crítico para observar los fenómenos aerodinámicos clave. El centro de la hoja de luz se ubicó a 369 mm de la interfaz entre la tobera y la sección de pruebas, y a 101 mm de las ventanas laterales del túnel de viento, lo que permitió una visualización óptima de las zonas de mayor interés en el flujo.

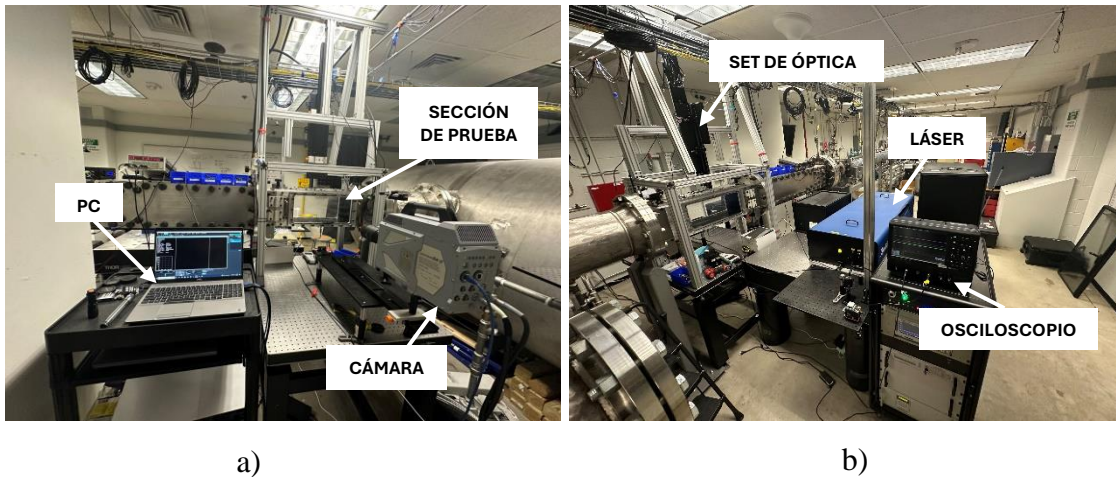


Fig. 23. Montaje experimental real, a) montaje al lado derecho, y b) montaje lado izquierdo.

2) Configuración del túnel de viento

Para llevar a cabo los experimentos, se utilizó un túnel de viento tipo Ludwig, diseñado específicamente para estudios de flujos hipersónicos. Este túnel de viento operó con una presión de estancamiento típica de 250 kPa y una temperatura de estancamiento de 298 K . Sin embargo, durante las pruebas, la temperatura de estancamiento medida fue de 300 K , lo cual es un dato importante para tener en cuenta para la precisión de los resultados.

El tiempo de funcionamiento del túnel de viento fue de aproximadamente 0.25 segundos, proporcionando un tiempo efectivo de prueba de 10 ms . Este breve pero significativo

período de tiempo permitió capturar datos precisos del comportamiento del flujo bajo condiciones controladas.

El número de Reynolds, un parámetro crucial que describe la relación entre las fuerzas inerciales y viscosas en el flujo, se calculó en 8.31×10^6 . Este valor refleja las condiciones de flujo turbulento que son típicas en experimentos hipersónicos. La velocidad máxima del flujo en el túnel de viento fue de 520 m/s , una velocidad considerable que garantiza la relevancia y aplicabilidad de los resultados obtenidos para estudios aeroespaciales y de vehículos de alta velocidad.

La configuración y operación del túnel de viento tipo Ludwig fueron fundamentales para la validez de los experimentos realizados. La capacidad del túnel para mantener condiciones de estancamiento constantes y proporcionar un tiempo efectivo de prueba adecuado permitió la obtención de datos fiables y repetibles, esenciales para el análisis detallado de los flujos hipersónicos y la validación de modelos teóricos y computacionales.

3) Sincronización y conexiones

La sincronización de los equipos fue esencial para asegurar la precisión de las mediciones durante los experimentos de PIV. La correcta integración y coordinación entre la cámara y el láser fueron cruciales para capturar imágenes en los momentos exactos, permitiendo el análisis preciso del flujo de partículas. A continuación, se detallan las conexiones realizadas y la importancia de cada una en el proceso de sincronización:

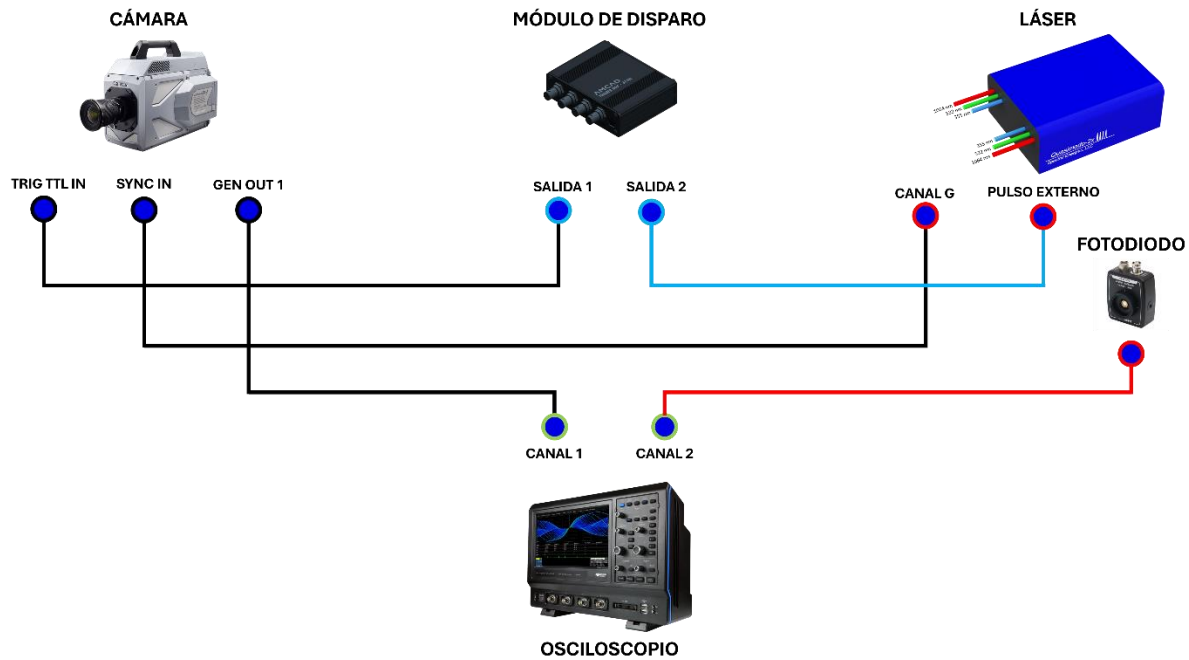


Fig. 24. Diagrama de conexiones utilizado en el experimento de PIV.

D. Conexiones del sistema

a) Cámara Photron Fastcam SA-Z

- **Entrada TRIG TTL IN conectada a la salida 1 del módulo de disparo:** Esta configuración permite sincronizar la cámara con el láser, asegurando que las grabaciones se realicen en el momento exacto en que las partículas son iluminadas por el pulso láser.
- **Salida SYNC IN conectada al CANAL G del láser:** Esta conexión asegura una sincronización perfecta entre los pulsos del láser y la captura de imágenes por la cámara, garantizando que cada cuadro de la imagen corresponde al pulso adecuado del láser.
- **Salida GENERAL OUT 1 (GEN OUT 1) conectada al canal 1 del osciloscopio:** Permite monitorear y ajustar la sincronización entre los dispositivos en tiempo real, proporcionando una herramienta para verificar y corregir cualquier desajuste en la sincronización.

b) Osciloscopio

- **Canal 2 conectado al fotodiodo encargado de medir la señal luminosa del láser:** Proporciona una verificación adicional de la sincronización, asegurando que los pulsos del láser estén alineados con la captura de imágenes.

c) Láser

- **Conectado al pulso externo de la segunda salida del módulo de disparo:** Completa el circuito de sincronización, garantizando que los pulsos del láser estén coordinados con las exposiciones de la cámara.

E. Proceso de sincronización

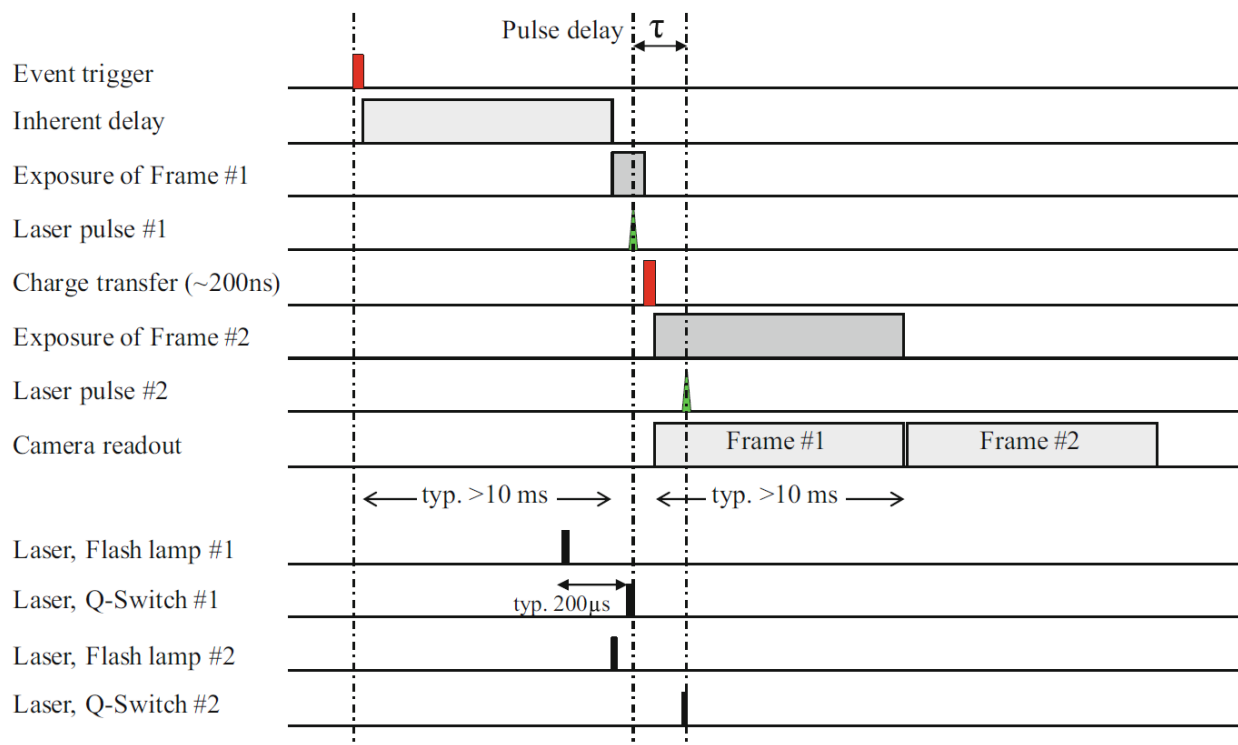


Fig. 25. Diagrama de sincronización.

- **Disparo de evento (Event Trigger):** El proceso inicia con un disparo de evento, una señal que sincroniza la cámara y el sistema láser.

- **Retraso inherente (Inherent Delay):** Después del disparo del evento, hay un breve retraso antes de que comience la exposición del primer cuadro.
- **Exposición del cuadro #1 (Exposure of Frame #1):** El primer cuadro de la imagen comienza a exponerse. Durante esta fase, el primer pulso del láser se dispara para iluminar las partículas en el flujo.
- **Transferencia de carga (~200ns) (Charge Transfer (~200ns)):** Después de la exposición del primer cuadro, la carga acumulada en el sensor de la cámara se transfiere rápidamente para preparar el sensor para la siguiente exposición.
- **Exposición del cuadro #2 (Exposure of Frame #2):** El segundo cuadro comienza su exposición. Durante esta fase, el segundo pulso del láser se dispara para capturar la segunda imagen de las partículas.
- **Lectura de la cámara (Camera Readout Frame #1 Frame #2):** Finalmente, se realiza la lectura de los cuadros de la cámara, incluyendo la transferencia de datos de las dos exposiciones a la memoria de la cámara.

La sincronización precisa entre la cámara y el láser es fundamental para obtener datos válidos y precisos en los experimentos de PIV. Esta sincronización asegura que las imágenes capturadas correspondan exactamente a los pulsos del láser que iluminan las partículas, permitiendo un análisis preciso del flujo.

Las conexiones cuidadosamente planificadas y ejecutadas garantizan que la cámara capture imágenes en el momento adecuado, proporcionando resultados consistentes y fiables. La atención a la sincronización y conexiones precisas es crucial para el éxito del experimento y la obtención de datos de alta calidad en el estudio de flujos hipersónicos.



Fig. 26. Diagrama de sincronización real del experimento.

F. Procesamiento y análisis de datos

Una vez completadas las pruebas experimentales, se llevó a cabo un riguroso procesamiento y análisis de los datos obtenidos. Este proceso fue fundamental para transformar las imágenes capturadas en información útil sobre el flujo de partículas. Para ello, se utilizaron herramientas avanzadas como el software DaVis 8.4 de LaVision y el lenguaje de programación Python. A continuación, se detallan los pasos y técnicas empleadas en este proceso:

1) Corrección de imágenes

- **Corrección de distorsiones:** Las imágenes capturadas fueron corregidas para eliminar cualquier distorsión óptica utilizando algoritmos de corrección geométrica. Esto garantizó que las imágenes representaran con precisión las posiciones reales de las partículas en el flujo.
- **Eliminación de ruido:** Se aplicaron técnicas de filtrado para reducir el ruido en las imágenes, mejorando la claridad y precisión de las mediciones subsecuentes. Esto incluyó el uso de filtros de paso bajo y técnicas de promedio temporal.

2) Cálculo de desplazamientos de partículas

- **Interrogación por ventanas:** Se utilizaron ventanas de interrogación superpuestas para calcular los desplazamientos de las partículas entre imágenes consecutivas. Esto permitió obtener vectores de desplazamiento precisos en diferentes regiones del campo de flujo.
- **Algoritmos de correlación cruzada:** Los desplazamientos de partículas se determinaron mediante algoritmos de correlación cruzada, que compararon patrones de partículas en ventanas de interrogación sucesivas. Este método es altamente efectivo para detectar pequeños desplazamientos con alta precisión.

3) Obtención de campos de velocidad

- **Vectorización del flujo:** Los desplazamientos de partículas calculados se convirtieron en campos de velocidad mediante la vectorización del flujo. Este paso involucró la asignación de vectores de velocidad a cada ventana de interrogación, representando la magnitud y dirección del flujo en cada punto.
- **Interpolación y suavizado:** Se aplicaron técnicas de interpolación para suavizar los campos de velocidad y rellenar cualquier área con datos faltantes. Esto aseguró que los campos de velocidad fueran continuos y representativos del flujo real.

4) Análisis avanzado de datos

- **Análisis de vorticidad y estructuras de flujo:** Utilizando Python, se realizaron análisis avanzados para identificar estructuras de flujo como vórtices y zonas de cizalladura. Estos análisis proporcionaron una comprensión más profunda de las características del flujo.
- **Validación y verificación:** Los resultados obtenidos fueron validados mediante comparaciones con datos experimentales y numéricos previos. Además, se realizaron

verificaciones cruzadas utilizando diferentes técnicas de procesamiento para asegurar la consistencia y precisión de los datos.

El uso combinado de DaVis 8.4 y Python permitió un procesamiento eficiente y detallado de los datos de PIV, facilitando la extracción de información precisa sobre el comportamiento del flujo. Este enfoque integral y meticuloso fue clave para el éxito del experimento y la obtención de resultados de alta calidad en el estudio de flujos hipersónicos.

V. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

La exactitud de cualquier estudio de Velocimetría por Imagen de Partículas (PIV) depende crucialmente de la calibración inicial del sistema de captura de imágenes. En este experimento, se utilizó una escala graduada para calibrar la cámara de alta velocidad, asegurando que las mediciones de desplazamiento de partículas se convirtieran correctamente a escalas físicas reales. La Fig. 27 muestra la imagen de calibración utilizada para determinar la relación entre píxeles y milímetros. Esta imagen se analizó con el software DaVis [34], obteniendo un factor de conversión de 141 píxeles por milímetro (vital para traducir las mediciones de desplazamiento en píxeles a velocidades físicas en el flujo hipersónico). Este proceso de calibración no solo valida la exactitud dimensional de las imágenes capturadas, sino que también establece una base sólida para la comparación y análisis cuantitativo de los datos recogidos durante los experimentos de PIV.

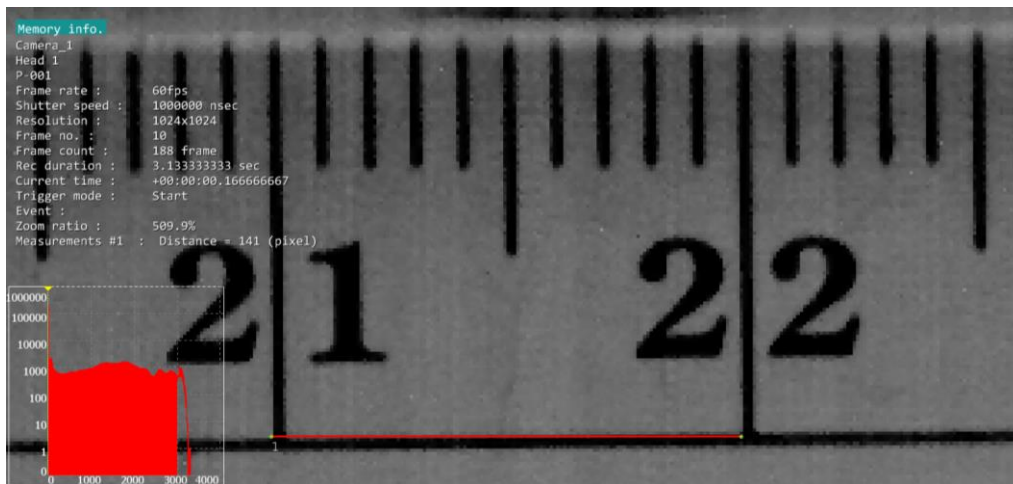


Fig. 27. Imagen calibración.

Una vez calibrada la cámara y establecida la relación entre píxeles y milímetros, se procedió a realizar cuatro pruebas para determinar la presión en el alimentador de partículas, asegurando condiciones óptimas para el experimento. La Fig. 28 muestra el análisis realizado de las mediciones de presión obtenidas en cada prueba. A partir de cada conjunto de datos, se seleccionaron cinco valores representativos para realizar una interpolación cúbica y una regresión polinómica de quinto grado. Esta metodología estadística permitió suavizar las fluctuaciones observadas y determinar una presión promedio fiable de 94.62 kPa (13.72 psi).

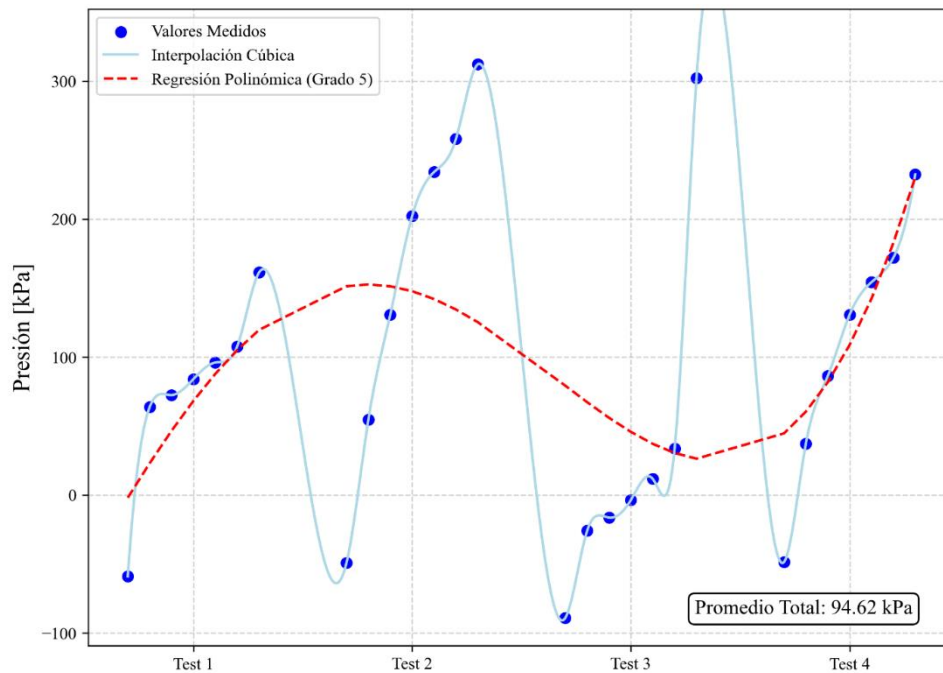


Fig. 28. Valor promedio del alimentador de partículas.

Después de verificar los valores de presión en el alimentador de partículas, se confirmó la adecuada sincronización entre la cámara y el láser, procediendo a capturar las primeras imágenes del jet en el túnel de viento utilizando la técnica de PIV. Como se observa en la Fig. 29, las partículas de TiO_2 , resaltadas en blanco, revelan detalladamente la estructura del jet dentro del entorno hipersónico. Este detalle se logra gracias al arreglo óptico meticulosamente configurado, descrito en la metodología, que facilita la interacción y excitación de las partículas con la hoja de luz láser de 532 nm . La imagen en bruto captura de manera eficaz la dinámica compleja y las formaciones turbulentas del flujo, proporcionando una base visual crucial para el análisis posterior de los patrones de flujo

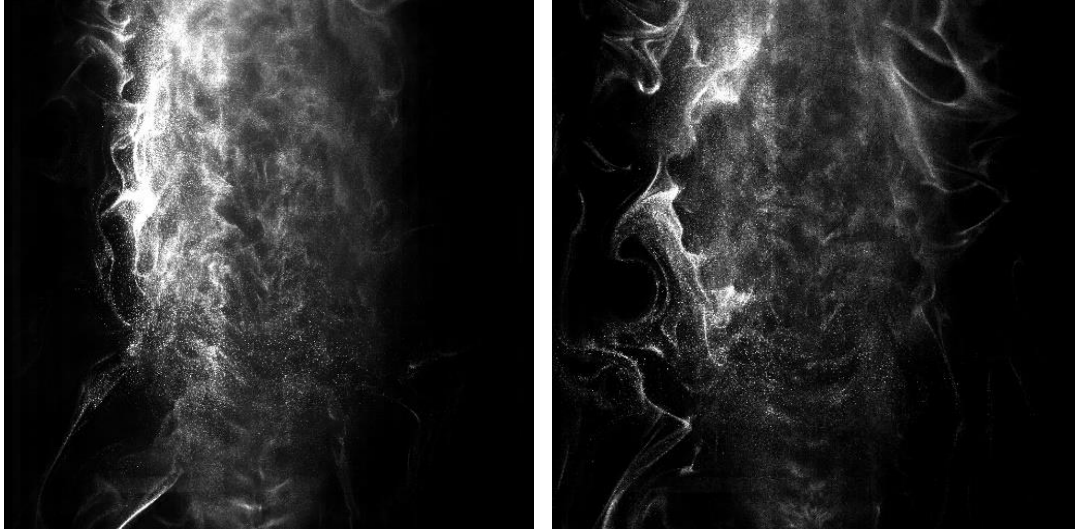


Fig. 29. Imagen en bruto del jet de partículas de TiO_2 .

Luego de completar las pruebas y utilizando el software LabVIEW para registrar los datos del controlador del túnel de viento, se observa en la Fig. 30, que los parámetros obtenidos durante la prueba son críticos para entender el comportamiento del flujo. La presión de estallido del diafragma alcanzó 1272.4 kPa (185 psi), indicando la condición inicial de alta presión antes del flujo hipersónico en la sección de pruebas. Asimismo, se registró un número de Reynolds de 8.31×10^6 , reflejando un flujo altamente turbulento, propicio para estudios detallados en dinámica de fluidos a velocidades supersónicas.

La temperatura en el plenum fue de 306 K , ligeramente superior a la temperatura estándar de operación, lo que puede influir en la densidad del aire y la viscosidad, factores cruciales en el análisis de PIV. Además, la presión en la sección de prueba se mantuvo en un bajo vacío de 0.369 kPa (0.0535 psi), esencial para simular condiciones de alta altitud y permitir el flujo hipersónico sin restricciones externas. La gráfica muestra una estabilización y luego un incremento gradual en la presión de la sección de pruebas, lo que puede indicar las variaciones en el comportamiento del flujo o ajustes en la configuración del túnel.

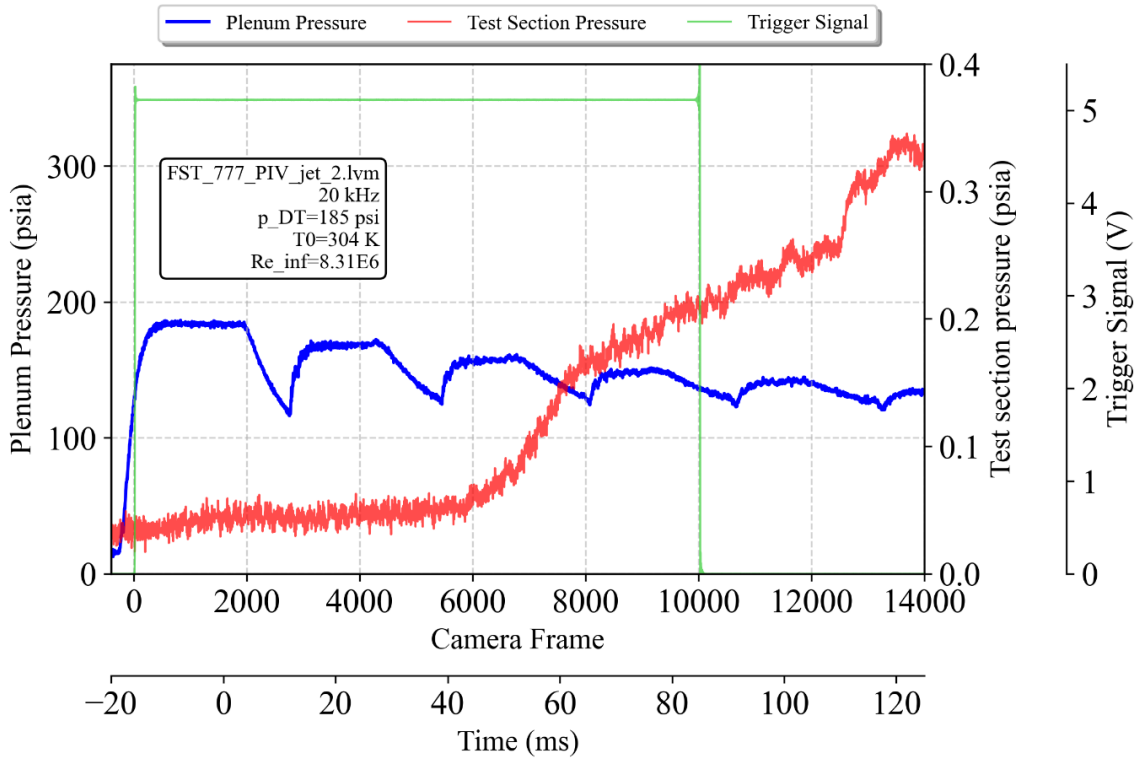


Fig. 30. Datos LabVIEW duración total de la prueba.

Utilizando el software DaVis 8.4 para procesar las imágenes obtenidas en el experimento de PIV, se llevó a cabo un análisis minucioso de los desplazamientos de partículas. La imagen de calibración, junto con técnicas avanzadas de correlación cruzada, permitió determinar el desplazamiento de los píxeles por milímetro, que se calculó en un promedio total de 3367.1 px/mm . Este factor de conversión es fundamental para traducir los datos visuales en mediciones cuantitativas precisas de velocidad y trayectoria dentro del flujo hipersónico.

La Fig. 31 muestra una instantánea de los desplazamientos de píxeles, capturados durante un punto específico en el tiempo. Los diferentes colores en el mapa representan variaciones en la magnitud del desplazamiento de las partículas, con tonos más cálidos indicando mayores desplazamientos. Esta diversidad en los colores refleja las diferencias en la velocidad y dirección del flujo a través del campo de prueba, evidenciando áreas de alta turbulencia y zonas donde el flujo es más uniforme y estable. La captura precisa de estos desplazamientos y su análisis nos permite entender mejor la dinámica del flujo a alta velocidad, subrayando la capacidad del arreglo experimental para capturar interacciones fluidas detalladas.

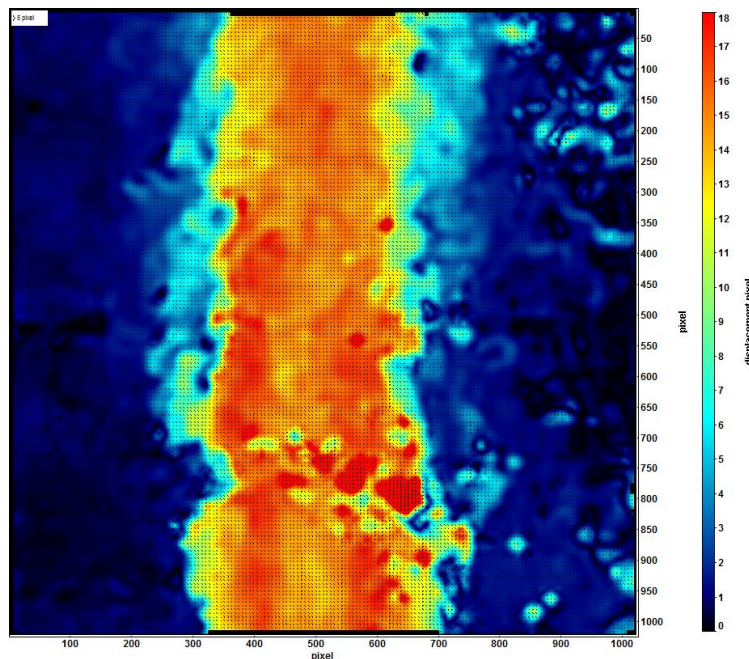


Fig. 31. Imagen instantánea desplazamiento de píxeles.

Una vez realizado el procesamiento inicial utilizando la imagen de calibración, se procedió a determinar los campos de velocidad, como muestra la Fig. 32. Se registraron velocidades máximas de hasta 520 m/s , equivalentes a aproximadamente Mach 1.51, utilizando los datos de desplazamiento ajustados por la escala de píxeles por milímetro. Este mapa de velocidades vectoriales no solo refleja la magnitud sino también la dirección del flujo a lo largo del campo de prueba, revelando áreas de alta turbulencia y regiones con patrones de flujo más estables. La variabilidad de colores desde azules fríos hasta rojos cálidos destaca diferencias significativas en la velocidad, ilustrando visualmente la dinámica compleja del flujo hipersónico.

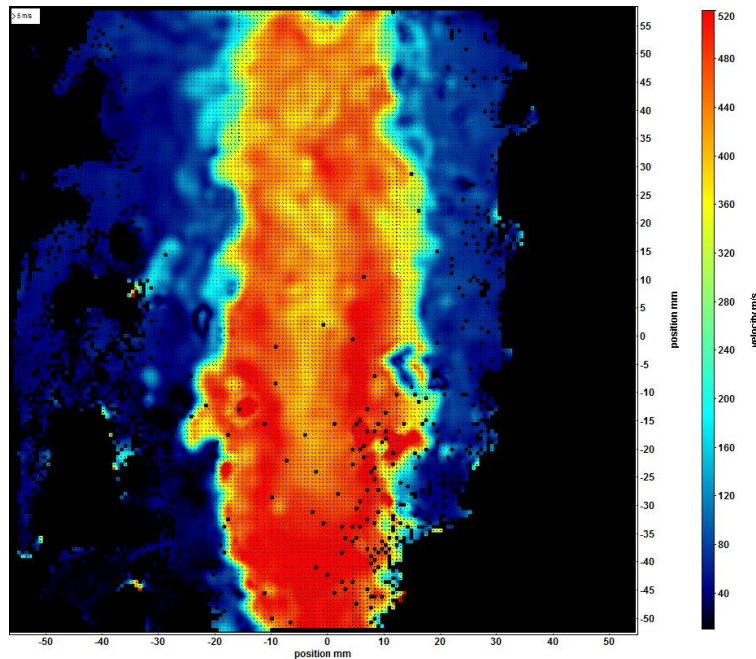


Fig. 32. Campos de velocidades vectoriales.

El análisis de la vorticidad, como se ilustra en la Figura 1, proporciona un entendimiento profundo sobre las zonas de intensa rotación y turbulencia dentro del flujo. Este campo de vorticidad normalizada muestra variaciones significativas en la magnitud de la rotación a través del flujo, con áreas marcadas en rojo y azul indicando regiones de alta vorticidad positiva y negativa, respectivamente. Estas regiones son críticas para estudiar la mezcla de fluidos y la formación de estructuras coherentes, que son aspectos fundamentales en la dinámica de flujos hipersónicos. La visualización de estos patrones de vorticidad no solo ayuda a identificar áreas de interés, sino que también valida y mejora las predicciones y los modelos teóricos, asegurando un mayor entendimiento del comportamiento complejo y a menudo impredecible de estos flujos.

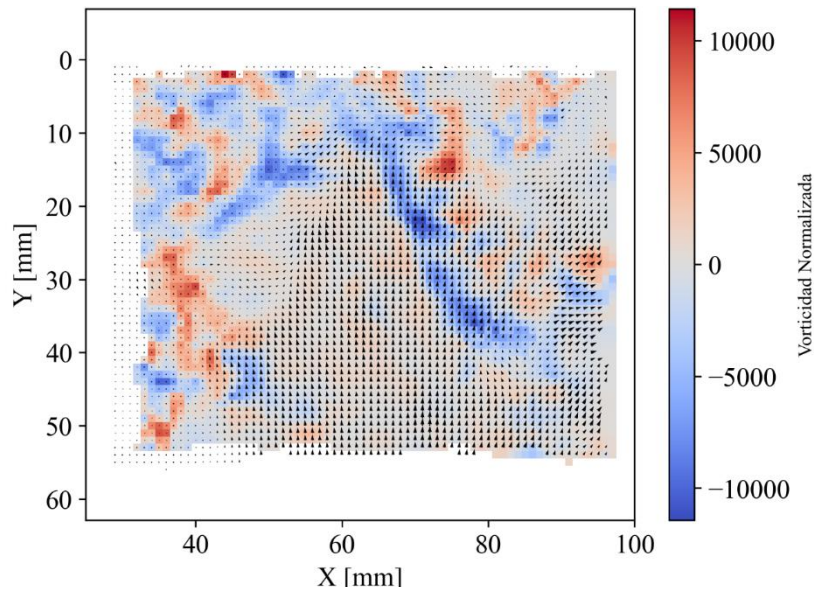


Fig. 33. Campo de vorticidad normalizada.

Este trabajo de grado explora la aerodinámica hipersónica a través de la Velocimetría de Imágenes de Partículas (PIV) en el túnel de viento de la Universidad de Texas en San Antonio (UTSA). Las mediciones detalladas de velocidad y vorticidad proporcionadas por PIV son cruciales para entender la interacción entre los flujos hipersónicos y la capa límite, aspectos fundamentales para la estabilidad aerodinámica y la eficiencia térmica en vehículos aeroespaciales. Estos resultados no solo validan modelos computacionales avanzados, sino que también mejoran la capacidad de predecir el comportamiento del flujo en condiciones extremas, crucial para el diseño y la optimización de vehículos aeroespaciales.

La precisión de las mediciones obtenidas destaca la importancia de una calibración meticulosa y una sincronización exacta, esenciales para la calidad de los datos experimentales. Este enfoque integrado entre experimentos y simulaciones computacionales promueve avances significativos en la investigación y desarrollo en aerodinámica hipersónica, apoyando el diseño de tecnologías de reducción de fricción y gestión térmica avanzadas. Este estudio no solo enriquece la base teórica en ingeniería aeroespacial, sino que también prepara el terreno para futuras innovaciones en el diseño de misiones aeroespaciales más seguras y eficientes.

VI. CONCLUSIONES

Las conclusiones de este estudio, basadas en la aplicación rigurosa de la Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV) en el túnel de viento hipersónico de la Universidad de Texas en San Antonio (UTSA), ofrecen valiosos conocimientos sobre la dinámica de los flujos hipersónicos y su influencia en el diseño y operación de vehículos aeroespaciales. Los resultados experimentales, centrados en mediciones de velocidad y vorticidad, constituyen una base cuantitativa sólida para avanzar en la ingeniería de estos sistemas avanzados. A continuación, se presentan las principales conclusiones técnicas y aplicadas derivadas del análisis de los datos:

- 1. Validación exitosa de la técnica PIV:** El estudio ha demostrado la viabilidad de la PIV en entornos hipersónicos, logrando capturar velocidades que alcanzan hasta 520 m/s, aproximadamente Mach 1.51. Aunque este valor está por debajo del régimen hipersónico esperado, los resultados validan la precisión de la PIV para caracterizar el flujo en el túnel de viento. Los datos obtenidos muestran un potencial significativo para futuras aplicaciones en condiciones de mayor velocidad, lo que reafirma la utilidad de esta técnica en entornos extremos.
- 2. Caracterización avanzada de la vorticidad:** El análisis de los campos de vorticidad proporcionó información clave sobre las zonas de alta turbulencia y rotación en los flujos hipersónicos. Este hallazgo es crítico para entender la formación de estructuras coherentes y los mecanismos de mezcla en la capa límite, lo que influye directamente en la estabilidad y control del vehículo. Estos datos serán útiles para el desarrollo de nuevas estrategias aerodinámicas que busquen optimizar el control del flujo en vehículos de alta velocidad.
- 3. Aplicaciones en el diseño aerodinámico y térmico:** Los resultados experimentales tienen importantes implicaciones para el diseño de vehículos aeroespaciales. La precisión en la medición de los campos de velocidad y las regiones de alta vorticidad contribuye al ajuste del diseño aerodinámico para minimizar el arrastre y mejorar la eficiencia del vuelo. Además, estos datos permiten refinar los sistemas de gestión térmica, al proporcionar

información crítica sobre la distribución del calor en superficies sometidas a cargas térmicas intensas, como en la reentrada atmosférica.

- 4. Fundamentos para investigaciones futuras:** Este estudio sienta una base sólida para futuras investigaciones en el campo de la aerodinámica hipersónica. Las metodologías desarrolladas, que incluyen la integración de PIV con herramientas ópticas avanzadas y el procesamiento de datos mediante software especializado, pueden ser extendidas a otras configuraciones experimentales y flujos más complejos. Además, estos resultados podrán mejorar la precisión de las simulaciones numéricas, proporcionando datos experimentales para su validación.

- 5. Contribución a la seguridad y eficiencia operativa:** La comprensión profunda de la dinámica de flujos hipersónicos y la interacción de la capa límite con las ondas de choque tiene un impacto directo en la seguridad operativa de los vehículos aeroespaciales. Este estudio proporciona datos críticos que pueden ser utilizados para predecir mejor el comportamiento del flujo y evitar inestabilidades que puedan comprometer la integridad estructural de los vehículos durante el vuelo a alta velocidad. Esto es esencial para el éxito de misiones aeroespaciales futuras, incluidas aquellas que involucren reentradas atmosféricas a velocidades extremas.

REFERENCIAS

- [1] N. Clemens and V. Narayanaswamy, “Low-frequency unsteadiness of shock wave/turbulent boundary layer interactions,” *Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 46, pp. 1–24, 2014, doi: 10.1146/annurev-fluid-010313-141346.
- [2] D. Gochenaur, D. Baier, and A. Zakrajsek, “Validation of conceptual hypersonic design toolset using x-15 case study,” in *AIAA Scitech 2020 Forum*, Orlando, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA, 2020, pp. 1–17. doi: 10.2514/6.2020-0321.
- [3] R. Launius, “Hypersonic flight: Evolution from X-15 to space shuttle,” in *AIAA\ICAS International air and space symposium and exposition: The next 100 Years*, Dayton, Ohio: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA, 2003, pp. 1–11. doi: 10.2514/6.2003-2716.
- [4] D. R. Jenkins, “A Concise History of the X-15 Research Airplane,” *Monogr. Aerosp. Hist.*, vol. 18, no. 18, 2000.
- [5] D. D. Elizabeth Howell, “Columbia Disaster: What happened and what NASA learned.” [Online]. Available: <https://www.space.com/19436-columbia-disaster.html>
- [6] K. Iliff and M. Shafer, “Space shuttle hypersonic flight research and the comparison to ground test results (invited),” *AIAA 17th Aerosp. Gr. Test. Conf.*, 1992, doi: 10.2514/6.1992-3988.
- [7] C. Combs *et al.*, “Fluorescence imaging of reaction control jets and backshell aeroheating of orion capsule,” *J. Spacecr. Rockets*, vol. 52, pp. 1–11, 2015, doi: 10.2514/1.A32946.
- [8] “Cause and consequences of the columbia disaster.” [Online]. Available: <https://www.spacesafetymagazine.com/space-disasters/columbia-disaster/columbia-tragedy-repeated/>
- [9] “The damage to Discovery.” [Online]. Available: <http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/4176778.stm>
- [10] “La cápsula lunar Orión de la NASA sufrió graves daños durante un vuelo de prueba en 2022 - Infobae.” Accessed: Jul. 17, 2024. [Online]. Available: <https://www.infobae.com/wapo/2024/05/02/la-capsula-lunar-orion-de-la-nasa-sufrio-graves-danos-durante-un-vuelo-de-prueba-en-2022/>

-
- [11] M. A. Tigges *et al.*, “Orion capsule handling qualities for atmospheric entry,” *AIAA Guid. Navig. Control Conf. 2011*, pp. 1–30, 2011, doi: 10.2514/6.2011-6264.
- [12] O. of I. General, “NASA’s Readiness for the Artemis II Crewed Mission to Lunar Orbit,” 2024. [Online]. Available: <https://oig.nasa.gov/wp-content/uploads/2024/05/ig-24-011.pdf>
- [13] “Misión de NASA: Dragonfly.” [Online]. Available: <https://www.mdsc.nasa.gov/index.php/2023/05/23/mision-de-nasa-dragonfly/>
- [14] “NASA selects flying mission to study titan for origins, signs of life.” [Online]. Available: <https://astrobiology.nasa.gov/news/nasa-selects-flying-mission-to-study-titan-for-origins-signs-of-life/>
- [15] John Anderson, *Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics*, vol. 1. AIAA Education Series, 1989.
- [16] A. Schroder and C. Willert, *Particle Image Velocimetry: New developments and recent applications*. Springer.
- [17] M. Raffel, C. Willert, F. Scarano, C. Kähler, S. Wereley, and J. Kompenhans, *Particle Image Velocimetry A Practical Guide Third Edition*. 2017.
- [18] EMBRY-RIDDLE, “Mach & Reynolds Numbers.” [Online]. Available: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/mach-number-and-reynolds-number/>
- [19] E. Hoffman, E. LaLonde, A. Andrade, I. Chen, H. Bilbo, and C. Combs, “Flow characterization of the UTSA hypersonic ludwig tube,” *Aerospace*, vol. 10, no. 5, pp. 1–24, 2023, doi: 10.3390/aerospace10050463.
- [20] Y. Huo, “Particle Image Velocimetry study of shock induced turbulent boundary layer separation,” The University of Texas at Austin, 2003.
- [21] LAVISION, “Particle Image Velocimetry.” [Online]. Available: <https://www.lavision.de/en/techniques/piv-ptv/>
- [22] Z. Zhang, S. McCreton, M. Awasthi, A. Wills, D. Moreau, and C. Doolan, “The flow features of transverse jets in supersonic crossflow,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 118, pp. 1–14, 2021, doi: 10.1016/j.ast.2021.107058.
- [23] Y. Xiao, H. Zhang, Z. Chen, H. Zhang, and C. Zheng, “Numerical investigation on the transverse jet into a supersonic crossflow with different pressure ratios,” *Eng. Appl. Comput. Fluid Mech.*, vol. 18, no. 1–19, 2024, doi: 10.1080/19942060.2024.2354760.

-
- [24] K. Mahesh, “The interaction of jets with crossflow,” *Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 45, pp. 1–29, 2013, doi: 10.1146/annurev-fluid-120710-101115.
- [25] H. Schlichting and K. Gersten, *Boundary Layer Theory*, Ninth. Springer, 1987.
- [26] F. White, *Viscous Fluid Flow*. McGraw-Hill, 2006.
- [27] A. Andrade, E. LaLonde, E. Hoffman, S. Gutierrez, and C. Combs, “Application of Pressure-Sensitive Paint to Investigate Hypersonic Shock-Wave/ Boundary-Layer Interactions,” National Harbor, Maryland, 2023, pp. 1–21. doi: 10.2514/6.2023-1178.
- [28] J. Barnes *et al.*, “Science goals and objectives for the dragonfly titan rotorcraft relocatable lander,” *Planet. Sci. J.*, vol. 2, no. 4, p. 130, 2021, doi: 10.3847/PSJ/abfdcf.
- [29] R. Adrian, “Particle-imaging techniques for experimental fluid mechanics,” *Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 23, pp. 1–44, 1991, doi: 10.1146/annurev.fl.23.010191.001401.
- [30] F. Avallone, Q. Ye, F. Schrijer, F. Scarano, and G. Cardone, “Tomographic PIV investigation of roughness-induced transition in a hypersonic boundary layer,” *Exp. Fluids*, vol. 55, no. 11, pp. 1–12, 2014, doi: 10.1007/s00348-014-1852-z.
- [31] Q. Ye, F. Schrijer, and F. Scarano, “Tomographic PIV measurement of hypersonic boundarylayer transition past a micro-ramp,” in *47th AIAA fluid dynamics conference*, Denver, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA, 2017, pp. 1–12. doi: 10.2514/6.2017-4512.
- [32] J. Brooks, A. Gupta, M. Smith, E. Marineau, and K. Tatum, “High-speed local particle injection for particle image velocimetry,” *AIAA J.*, vol. 57, no. 10, pp. 1–15, 2019, doi: 10.2514/1.J057654.
- [33] M. Casper *et al.*, “Hypersonic PIV in a ludwig tube wind tunnel at mach 5.9,” in *28th AIAA Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, and Flight Testing Conference*, New Orleans, Louisiana, 2012, pp. 1–13. doi: 10.2514/6.2012-3197.
- [34] M. Raffel, C. Willert, F. Scarano, C. Kähler, S. Wereley, and J. Kompenhans, *Particle Image Velocimetry A Practical Guide Third Edition*, Third Edit. Göttingen, Germany: Springer, 2017. doi: <https://doi.org/10.1007/978-3-319-68852-7>.