

# Predicción de las cargas acústicas durante el lanzamiento de un vehículo espacial

Francisco Sahade<sup>1</sup> y Sergio A. Elaskar<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup>Fábrica Argentina de Aviones "Brig. San Martín" S.A., Gerencia Ingeniería, Córdoba, Argentina

<sup>2</sup>Departamento de Aeronáutica, FCEFyN, Universidad Nacional de Córdoba, Córdoba, Argentina

<sup>3</sup>Instituto de Estudios Avanzado en Ingeniería y Tecnología CONICET-UNC, Argentina

Fecha de recepción del manuscrito: 01/12/2016

Fecha de aceptación del manuscrito: 15/05/2017

Fecha de publicación: 15/09/2017

**Resumen**—Las cargas acústicas generadas por el sistema propulsor de un vehículo espacial son un factor importante a considerar para conocer el entorno vibratorio del vehículo, sobre todo en la etapa de lanzamiento, que es el escenario más crítico. Esta información es importante en la etapa de diseño para contemplar posibles problemas durante un lanzamiento. El estudio presentado en este trabajo permite estimar las presiones por cargas acústica generadas en un lanzamiento y está basado en un método semi-empírico en función de ciertas características del flujo de gases de escape y del vehículo espacial. Para validar el esquema implementado se comparan resultados obtenidos de la simulación numérica con datos medidos en ensayos y lanzamientos, llegando a la conclusión que el método predictivo usado provee información útil para la etapa de diseño, con valores próximos a los reales.

**Palabras clave**—Carga acústica, presión acústica, simulación numérica, vehículo espacial, lanzamiento, vibraciones, ruido.

**Abstract**—The evaluation of the acoustic loads generated by the propulsive system of a space vehicle is an important factor to understand the vibrational environment of the vehicle, particularly in the launch phase, which is the most critical situation. This evaluation is necessary to consider possible drawbacks in a launching at the design stage. The methodology presented in this paper is useful for predicting the acoustic environment generated in a launching and to obtain a predesign approach. The simulation is based on a semi-empirical method, which allows to determine the acoustic field by knowing some characteristics of discharge flow. This paper compares the results of the simulation with data obtained from static tests and launches, and it is concluded that the method implemented provides very useful information for the design stage.

**Keywords**—Acoustic load, acoustic pressure, numerical simulation, space vehicle, launching, vibrations, noise.

## INTRODUCCIÓN

El objetivo del presente trabajo es determinar las cargas acústicas producidas por el sistema propulsor de un vehículo espacial en el momento de su lanzamiento, implementando un código computacional basado en una metodología de cálculo semi-empírica (Eldred, 1971; Haynes y Kenny, 2009). Las cargas acústicas son la principal fuente de vibración estructural y ruido interno durante el lanzamiento y/o pruebas estáticas y por lo tanto es necesario conocerlas para asegurarse un correcto diseño y funcionalidad. De esta manera, con la simulación se busca predecir los niveles de presión acústica existentes en las inmediaciones del vehículo y/o plataforma de lanzamiento. Por lo tanto, permitiría conocer en la etapa de diseño los

valores adecuados para poder determinar, por ejemplo, las cargas por vibraciones en el entorno del vehículo, desarrollar los requisitos o especificaciones para los ensayos vibratorios, como también los requisitos de diseño dinámico necesarios para garantizar el correcto funcionamiento y fiabilidad del vehículo durante su lanzamiento.

## MARCO TEÓRICO

Aquí se presentan las bases teóricas a partir de las cuales se ha desarrollado el método de cálculo de las cargas acústicas, como así también se muestra desde un enfoque general las causas y efectos de la generación de ruido debido al funcionamiento del motor cohete. Además, se exponen y explican los pasos a seguir para la aplicación del método de cálculo.

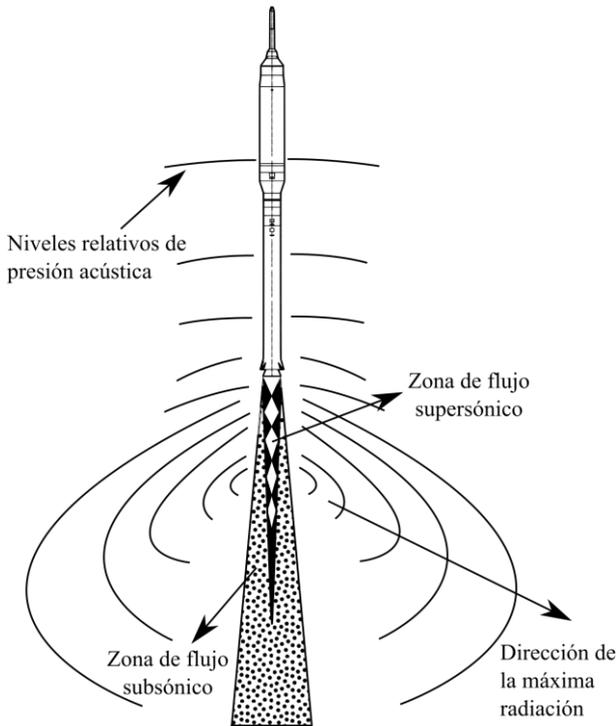
Dirección de contacto:

Francisco Sahade, Cnel. Pringles 110, B° Gral. Paz, Córdoba, X5004AOD. Tel: +54 9 351 6162389, fransahade@gmail.com

**Naturaleza de las cargas acústicas**

En la etapa de lanzamiento, cualquier vehículo espacial está sometido a severas fluctuaciones de presión debido a la operación de su motor cohete. Las principales fuentes que generan el campo acústico en las inmediaciones del cohete son las turbulencias que se desarrollan en la zona del flujo de escape. Los principales parámetros que influyen sobre la carga acústica son:

- las características del flujo saliente por la tobera del cohete,
- el vehículo, la plataforma y la geometría del flujo de escape,
- la velocidad del vehículo espacial.

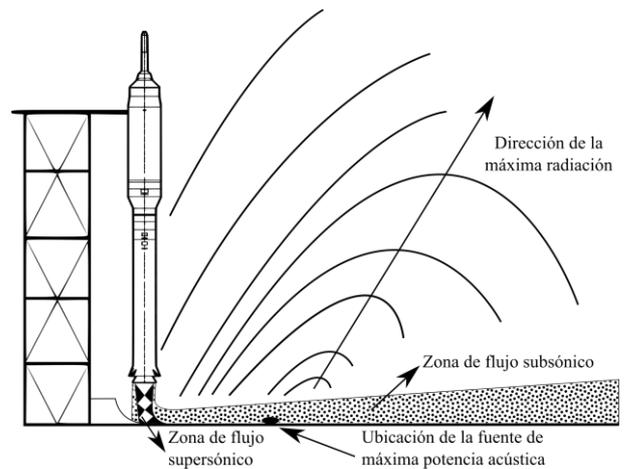


**Fig. 1:** Niveles de presión acústica global en vuelo.

El ruido es irradiado en todas las direcciones desde el flujo de escape, sin embargo, la magnitud del campo acústico es altamente direccional, donde en general, el ángulo de máxima irradiación es aproximadamente de 50 grados a partir del eje del flujo. Teniendo en cuenta una determinada configuración de los gases de escape del motor cohete, la carga acústica sobre el vehículo será mayor cuando los gases de escape son desviados o dirigidos hacia las proximidades del vehículo (caso que ocurre en un banco de pruebas o en un lanzamiento) que cuando éstos están direccionados a lo largo del eje del vehículo (caso que ocurre en vuelo), como se ejemplifica en la Fig. 1 y en la Fig. 2. Generalmente, la carga acústica evaluada en un punto sobre el vehículo decrece a medida que la distancia entre dicho punto y la porción de flujo considerada aumenta, viéndose también afectada por la presencia cercana de objetos reflectores. La principal fuente sonora se ubica en el flujo subsónico, aguas abajo de la región supersónica, como puede observarse en la Fig. 2.

Durante el lanzamiento, los intensos niveles de presión acústica en los alrededores del vehículo espacial pueden

excitar la carga útil, la estructura de lanzamiento, los sistemas de apoyo terrestre y/o la misma estructura del vehículo, generando vibraciones peligrosas y potencialmente dañinas. Las vibraciones de gran magnitud, del orden entre 100 Hz y 10000 Hz, pueden resultar en decenas e incluso cientos de miles de ciclos de carga, dando como consecuencia la posibilidad de que se presente fatiga en el vehículo espacial en los primeros segundos de vuelo, ya sea durante el lanzamiento o en la trepada inicial. Tal es así que, en la década de 1970, estudios de la NASA (Timmins y Heuser, 1971; Timmins, 1974) revelaron que entre el 30% y el 60% de las fallas que ocurren el primer día en los satélites, son atribuidas a las vibraciones generadas durante el lanzamiento. Los elevados niveles de presión acústica que pueden presentarse en las inmediaciones de un cohete, hacen que se requiera un vehículo más robusto capaz de soportar dichas cargas, lo que añade complejidad y sobre todo peso al vehículo, con el costo económico que implica. En función de esto, se ha llegado a determinar por estadísticas (Thomas et al., 2005), que aproximadamente el 70% de las masas estructurales del vehículo están dedicadas únicamente a asegurar que la carga útil resista las cargas acústicas del lanzamiento. Es decir, que una baja en las fluctuaciones de presión reduce a su vez los requerimientos de blindaje sonoro, disminuyendo de este modo el peso y la complejidad del vehículo. Entonces, una disminución del ruido en el lanzamiento se traduce en una mejora sustancial del rendimiento del vehículo, reduciendo el riesgo en el entorno de lanzamiento y también reduciendo el riesgo que implica para la tripulación a bordo en caso de vehículos tripulados.



**Fig. 2:** Niveles de presión acústica global en un lanzamiento.

**Metodología de cálculo**

En este trabajo se implementó una metodología semi-empírica de cálculo (Eldred, 1971; Haynes y Kenny, 2009), basada en el supuesto de que una mínima cantidad de información acerca de los gases de salida del cohete es suficiente para determinar una serie de fuentes acústicas puntuales sobre el flujo, las cuales serán usadas posteriormente para determinar el ruido generado por los gases de escape. La contribución de cada una de las fuentes, con diferentes frecuencias y anchos de banda, se combinan para predecir los niveles de presión acústica en determinados puntos de interés. Cabe destacar que este

método no incluye la capacidad de predecir el ruido interno dentro del vehículo ni tampoco expone de forma explícita las reflexiones de sonido externas.

Básicamente, el método consiste en dividir el flujo de escape en regiones finitas, teniendo en cuenta que el ruido, en cada banda de frecuencia dentro del espectro audible, es generado por fuentes puntuales distribuidas en cada una de las regiones en las que fue dividido el flujo de gases expelido. Esto implica que la presión acústica en un punto determinado varía en forma inversa al cuadrado de la distancia desde la fuente considerada (Fig. 3). De esta manera el método se basa en una serie de pasos, en los cuales se implementa la utilización de gráficos y fórmulas semi-empíricas que permiten obtener la información para iniciar y desarrollar el método.

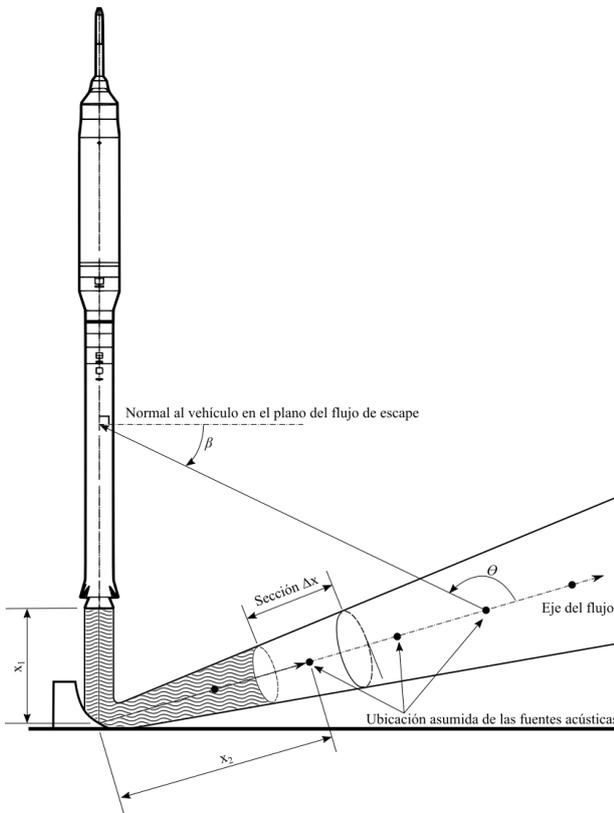


Fig. 3: Esquema de la distribución de fuentes y geometría del flujo.

### IMPLEMENTACIÓN DEL MÉTODO

En su metodología tradicional, debido al modo de utilizar el método, es decir, al tener que ingresar manualmente a las curvas y expresiones, sumado a la complejidad de matrices con las que se puede llegar a trabajar, el procedimiento de cálculo se hace lento, poco práctico y complejo, además de aumentar las posibilidades de cometer errores debido a la manipulación numérica que ello conlleva. Consecuentemente, como parte de este trabajo, se desarrolló un programa computacional en el cual, ingresando la configuración de lanzamiento, las características ambientales y algunas condiciones propias del cálculo, permite obtener en forma rápida una aproximación del entorno acústico en el que se encuentra el vehículo. El esquema de cálculo predice los niveles de

presión acústica en diversos puntos de interés que elige el usuario. Como aplicación y validación del código se realizaron simulaciones teniendo en cuenta las propiedades y características de dos vehículos existentes y de los cuales se tienen registros de ensayos y lanzamientos. Se trata del Ares I y del Saturno V, pero existe la posibilidad de cargar en el programa las características de otros vehículos para realizar la simulación.

### Digitalización de gráficos

Para poder generar un algoritmo de cálculo fue necesario traducir todos los gráficos empíricos en una o varias expresiones matemáticas que permitan su implementación en un programa. Para realizar esto, se empleó un software denominado Engauge Digitalizar (Berlasso), el cual da como resultado una serie de coordenadas que definen una curva, partiendo de un gráfico en formato de imagen. En las Figs. 4 y 5 se muestran los gráficos originales (Eldred, 1971) que son necesarios digitalizar para poder generar el algoritmo.

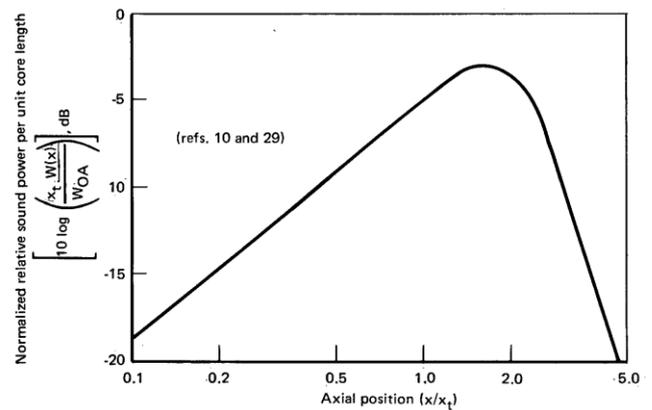


Fig. 4: Distribución de las fuentes de potencia acústica para motores cohete estándar. Figura obtenida de Ref. [5].

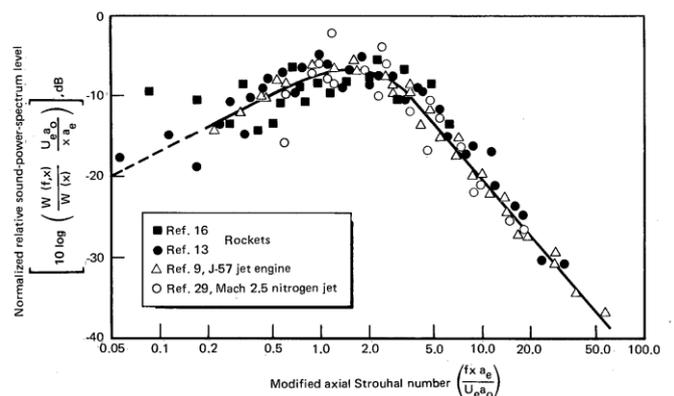


Fig. 5: Nivel de potencia acústica relativo normalizado a lo largo del flujo de gases. Figura obtenida de Ref. [5].

Posteriormente, mediante un software de planilla de cálculo, se fueron graficadas las coordenadas obtenidas, se dividieron en tramos y se analizaron distintos tipos de funciones hasta lograr un buen ajuste, tratando de cuidar que los empalmes sean suaves y continuos. A continuación,

se presentan las expresiones que permiten generar la aproximación y que serán utilizadas en la simulación. Cabe destacar que las ecs. (1), (2) y (3) describen el comportamiento del gráfico de la Fig. 4, el cual está representado mediante dichas ecuaciones en la Fig. 6. Por otro lado, las ecs. (4), (5) y (6) representan la curva de la Fig. 5, y en la Fig. 7 se muestra el gráfico generado con las expresiones matemáticas correspondientes.

$$y_1 = 10\log\left[\frac{x_t W(x)}{W_{OA}}\right] = -88,059\left(\frac{x}{x_t}\right)^6 + 372,74\left(\frac{x}{x_t}\right)^5 +$$

$$-639,69\left(\frac{x}{x_t}\right)^4 + 576,3\left(\frac{x}{x_t}\right)^3 - 298,82\left(\frac{x}{x_t}\right)^2 +$$

$$+ 98,657\left(\frac{x}{x_t}\right) - 26,122; \quad \forall \frac{x}{x_t} \leq 1,13 \quad (1)$$

$$y_2 = 10\log\left[\frac{x_t W(x)}{W_{OA}}\right] = -0,197\left(\frac{x}{x_t}\right)^4 + 2,6695\left(\frac{x}{x_t}\right)^3 +$$

$$-14,596\left(\frac{x}{x_t}\right)^2 + 29,442\left(\frac{x}{x_t}\right) - 22,386;$$

$$\forall 1,13 < \frac{x}{x_t} \leq 2,62 \quad (2)$$

$$y_3 = 10\log\left[\frac{x_t W(x)}{W_{OA}}\right] = -0,168\left(\frac{x}{x_t}\right)^3 + 2,7357\left(\frac{x}{x_t}\right)^2 +$$

$$-19,559\left(\frac{x}{x_t}\right) + 28,808; \quad \forall \frac{x}{x_t} > 2,62 \quad (3)$$

$$y_4 = 10\log\left[\frac{W(f,x) U_e a_0}{W(x) x a_e}\right] = 4,3429\ln(st) - 7;$$

$$\forall st \leq 0,77 \quad (4)$$

$$y_5 = 10\log\left[\frac{W(f,x) U_e a_0}{W(x) x a_e}\right] = 0,0598st^5 - 0,7693st^4 +$$

$$+ 4,1149st^3 - 11,85st^2 + 16,652st - 15,563;$$

$$\forall 0,77 < st \leq 3,57 \quad (5)$$

$$y_6 = 10\log\left[\frac{W(f,x) U_e a_0}{W(x) x a_e}\right] = -9,989\ln(st) + 2,5;$$

$$\forall st > 3,57 \quad (6)$$

### Aplicación del método de cálculo

Una vez lograda la digitalización de las curvas se procede a implementar el método, generando un código computacional mediante un software de programación comercial. Si bien el programa permite realizar la simulación con diversas configuraciones al lanzamiento, según la elección del usuario, aquí serán consideradas únicamente dos: Ares I y Saturno V. Se destaca que es

posible incorporar, desde ya, las características y propiedades de otros vehículos y luego efectuar las simulaciones correspondientes.

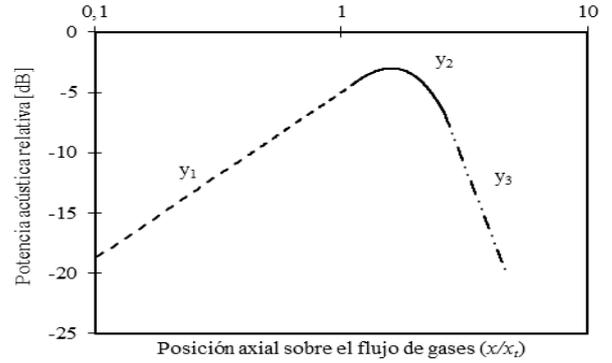


Fig. 6: Curvas generadas con las ecs. (1), (2) y (3), de similares características que el gráfico de la Fig. 4.

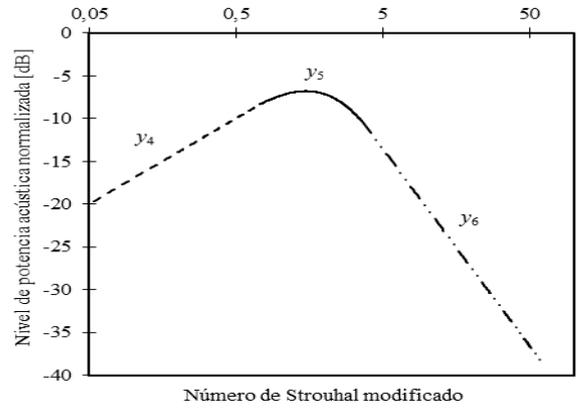


Fig. 7: Curvas generadas con las ecs. (4), (5) y (6), de similares características que el gráfico de la Fig. 5.

Se aplicaron los pasos del método de cálculo propuesto por Eldred (Eldred, 1971), contemplando modificaciones y actualizaciones que se consideraron adecuadas para los casos de estudio, con el fin de hacerlo más preciso, práctico y realista. A continuación, se describen los pasos necesarios para realizar la simulación (Sahade, 2015):

- 1) Determinar el eje del flujo de gases escape, relativo al vehículo y a la plataforma (ver Fig. 3).
- 2) Determinar la potencia acústica global basada en las propiedades del motor, según la siguiente expresión:

$$W_{OA} = \frac{\eta}{2} n F U_e \quad (7)$$

donde  $W_{OA}$  es la potencia acústica global [W],  $n$  es el número de toberas,  $F$  es el empuje de cada motor [N],  $U_e$  es la velocidad de salida de los gases [m/s] y  $\eta$  es la eficiencia sonora del motor, la cual se obtiene experimentalmente.

- 3) Transformar la potencia acústica global a la escala de decibeles mediante:

$$L_w = 10\log\left(\frac{W_{OA}}{W_{ref}}\right) \quad (8)$$

donde  $L_w$  es el nivel de potencia acústica global [dB] y  $W_{ref}$  es la potencia acústica de referencia, la cual corresponde a  $10^{-12}$  [W] para el aire.

4) Si la configuración del vehículo presenta más de una tobera, se debe determinar el diámetro de salida de una tobera equivalente mediante la siguiente expresión:

$$d_e = \sqrt{nd_{ei}} \quad (9)$$

donde  $d_e$  es el diámetro equivalente [m] y  $d_{ei}$  es de salida de cada una de las toberas cuando todas tienen el mismo diámetro.

5) Determinar la longitud del núcleo potencial supersónico según la expresión de Varnier (Haynes y Kenny, 2009):

$$\frac{x_t}{d_e} = 1,75(1 + 0,38M_e)^2 \quad (10)$$

donde  $x_t$  [m] corresponde a la longitud de dicho núcleo y  $M_e$  es el número de Mach del flujo de gases en la sección de salida de la tobera totalmente expandida (Tamagno et al., 2009).

6) Dividir el flujo de gases en determinado número de regiones o secciones, tal como se muestra en la Fig. 3.

7) Obtener la potencia acústica normalizada por unidad de longitud del núcleo potencial (Fig. 4), utilizando las ecs. (1), (2) y (3). Vale aclarar que  $x$  [m] es la distancia entre la tobera y el punto medio de cada sección del flujo de gases analizada, medida sobre el eje del flujo, tal como se ilustra en la Fig. 3.

8) Calcular el nivel de potencia acústica global de cada sección del flujo de escape mediante:

$$L_{w,s} = 10 \log \left[ \frac{x_t W(x)}{W_{OA}} \right] + L_w + 10 \log \left( \frac{\Delta x}{x_t} \right) \quad (11)$$

donde  $L_{w,s}$  es el nivel de potencia acústica global [dB] de cada sección del flujo de gases y  $\Delta x$  [m] la longitud de dichas secciones.

9) Convertir el espectro normalizado del nivel de potencia acústica (Fig. 5) en un ancho de banda acústico convencional para cada segmento, utilizando:

$$L_{w,s,b} = 10 \log \left[ \frac{W(f,x) U_e a_0}{W(x) x a_e} \right] + L_{w,s} - 10 \log \left( \frac{U_e a_0}{x a_e} \right) + \log \Delta f_b \quad (12)$$

donde  $W(f,x)$  es la potencia acústica en función de la frecuencia, por unidad de longitud a una distancia  $x$  sobre el flujo de escape [W/Hz/m],  $a_0$  es la velocidad del sonido a nivel del mar [m/s],  $a_e$  es la velocidad del sonido en el flujo de escape en la sección de salida de la tobera y  $\Delta f_b$  es el ancho de banda de la frecuencia  $b$  considerada [Hz]. En este paso, para obtener el primer término de la ec. (12) es necesario utilizar el gráfico de la Fig. 5, o bien las ecs. (4), (5) y (6).

10) Calcular el nivel de presión acústica (SPL, siglas por *Sound Pressure Level*) en cada banda de frecuencia, para cada punto en consideración, con la contribución de cada uno de los segmentos de flujo, según:

$$SPL_{s,b,p} = L_{w,s,b} - 10 \log r^2 - 11 + DI(b, \theta) \quad (13)$$

donde  $r$  es la distancia entre la posición de cada fuente sonora y cada uno de los puntos de interés y  $DI$  es el índice de direccionalidad (por su nombre en inglés *Directivity Index*), el cual permite determinar las características de direccionalidad de las fuentes sonoras. Este índice es función de la banda de frecuencia que se esté considerando y de la posición relativa de las fuentes sonoras dentro del flujo de escape respecto de los puntos de interés, lo cual está contemplado con el ángulo  $\theta$  comprendido entre el eje del flujo y la dirección de  $r$ , como puede apreciarse en la Fig. 3.

11) Calcular el nivel de presión acústica en cada banda de frecuencia, para cada punto de interés, con la suma logarítmica de las contribuciones de cada uno de los segmentos de flujo, de la siguiente manera:

$$SPL_{b,p} = 10 \log \left( \sum_{s=1}^m 10^{SPL_{s,b,p}/10} \right) \quad (14)$$

donde  $m$  es el número total de segmentos en los que se dividió el flujo de escape y  $SPL_{b,p}$  es el nivel de presión acústica debido a la contribución de todos los segmentos del flujo de escape, en la banda de frecuencia  $b$  y en el punto  $p$ , medido en decibeles [dB] y basado en una presión de referencia de  $2 \times 10^{-5}$  N/m<sup>2</sup>.

12) El nivel de presión acústica global ( $SPL_{OA,p}$ ), en cualquier punto  $p$ , es calculada mediante la suma logarítmica de todas las contribuciones del  $SPL_{b,p}$  correspondientes a todas las bandas de frecuencia  $j$  que se consideraron en el cálculo, como lo muestra la siguiente expresión:

$$SPL_{OA,p} = 10 \log \left( \sum_{b=1}^j 10^{SPL_{b,p}/10} \right) \quad (15)$$

Cabe destacar que tanto la configuración de lanzamiento como los puntos de evaluación para cada vehículo en la simulación son distintos, ya que los datos experimentales fueron obtenidos en diferentes circunstancias según cada caso, y por ende se deben recrear las mismas condiciones para realizar una correcta comparación. Las condiciones ambientales con las que se realizaron las simulaciones son comunes a ambos casos, no así las características de los gases de escape, las cuales son particulares de cada vehículo.

## RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN

Los puntos en los que se evaluó la carga acústica son medidos desde la sección de salida de la tobera y hacia arriba para las coordenadas “y” positivas, y desde el eje axial del vehículo hacia la derecha para las coordenadas “x” positivas. Estos puntos para los vehículos Ares I y Saturno V, están presentados a continuación en la Tabla 1.

**TABLA 1:** PUNTOS DONDE SE EVALUARÁ LA CARGA ACÚSTICA PARA CADA VEHÍCULO.

Vehículo	Puntos a evaluar [m]	
	Coordenadas "x"	Coordenadas "y"
Ares I	x=2,8	y=56,4
	x=2,8	y=83,8
Saturno V	x=5	y=45,2
	x=3	y=85,3

Luego de ejecutar la simulación, se está en condiciones de comparar los resultados con los datos medidos experimentalmente. La simulación permite obtener los valores del  $SPL_{OA,p}$  para cada punto de interés, siendo posible contrastarlos con los datos experimentales tomados de ensayos y lanzamientos. Dicha comparación se muestra en la Tabla 2. Cabe destacar, que los resultados están expresados en decibeles mediante el nivel de presión acústica (SPL), pero es conveniente expresarlos de otra manera para poder cuantificar el efecto que genera este fenómeno en las estructuras circundantes y equipamiento del vehículo. Es por esto que se transformó el nivel de presión acústica desde decibeles a pascuales (SP). La Tabla 3 presenta los valores de la simulación y los datos reales, pero transformados en pascuales.

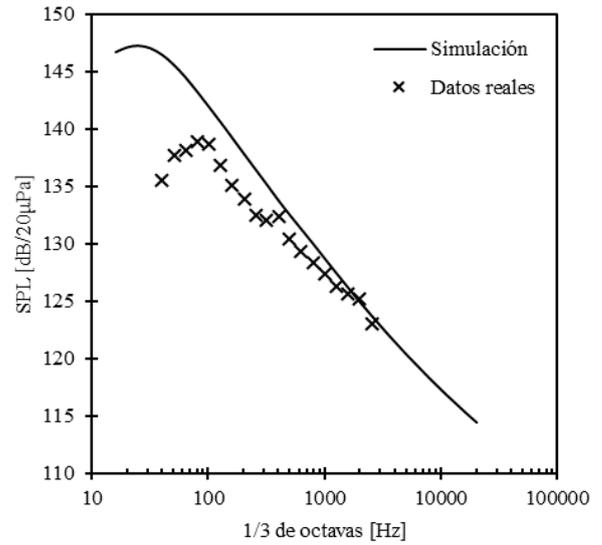
**TABLA 2:** NIVELES DE PRESIÓN ACÚSTICA GLOBAL

Vehículo	Puntos a evaluar [m]	$SPL_{OA,p}$ [dB]	
		Simulación	Real
Ares I	x=2,8 y=56,4	150,73	149,2
	x=2,8 y=83,8	147,59	145,4
Saturno V	x=5 y=45,2	155,89	147,4
	x=3 y=85,3	151,82	150,8

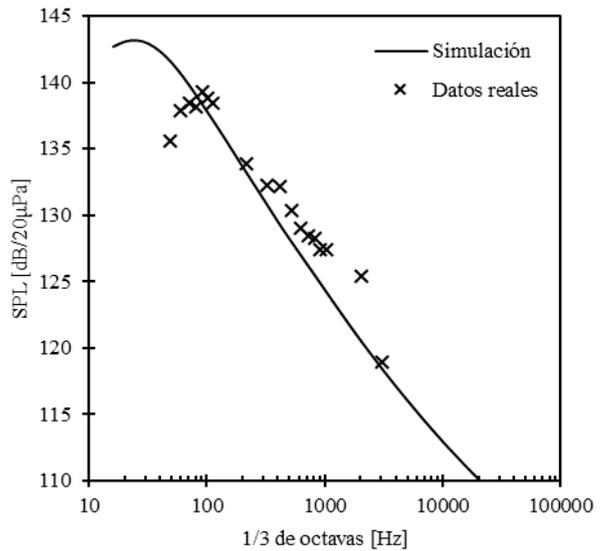
Por otro lado, en las Figs. 8 - 11 se presentan los niveles de presión acústica en función de la frecuencia para cada uno de los puntos de interés, comparando los resultados de

**TABLA 3:** PRESIÓN ACÚSTICA GLOBAL

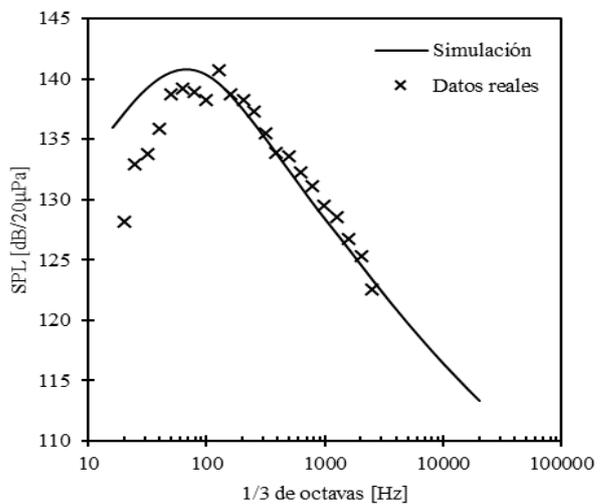
Vehículo	Puntos a evaluar [m]	$SP_{OA,p}$ [Pa]	
		Simulación	Real
Ares I	x=2,8 y=56,4	687,53	576,81
	x=2,8 y=83,8	479,07	372,42
Saturno V	x=5 y=45,2	1245,52	468,85
	x=3 y=85,3	779,47	693,47



**Fig. 8:** Nivel de presión acústica en el punto (x, y) = (5; 45,2) del vehículo Saturno V.

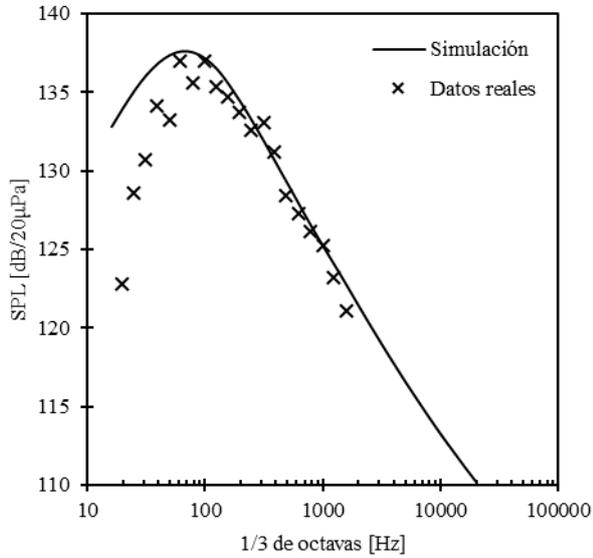


**Fig. 9:** Nivel de presión acústica en el punto (x, y) = (3; 85,3) del vehículo Saturno V.

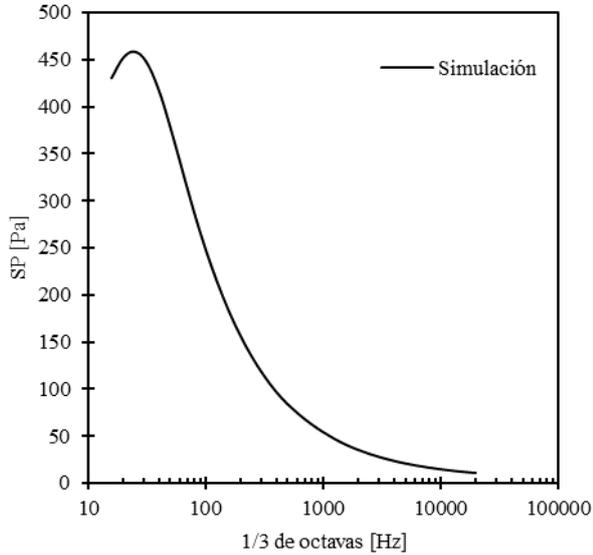


**Fig. 10:** Nivel de presión acústica en el punto (x, y) = (2,8; 56,4) del vehículo Ares I.

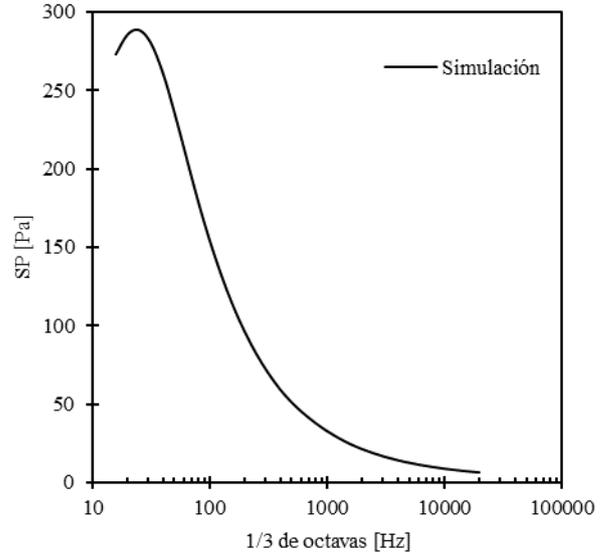
la simulación con los datos reales, mientras que en las Figs. 12 - 15 se muestra la presión acústica en función de la frecuencia para los mismos puntos antes mencionados.



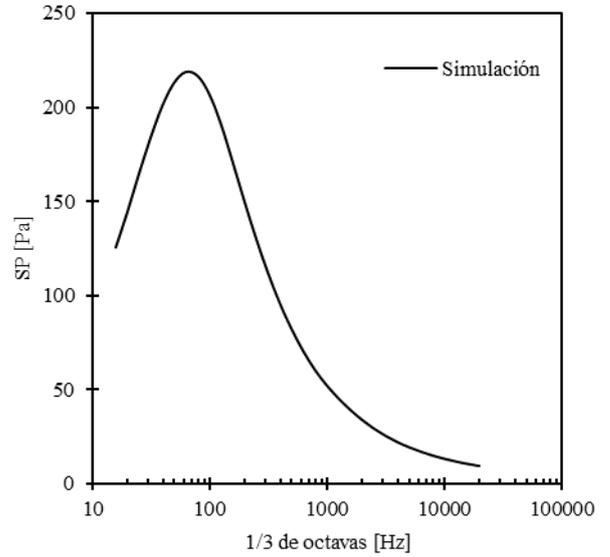
**Fig. 11:** Nivel de presión acústica en el punto  $(x, y) = (2,8; 83,8)$  del vehículo Ares I.



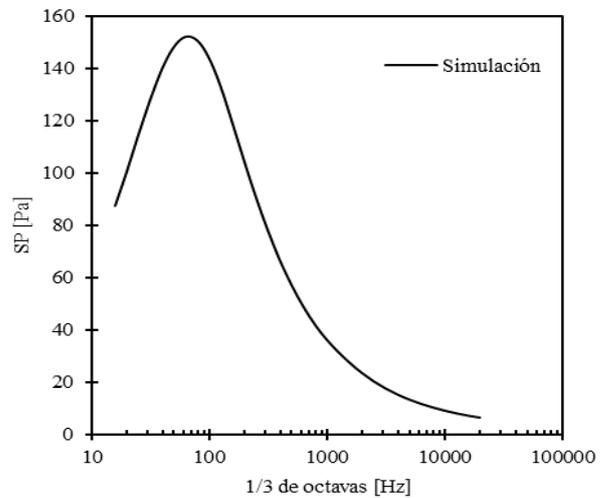
**Fig. 12:** Presión acústica en el punto  $(x, y) = (5; 45,2)$  del vehículo Saturno V.



**Fig. 13:** Presión acústica en el punto  $(x, y) = (3; 85,3)$  del vehículo Saturno V.



**Fig. 14:** Presión acústica en el punto  $(x,y) = (2,8;56,4)$  del vehículo Ares I.



**Fig. 15:** Presión acústica en el punto  $(x,y) = (2,8;83,8)$  del vehículo Ares I.

## CONCLUSIONES

El método de cálculo desarrollado ha sido aplicado al lanzamiento de dos vehículos espaciales, el Ares I y Saturno V.

Para el Ares I, se puede concluir que las curvas teóricas que representan el nivel de presión acústica (SPL) en dos posiciones predeterminados, concuerdan de manera satisfactoria con datos experimentales. Asimismo, se constata que los valores del nivel de presión acústica global (SPL<sub>OA,p</sub> - dB) resultantes de la simulaciones, son muy aproximados a los datos provistos por las mediciones. Es de destacar que las frecuencias en las que se producen los picos de máximo nivel de presión acústica, tanto en las simulaciones como en las mediciones, son similares.

Para el Saturno V, se observa que la concordancia entre las curvas teóricas y las mediciones del nivel de presión acústica, no es tan buena como la que se obtuvo con Ares I. Tampoco lo es cuando se analizan las frecuencias en las que se alcanzan los picos máximos de la presión acústica. Sí lo son las pendientes a partir de los 100 Hz, o sea desde la frecuencia de los picos máximos. Llama la atención que para el punto de coordenadas  $x=5$  m e  $y=45.2$  m, la diferencia entre la presión acústica global simulada y la obtenida con mediciones supera los 8 dB, lo cual hace que la relación entre dichas presiones expresadas en términos de pascales, la calculada es 2.66 veces superior a la medida. No obstante, para  $x=3$  m e  $y=85.3$  m la diferencia entre la presión acústica global medida y la simulada, está dentro de valores aceptables.

Cabe mencionar que la primera etapa del sistema propulsor del Saturno V está integrada por cinco unidades propulsoras semejantes, mientras que el Ares I posee una sola unidad. Tampoco se dispone de detalles suficientes y precisos que permitan describir con adecuada exactitud la configuración geométrica de las instalaciones, las cuales, además de orientar la salida de los gases de escape podrían configurar un blindaje protector de la emisión acústica.

En síntesis, se puede afirmar que la simulación predice bien el campo acústico generado durante el lanzamiento del Ares I y las presiones inducidas. En cuanto concierne al Saturno V, los resultados de la simulación son cuestionables, sin certeza sobre los valores máximos de la presión acústica ni tampoco sobre las frecuencias a las cuales se producen estos valores. De esta manera, el análisis de las causas de las diferencias entre las calidades de las predicciones puede ser objeto de estudio de futuros trabajos. Aun así, los resultados conforman información necesaria y adecuada para una primera estimación sobre las cargas acústicas y sus efectos, durante el lanzamiento de un vehículo espacial.

## REFERENCIAS

- [1] Anderson A. R. y Johns F. R. (1955), "Characteristics of Free Supersonic Jet Exhausting into Quiescent Air", *Jet Propulsion*, vol. 25, no. 1, pp. 13-15, 25.
- [2] Braeunig R. A. (s.f.), "Rocket and Space Technology", <http://www.braeunig.us/space/index.htm>.
- [3] Casiano M. J., Alvord D. A. y McDaniels D. M. (2011), *Ares I Scale Model Acoustic Test Overpressure Results*, NASA/TM—2011–217452.
- [4] Crocker M. J., Bechet C., Smith W. y Kirk K. (2009), *Prediction of the Sound Pressure Fields on Space Vehicles and Ground*, Sound and Vibration Laboratories, Mechanical Engineering Department, Auburn University.
- [5] Eldred K. M. (1971), *Acoustic Loads Generated by the Propulsion System*, NASA Technical Note SP-8072.
- [6] Berlasso, R., "Engauge Digitizer". Disponible en línea. <https://sites.google.com/site/ricardoberlasso/home/programas/digitizer>
- [7] Haynes J. y Kenny R. J. (2009), "Modifications to the NASA SP-8072 Distributed Source Method II for Ares I Lift-off Environment Predictions", *AIAA Aeroacoustics Conference*.
- [8] Kumar S. A. y Karthikeyan N. (2013), "Prediction of Launch Vehicle Noise during Lift-off using a Modified Eldred's Method", *The 14th Asian Congress of Fluid Mechanics*.
- [9] Lighthill M. J. (1952), "On Sound Generated Aerodynamically, I. General Theory". *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 211, pp. 564–587.
- [10] Lighthill M. J. (1954), "On Sound Generated Aerodynamically, II. Turbulence as a Source of Sound", *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 222, pp. 1–32.
- [11] Plotkin K. J. y Sutherland L. C. (2007), *Prediction of the Acoustics Environments Induced by the Launch of the Ares I Vehicle*, Wyle Report, WR 07-27.
- [12] Potter R. C. y Crocker M. J. (1966), *Acoustic Prediction Methods for Rocket Engines, Including the Effects of Clustered Engines and Deflected Exhaust Flow*, NASA CR-566.
- [13] Sahade F. (2015), *Predicción de las Cargas Acústicas en el Lanzamiento de un Vehículo Espacial*, Departamento de Aeronáutica, Universidad Nacional de Córdoba.
- [14] Smith W. O. (2013), *An Empirical and Computational Investigation into the Acoustical Environment at the Launch of a Space Vehicle*, Graduate Faculty of Auburn University.
- [15] Tamagno J., Schulz W., Elaskar S. *Dinámica de los Gases. Flujo Unidimensional Estacionario*. Ed. Universitas, 2009.
- [16] Thomas G. R., Fadick C. M. y Fram B. J. (2005), *Launch Vehicle Payload Adapter Design with Vibration Isolation Features*, ATA Engineering Inc.
- [17] Timmins A. R. (1974), *A Study of First-Month Space Malfunctions*, NASA Technical Note D-7750.
- [18] Timmins A. R. y Heuser R. E. (1971), *Study of First-Day Space Malfunctions*, NASA Technical Note D-6474.
- [19] Varnier J. (1998), *Noise Radiated from Free and Impinging Hot Supersonic Jets*, AIAA 98-2206.
- [20] Varnier J. (2001), *Experimental Study and Simulation of Rocket Engine Free Jet Noise*, AIAA 2001-2207.
- [21] Wilby J. (2005), *Rocket Exhaust Noise - Forward Motion and Directivity*, Technical Memorandum: 179-08 Draft #1.
- [22] Williams J. E. F. (1961), *Noise from Convected Turbulence*, *The Journal of the Acoustical Society of America* 33.
- [23] Zandbergen B. T. (s.f.). "Delft University of Technology", <http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments/space-engineering/space-systems-engineering/expertise-areas/space-propulsion/>