

SIMULADOR PARA LA ESTIMACIÓN DEL CAMPO ACÚSTICO EXTERNO GENERADO EN LA FASE DE DESPEGUE DE UN VEHÍCULO LANZADOR

I. Echapresto^a, P. Mantelli^a, J. Donati^a, H. Vilaseca^b, S. Feldman^b

^aCentro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.

^bVENG – Vehículos Espaciales de Nueva Generación, Balcarce 779 (1074) CABA, Bs. As., Argentina.

Email: iban.echapresto@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

En el diseño de sistemas de protección acústica para vehículos lanzadores resulta necesario disponer de información sobre el campo acústico externo que se desarrolla durante las distintas fases de vuelo, debido a que inducen cargas acústicas sobre la carga útil. De esta forma, los sistemas de protección son diseñados en función de los niveles sonoros incidentes esperados. Este trabajo tiene como propósito presentar un simulador basado en un método de cálculo semi-empírico, que permite estimar parámetros referentes a la presión acústica presente en el despegue, los cuales pueden ser utilizados para un prediseño de los sistemas de protección. Se describe el método de cálculo, junto con sus hipótesis y el alcance de aplicación, y se realizan comparaciones entre datos registrados para un lanzador y los resultados calculados. Además, se presenta una interfaz gráfica desarrollada en Python para la utilización del programa.

Palabras clave: Acústica, Cofia, Lanzador, Campo, Espectro.

INTRODUCCIÓN

El ambiente acústico que se desarrolla en las inmediaciones de un vehículo lanzador en las distintas fases de vuelo puede ser perjudicial para la carga útil que se transporta, como también para cualquier sistema en el entorno cercano. Los mayores niveles sonoros se alcanzan en las fases de despegue, en el rango transónico y en el momento donde se genera la máxima presión dinámica “Max q”. Sin embargo, se demuestra [1] que la fase de despegue es cuando se generan los mayores niveles acústicos que inciden en el lanzador, por lo cual es la condición considerada crítica, y resulta fundamental su estudio para llevar a cabo el proceso de diseño de protecciones acústicas. En esta fase, la mayor fuente de ruido se genera por el flujo de gases de escape de los motores.

Dada la complejidad de realizar cálculos analíticos en estas condiciones, se presenta como alternativa la posibilidad de utilizar métodos semi-empíricos que permiten lograr predicciones adecuadas para un punto de partida en el diseño de sistemas para la mitigación sonora. Por este motivo, se desarrolla el cálculo de un método semi-empírico, denominado “método de fuentes discretas mejorado”, para estimar los valores del campo sonoro alrededor de un vehículo lanzador. La metodología de cálculo se implementa en un programa de Python que sistematiza el cálculo y que contiene una interfaz gráfica para el usuario.

METODOLOGÍA

El método de cálculo para estimar el campo acústico en las inmediaciones de un vehículo lanzador en la fase del despegue utilizado es el propuesto por Eldred [1], con mejoras realizadas por Haynes y Kenny [2]. La metodología consiste en discretizar el largo del flujo de escape en secciones y situar fuentes de sonido puntuales en el centro de cada una. Cada fuente emite un espectro de nivel de presión sonora (SPL), en función de las características de los motores, el deflector del flujo y la posición de la fuente. Luego, se establece un punto de análisis en las inmediaciones del lanzador, donde se suman las contribuciones de cada fuente para obtener el nivel de presión sonora total para cada banda de frecuencia. Finalmente, se calcula el nivel de presión sonora global (OSPL) en el punto de interés.

El método se encuentra limitado por las hipótesis y por los datos empíricos utilizados. Las limitaciones se presentan a continuación:

- No se contemplan efectos por la reflexión de las ondas sonoras sobre superficies del entorno, como la plataforma de lanzamiento o los elementos circundantes de soporte.
- No se consideran escudos de protección que separen el flujo de gases de escape del resto del vehículo, o sistemas de reducción de ruido por inyección de agua. El flujo de gases desde los motores se desarrolla libremente y la incidencia de las ondas sonoras sobre el vehículo es directa.
- Los datos empíricos utilizados en la metodología se ajustan para cohetes de tipo químicos.
- Por limitación de los datos disponibles en el método, la velocidad del flujo de escape de los motores se debe encontrar en el rango de 1800 a 2600 m/s.

En la Figura 1 se muestra un esquema donde se observa un vehículo lanzador dispuesto de forma vertical en condiciones de despegue, con el flujo de gases de escape desarrollado desde la tobera hasta el deflector, con una desviación en un ángulo α entre el suelo y el eje del flujo deflectado. En la imagen están representadas las fuentes sonoras por puntos ubicados en la línea central del flujo de gases.

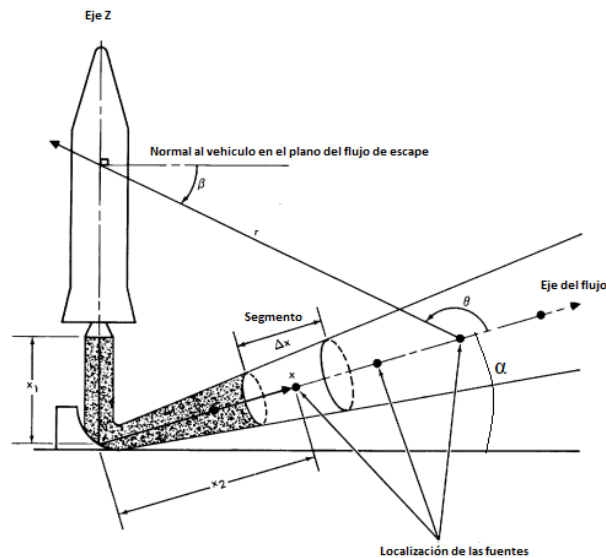


Figura 1. Discretización del flujo de gases.

PROCEDIMIENTO DE CÁLCULO

A continuación, se presenta el procedimiento de cálculo:

1. En función de la plataforma, se debe determinar la dirección y el ángulo de deflexión del flujo de gases.
2. Se estima la potencia acústica total emitida por los motores, en función de la potencia mecánica generada, la eficiencia acústica y el número de toberas, mediante la ecuación (1):

$$W_{OA} = \frac{\eta}{2} \cdot n \cdot F \cdot U_e \quad (1)$$

Donde η es la eficiencia acústica, n es el número de toberas, F es el empuje de cada motor en [N] y U_e es la velocidad del flujo de salida totalmente expandido en [m/s].

La eficiencia acústica se la define como el cociente entre la potencia acústica emitida y la potencia mecánica desarrollada por el flujo de escape. Por otro lado, el cambio en la dirección del flujo que puede producir un tipo de deflector modifica la eficiencia acústica. Se considera que un valor de eficiencia de 1% es conservativo cuando no se dispone de información de la misma [1].

3. En base a la potencia calculada anteriormente, se calcula el nivel de potencia emitido con la ecuación (2):

$$L_w = 10 \cdot \log W_{OA} + 120 \quad (2)$$

Donde L_w es el nivel de potencia acústica en [dB] y W_{OA} es la potencia acústica total en [W].

4. Se calcula un diámetro equivalente, en caso de que el vehículo lanzador cuente con más de una tobera con la expresión (3):

$$d_e = \sqrt{n} d_{ei} \quad (3)$$

Donde d_e es el diámetro de la tobera equivalente en [m], d_{ei} es el diámetro de cada tobera en [m] y n es el número de toberas.

5. Se calcula la longitud del núcleo del flujo de escape utilizando la expresión desarrollada por Haynes y Kenny [2], que mejora la aproximación en los resultados obtenidos mediante (4):

$$x_t = \begin{cases} d_e \cdot 1,75 \cdot (1 + 0,38 \cdot M_e)^2 & \text{si } x_t < x_1 \\ x_1 & \text{si } x_t \geq x_1 \end{cases} \quad (4)$$

Donde x_t es la longitud del núcleo del flujo de escape en [m], d_e es el diámetro de la tobera equivalente en [m], M_e el número de Mach del flujo en la salida de la tobera y x_1 es la distancia entre la tobera y el deflector en [m].

6. Se discretiza la longitud del flujo en secciones de longitud finita.
7. Se obtiene la potencia acústica normalizada por unidad de longitud de núcleo para cada fuente (5):

$$10 \cdot \log_{10} \left(x_t \frac{W(x)}{W_{OA}} \right) \quad (5)$$

Para esto, se utiliza la Figura 2, entrando con la posición de la fuente adimensionalizada con la longitud del núcleo. Esta curva es parametrizada mediante un polinomio, permitiendo su utilización en el código de cálculo.

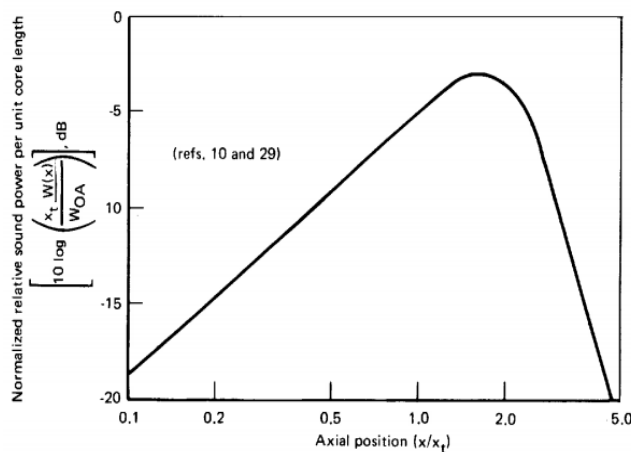


Figura 2. Potencia acústica normalizada en función de la posición de la fuente.

Las estimaciones de la potencia acústica global relativa por unidad de longitud del núcleo son calculadas por el método a partir de mediciones de ruido a lo largo del flujo de escape de distintos motores cohetes. Los valores empíricos de la gráfica son ajustados para obtener una expresión matemática que se pueda implementar en el algoritmo de cálculo.

8. Se calcula el nivel de potencia acústica total de cada fuente con la expresión (6). En este caso se utiliza el resultado obtenido anteriormente (5) y el nivel de potencia calculado con (2).

$$L_{w,s} = 10 \cdot \log_{10} \left(x_t \cdot \frac{W(x)}{W_{OA}} \right) + L_w + 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{\Delta x}{x_t} \right) \quad (6)$$

En (6) $L_{w,s}$ es la potencia acústica de cada sección en [dB], x_t es la longitud del núcleo del flujo de escape en [m], $W(x)$ es la potencia acústica de una fuente puntual a una distancia x de la tobera en [W], Δx es la longitud de la sección en [m], W_{OA} es la potencia acústica total en [W] y L_w es el nivel de potencia acústica en [dB].

9. Se obtiene el espectro de potencia relativa normalizada de cada fuente (7), mediante la Figura 3.

$$10 \cdot \log_{10} \left(\frac{W(f, x) \cdot U_e \cdot a_0}{W(x) \cdot x \cdot a_e} \right) \quad (7)$$

Este paso se debe repetir para cada frecuencia dentro del ancho de banda considerado.

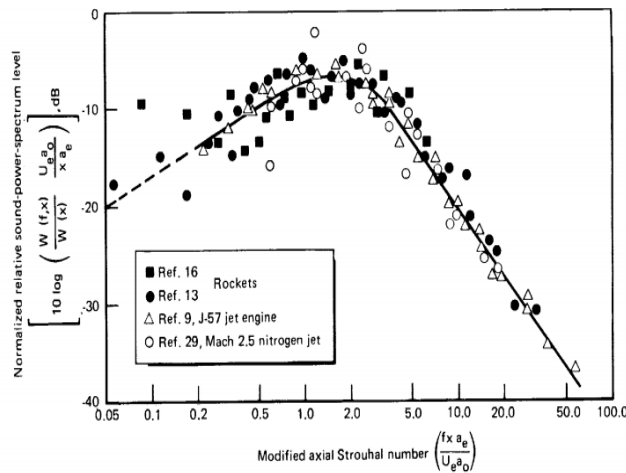


Figura 3. Espectro de nivel de potencia acústica en función de la posición a lo largo del flujo de gases.

En la gráfica se ingresa con el número adimensional denominado Axial Strouhal. Al igual que en el caso anterior, los datos son ajustados para obtener una expresión matemática.

10. Se calcula el nivel de potencia espectral de cada fuente con los datos obtenidos previamente mediante la expresión (8):

$$L_{w,s,b} = 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{W(f, x) \cdot U_e \cdot a_0}{W(x) \cdot x \cdot a_e} \right) + L_{w,s} - 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{U_e \cdot a_0}{x \cdot a_e} \right) + 10 \cdot \log_{10} (\Delta f_b) \quad (8)$$

Donde $W(f, x)$ es la potencia sonora por Hz por unidad de longitud a la distancia x en [W/Hz/m], a_0 la velocidad del sonido en la atmósfera en [m/s], a_e la velocidad del sonido del flujo de salida de la tobera en [m/s], x la distancia a lo largo del eje del flujo de escape desde la tobera hasta el centro de la sección en [m] y Δf_b es el ancho de banda en [Hz].

11. Se calcula el nivel de presión sonora para cada fuente, en cada banda de frecuencia en el punto de interés, utilizando la ecuación (9):

$$SPL_{S,b,p} = L_{w,s,b} - 10 \cdot \log_{10} (r^2) - 11 + DI(b, \theta) \quad (9)$$

Donde r es la distancia desde la posición de la fuente de sonido hasta el punto de análisis, θ es el ángulo entre la dirección del flujo y el vector definido por r y $DI(b, \theta)$ es el índice de directividad del sonido (ecuación), para la frecuencia específica en [dB]. Los índices de directividad se calculan a partir de un ajuste de datos [3], y permite interpolar valores para cualquier frecuencia con la expresión (10):

$$DI_{s,b} = 10 \log_{10} \left\{ \frac{C_1 \cdot [1 + (\cos \theta_e)^4]}{[1 - M_{ec} \cos(\theta)^2 + 0.3 M_{ec}^2] + 1 + C_2 e^{-c_3 \theta_e}} \right\} - c_4 \log_{10}(S_{t,b}) - C_5 \quad (10)$$

Donde M_{ec} , c_1 , c_2 , c_3 , c_4 y c_5 son constantes, y sus valores son: 0.75, 0.37, 30, 9, 0.698 y 1.67 respectivamente. θ_e es un parámetro que depende de θ (en grados), se calcula con (11) y depende del número de Strouhal que se calcula con (12), para la frecuencia en la banda "b".

$$\theta_e = \left[\theta - 9.61 \log_{10} \left(\frac{S_t}{0.0515} \right) \right] \cdot \frac{\pi}{180} \quad (11)$$

$$S_{t,b} = \frac{f_b d_e}{U_e} \quad (12)$$

12. Se calcula el nivel de presión sonora para cada banda de frecuencia en el punto de interés, por suma logarítmica de cada fuente (13):

$$SPL_{b,p} = 10 \cdot \log_{10} \left(\sum_s 10^{\frac{SPL_{s,b,p}}{10}} \right) \quad (13)$$

Donde $SPL_{b,p}$ es el nivel de presión sonora para cada banda de frecuencia en el punto de interés en [dB], $SPL_{s,b,p}$ es el nivel de presión sonora para cada banda de frecuencia de cada fuente, en el punto de interés, en [dB].

13. Por último, se calcula el nivel de presión sonora equivalente en el punto de interés, por suma logarítmica para cada frecuencia, con la expresión (14).

$$OSPL_p = 10 \cdot \log_{10} \left(\sum_b 10^{\frac{SPL_{b,p}}{10}} \right) \quad (14)$$

Donde $OSPL_p$ es el nivel de presión sonora equivalente en el punto de interés en [dB] y $SPL_{b,p}$ es el nivel de presión sonora para cada banda de frecuencia en el punto de interés.

COMPARACIÓN CON RESULTADOS EXPERIMENTALES

A continuación, se presenta la comparación de resultados calculados mediante la metodología y datos experimentales [4] para el vehículo lanzador Ares I. Se selecciona este vehículo debido a que se disponen de datos de propulsión y datos de mediciones en plataforma, que sirven para realizar la comparación con el simulador y verificar los resultados. Los datos sobre eficiencia acústica, tipo de deflector, distancia entre la tobera y deflector, y parámetros atmosféricos no están disponibles, por lo cual fueron estimados para los cálculos. La distancia entre la tobera y el deflector se asume en 11.6 m, que corresponde a tres diámetros equivalentes de tobera. El ángulo de deflexión se asume de 70° . Por último, se considera un valor de eficiencia acústica de 1%, debido a que se elige un valor conservativo al no disponer de información.

En la **Tabla 1** se pueden observar los parámetros de mallado del campo en las cercanías del vehículo, y la discretización realizada en la pluma de gases de escape.

Tabla 1. Datos de discretización de campo.

Elemento de mallado	Datos		
Flujo de gases de escape	Número de secciones	80	adim
Campo	Altura	130	m
	Ancho	100	m
	Paso	0.5	m

En la **Tabla 2** se muestra el valor de OSPL calculado con el método descrito y el obtenido con las mediciones del campo, para un punto ubicado en la superficie del lanzador a 65 m respecto el plano de salida de la tobera. Se puede observar que el método presenta un valor cercano al obtenido en la medición, siendo la diferencia de 2.2 dB.

Tabla 2. Comparación de resultados obtenidos de OSPL.

Método	OSPL [dB]
Fuentes discretas mejorado	151.4
Mediciones en campo	149.2

En la **Figura 4** (izquierda) se puede observar el campo resultante de OSPL obtenido por el método de fuentes discretas mejorado para cada punto del mallado. Se genera una barra de colores asociada a los valores calculados para cada punto permitiendo graficar un mapa de colores. Se puede distinguir la pluma de gases de escape partiendo de la tobera, en forma vertical, para luego ser deflectada 70° hacia un lateral en la plataforma. En esa zona, se alcanzan los mayores niveles de presión, siendo superiores a 170 dB. También se distinguen las fuentes sonoras consideradas en el método, de forma puntual en el centro de la estela de flujo. El campo resulta asimétrico respecto al eje del lanzador debido a la deflexión lateral del flujo. Al alejarse de la pluma, los niveles sonoros decaen considerablemente, alcanzando valores cercanos a 150 dB en la zona de la cofia del lanzador. Por otro lado, en la **Figura 4** (derecha) se grafica el espectro de SPL para el mismo punto de los cálculos anteriores. Se pueden observar los datos obtenidos con el método de fuentes discretas mejorado (en línea azul) y mediciones obtenidas en el momento del despegue. La comparación muestra que el método permite aproximar correctamente la forma del espectro en frecuencia, y presenta diferencias máximas menores a los 3 dB en el espectro calculado.

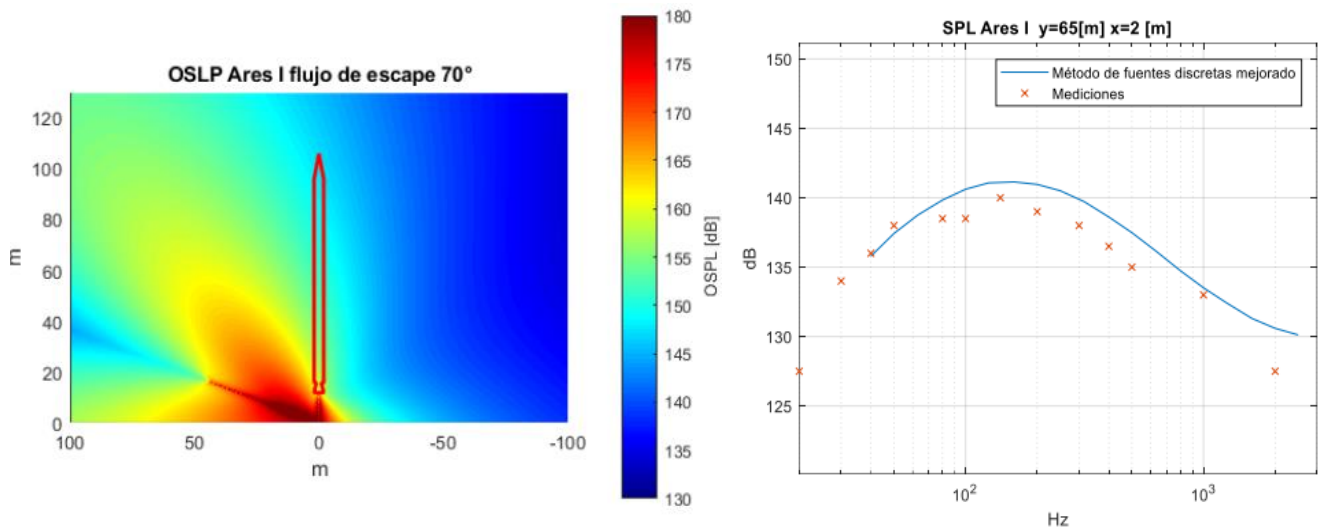


Figura 4. Resultados obtenidos del campo de OSPL en las inmediaciones del lanzador Ares I (izquierda). Comparación del espectro de SPL obtenido con el método (línea azul) y las mediciones experimentales (derecha).

INTERFAZ GRÁFICA

A continuación, se presenta la interfaz gráfica desarrollada en el lenguaje de programación Python para la ejecución del programa. La interfaz consiste en una ventana integrada que permite cargar los datos requerido de entrada, ejecutar el programa y graficar los niveles de OSPL y el espectro de SPL.

La interfaz se ejecuta a partir de un archivo ejecutable “.exe”, que abre el menú principal del programa. En este menú, se presentan las distintas pestañas que ordenan la secuencia de ingreso de los datos de entrada, el cálculo y la posterior visualización de resultados (**Figura 5**).

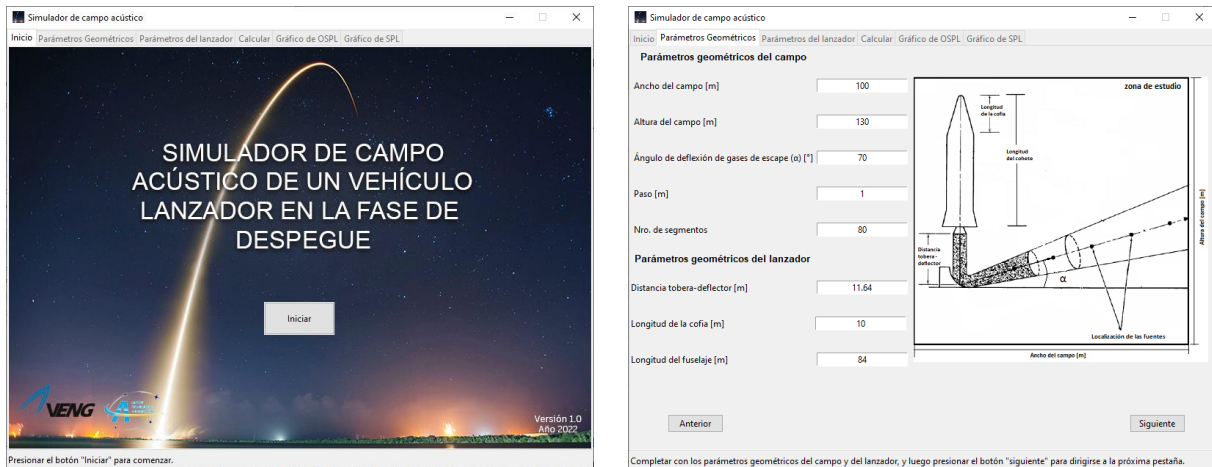


Figura 5. Menú de inicio (izquierda). Pestaña de parámetros geométricos (derecha).

En los parámetros de campo se indica el ancho, la altura y el paso de discretización del campo, el número de segmentos de la discretización del flujo, y el ángulo de deflexión del flujo en plataforma. El origen de coordenadas se encuentra en el punto donde el flujo es deflectado en plataforma. El eje Y se define en el eje central del lanzador, en dirección longitudinal, mientras que el eje X se dirige perpendicular al lanzador y en el plano del flujo de escape deflectado. Por otro lado, los parámetros geométricos del lanzador se refieren al tamaño del lanzador, en particular la longitud del fuselaje y de la cofia, y la distancia tobera-deflector, que es la distancia entre el suelo y la tobera. Los datos de propulsión incluyen la cantidad de motores, el empuje generado por motor, el diámetro de salida de la tobera, y la velocidad de los gases y el número de Mach a la salida de la tobera.

El campo mostrado corresponde al mallado ingresado por el usuario. Si se desea, se pueden guardar los valores de OSPL obtenidos (**Figura 6**, izquierda) presionando el botón “Guardar valores de OSPL”, el cual exporta los resultados a un archivo Excel. Por otro lado, si se presiona el botón que permite visualizar el espectro de SPL en función de la frecuencia (**Figura 6**, derecha). Se debe indicar el punto específico del campo donde se quiere visualizar el SPL, y posteriormente presionar “Grafica SPL” para visualizar el espectro correspondiente en pantalla. Presionando el botón “Guardar valores de SPL”, se exportan los resultados a un archivo Excel.

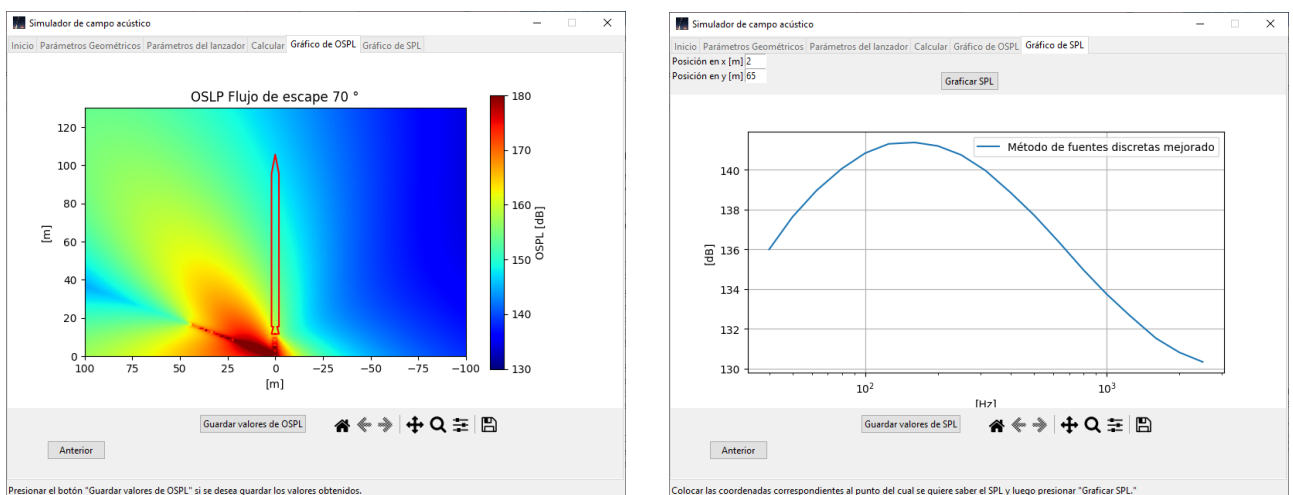


Figura 6. Gráfico de OSPL obtenido (izquierda). Gráfico de SPL obtenido (derecha).

CONCLUSIONES

Se desarrolló un código para implementar el método de cálculo de Eldred en todo un campo discretizado. Además, se presentó una interfaz gráfica desarrollada para el programa en lenguaje libre Python, que permite facilitar al usuario la utilización del código.

La metodología aplicada permite estimar la distribución espectral de SPL y los niveles globales de OSPL para un vehículo lanzador en fase de despegue. Los resultados fueron comparados con datos medidos en plataforma para el caso del Ares I. Las diferencias entre los valores medidos y los simulados se deben a varios factores, siendo los principales el desconocimiento de la configuración en plataforma, los parámetros del deflector, ángulo de deflexión, distancia entre la tobera y el deflector y las condiciones ambientales.

Debido a que, en general, no se disponen de datos experimentales referidos a los niveles de presión sonora que rodean el vehículo, el método resulta una herramienta de gran utilidad para estimar de forma preliminar el campo acústico externo de un vehículo lanzador en la etapa de despegue, y así generar información esencial para la fase de diseño preliminar de las protecciones acústicas.

REFERENCIAS

1. Langley Research Center, & Eldred, K. M. (1971). Acoustic loads generated by the propulsion system. National Aeronautics and Space Administration.
2. Haynes, J., & Kenny, R. (2009). Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions. In 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference) (p. 3160).
3. Requena-Plens, J. M., Jiménez, N., Cebrecos, A., Picó, R., & Sánchez-Morcillo, V. J. (2020). Acoustic field prediction during the launch of rockets. *Acústica*.
4. Sahade, F., & Elaskar, S. A. (2017). Predicción de las cargas acústicas durante el lanzamiento de un vehículo espacial. *Revista de la Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba*. Vol 4, No. 2, pp19-26 (ISSN 2362-2539).