



4^{to} Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



INVESTIGACIÓN EXPERIMENTAL DEL VEHÍCULO AEROESPACIAL BRASILEIRO 14-X B

J. F. A. Martos^a, S. N. P. Laiton^a, B. C. Lima^a, F. J. Costa^a, P. G. P. Toro^b

^aInstituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes 50 (12.228-900) São José dos Campos, SP, Brasil.
<http://www.ita.br/>

^b Instituto de Estudos Avançados, Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante, 1 (12.228-001) São José dos Campos, SP, Brasil. <http://portal.ieav.cta.br/>

Palabras claves: Scramjet, 14-X, Hipersónica

Resumen

El vehículo hipersónico aeroespacial brasileiro 14-X B (VHA 14-X B) es un demostrador tecnológico del sistema de propulsión hipersónica aspirada, basado en la combustión supersónica (*scramjet*), diseñado para volar en la atmosfera terrestre a una altitud de 30 Km e número de Mach 7. El VHA 14-X B actualmente se encuentra en desarrollo en el laboratorio de aerotermodinámica e hipersónica Profesor Henry T. Nagamatsu del Instituto de Estudios Avanzados (IEAv). Una de las metodologías más importantes en el análisis y desarrollo de vehículos hipersónicos aeroespaciales son los túneles de viento hipersónicos pulsados, los cuales son instalaciones experimentales en tierra capaces de simular las condiciones de vuelo hipersónico generando datos experimentales para el diseño del vehículo. En este trabajo fue utilizado el túnel de viento hipersónico pulsado T3, operado con base en la técnica de onda de choque reflejada, el cual posee 61 cm de diámetro en la salida de la tobera. El túnel T3 fue financiado por la Fundação de Amparo a Pesquisa de São Paulo (FAPESP) y fue diseñado para investigación y desarrollo en el área de combustión supersónica. Se trata de un tubo de choque equipado con una tobera convergente-divergente usada para producir números Mach elevados y flujos de alta entalpia en la sección de pruebas, los cuales son próximos a los encontrados durante el vuelo de un vehículo aeroespacial en la atmosfera terrestre. El modelo del 14-X B, de 1 metro de largo en acero inoxidable, fue instrumentado con 28 transductores de presión piezoeléctricos PCB en las superficies de la sección de compresión, cámara de combustión y de expansión. La investigación experimental fue realizada utilizando el túnel T3 en el modo de operación de equilibrio de interface, logrando velocidades de flujo libre con números de Mach entre 7 y 8. Medidas de presión estática en el intradós del modelo 14-X B, así como fotografías schlieren del borde de ataque del modelo, ofrecen los datos experimentales que son comparados con los análisis teórico-analíticos y simulaciones computacionales de dinámica de fluidos, ambos utilizados en el diseño del modelo VHA 14-X B.

1. INTRODUCCIÓN

1.1. El vehículo aeroespacial 14-X B brasileiro

En 2007, se inició la investigación del vehículo hipersónico aspirado con motor *scramjet* integrado al fuselaje en el Laboratorio de Aerodinámica e Hipersónica Prof. Henry T. Nagamatsu, del Instituto de Estudios Avanzados (IEAv), Brasil [1]. Inicialmente, los investigadores proponen diseñar, desarrollar y fabricar un demostrador de tecnología para demostrar en vuelo libre: i.) La tecnología *waverider* (ver Figura 1) [2], y ii) la tecnología *scramjet* basado en la combustión supersónica para proporcionar empuje (ver Figura 2) [3].

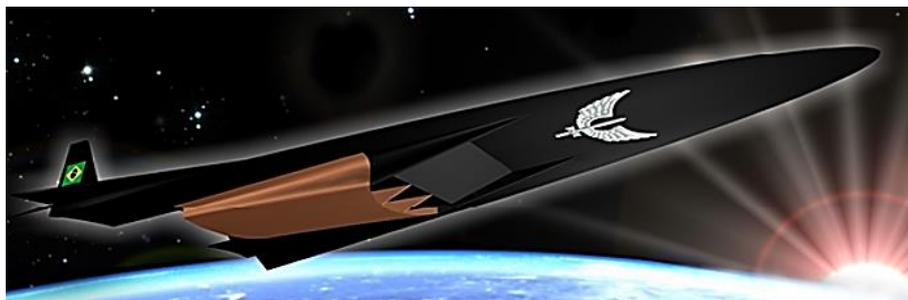


Figura 1: Diseño conceptual de la 14-X.

El vehículo aeroespacial hipersónico brasileño 14-X (ver Figura 1) está en desarrollo en el Laboratorio de aerodinámica e hipersónica Prof. Henry T. Nagamatsu desde 2007, como una opción de acceso al espacio en un futuro próximo. Hoy en día, el 14-X es un proyecto estratégico del Departamento de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (DCTA), donde el objetivo es diseñar, desarrollar, y fabricar para demostración en vuelo libre a 30km altura en número de Mach 7 a 10, un demostrador de tecnología *scramjet*. En marzo de 2012, la coordinación de la 14-X propuso nuevas versiones basadas en el 14-X [2], en el que el 14-X B (ver Figura 2) se ha diseñado para demostrar la tecnología *scramjet* a 30km de altitud, con número de Mach 7. El análisis teórico analítico [3], la simulación de dinámica de fluidos computacional [4,5] y la investigación experimental, antes del vuelo a lo largo de la atmósfera terrestre fueron realizados.

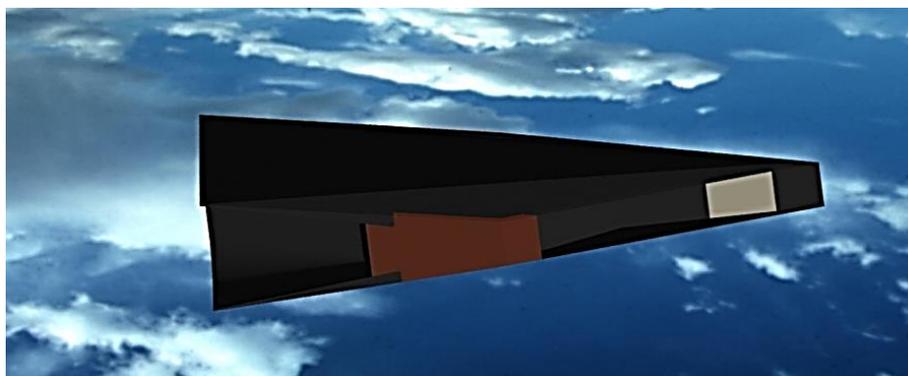


Figura 2: Diseño conceptual de la 14-X B

El *scramjet* es un motor aeronáutico aspirado completamente integrado al fuselaje, que utiliza las ondas de choque cónicas/oblicuas generadas durante el vuelo hipersónico, para proporcionar la compresión y la desaceleración del aire atmosférico desde la corriente libre hasta la entrada del *scramjet*. Por lo tanto, el 14-X B está en funcionamiento sólo a velocidades supersónicas, y será necesario un vehículo hipersónico acelerador para alcanzar las condiciones de prueba de vuelo 14-X B (30 km de altitud en el número de Mach 7). Como una solución de bajo costo para acelerar el vehículo integrado al *scramjet* a las condiciones de prueba de vuelo, es el uso de motores de cohete de propulsión, en una trayectoria balística. El vehículo acelerador hipersónico brasileiro que está compuesto por dos etapas (motores de cohetes S31 y S30), con motores de cohetes sólidos no guiados, es capaz de acelerar el 14-X B a las condiciones de prueba de vuelo predeterminadas de la operación *scramjet* (30 km de altitud a Mach número 7) desde un Centro de Lanzamiento de Brasil [2].

2. EQUIPO EXPERIMENTAL

2.1. Túnel de Choque Hipersónico

El túnel de choque hipersónico de forma simple (ver Figura 2), es un tubo de choque equipado con una tobera convergente-divergente para producir el número de Mach elevado y alta entalpía fluyendo hacia la sección de pruebas en condiciones similares a las encontradas durante el vuelo previsto para el 14-X B (30 km y Mach 7). El túnel de choque utilizado en la investigación experimental consiste de una sección de alta presión (*driver*) y una sección de baja presión (*driven*) separados por un sistema de doble membrana (DDS), la tobera convergente-divergente y su diafragma (que se adjunta al final de la sección de tracción), y un tanque de descarga con la sección de prueba [6].

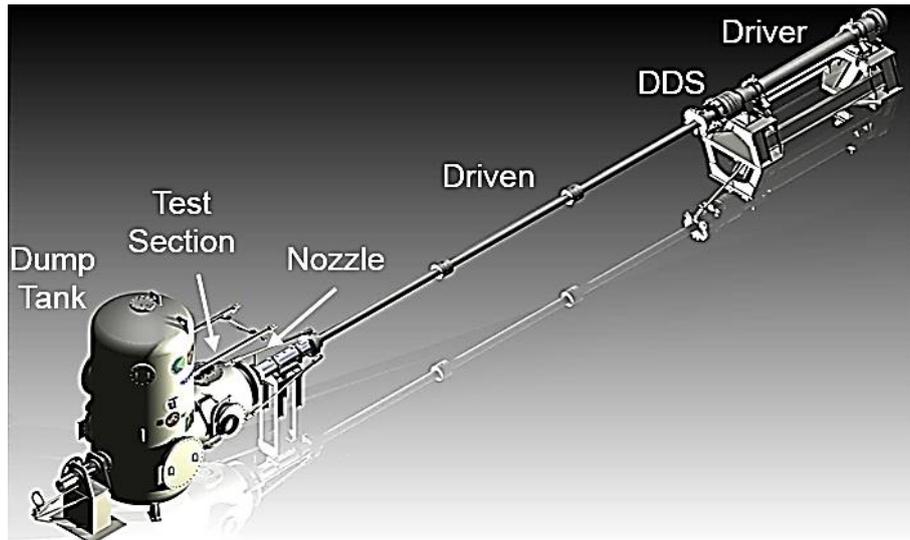


Figura 3: Túnel de choque hipersónico T3

El túnel T3 (ver Figura 3) fue financiado por Fundación de Investigación de Sao Paulo (FAPESP, Proceso N ° 2004 / 00525-7), y diseñado en el Laboratorio de aerodinámica e hipersónica Prof. Henry T. Nagamatsu, para la Investigación y Desarrollo de la combustión supersónica [7]. El túnel de choque hipersónico T3 (ver Figura 3) es capaz de generar altas condiciones de flujo hipersónico de baja entalpía. En la presente investigación, es utilizado helio como gas en el driver y el túnel funciona en la condición de equilibrio para producir la interfaz de tiempo de aproximadamente 2 ms, tiempo de prueba útil. El flujo de aire en número de Mach de 7 a 8 es alcanzado en la sección de prueba y la presión y temperatura similares a los encontrados a 28 km cuando operado en el modo de alta entalpía [8].

2.2. Instrumentación

Ha sido utilizado para la visualización de flujo dinámico una cámara de alta velocidad Phantom V411, junto con un sistema óptico basada en la técnica Schlieren en la configuración espejo 'Z' de la trayectoria del haz de luz Schlieren (ver Figura 4). El sistema Schlieren se compone de una fuente de luz LED, una rendija óptica, una lente de enfoque, dos espejos parabólico y tres espejos planos y el filo de la navaja que proporciona el corte del haz de luz necesaria para el sistema de Schlieren. La cámara Phantom se fijó para adquirir 43.329 fotogramas por segundo (fps) con una resolución de 368 x 200 píxeles en la grabación de todo el experimento.

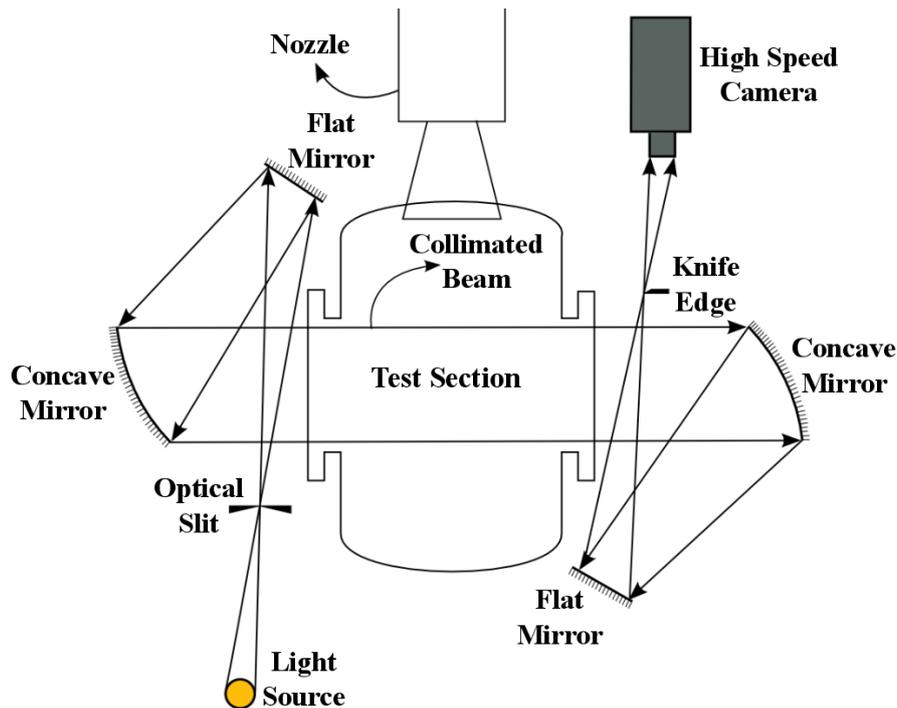


Figura 4: Sistema visualización Schlieren

Dentro del equipo de pruebas del túnel choque se utiliza un oscilógrafo multicanal para sincronizar todos los equipos utilizados en el experimento (sistema de adquisición de datos y sistema de Schlieren). El oscilógrafo es accionado por el transductor de presión piezoeléctrico Kistler (modelo 7005) situado inmediatamente en la entrada de la tobera. Además, este transductor de presión lee la presión del depósito de la boquilla. Otros dos transductores de presión Kistler 701A, que se encuentra 0314-m de distancia del final de la sección de baja presión del túnel, montados a ras de la pared interior del tubo de choque (perfiles pesados), se utilizaron para medir el tiempo de paso de la onda de choque incidente.

2.3. Diseño del modelo 14-X B

El modelo de la superficie inferior del 14-X B fue diseñado basado en la teoría de flujo bidimensional compresible (relaciones de ondas de choque oblicua) y de onda de expansión (la teoría de Prandtl-Meyer) [9], teniendo en cuenta el caso más simple, es decir flujo no viscoso, aire como gas calóricamente perfecto ($\gamma = 1,4$) y sin combustión del motor *scramjet* (vea la Tabla 1). Es aplicada la siguiente restricción: las ondas de choque incidentes generadas en la punta de las rampas de compresión de $5,5^\circ$ y $14,5^\circ$ golpean el carenaje del motor (condición de choque *on-lip*). La onda de choque refleja generada en el borde delantero del carenaje golpea la entrada de la cámara de combustión (condición de choque *on-corner*) como se muestra en la Figura 5ª. Vea la Tabla 1 que muestra las propiedades de flujo de aire a lo largo del modelo 14-X B [3].

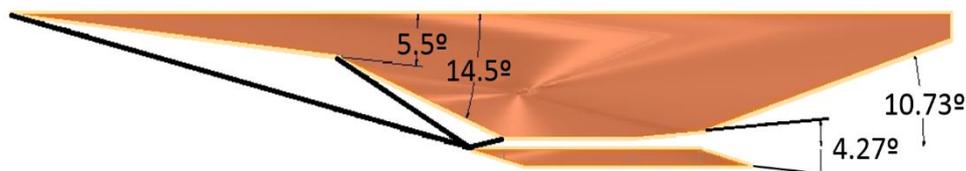


Figura 5: Sección transversal del modelo 14-X B

Propiedad	Unidad	Estación 0	Estación 1 (5.5°)	Estación 2 (14.5°)	Estación 3 (20°)	Estación 4 (4.27°)	Estación 4 (10.73°)
M_{in}		7.00	7.00	6.02	4.06	2.60	2.79
θ_{in}	°		5.50	14.50	20.00	4.27	10.73
β_{out}	°		12.24	22.11	32.24		
M_{out}			6.02	4.06	2.60	2.79	3.37
T_{out}	K	226.50	296.75	568.46	1039.72	953.45	747.17
p_{out}	Pa	1197.00	2877.57	16755.80	89105.97	65803.41	28052.13
ρ_{out}	kg/m ³	0.0184	0.0338	0.1027	0.2986	0.2405	0.1308
a_{out}	m/s	301.70	345.98	478.87	647.63	620.17	549.05
u_{out}	m/s	2111.90	2082.41	1946.38	1684.62	1735.30	1851.13

Tabla 1: Propiedades termodinámicas del flujo en el intradós del modelo de 14-X B, para flujo no viscoso y gases ideales sin combustión.

3. RESULTADOS EXPERIMENTALES

3.1. Visualización del flujo

El modelo 14-X B de 1 m de largo en acero inoxidable (ver Figura 6a) es equipado con veintinueve transductores de presión piezoeléctricos en su superficie inferior, este modelo fue investigado experimentalmente en la operación de modo de interfaz de equilibrio en el túnel de choque hipersónico T3 en número Mach de 7 a 8. El modelo 14-X B se instaló en la sección de pruebas del hipersónico túnel de choque T3 (ver Figura 6a). Puesto que las dos ventanas simétricas utilizadas para la técnica de Schlieren son limitadas en posición y área útil de la visualización, el modelo 14-X B fue posicionado para optimizar la visualización del área de la segunda rampa y la entrada de la cámara combustión (ver Figura 6b).

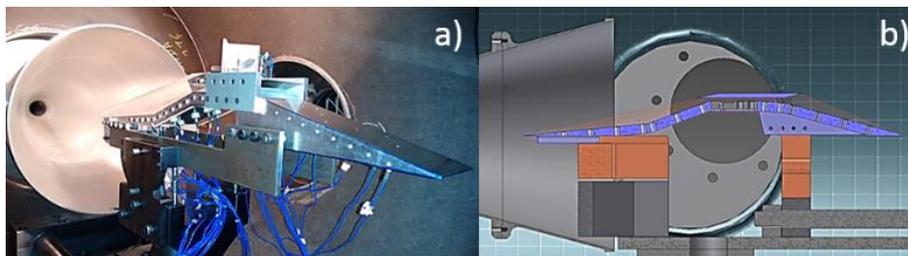


Figura 6: Instalación en la sección de prueba del túnel T3 a) modelo real, b) visualización de la cámara de combustión.

Ocho experimentos fueron realizados, fue usado helio en la sección de driver (simulación de gas real). Antes de estos casos de estudio, se hicieron algunas pruebas para identificar y corregir errores y asegurar el pleno funcionamiento del sistema de adquisición de datos. Algunos problemas encontrados fueron: el modelo tuvo un ángulo de ataque al 0.5 °; deformación del borde de ataque debido a su espesor; la altura de la cámara de combustión no fue suficiente para acomodar los efectos viscosos del flujo (ver Figura 7).

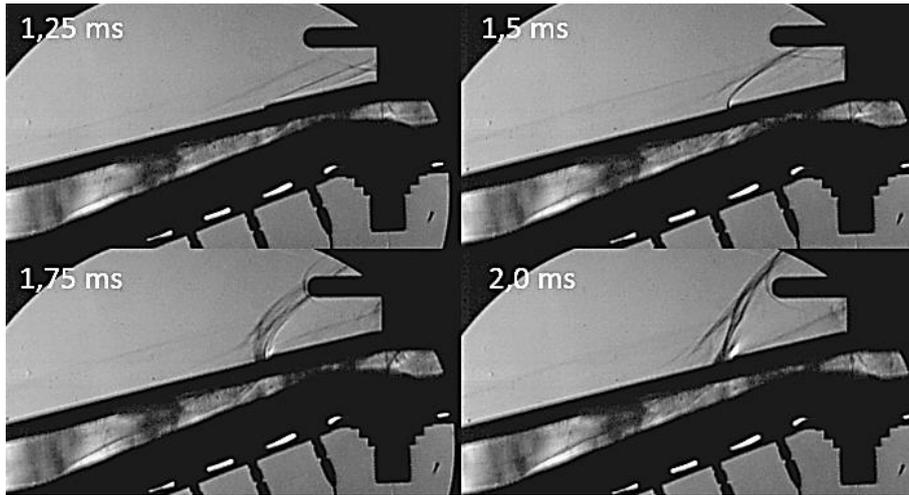


Figura 7: Evolución temporal choked flow.

3.2. Distribución de la presión a lo largo del modelo

La Figura 8 muestra la distribución de presión para los experimentos del modelo 14-X B obtenido en el modo de gas real (helio en el driver) con un número de Mach $7.1 \pm 1,5\%$, presión $1818 \pm 5\%$ Pa y la temperatura de $227 \pm 3,5\%$ K . Las mediciones de la presión estática (ver Figura 8) en la superficie inferior del modelo de 14-X B es comparada con la presión estática evaluada en mismas condiciones de corriente libre utilizando relaciones de ondas de choque oblicua (vea la Tabla. 2) para flujo no viscoso y aire calóricamente perfecto ($\gamma = 1,4$), y simulaciones de dinámica de fluidos computacional utilizando el software ANSYS FLUENT.

Propiedad	Unidad	Estación 0	Estación 1 (5.5°)	Estación 2 (14.5°)	Estación 3 (20°)	Estación 4 (4.27°)	Estación 4 (10.73°)
M_{in}		7.10	7.10	6.18	4.14	2.68	2.88
θ_{in}	°		5.00	14.5	19.5	4.27	10.73
β_{out}	°		11.08	21.37	30.79		
M_{out}			6,183	4,140	2,676	2,879	3,473
T_{out}	K	227,00	290,92	568,23	1034,30	946,49	737,18
p_{out}	Pa	1818,00	4103,93	24797,37	130604,94	95742,29	39921,56
ρ_{out}	kg/m ³	0,0279	0,0492	0,1521	0,4400	0,3525	0,1887
a_{out}	m/s	302,01	341,90	477,82	644,66	616,68	544,24
u_{out}	m/s	2144,25	2114,10	1977,95	1725,10	1775,49	1890,20

Tabla 2: Propiedades termodinámicas del campo de flujo de aire a lo largo de las superficies inferiores del modelo 14-X B considerando propiedades del gas de corriente libre no viscoso sin combustión $\gamma = 1.4$.

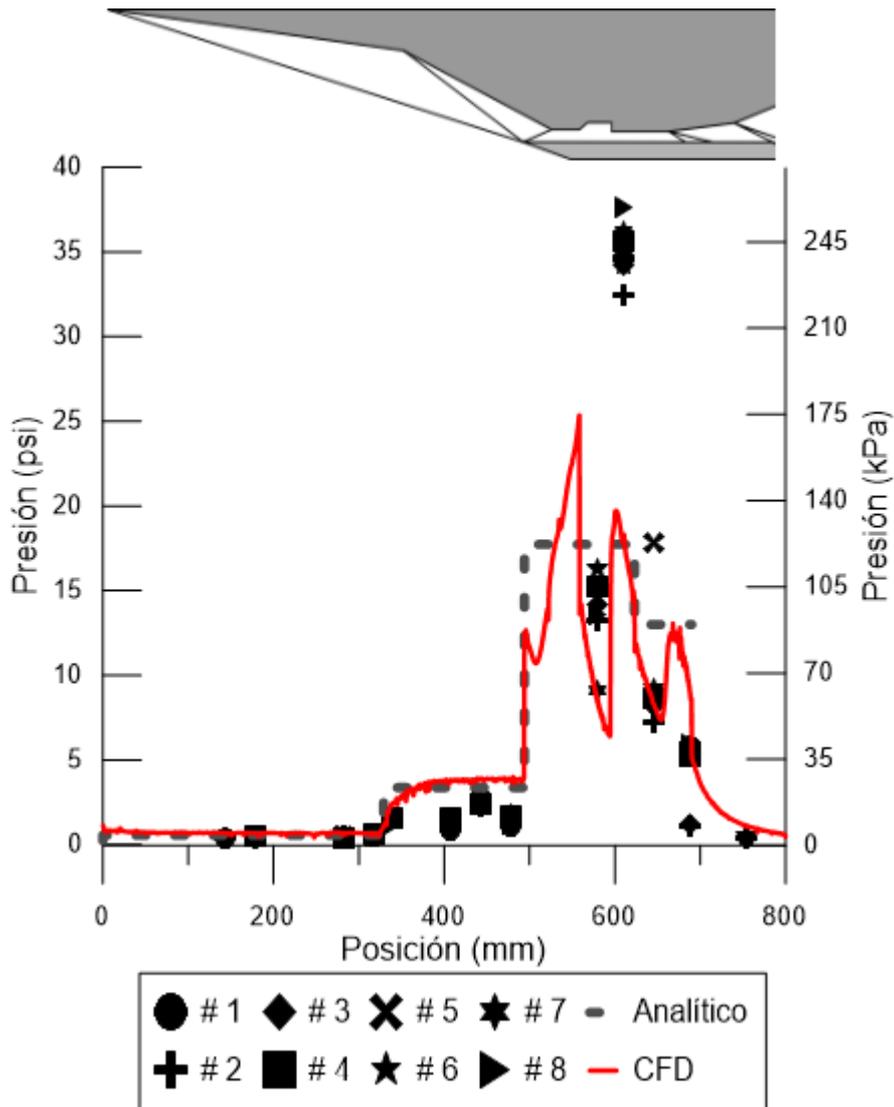


Figura 8: Medición de la presión estática sobre el modelo 14-X B en modo gas real.

Imágenes Schlieren de las ondas de choque incidente y reflejada para el número de Mach 7.1 en modo de gas real (helio en el driver) se muestran en la Figura 9a. El campo de flujo de aire sobre la rampa con deflexión de 14.5° y alrededor de la cámara de combustión del 14-X B son comparados con los resultados de las simulaciones CFD (ver Figura 9b). Como era de esperar, los ángulos de las ondas de choque obtenidos experimentalmente están en buen acuerdo con la simulación CFD.

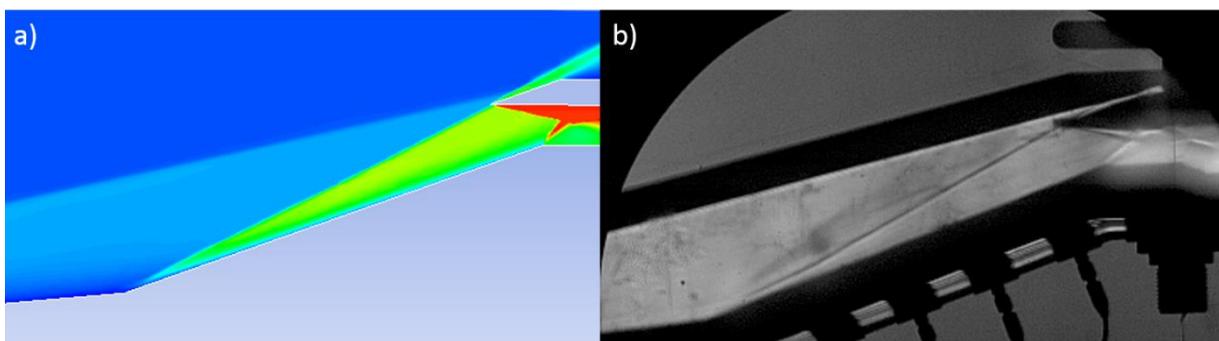


Figura 9: Foto Schlieren del campo de flujo de aire prueba # 10 en condiciones de número Mach 7.1 en modo de gas real (a). En comparación con simulaciones CFD (B y C) en las mismas condiciones.

Los resultados obtenidos son cualitativamente satisfactorios, a pesar de que una diferencia entre los datos experimentales y los resultados obtenidos teóricamente y a través de CFD. Mejoras en el sistema de adquisición de datos y en los sensores son necesarios para reducir los errores y para comprender mejor los fenómenos dinámicos del gas involucrados en el uso del *scramjet*.

4. CONSIDERACIONES GENERALES

Se realizó la investigación experimental de un sistema integrado *scramjet* 14-X B en el túnel de choque hipersónico pulsado T3 del IEAv. Mediciones de la presión estática a lo largo de Schlieren con fotografías de alta velocidad se utilizaron para investigar el campo de flujo de aire a lo largo del modelo hipersónico 14-X B *scramjet*. Las mediciones de presión a lo largo del modelo se compararon con los valores calculados analíticamente a través de la teoría de ondas de choque y a través de CFD. A pesar de las diferencias cuantitativas, los valores experimentales y teóricos presentan cualitativamente el mismo comportamiento, pero las simulaciones CFD se aproximan mejor a los valores experimentales. Fotografías Schlieren de alta velocidad en comparación con las simulaciones CFD muestran que la arquitectura de las ondas de choque generadas por el modelo de 14-X B es consistente con esperado, condición de choque *on-lip* en el vuelo de aproximadamente número Mach 7 (condición del proyecto). Estos resultados demuestran la importancia de ajustar la teoría, experimentos en tierra y simulaciones computacionales en el proyecto del vehículo hipersónico 14-X B antes de las pruebas de vuelo.

REFERENCIAS

- [1] M.F.F. Ricco, P.P. Funari and A.V. Carvalho, “Espaço, Tecnologia, Ambiente e Sociedade”, in *Espaço Externo*, Habilis Editora, Erechim, RS, Brazil, 2011, ch. 8.
- [2] [1] P. G. P. Toro et al., “Brazilian 14-X Hypersonic Aerospace Vehicle Project,” in *18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA, 2012.
- [3] V.A.B. Galvão, P.G.P. Toro, “Brazilian 14-X B Hypersonic Scramjet Aerospace Vehicle Analytical Theoretical Analysis at Mach Number 7”, In: *22nd International Congress of Mechanical Engineering*, Ribeirão Preto 2013.
- [4] J.R.T. Silva, P.G.P. Toro, “Brazilian 14-X B Hypersonic Scramjet Aerospace Vehicle Aerothermodynamic Code”, In: *22nd International Congress of Mechanical Engineering*, Ribeirão Preto, 2011.
- [5] P.C. Teixeira, P.G.P. Toro, “Preliminary Performance Parameters of the Hypersonic Vehicle 14-X B”, In: *22nd International Congress of Mechanical Engineering*, Ribeirão Preto, 2013.
- [6] P.G.P. Toro, M.A.S. Minucci, J.B. Chanes Jr, A.L. Pereira, H.T. Nagamatsu, “Development of a New Hypersonic Shock Tunnel Facility to Investigate basic Supersonic Combustion and basic Electromagnetic Energy Addition for Flow Control”, in: *4th International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, Japan, 2005.
- [7] P.G.P. Toro et al., “New Hypersonic Shock Tunnel at the Laboratory of Aerothermodynamics and Hypersonics Prof. Henry T. Nagamatsu”, in: *4th International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, Hawaii, 2007.
- [8] D. Romanelli Pinto et al., “Flow Characterization of the T3 Hypersonic Shock Tunnel”, In: *28th International Symposium on Shock Waves*, 2011.
- [9] J.A. Anderson Jr., *Modern Compressible Flow, The Historical Perspective* McGraw-Hill, Inc., 2nd edition, 1990.