



DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL PARA LA PREDICCIÓN DEL RUIDO GENERADO EN EL LANZAMIENTO DE COHETES

Mara S. Escartí-Guillem^{1*}

Sergio Hoyas²

Luis M. Garcia-Raffi²

¹Comet Ingenieria SL, C/ Convento Carmelitas N°2, Valencia, 46010

²IUMPA, Universitat Politècnica de València, Camino de Vera s/n, Valencia 46022

RESUMEN

Los motores de los cohetes que generan la potencia propulsiva necesaria para enviarlos al espacio son también la fuente del intenso entorno acústico que se produce durante el lanzamiento. Es crucial predecir y mitigar estas cargas acústicas para evitar daños y roturas del vehículo lanzador y su carga útil. La generación de ruido se atribuye a los fenómenos aeroacústicos que se producen en un chorro supersónico de alta presión y temperatura que impacta contra las superficies de la plataforma de lanzamiento. Entre ellos se incluyen el ruido debido a las ondas de choque, las turbulencias a pequeña y gran escala y las reflexiones con los conductos de escape del motor. Debido al acoplamiento entre los fenómenos acústicos y aerodinámicos, es necesario estudiar este problema con un enfoque dual. Por lo tanto, se emplea la técnica de dinámica de fluidos computacional (CFD) para resolver las ecuaciones de Navier-Stokes en el entorno real de despegue del vehículo de lanzamiento. En consecuencia, se ha obtenido información relevante sobre todas las variables en cada punto de estudio de una forma más rentable que realizando experimentos equivalentes. El modelo generado ha predicho con éxito las ondas de choque y la propagación de las ondas acústicas. Además, se han observado las cargas acústicas generadas en el vehículo lanzador, que protegen la carga útil, como satélites o telescopios.

ABSTRACT

The rocket engines that generate the propulsive power required to send rockets into space are also the source of the intense acoustic environment produced during launch. It is crucial to predict and mitigate these acoustic loads to avoid damage and rupture of the launcher vehicle and its payload. Noise generation is attributed to aero-acoustic phenomena occurring in a high-pressure, high-temperature supersonic jet impacting the launch platform surfaces. These include noise due to shock waves, small and large-scale turbulence, and

reflections with the engine exhaust ducts. Due to the coupling between acoustic and aerodynamic phenomena, it is necessary to study this problem with a dual approach. Therefore, Computational Fluid Dynamics (CFD) technique is employed to solve the Navier-Stokes equations in the real launch vehicle's launch lift-off environment. Consequently, valuable information on all relevant variables at each study point have been obtained in a more cost-effective manner than conducting equivalent experiments. The generated model has successfully predicted shock waves and the propagation of acoustic waves. Additionally, the acoustic loads generated on the launcher vehicle, which protects the payload such as satellites or telescopes, have been observed.

Palabras Clave— Ruido, cohete, CFD

1. INTRODUCCIÓN

La potencia propulsiva necesitada para lanzar un cohete al espacio genera un intenso y complejo campo acústico [3]. Las principales fuentes de ruido durante la ignición y el despegue de un vehículo de lanzamiento espacial son los gases supersónicos de escape del motor, y sus reflexiones con la plataforma de lanzamiento[2,7]. Las ondas de presión generadas se reflejan hacia el vehículo y se transmiten a través de su estructura alcanzando la carga de pago transportada como por ejemplo satélites o personas. Estas cargas acústicas inducen vibraciones no deseadas tanto en la carga como en el vehículo que comprometen su integridad estructural [1]. Por tanto, las cargas vibro-acústicas implican una amenaza no solo a la fiabilidad del lanzador, pero también a la integridad de la plataforma de despegue. Por lo tanto, es necesario mitigar las cargas acústicas que llegan al vehículo y se transmiten a la carga útil para garantizar el funcionamiento seguro y satisfactorio de la nave espacial.

La comprensión de los fenómenos que generan cargas acústicas es de suma importancia para su mitigación. Sin embargo, realizar mediciones experimentales cercanas al

* **Autor de contacto:** mescarti@comet-ingenieria.es

Copyright: ©2023 First author et al. This is an open-access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 3.0 Unported License, which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original author and source are credited.

chorro durante el lanzamiento resulta imposible debido a las condiciones extremas del entorno [2]. Por lo tanto, se han desarrollado diversas técnicas de predicción, incluyendo enfoques empíricos, experimentos con modelos a escala y modelos numéricos. A pesar de su amplio uso, el modelo empírico NASA SP-8072 [3], se centra en predecir la radiación de ondas Mach generadas por el chorro supersónico. Aunque se han realizado ajustes para mejorar su precisión, se pasa por alto aspectos críticos como las reflexiones en la plataforma que los convierten en inadecuados para la predicción precisa de ruido durante el despegue.

Por otro lado, se han realizado experimentos con modelos a escala para investigar este fenómeno, pero mantener la coherencia con un lanzamiento real se convierte en un desafío considerable [9]. Las simulaciones numéricas, por otro lado, presentan la ventaja de proporcionar información precisa sobre el comportamiento del flujo en todo el dominio. La Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), gracias a los avances en algoritmos y la capacidad de supercomputación, se ha convertido en un enfoque más accesible en comparación con los experimentos equivalentes [7,8]. El CFD es el cálculo matemático de las ecuaciones que rigen los fluidos utilizando la potencia de cálculo para predecir el comportamiento diferentes variables como la velocidad o la turbulencia.

Diferentes estudios han utilizado con éxito CFD para la predicción del ruido debido a chorros supersónicos [8]. Para simular el despegue de los vehículos de lanzamiento, el modelo numérico debe captar las ondas de choque tanto de la zona de chorro libre como de las interacciones con la plataforma de lanzamiento. Además, debe resolver la capa de mezcla turbulenta en el chorro y en las paredes. La resolución de todos estos fenómenos en un dominio tan grande como el que ocupa la plataforma de despegue (95 metros de longitud aprox.) resultan en un elevado coste computacional para realizar estos estudios. Para solucionarlos, algunos estudios utilizan CFD para la generación de ruido y Computational Aeroacoustics, CAA, para la propagación del sonido.

Nuestro enfoque está basado en utilizar el mismo modelo CFD para resolver la generación y la propagación del ruido. En [4], propusimos una simplificación del modelado de la turbulencia para reducir el coste computacional con un modelo *Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes* (URANS). Más tarde evaluamos el rendimiento y precisión del modelo URANS y un modelo *Large Eddy Simulation* (LES) respecto a unos datos experimentales [5]. La principal ventaja del LES frente a los modelos URANS es que se modelan las pequeñas escalas turbulentas isotrópicas y el resto se calculan directamente, mientras que en URANS se modeliza todo el espectro de turbulencia [6]. Como el LES resuelve las grandes escalas de turbulencia, puede calcular las variaciones temporales, al igual que URANS, y además las fluctuaciones de presión. Por ello, en la comparativa realizada

el LES mostró una excelente concordancia con los resultados de las pruebas experimentales a un bajo coste computacional.

Por ello, en este trabajo estudiamos el ruido generado durante el lanzamiento del vehículo lanzador VEGA mediante el modelo LES. El objetivo es analizar cómo afectan las reflexiones en la plataforma a la generación y propagación del ruido. Además, nos centramos en analizar cómo es el campo acústico generado alrededor de la cofia del lanzador donde se almacena la carga transportada como por ejemplo los satélites.

2. METODOLOGÍA

2.1. Ecuaciones que gobiernan el problema

La dinámica de fluidos computacional, más conocida como CFD, es una herramienta numérica que utiliza procedimientos de modelización para investigar el comportamiento de los flujos. Su principal objetivo es resolver las ecuaciones de Navier-Stokes para calcular variables de interés y relevancia práctica. Las ecuaciones de Navier-Stokes se resuelven mediante el Método de Volúmenes Finitos (MVF).

Para modelar correctamente la turbulencia generada por los gases del motor cohete se ha seleccionado resolver las ecuaciones de Navier-Stokes con el modelo LES. El modelo LES calcula la turbulencia a gran escala y modela la turbulencia más pequeña que la malla, a escala de submalla (SGS). El concepto se basa en el hecho de que los remolinos a gran escala transportan gran parte de la energía turbulenta, mientras que los remolinos más pequeños contribuyen menos y, por lo tanto, son menos críticos. Por tanto, el error en las hipótesis de modelización es menor. En este trabajo hemos utilizado un código LES llamado DrNum desarrollado por enGits. Este código ha sido diseñado para un uso eficiente del cálculo en la GPU. Para flujo incompresible, las ecuaciones de Navier-Stokes resueltas en LES son:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u_i u_j}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \tau_{ij} \right] \quad (1)$$

donde \bar{u}_i es la componente de velocidad filtrada hasta la escala resuelta en el modelo, t es el tiempo, P es la presión, ρ es la densidad del fluido, x_i y x_j son las coordenadas espaciales y τ_{ij} es el tensor de Reynolds de escala submalla (SGS). Este tensor representa las correlaciones entre fluctuaciones turbulentas de pequeña escala que no son resueltas. Para modelarlas se utiliza el modelo de Smagorinsky, dicho término se calcula como una función de la viscosidad turbulenta, ν_T y tasa de fluctuación de \mathbf{S}_{ij} tal que

$$\tau_{ij}^{SGS} = -2\nu_T \mathbf{S}_{ij} = -2(C_s \Delta)^2 |\mathbf{S}| \mathbf{S}_{ij} \quad (2)$$

donde C_s es la constante de Smagorinsky que varía entre 0,1 y 0,2, y Δ es la anchura del filtro asociada al tamaño del mallado según la raíz cúbica del volumen de la celda.

2.2. Configuración del caso

En el caso se va a considerar un dominio de 200x200x200 metros. Se han realizado dos cálculos distintos: el primero considerando tan solo el vehículo lanzador y el segundo colocándolo sobre la plataforma de despegue según la configuración de despegue según la Ilustración 1 a). Como simplificación del problema se considera que los gases de salida del motor son una única especie. La condición de contorno se aplica en la salida de la cámara de combustión del motor como se observa en la Ilustración 1c). De este modo, los gases se desarrollan y expanden a través de la tobera mejorando la precisión de los resultados. En el resto del entorno se considera aire en condiciones normales. En las superficies del lanzador y la plataforma se han considerado como paredes y las fronteras del dominio como outlets con condiciones para que no se produzcan la reflexiones.

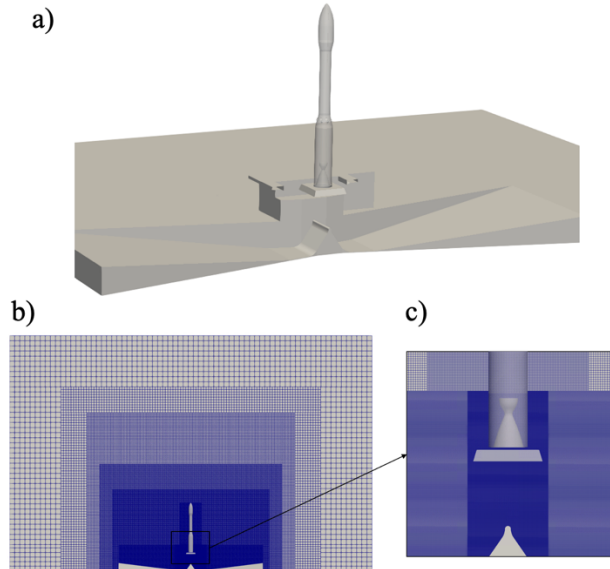


Ilustración 1. Detalles del dominio y el mallado. A) Dominio de estudio de la plataforma despegue junto con el vehículo lanzador VEGA. B) Corte del mallado utilizado y c) zoom en el deflector y el motor cohete.

Para simular la generación y propagación de ruido se ha considerado un tamaño de malla en la zona cercana a la fuente (motor, zona de desarrollo del chorro y deflector) un tamaño de malla de 2.5 cm y a lo largo de la estructura del lanzador un tamaño de 5 cm. De este modo para ambos casos se ha obtenido un mallado de alrededor de 130 millones de elementos. Además, esa discretización espacial permite analizar hasta 1400 Hz en la zona cercana y 700 Hz alrededor del lanzador. En cuanto a la discretización temporal, se ha utilizado un paso temporal de 1.4×10^{-6} s y un tiempo final de 0.5 s, lo cual da un rango de frecuencias $[1.9, 3.7 \times 10^5]$ Hz.

3. RESULTADOS

3.1. Fuentes de ruido

El análisis del problema se inicia estudiando las fuentes de generación de ruido. El chorro de gases de escape del motor produce ruido a partir de la turbulencia en la capa de mezcla turbulenta, ruido asociado a las ondas de choque y ruido por las reflexiones en las superficies de la plataforma de despegue durante el lanzamiento. Las dos primeras fuentes de ruido son comunes para un chorro libre sin reflexiones y un chorro que impacta sobre una superficie.

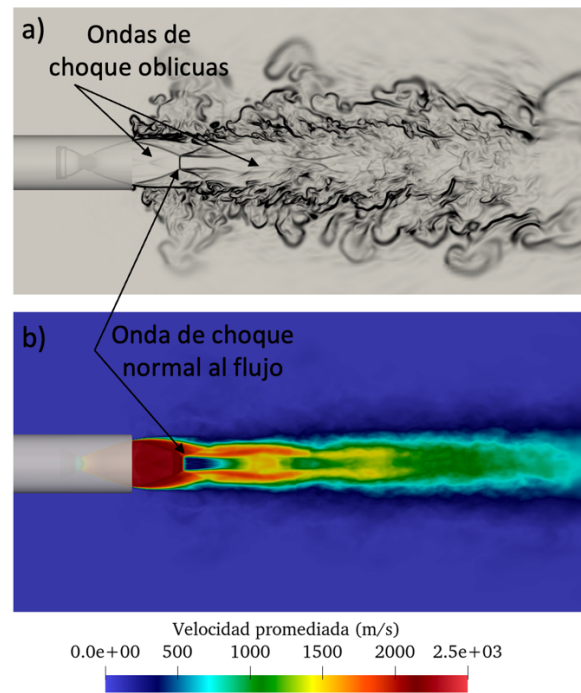


Ilustración 2. Resultados de lanzador en condición libre. A) Gradiente de la densidad. B) Velocidad promediada

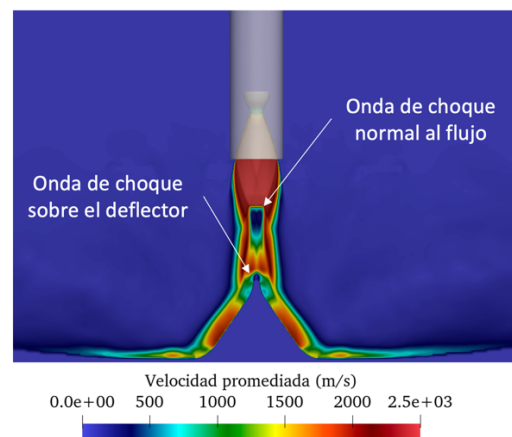


Ilustración 3. Velocidad promediada en el tiempo cuando el chorro de gases impacta con la plataforma.

En la Ilustración 2 se muestra el gradiente de la densidad y la velocidad promediada del caso del lanzador en condición libre. La velocidad promediada en el tiempo cuando el lanzador está en el instante inicial del lanzamiento en la plataforma se muestra en la Ilustración 3. En ambos casos debido a la diferencia de presión entre el chorro de gases de escape y el aire atmosférico a medida que el flujo se desarrolla fuera de la tobera aparecen diferentes ondas de choque oblicuas de expansión y una onda de choque normal a la dirección del flujo. Después de la onda de choque normal el flujo se convierte en subsónico como se puede observar en ambos casos. Además, la posición de la onda normal es la misma en ambos casos ya que las condiciones de salida del flujo son las mismas. En la Ilustración 4 a) se observa como en la región exterior del chorro, la diferencia de velocidad crea una capa de mezcla turbulenta que tiende a crecer aguas abajo. En la salida de la tobera se generan vórtices de pequeña escala que producen ruido de alta frecuencia. Aguas abajo, se generan vórtices de gran escala que generan radiación de Mach de baja frecuencia.

Cuando el lanzador está dispuesto en la plataforma de despegue, el chorro de gases impacta con el deflector el cual está diseñado para redireccionar las reflexiones acústicas. Debido a dicho impacto, se genera una onda de choque sobre el deflector. El chorro se propaga a través de los lados del deflector generando otras pequeñas ondas de choque en los cambios de curvatura de la pared. Además, sobre las paredes del deflector se genera una capa de cizalladura del chorro la cual también genera radiación de Mach.

3.2. Propagación de las ondas acústicas

Las ondas acústicas generadas por el chorro de gases se propagan hacia la cofia del vehículo lanzador donde se almacena la carga de pago. La evolución de fluctuación de la presión adimensionalizada con la presión de referencia se muestra en la Ilustración 4 para el chorro libre y en la Ilustración 5 para el lanzador en la plataforma. En el instante inicial, Ilustración 4 a), se observa una propagación esférica de diferentes ondas centradas en el chorro de escape. Las ondas de mayor intensidad en este instante viajan aguas abajo

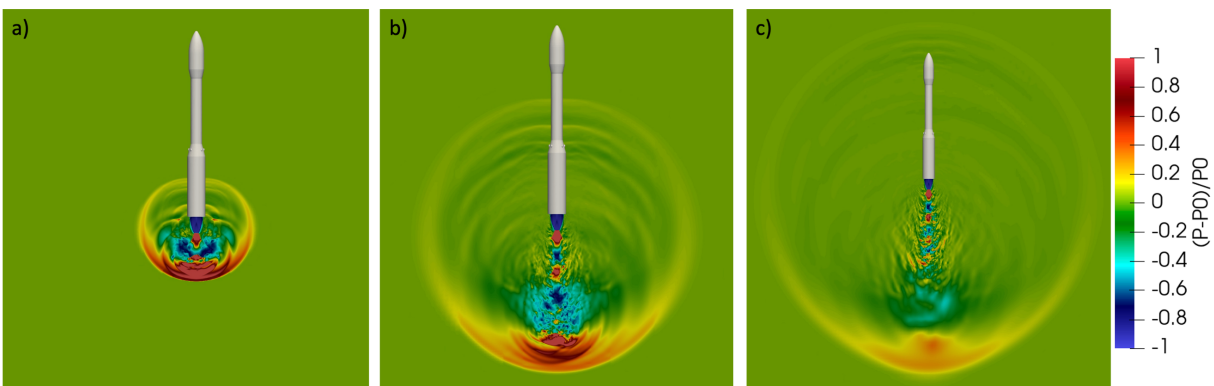


Ilustración 4. Presión fluctuante adimensionalizada con la presión de referencia del chorro de gases libre en dos instantes de tiempo a) $t=0.01$ s durante los primeros instantes de encendido del motor, b) $t=0.05$ s y c) $t=0.2$ s.

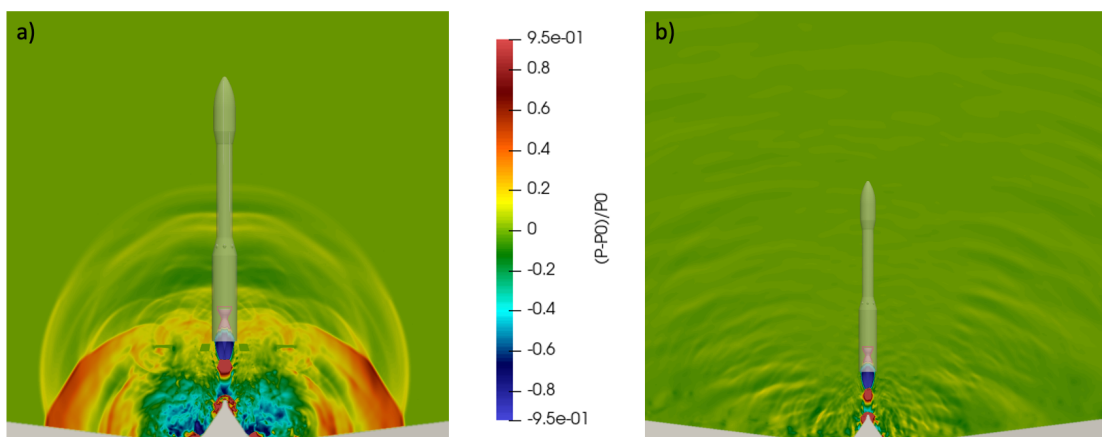


Ilustración 5. Presión fluctuante adimensionalizada con la presión de referencia del chorro de gases impactando en la plataforma en dos instantes de tiempo a) $t=0.05$ s durante los primeros instantes de encendido del motor y b) $t=0.5$ s.

del motor y son producidas por la ignición del motor. También se observa la aparición de la onda de choque normal la cual genera ondas acústicas con directividad hacia arriba. En el siguiente instante, b), el chorro continúa desarrollándose y aparecen diferentes ondas de choque en el centro del chorro marcadas por celdas que cambian de color del azul al rojo. Además, también se observan las ondas acústicas en dirección perpendicular al chorro debidas a la turbulencia de la capa de mezcla. Los gradientes más significativos se producen en las ondas de choque, como era de esperar. En el último instante de tiempo, c), las ondas acústicas han alcanzado y sobre pasado la cofia del lanzador. Aguas abajo, la intensidad de las fluctuaciones disminuye con su propagación en el espacio. No obstante, la turbulencia generada por el chorro y la interacción de esta con las ondas de choque sigue generando ondas acústicas con directividad mayoritariamente aguas abajo.

Al disponer el vehículo lanzador sobre la plataforma de despegue, las distintas superficies modifican la propagación del campo acústico generado. El efecto más notable es la redirección de las ondas acústicas hacia el vehículo lanzador como se observa en la Ilustración 5 a). En el primer instante de tiempo, se observa como el frente con mayor intensidad se propaga a lo largo de los conductos de evacuación de gases de escape. También puede distinguirse un conjunto de ondas de menor intensidad resultantes del encendido del motor que alcanzan el centro del vehículo de lanzamiento. Además, se observa un menor número de ondas de choque, así como turbulencia alrededor del deflector generado fluctuaciones de presión.

Después de 0.5, s Ilustración 5 b), la intensa onda resultante del choque inicial del chorro se ha propagado en la rampa y sobre el vehículo lanzador. Algunas ondas se propagan de forma vertical a lo largo del lanzador debidas a las reflexiones en la punta del deflector. No obstante, el deflector es capaz de separar eficazmente hacia los lados las ondas acústicas. Así, se observa como las ondas se propagan mayoritariamente alejadas del lanzador. Estas ondas con propagación diagonal se deben al ruido de mezcla turbulenta y a las reflexiones en las paredes laterales del deflector.

Para analizar el efecto de las distintas ondas en el campo acústico alrededor del lanzador, se calculan los niveles de presión acústica, SPL, mediante la transformada rápida de Fourier. Los puntos de medición se colocan a lo largo de una línea vertical en el dominio del fluido a 2 m del centro del vehículo. Cada punto ha recogido 376 muestras repartidas en 0,4 s con un paso de tiempo de $2e^{-6}$ s.

La Ilustración 6 muestra el OASPL a lo largo de una línea vertical junto al lanzador. La zona gris a 10 metros corresponde a la estructura de soporte del cohete que interfiere con los gases. La zona donde se encuentra la cofia es un área gris entre 35 y 42 metros. Cabe destacar que hay una reducción de ruido tras la estructura de soporte del lanzador ya que el chorro de gases que es la fuente de ruido ya no está presente. Se observa como en $x=4.5$ m, donde se

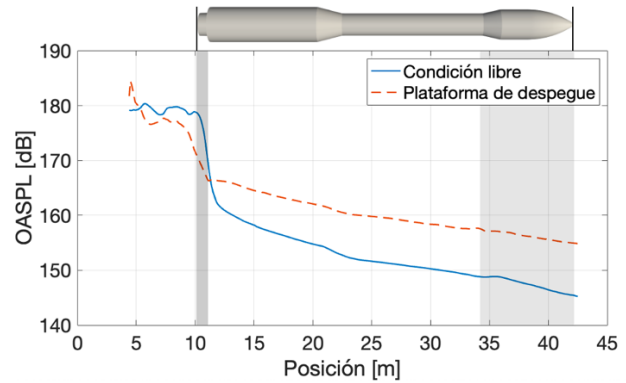
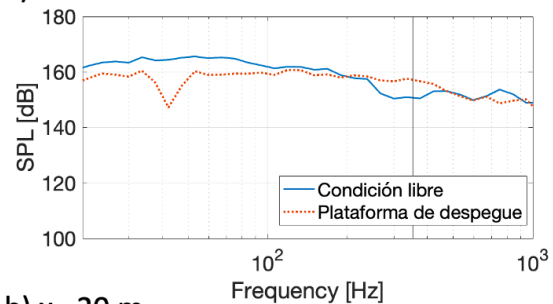
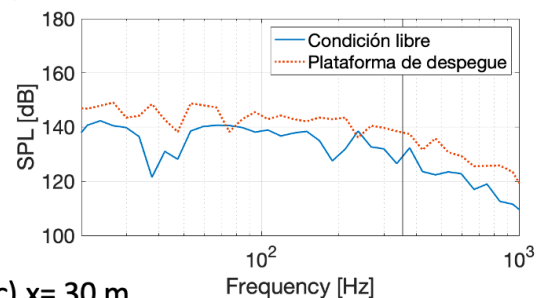


Ilustración 6. Comparativa de la distribución de nivel de presión acústica global (OASPL) a lo largo del lanzador para condición libre y en plataforma de despegue.

a) $x=8$ m



b) $x=20$ m



c) $x=30$ m

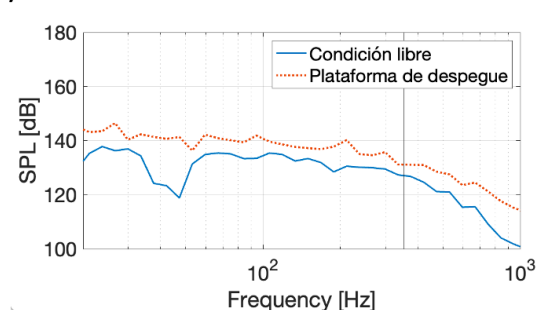


Ilustración 7. Espectro de nivel de presión sonora en diferentes posiciones a lo largo del lanzador.

ubica el deflector, es mayor el OASPL en el caso con plataforma debido al impacto del chorro de gases con el deflector. No obstante, en la zona de desarrollo del chorro sin deflector, de $x=[6, 10.1]$ m, el ruido generado es mayor para

el chorro libre ya que genera más ondas de choque y turbulencia que el caso libre. A lo largo del lanzador, por encima de la plataforma de despegue en $x=11$ m, el OASPL decrece en ambos casos con la distancia a medida que se propaga el ruido. Además, los niveles sonoros son siempre mayores en el caso del lanzador en la plataforma de despegue debido a las reflexiones en la plataforma de despegue. Las reflexiones en la plataforma generan un aumento máximo del OASPL en la zona de la cofia de 9.6 dB.

La Ilustración 7 a) presenta el SPL en 1/6 de octava medido en el campo cercano del chorro a 8 metros del suelo, lo que es lo mismo que a 3 metros delante de la salida del motor. En esta posición El espectro de ruido es muy similar en ambas configuraciones. Antes de los 200 Hz, el SPL generado es mayor en el caso libre y después de esta frecuencia se invierte. Se observa como al disponer el lanzador en la plataforma, se genera un mínimo alrededor de 40 Hz con una diferencia de 17 dB. Esta modificación del campo cercano es debida a las reflexiones en el deflector.

El SPL en campo lejano a lo largo del lanzador se muestra en la Ilustración 7 b) y c). En el punto a $x=20$ m, en casi todos los puntos el SPL generado en el caso en la plataforma es mayor. En cambio, más arriba en el punto $x=30$ m, las reflexiones en la plataforma generan un mayor SPL. De acuerdo con lo observado en la Ilustración 6, a mayor altitud la amplitud del SPL disminuye. En ambas posiciones, a bajas frecuencias se genera el SPL máximo y en altas frecuencias el SPL decrece. Por tanto, hay mayor contenido de energía acústica en las bajas frecuencias. En cuanto a diferencia entre configuraciones, en $x=20$ m hay una media de 14.7 dB de deferencia y en $x=30$ m la diferencia aumenta y hay 17.9 dB. Por tanto, la discrepancia entre casos aumenta con la distancia.

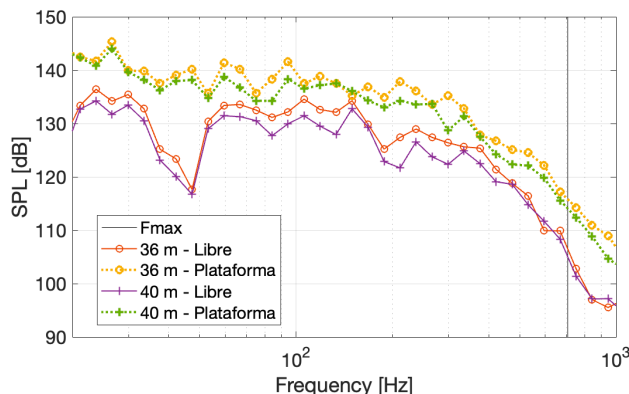


Ilustración 8. Espectro de SPL en dos puntos alrededor de la cofia en condición libre (línea sólida) y en plataforma (línea punteada).

Por último, se estudia el espectro de SPL en el campo lejano sobre la cofia del vehículo lanzador donde se ubica la carga de pago transportada. Se muestra con la línea sólida los resultados para la configuración libre y con línea punteada para configuración en la plataforma. Se observa como el SPL generado por las reflexiones en la plataforma

siempre es mayor que cuando el lanzador esta libre. Además, se observa un mínimo entre 30-50 Hz en el caso libre que no permanece en el caso de la plataforma. Del mismo modo que a lo largo del lanzador, a bajas frecuencias se producen las frecuencias máximas.

4. CONCLUSIONES

Con la creciente competitividad del negocio de los vehículos de lanzamiento, es crucial reducir las cargas dinámicas generadas. Las mediciones experimentales durante el despegue suponen un reto debido a las duras condiciones. En este trabajo, hemos demostrado el potencial del CFD para ser utilizado como método de predicción de las cargas acústicas en el lanzamiento de cohetes.

Se ha estudiado el vehículo lanzador Vega en condición libre y en la configuración sobre la plataforma de despegue. Se ha observado la propagación de las ondas de presión y las reflexiones, influidas por las ondas de choque y la turbulencia. Las fluctuaciones de presión más elevadas son creadas principalmente por estos fenómenos, lo que subraya la necesidad de minimizarlos. Además, se ha observado que se genera mayor energía acústica en las bajas frecuencias hasta 200 Hz.

6. AGRADECIMIENTOS

El trabajo fue apoyado por el Ministerio de Ciencia e Innovación de España a través del proyecto DIN2019-010877, el proyecto RTI2018-102256-B-100 de Mineco/FEDER, y el proyecto PID2019-109175GB-C22. Los autores agradecen el apoyo de la empresa EnGits por el soporte con el código DrNum.

7. REFERENCIAS

- [1] J. P. Arenas, R. N. Margasahayam, 'Recent trends in porous sound-absorbing materials ' *Ingeniare. Revista chilena de ingeniería* 14, diciembre 2006.
- [2] ECSS, 'Spacecraft mechanical loads analysis handbook', European Cooperation for Space Standardization, 2013.
- [3] K. M. Eldred, 'Acoustic loads generated by the propulsion system', Tech. rep., NASA Technical Reports Server 1971.
- [4] M.S. Escarti-Guillem, S. Hoyas, L.M. García-Raffi, 'Rocket plume URANS simulation using openfoam', *Results in Engineering*, 2019.
- [5] M. S. Escarti-Guillem, L. M. Garcia-Raffi, S. Hoyas, O. Gloth, 'Assessment of computational fluid dynamics acoustic prediction accuracy and deflector impact on launch aero-acoustic environment', in: *Proceedings of Meetings on Acoustics*, Vol. 50, AIP Publishing, 2022.
- [6] S. Hoyas, M. Oberlack, S. Kraheberger, F. 'Alcantara-Ávila, J. Laux, 'Wall turbulence at high friction Reynolds numbers', *Physical Review Fluids* 2021.
- [7] C. Jiang, T. Han, Z. Gao, 'A review of impinging jets during rocket launching', *Progress in Aerospace Sciences* 109, 2019
- [8] T. Nonomura, H. Nakano, Y. Ozawa, D. Terakado, K. Fujii, A. Oyama, 'Large eddy simulation of acoustic waves generated from a hot supersonic jet', *Shock Waves* 29 (8), 2019.
- [9] J. Panda, R. Mosher, 'Microphone phased array to identify liftoff noise sources in model-scale tests', *Journal of Spacecraft and Rockets* 50, 2013.
- [10] C.K. Tam, 'Supersonic jet noise', *Annual review of fluid mechanics* 27(1), 1995).