

ANALISIS FLUIDODINAMICO DE INYECTORES BI-PROPELENTES

Haroldo Dabin, Leonardo Armas, Federico Bacchi

UID Grupo Fluidodinámica Computacional, GFC, Depto. Aeronáutica, Facultad de Ingeniería,
Universidad Nacional de La Plata. Calle 116 e/ 47 y 48
haroldo.dabin@ing.unlp.edu.ar, leonardo.armas@hotmail.com

Palabras Claves: CFD, Inyector, combustible, oxidante.

INTRODUCCIÓN

Debido a que el sistema de propulsión de un cohete opera en ambientes de bajo contenido de oxígeno, se deberá inyectar oxidante junto con el combustible. Esto justifica el uso de inyectores Bi-Propelentes.

Para maximizar la eficiencia de este motor siempre es necesaria la distribución homogénea del combustible y el oxidante y su inyección en proporciones exactas.

Otro problema a afrontar es la pérdida de carga, esto es la pérdida de presión total debida a resistencias y fricciones viscosas, en los fluidos que deben atravesar pequeños orificios a velocidades relativamente altas. Al minimizarse la pérdida de presión de los fluidos se puede minimizar el trabajo implicado en la bomba de combustible aparejando así un mejor rendimiento global del sistema.

El objetivo del presente trabajo es determinar la caída de presión generada en las agujas de estos tipos de inyectores, como así también analizar la interacción entre ambos fluidos en la descarga.

Se presenta primero la discretización del dominio 3D del problema (mallado), luego las características del problema: condición de operación, condiciones iniciales, propiedades de los fluidos que intervienen y características numéricas para la resolución.

Por último, se presentan los resultados obtenidos con campos de velocidades, de presión y fracciones volumétricas de los propelentes. También se grafican las líneas de corriente para comprender mejor la interacción entre los fluidos.

METODOLOGÍA

Geometría

Del dominio completo del inyector sólo se procederá a analizar uno de los cabezales de inyectores debido a la cantidad de recursos que llevaría analizar el dominio en su totalidad.

Modelo y condiciones utilizados

La partición del dominio se realiza en tres grupos principales: Combustible, oxidante y cámara de combustión (Fig. 1) . Estos a su vez en varios volúmenes. La mayoría de los volúmenes se mallaron de manera estructurada a excepción de aquellos que por su complejidad se ha tenido que recurrir a tipos no estructurados. También se ha necesitado la creación de interfaces para permitir el refinamiento en las zonas críticas (o de notables gradientes de presiones y velocidades) y en las zonas de transición de mallas estructuradas a no estructuradas.

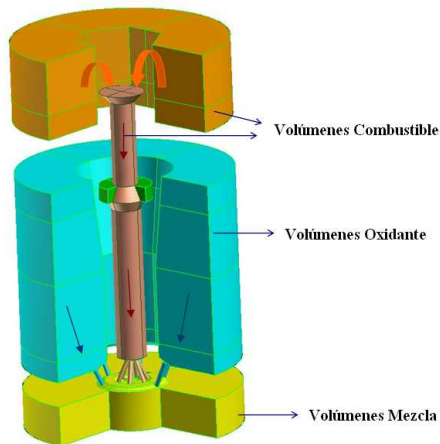


Figura 1. Partición del dominio

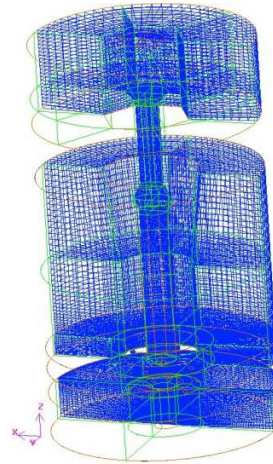


Figura 2. Mallado completo

Mallado del modelo

El dominio completo fue discretizado en aproximadamente 866.000 elementos. En la Figura 2 se presenta una perspectiva en corte de un plano longitudinal del mallado del mismo.

La calidad del mallado no supera un "skewness" de 0.7 en el 99,6 % de los elementos (lo cual es una calidad adecuada para elementos 3D). En la Figura 3 se detallan dicha variación de la calidad en las agujas del inyector.

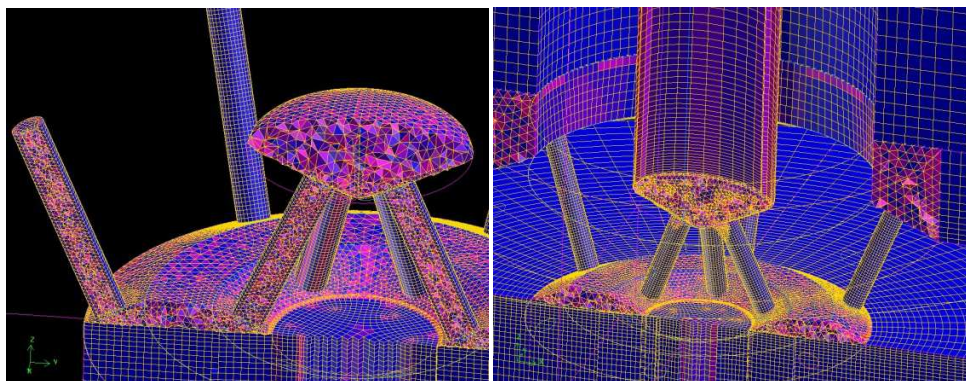


Figura 3. Calidad del mallado

Cálculos realizados

Mediante CFD se determina el campo fluidodinámico de un inyector, cuya posición en el conjunto es genérica, para obtener la distribución de presiones para el estado de carga nominal. También se analiza el comportamiento de los distintos fluidos y la interacción entre los mismos.

Se tuvo en cuenta las tensiones superficiales del combustible y el oxidante con respecto al aire, como así las propiedades de cada uno de ellos en la configuración de los materiales en base a datos de los mismos.

Condiciones de cálculo

El presente análisis se realizó para el estado de carga nominal, es decir, presión en el domo de combustible y oxidante de 42 Bar y descarga en la cámara de combustión con presión de 22,5 Bar.

Flujo multifásico de 3 fases: Combustible, oxidante y aire.

Condiciones de Borde

Presión de Combustible: 42 Bar

Presión de Oxidante: 42 Bar

Presión cámara de combustión: 22,5 Bar

Características físicas de los propelentes

Densidad del Combustible: 1001.6 kg/m³

Densidad del Oxidante: 1567.4 kg/m³

Viscosidad dinámica del combustible: 0.0008898 Pa-s

Viscosidad dinámica del oxidante: 0.0015312 Pa-s

Tensión superficial del combustible: 0.065992 N/m

Tensión superficial del oxidante: 0.04113628 N/m

Características del solver:

Para la simulación se empleó el solver basado en presiones con discretizaciones espaciales de segundo orden y un acoplamiento presión-velocidad "PISO".

Se configuró con un modelo de turbulencia k-epsilon, flujo incompresible (dado que son líquidos y las velocidades son relativamente bajas comparadas con la del sonido correspondiente a tal líquido) y modelo multifásico de 3 fases.

El modelo se resuelve como no-estacionario, (parte de una condición inicial en la cual la cámara se encuentra llena de aire solamente), donde el paso de tiempo (time step) se configura de manera adaptativa de manera tal que el número de Courant no supere el valor de 20. Esto se traduce en pasos de tiempo muy pequeños, del orden de 1×10^{-6} segundos, pero se asegura la convergencia de la solución.

Además, por las velocidades de los jets a la salida de las agujas hacen que el tiempo necesario para que se desarrolle por completo y atravesase la totalidad de la cámara de combustión que se definió para este modelo (no el real) es del orden de 2×10^{-4} segundos. Por ello, con un procesamiento de 7×10^{-4} segundos se ha considerado suficiente para la presentación de los resultados.

RESULTADOS

Se presenta en principio el campo de presiones en todo el dominio y la variación del mismo a lo largo de las agujas de combustible y del oxidante. Luego se presentan los campos de velocidades, las fracciones volumétricas del combustible y oxidante, y por último las líneas de corriente para comprender la interacción entre los propelentes.

Campo de presiones

En la Figura 4 se visualiza el campo de presiones estática en el dominio completo, donde se puede verificar la correspondencia con los valores fijados como condiciones de borde previamente.

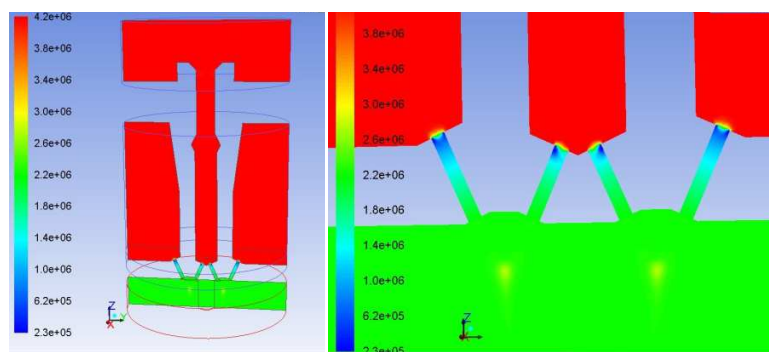


Figura 4. Campo de presiones estática.

Puede verse también la marcada caída de presión en los orificios de inyección debidas a las pérdidas por fricción.

La caída de presión en las agujas de combustible es de aproximadamente 720 KPa en promedio, ya que en toda la cara existen un rango de presiones mientras que la caída de presión en las agujas de oxidante es de aproximadamente 400 KPa.

Se debe aclarar que estos valores son preliminares y que se realizaron cálculos también con una presión de cámara de 1 Bar donde se localizaron posibles fenómenos de cavitación. Los cuales podrían ser analizados en estudios posteriores.

Fracción volumétrica del combustible

En la Figura 5 se visualizan los valores de fracción en volumen del combustible.

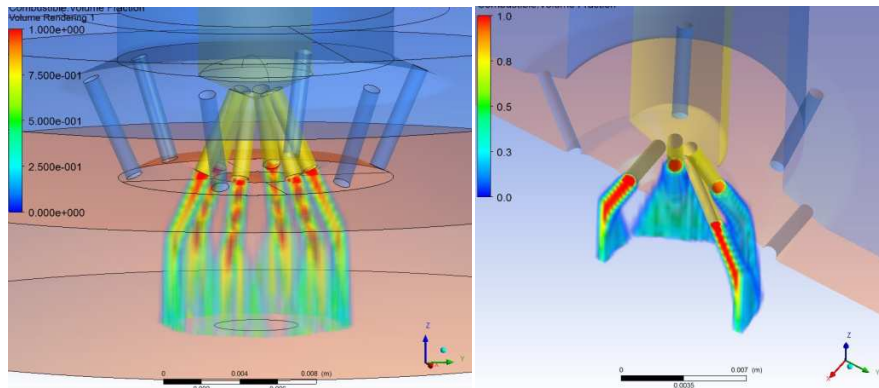


Figura 5. Fracción volumétrica del Combustible 3D, completo y en corte.

Fracción volumétrica del oxidante

En la Figura 6 se visualizan los valores de fracción en volumen del oxidante.

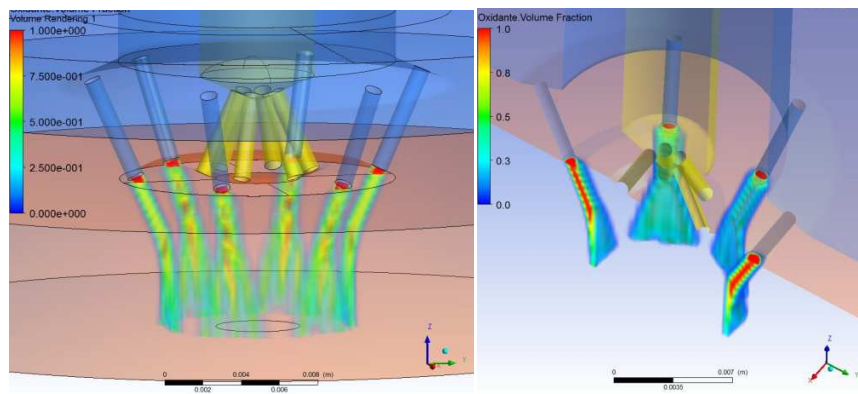


Figura 6. Fracción volumétrica de Oxidante 3D, completo y en corte.

Líneas de corriente

Para entender mejor la interacción entre combustible-oxidante-aire, se muestran las líneas de corrientes (streamlines) coloreadas en función de la velocidad en la Figura 7.

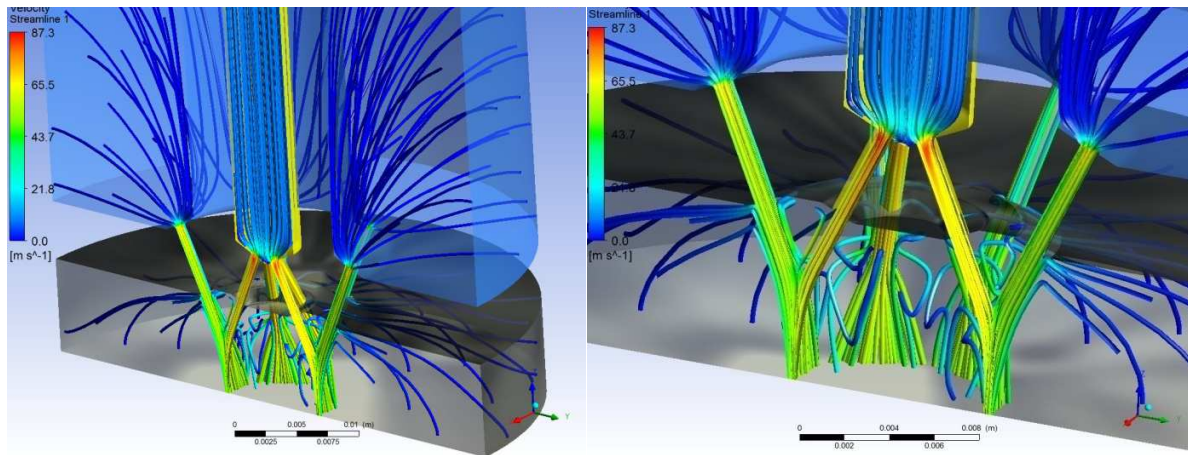


Figura 7. Líneas de corriente general. Y detalle en la descarga.

CONCLUSIONES

Se verificó una caída de presión importante en las agujas de los inyectores, que era de esperar por la gran diferencia de presiones que se presentaban.

Se visualizó como se mezclan los flujos al presentar los porcentajes de fracciones volumétricas de los propelentes.

Se pudo observar, a través de las líneas de corriente, como el aire de la cámara de combustión se ve afectado por los "jets" de combustible y oxidante; provocando vórtices en la cámara de combustión.

Por último, se detectaron posibles regiones de cavitación producto de la caída abrupta de presión (por debajo de la presión de vapor del líquido) a la entrada de las agujas; las cuales pueden llegar a ser analizadas en posibles trabajos futuros.

Bibliografía.

- Gill, G. S.; Nurick, W. H., Liquid rocket engine injectors. NASA 1976
Sutton, G. P., Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements. John Wiley & Sons. 2001.
Turner, M., Rocket and Spacecraft Propulsion. Springer. 2009
Yang, V., Anderson W., Liquid Rocket Engine Combustion Instability. AIAA