

## INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURA EN FLUJO COMPRESIBLE EN RÉGIMEN SUPERSÓNICO

**Luciano Garelli, Rodrigo R. Paz, Mario A. Storti**

*Centro Internacional de Métodos Computacionales en Ingeniería (CIMEC), (INTEC-CONICET-UNL),  
Güemes 3450, (S3000GLN) Santa Fe, Argentina.*

**Palabras clave:** Interacción Fluido Estructura, Flujo Supersónico, Acoplamiento Fuerte/Débil.

**Resumen.** En el presente trabajo se modelan las deformaciones que sufren estructuras aeronáuticas y espaciales, como por ejemplo las toberas de motores cohetes, cuando sobre ellas circula un fluido a altas temperaturas y altos números de Mach. El problema es analizado mediante la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes para flujo compresible en el caso del fluido y las ecuaciones de un sólido elástico con grandes deformaciones y rotaciones en el caso de la estructura. Para el acople de cada subproblema se utiliza el algoritmo de Gauss-Seidel sobre los estados del fluido y la estructura, lo cual facilita la utilización de códigos especializados en cada sub-área. Dependiendo de la física del problema, el acople puede ser fuerte o débil. Para el primer caso es necesario equipar al código con un lazo interno al lazo del paso del tiempo que itera sobre ambos subproblemas hasta converger una cierta tolerancia, de manera tal de obtener una formulación monolítica para el acople. En el caso del problema del fluido es necesaria la utilización de una formulación ALE (por Arbitrary Lagrangian-Eulerian Formulation) para poder considerar el movimiento de la malla conforme este interactúa con el sólido que se deforma.

Se presentan resultados sobre la modelación de la interacción entre el fluido y estructura en el encendido de un motor cohete. En este tipo de problemas cuando ocurre la ignición del motor se produce un incremento súbito de la presión en la cámara, lo cual da origen a ondas de compresión que, conjuntamente con la presión de funcionamiento interna, generan deformaciones en la tobera modificando así el patrón de flujo de salida llegando inclusive a producir la falla del motor.

## 1. INTRODUCCIÓN

El acoplamiento de problemas de Multifísica representa hoy en día un paradigma cuando se desea estudiar o analizar fenómenos complejos que aparecen tanto en la naturaleza como en nuevas tecnologías. Existen una gran variedad de problemas donde diferentes procesos físicos convergen, interactuando de forma débil o fuerte (Ej. Problemas de Termo-Mecánica, Magneto-Hidrodinámica, Fluido-Estructura, etc.). El área de Interacción Fluido-Estructura, donde un fluido compresible interactúa con una estructura elástica ha sido motivo de investigación durante los últimos años.

En problemas estructurales simples es posible combinar en una única formulación las ecuaciones que gobiernan tanto al fluido como a la estructura. Para estos casos es posible realizar un tratamiento totalmente explícito o implícito de las ecuaciones de acople del fluido y la estructura. Sin embargo, para problemas complejos y de gran escala la resolución simultánea de las ecuaciones del fluido y de la estructura en un sistema monolítico puede ser matemáticamente inmanejable y su implementación muy difícil. Además, la formulación monolítica del acoplamiento puede cambiar significativamente al utilizar diferentes modelos para el fluido y/o estructura.

Una forma alternativa y eficiente es resolver cada subproblema de forma particionada donde la discretización tanto espacial como temporal puede diferir. Este tipo de implementación permite la utilización de códigos especializados en cada sub-área. En el presente trabajo se utiliza un algoritmo de forma escalonada (staggered) para el acoplamiento entre el fluido y la estructura. Tanto el acoplamiento del fluido y la estructura como el tratamiento de la interfaz móvil puede ser realizado de distintas formas, totalmente explícito o implícito o de forma mixta. Logrando de esta manera una transición suave entre el acoplamiento fuerte o débil. Generalmente por razones de estabilidad del algoritmo se utiliza una formulación implícita. Al utilizar esta alternativa se deben resolver grandes sistemas de ecuaciones no lineales, para lo cual se utilizan “solvers” iterativos para cada sub sistema.

Esta implementación es de gran interés desde el punto de vista computacional, ya que permite la reutilización de código preexistentes, en este caso en particular el algoritmo particionado es implementado en PETSc-FEM ([www.cimec.org.ar/petscfem](http://www.cimec.org.ar/petscfem)), el cual es un programa de elementos finitos de multifísica paralelo, basado en MPI (Message Passing Interface) y PETSc (Portable Extensible Toolkit for Scientific Computations). Dos instancias de PETSc-FEM son lanzadas simultáneamente, una para cada subproblema y comunican las fuerzas interfaciales y los desplazamientos mediante archivos FIFO estándares de C.

## 2. ALGORITMO PARTICIONADO FUERTEMENTE ACOPLADO MEDIANTE ITERACIÓN DE PUNTO FIJO

En esta sección se presentará el algoritmo que realiza el acople temporal en los códigos del fluido y la estructura (Storti, Nigro, and Paz, 2006b). El mismo es un esquema de iteración de punto fijo sobre los estados del fluido y la estructura. Cada iteración sobre el lazo se denomina “stage”, por lo tanto si el lazo converge, un algoritmo fuertemente acoplado es obtenido. El algoritmo procede básicamente de la siguiente forma:

- i) Transferir el movimiento de la interfaz fluido-estructura al problema del fluido.
- ii) Actualizar la posición de la frontera del fluido conjuntamente con la malla interior.
- iii) Avanzar en el tiempo el fluido y calcular las nuevas presiones en la interfaz.

iv) Convertir las presiones en cargas sobre la estructura.

v) Avanzar la estructura bajo las nuevas cargas.

Con motivo de asegurar la convergencia en el avance escalonado del algoritmo se adiciona al mismo un lazo externo. El pseudo-código del algoritmo es el siguiente:

---

**Algorithm 1** Acoplamiento fuerte mediante iteración de punto fijo

---

```

1: Inicialización de variables:
2: for  $n = 0$  to  $n_{\text{step}}$  do { Lazo principal en el tiempo (Stage loop) }
3:    $t^n = n\Delta t$ ,
4:   { Código CFD: }
5:    $\mathbf{X}^n = \text{CMD}(\mathbf{u}^n)$  { Se lanza CMD code }
6:    $\mathbf{u}^{(n+1)P} = \mathbf{u}^{(n+1,0)} = \text{predictor}(\mathbf{u}^n, \mathbf{u}^{n-1})$  { Calcular predictor }
7:    $i = 0$ ,  $n_{\text{stage}} = 0$ 
8:   repeat { (Lazo interior) }
9:     { Código CFD: }
10:     $\mathbf{X}^{n+1,i+1} = \text{CMD}(\mathbf{u}^{n+1,i})$ 
11:    { Se calculan las normales a la interfaz y la velocidad }
12:    repeat { Lazo de Newton sobre el fluido }
13:       $\mathbf{w}^{n+1,i+1} = \text{CFD}(\mathbf{w}^n, \mathbf{X}^{n+1,i+1}, \mathbf{X}^n)$ 
14:    until Convergencia (Del lazo de Newton)
15:    { Código CSD: }
16:    Se calcula la carga estructural  $(\mathbf{w}^n, \mathbf{w}^{n+1,i+1})$ 
17:    repeat { Lazo de Newton sobre la estructura }
18:       $\mathbf{u}^{n+1,i+1} = \text{CSD}(\mathbf{w}^n, \mathbf{w}^{n+1,i+1})$ 
19:    until Convergencia (Del lazo de Newton)
20:     $i = i + 1$ ,  $n_{\text{stage}} = i$ 
21:  until convergencia (Lazo interior)
22: end for

```

---

Donde:

$\mathbf{w}^n$  : Estados del fluido  $(\rho, \mathbf{v}, p)$  en tiempo  $t^n$ ,

$\mathbf{u}^n$  : Estados de la estructura (desplazamientos) en tiempo  $t^n$ ,

$\dot{\mathbf{u}}^n$  : Velocidad de la estructura en tiempo  $t^n$ ,

$\mathbf{X}^n$  : Posiciones de los nodos del fluido en tiempo  $t^n$ ,

$n_{\text{step}}$  : El número de pasos de tiempo de la simulación.

$n_{\text{stage}}$  : Número de etapas en el esquema de acoplamiento

$n_{\text{nwt}}$  : Número de lazos de Newton en el problema no lineal.

CMD : Para Computational Mesh Dynamics.

CSD : Para Computational Structure Dynamics.

CFD : Para Computational Fluid Dynamics.

En este algoritmo los códigos del fluido y de la estructura se están ejecutando simultáneamente pero sin concurrencias entre estos, o sea, mientras un código esta calculando los nuevos estados el

otro esta a la espera de estos. Esto se realiza mediante el uso de mensajes de sincronización.

El lazo externo es sobre el paso de tiempo y el lazo interno a este es el de escalonamiento o “stage loop”. Al definir el valor de  $n_{\text{stage}} = 1$  se obtiene un acoplamiento del tipo débil. Para calcular el estado del fluido, este es avanzado utilizando el estado de la estructura previamente calculado  $\mathbf{u}^n$  y el valor predicho  $\mathbf{u}^{n+1,i}$ . De esta manera un nuevo estado estimado  $\mathbf{w}^{n+1,i+1}$  es calculado. A continuación la estructura es actualizada utilizando las fuerzas del fluido en los estados  $\mathbf{w}^n$  y  $\mathbf{w}^{n+1,i+1}$ . Para la primera etapa, el estado  $\mathbf{u}^{n+1,0}$  es determinado utilizando una aproximación de segundo orden Ec. (1). Dentro de cada “Stage loop” se encuentra un lazo de Newton para resolver las no linealidades inherentes a cada problema. Para este caso el algoritmo correspondiente a la estructura posee un comportamiento lineal en el material, por lo tanto  $n_{\text{nwt}} = 1$ . El lazo correspondiente al “Stage loop” es iterado hasta lograr la convergencia de ambos estados.

$$\mathbf{u}^{(n+1)P} = \mathbf{u}^n + \alpha_0 \Delta t \dot{\mathbf{u}}^n + \alpha_1 \Delta t (\dot{\mathbf{u}}^n - \dot{\mathbf{u}}^{n-1}). \quad (1)$$

Una vez obtenidas las nuevas coordenadas de la estructura, las coordenadas nodales de la malla del fluido son obtenidas mediante el código CMD (Computational Mesh Dynamics), el cual se puede simbolizar mediante

$$X^n = \text{CMD}(u^n). \quad (2)$$

El movimiento de la malla del fluido se puede realizar mediante el uso de dos estrategias, una es la realocación de los nodos y otra es el remallado. En este caso en particular solo se realiza la realocación de los nodos, manteniendo la topología de la malla.

Para la realocación se utiliza un proceso paralelo al del fluido y la estructura (llamado MESH-MOVE) el cual se encuentra implementado en PETSc-FEM (López et al., 2007, 2006). La estrategia para re-posicionar los nodos se base en la minimización de un funcional que mide la distorsión de la malla empleando un indicador de calidad geométrico.

En el comienzo de cada lazo del fluido se deben calcular las normales a la superficie y las velocidades de la malla. Esto es necesario para imponer una condición de deslizamiento dependiente del tiempo en la superficie de la estructura para el caso invíscido, siendo también necesario para el caso de querer imponer una condición de no deslizamiento, ya que en este caso la velocidad del fluido en la superficie de la estructura es la velocidad con la que se mueve el sólido.

### 3. DESCRIPCIÓN DEL CASO DE ANÁLISIS

El algoritmo descrito anteriormente se utilizará para obtener las deformaciones que sufre la tobera de un motor cohete en su ignición, este tipo de problema ha sido motivo de estudio de muchos investigadores durante los últimos años (Lefraçois, 2005; Taro Shimizu and Tsuboi, 2008; Wang, 2004; Shashi Bhushan Verma, 2006).

Las toberas con altas relaciones de área son utilizadas en los motores de los principales vehículos de lanzamiento espacial (Space Shuttle Main Engine, Ariane 5). Estos motores deben operar en condiciones que van desde el nivel del mar hasta casi su altura orbital y su diseño se basa en un funcionamiento eficiente a grandes altitudes.

Las toberas de los principales vehículos espaciales están diseñadas conforme a la teoría que da como

resultado formas de campana o “bell shape”. Estas toberas presentan ciertas ventajas frente a la forma cónica tradicional, ya que para similar relación de área su longitud es menor, por lo tanto su peso es menor, como así también las pérdidas de energía en la expansión de los gases (Sutton and Biblarz, 2001; Oates, 1997; Mattingly and Ohain, 2006; Tuner, 2006).

Durante la etapa de encendido se producen deformaciones en la estructura debido al avance de una onda de choque que es altamente perjudiciales para la integridad y vida útil de motor. Se han encontrado problemas atribuibles a la etapa de encendido en el Space Shuttle Main Engine, European Vulcain (Ariane) y en el LE-7 Japonés, ya que si consideramos que estos motores poseen sistemas de refrigeración con hidrógeno líquido para disminuir las altas temperaturas reinantes en la tobera, es de vital importancia conocer fehacientemente las deformaciones que sufrirá la estructura durante la ignición para poder diseñar de manera eficiente dicho sistema.

La tobera a estudiar tiene una geometría tipo “bell shape”. En la Fig.(1) se muestra la línea a ser empleada como generatriz y el modelo tridimensional resultante.

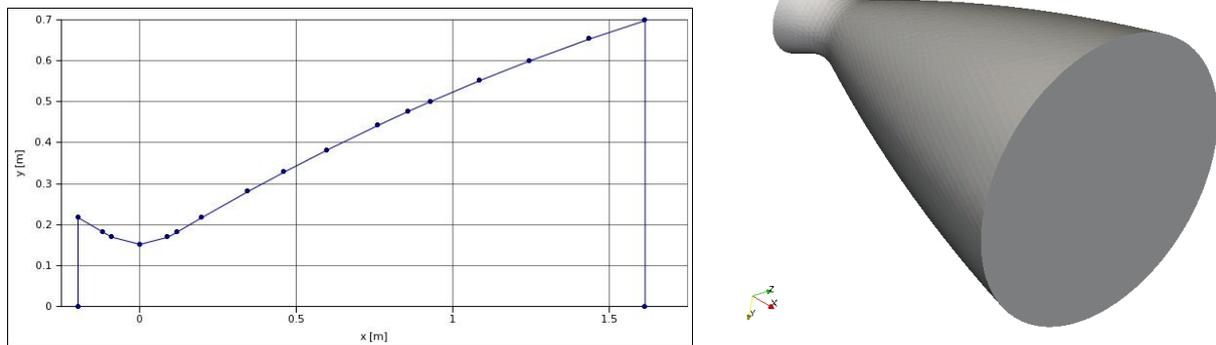


Figura 1 - Línea generatriz y modelo 3D de la tobera.

Los datos geométricos de la tobera son los siguientes:

- Largo total:  $l = 1.81[m]$
- Diámetro garganta:  $D_t = 0.304[m]$
- Diámetro salida:  $D_s = 1.396[m]$
- Relación de áreas entre salida y garganta:  $\epsilon = 21.1$

### 3.1. Modelado del problema

Partiendo del modelo tridimensional de la tobera se generan dos mallas independientes, una para el fluido y otro para la estructura. Para el fluido se crea una malla no estructurada de 75000 tetraedros con interpolación lineal de todas las variables. Similar criterio se sigue para realizar una malla de 22000 tetraedros para la estructura. En este problema al tener simetría de revolución se podría pensar en aprovechar esa particularidad para disminuir el número de grados de libertad, pero como a futuro se preve estudiar los modos de vibración excitados durante el encendido, optar por esa simplificación eliminaría todo comportamiento anti simétrico de la estructura.

Como característica particular ambas mallas deben ser conformes (coincidencia nodo a nodo) en la interfaz del fluido y la estructura. Esto se debe a que no se encuentra implementado actualmente un

algoritmo capaz de interpolar los estados en la interfaz de ambas mallas. Utilizando mallas conformes en la interfaz los estados son transferidos de forma directa.

El utilizar mallas conformes origina ciertas limitaciones al momento de realizar la discretización de la estructura, ya que ante pequeñas variaciones en el tamaño de los elementos en la estructura, ocurre un incremento significativo en el tamaño global del problema y por lo tanto en el tiempo de computo. Una solución a esta dificultad es utilizar elementos prismáticos en la estructura, con lo cual se mantendrá la conformidad de la mallas, se refinará la discretización de la estructura, mientras que la discretización del fluido no sufrirá cambio alguno.

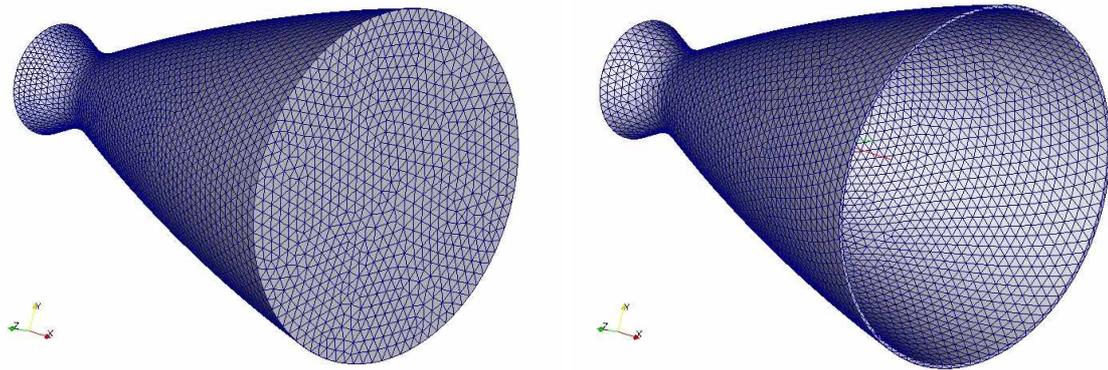


Figura 2 - Discretización espacial para el fluido y la estructura.

El problema estructural se resuelve utilizando el módulo de PETSc-FEM que se basa en la teoría de elasticidad con grandes deformaciones y rotaciones y un comportamiento lineal del material. Para obtener las fuerzas generadas por la tobera se realiza una integración de la presión sobre toda la superficie correspondiente a la interfaz fluido estructura.

Las propiedades del material empleado en el modelado de la estructura se encuentran en la Tabla(I).

Tabla I

Módulo de Young	Coef. de Poisson	Densidad	Espesor
$2.07 \times 10^{10} [N/m^2]$	0.28	$8400 [kg/m^3]$	$0.015 [m]$

Para disminuir los costos computacionales se considera un fluido invíscido y se resuelven las ecuaciones de Euler compresible utilizando estabilización SUPG (Streamline Upwind Petrov Galerkin) y el término de “shock-capturing” que presenta dos operadores: un operador isotrópico y un operador anisotrópico, ambos propuestos por [Tezduyar and Senga \(2004\)](#).

Las propiedades físicas empleadas para el fluido se enumeran en la Tabla(II).

Tabla II

$R$	$\gamma$	$\rho_\infty$	$T_\infty$	$p_\infty$
$287 [J/kg K]$	1.40	$1.225 [kg/m^3]$	$288 [K]$	$101253 [Pa]$

### 3.2. Condiciones de Contorno e Iniciales

Para representar la tobera sujeta a un vehículo espacial se propone emplear un empotramiento de la cámara de combustión, con lo cual se restringen todos los grados de libertad, el resto de la estructura

no posee restricción alguna en su movimiento.

En el problema del fluido se impone la condición de deslizamiento en toda la superficie que representa la interfaz fluido estructura, siendo esto representado por la Ec. (3)

$$(\mathbf{v} - \mathbf{v}_{str}) \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0 \quad (3)$$

Donde :

$$\mathbf{v}_{str} = (0, \dot{\mathbf{u}}) \quad (4)$$

$$\hat{\mathbf{n}} \propto \left( \frac{-\partial u}{\partial x}, 1 \right) \quad (5)$$

En la entrada a la cámara de combustión se fijan las condiciones de estancamiento o totales ( $p_0, T_0$ ) y con la ecuación de gases ideales se puede obtener ( $\rho_0$ ) y se hace nula la velocidad en la dirección longitudinal de la tobera.

En la salida de la tobera se impondrán condiciones de contorno “absorbentes” o “no reflectivas”, lo cual da una solución similar a la que se obtendría si el contorno estuviese en el infinito. Con estas condiciones se reduce el dominio computacional de análisis y por lo tanto el tiempo de cálculo empleado.

La imposición de esta condición se basa el número de características entrantes y saliente de la frontera, las cuales pueden cambiar durante el cálculo. Por ejemplo, en flujo compresible, es común que el flujo pase de supersónico a subsónico en ciertas partes del contorno de salida, haciendo cambiar la cantidad de características entrantes y salientes. Las condiciones absorbente empleadas en este modelo has sido desarrolladas por [Storti et al. \(2006a\)](#).

Como condiciones iniciales para el dominio del fluido se impone:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}(\mathbf{x}, t = 0) &= 0 \\ (\rho, p)_{\mathbf{x}, t=0} &= (\rho_\infty, p_\infty) \end{aligned}$$

Para las estructura las condiciones iniciales que se imponen son:

$$\begin{aligned} \mathbf{u}(\mathbf{x}, t = 0) &= 0 \\ \dot{\mathbf{u}}(\mathbf{x}, t = 0) &= 0 \end{aligned}$$

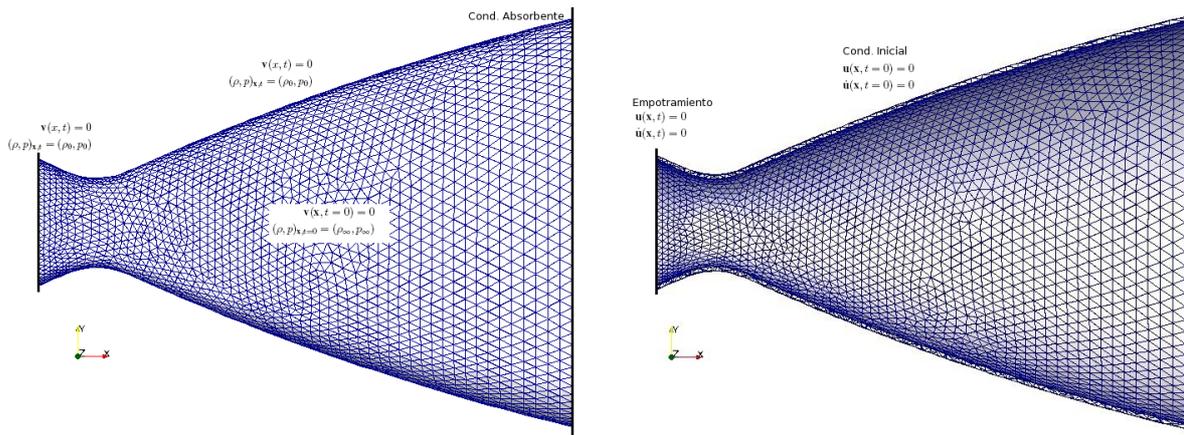


Figura 3 - Condiciones de contorno e iniciales para ambos problemas.

En la cámara de combustión los valores de estancamiento utilizados son los expuestos en la Tabla(III).

Tabla III

$p_0$	$\rho_0$	$T_0$
2,6 [MPa]	306.25 [kg/m <sup>3</sup> ]	299 [K]

#### 4. RESULTADOS

El caso de análisis planteado es ejecutado en 20 nodos en paralelo en un cluster tipo “Beowulf”, cada nodo es un Intel®Pentium®4 3.00GHz con 2 Gb de RAM. Se corren 2000 pasos de tiempo con un  $\Delta t = 2e^{-5}$ . Cada un periodo de 5 pasos de tiempo se guardan los estados del fluido y de la estructura para su posterior análisis. Estos archivos con los estados nodales almacenados son luego leídos por un “script” de Python para generar una nueva secuencia temporal para luego utilizar el software de pos-procesamiento ParaView.

Como primer punto a estudiar en los resultados obtenidos es verificar de forma cualitativa que la deformación de la estructura sea coherente con investigaciones previas realizadas en esta área. La referencia (Lefraçois, 2005) describe de forma clara el comportamiento de la estructura conforme avanza la onda de choque en la sección divergente de la tobera, lo cual se esquematiza en la Fig.(4). En la Fig.(5) se muestra la deformación obtenida debido a la interacción fluido estructura en el problema planteado y a la derecha se encuentra graficada la presión en la pared. De esta última se puede observar que en una pequeña distancia existe un salto importante de presión, lo cual genera importantes momentos flectores que deforman la estructura, modificando el patrón de flujo de salida.

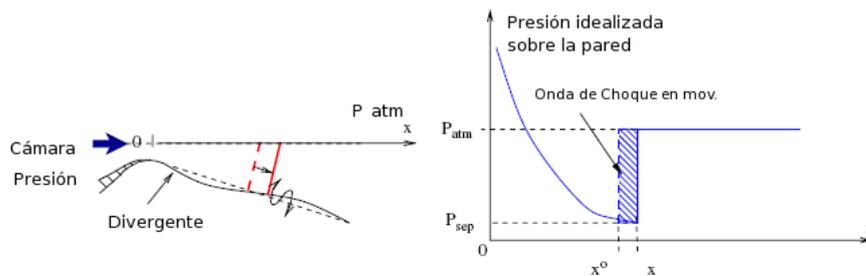


Figura 4 - Deformación esquemática de la estructura.

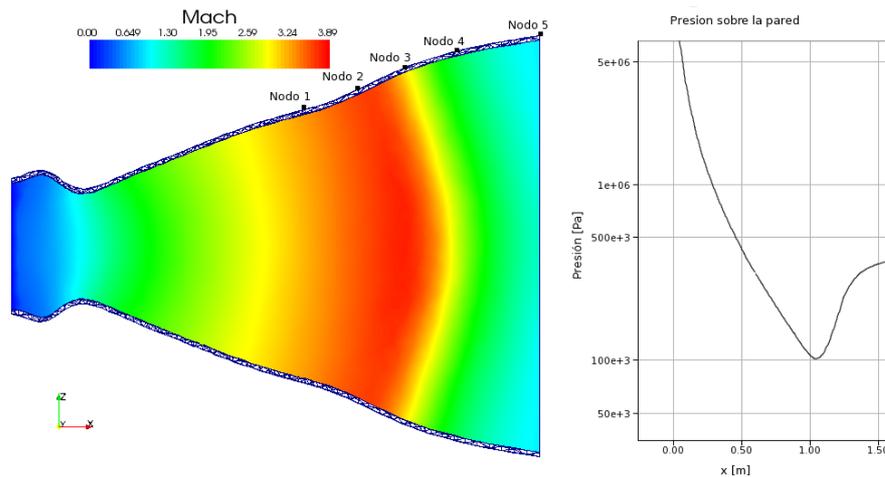


Figura 5 - Deformación por avance de la onda de choque.

Para la relación de presiones propuesta ( $p_0/p_\infty$ ) la onda de choque es expulsada del interior de la tobera, pero para relaciones menores, la onda de choque puede quedar contenida en el interior de la sección divergente. En esta situación el salto de presión a través de la onda de choque normal es aún mayor, ya que el fluido pasa de una velocidad supersónica a subsónica, generando como consecuencia una mayor deformación en la estructura Fig.(6).

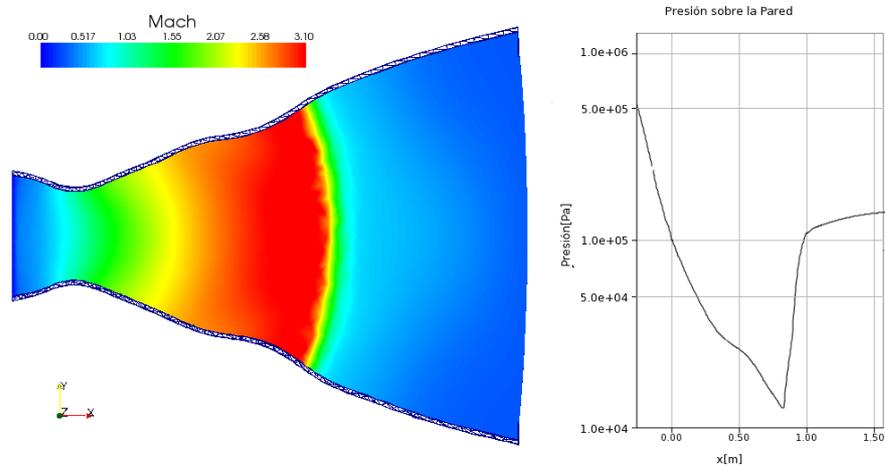


Figura 6 - Deformación debida a una onda de choque contenida en el interior.

La integración de las presiones en todo el interior de la tobera da un vector de fuerzas  $\mathbf{F} = \mathbf{F}(t)$  resultante. La componente  $x$  representa el empuje generado y las componentes  $y$  y  $z$  son las fuerzas laterales, que para este planteamiento se esperan que sean muy bajas o nulas, debido a que no se consideran efectos viscosos que puedan generar desprendimiento asimétricos del fluido. En la Fig.(7) se encuentra graficada la evolución temporal de las componentes de dicho vector  $\mathbf{F}$ .

En la Fig.(7) se observa claramente como se alcanza rápidamente un valor de empuje constante y sobre el cual se encuentra una leve oscilación, que es producto del movimiento longitudinal de la tobera. Este movimiento modifica el área proyectada sobre el plano ( $y, z$ ), produciendo así una variación en la fuerza neta en la dirección  $x$ .

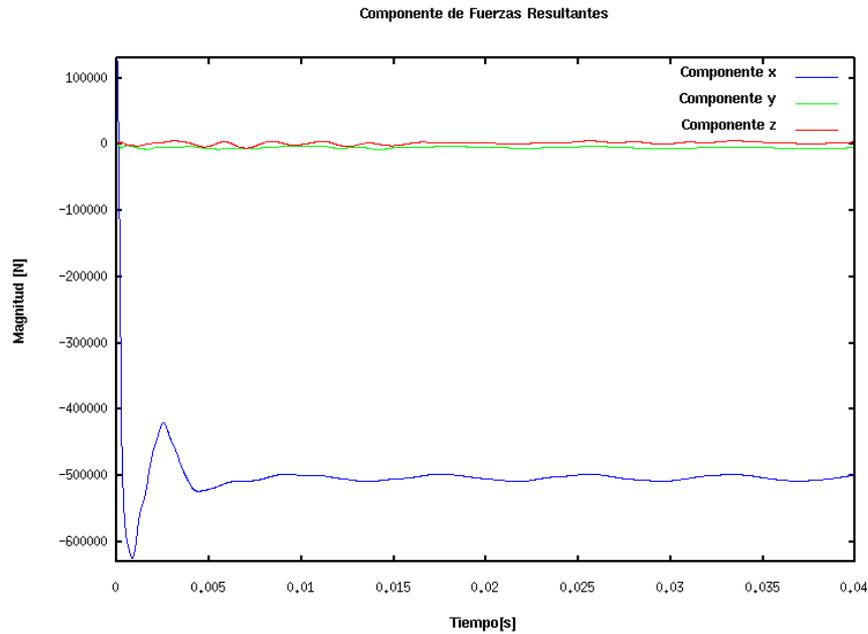


Figura 7 - Evolución temporal de las cargas en la tobera.

Para analizar las deformaciones estructurales y considerando la simetría de revolución se tomaron 5 nodos en dirección longitudinal de la tobera, partiendo desde la garganta hasta la salida. Para estos nodos se grafica en la Fig.(8) el desplazamiento en la dirección  $y$  desde su posición original. El tiempo que le lleva a la onda de choque recorrer la tobera es de 0.008 [s] y la máxima deformación se obtiene luego que la onda deja la tobera. Una vez que el flujo se encuentra desarrollado se produce un amortiguamiento de los desplazamientos, lo cual es producto de la interacción de la estructura con el fluido.

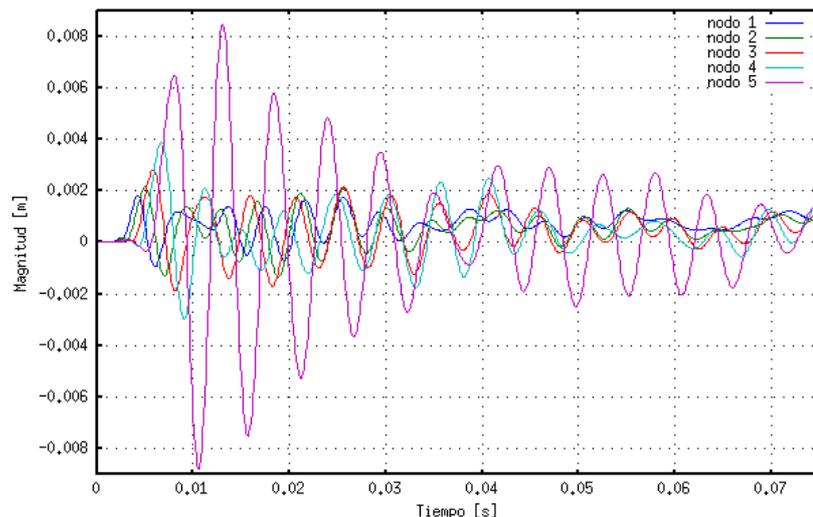


Figura 8 - Desplazamiento Nodales.

A medida que la onda avanza el salto de presión se incrementa como motivo de la expansión isentrópica hasta antes de la discontinuidad. Esto trae como consecuencia un aumento en los esfuerzos de flexión en la zona de la discontinuidad y por lo tanto también en las deformaciones.

En la Fig.(9) se encuentra graficado más detalladamente una porción de la Fig.(8), donde queda en evidencia los efectos del encendido en la estructura.

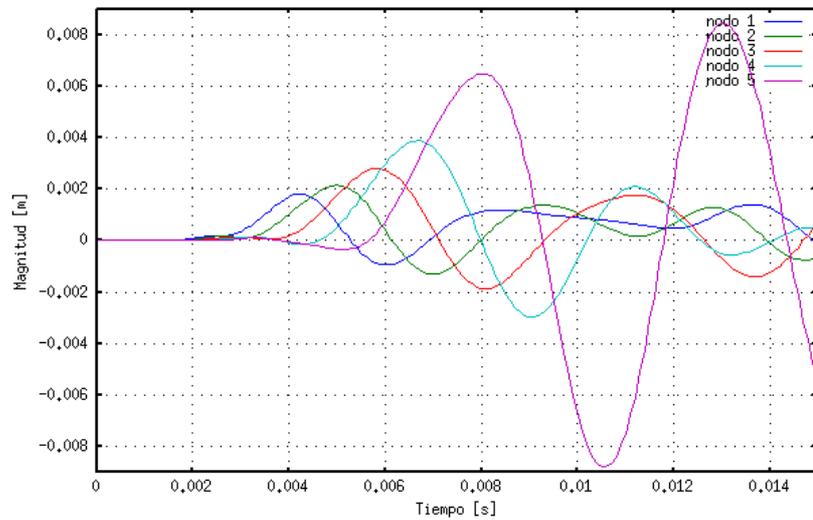


Figura 9- Desplazamiento Nodales.

La secuencia de figuras que se muestran a continuación describen el comportamiento de la estructura a medida que la onda de choque avanza por el interior de la sección divergente de la tobera, conjuntamente se encuentra el valor de Mach en la línea central de la tobera.

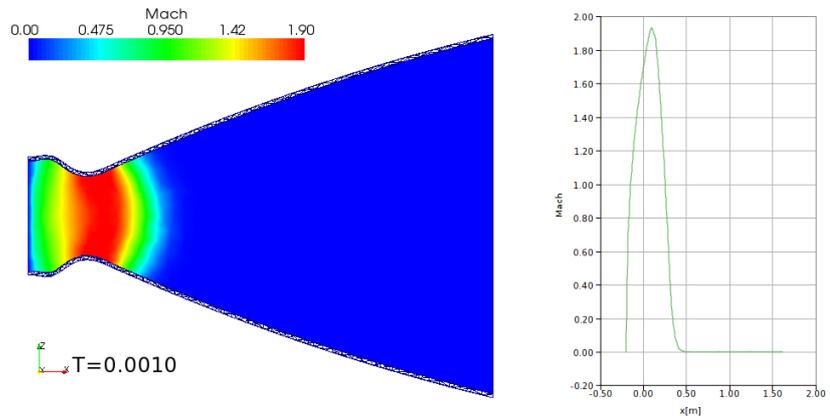


Figura 10.1

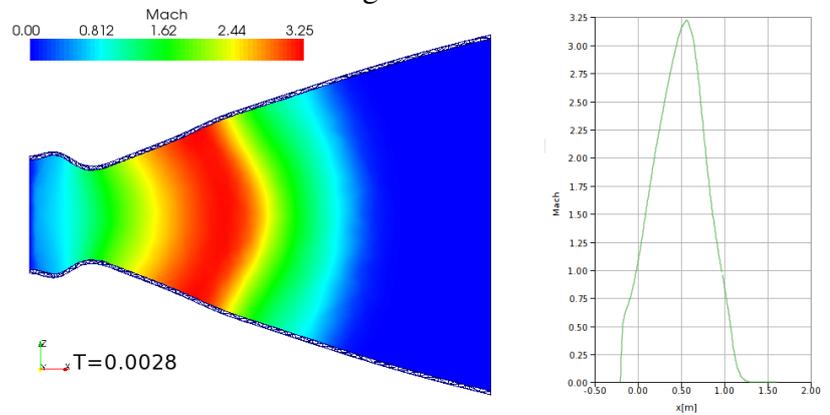


Figura 10.2

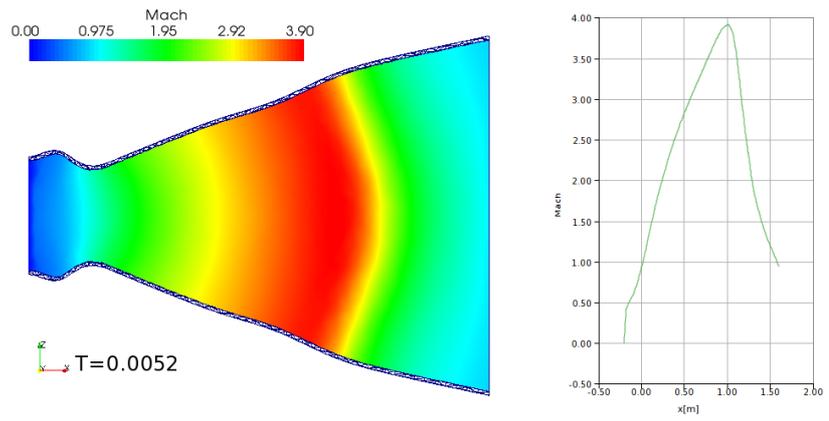


Figura 10.3

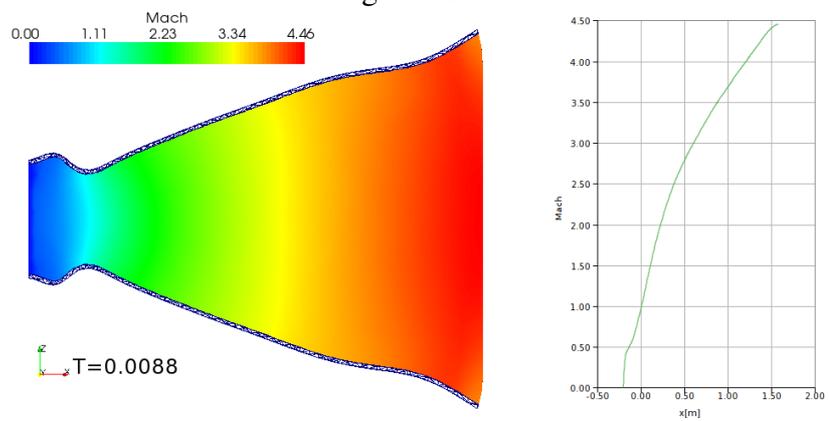


Figura 10.4

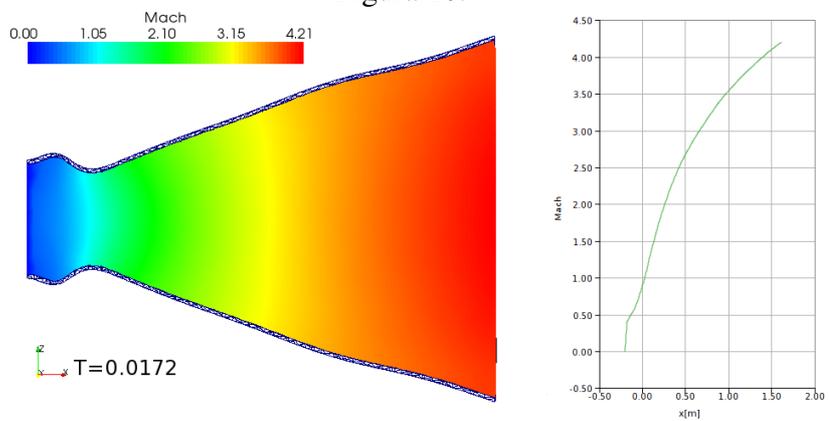


Figura 10.5

## 5. CONCLUSIONES

Los resultados obtenidos haciendo uso del algoritmo presentado en el comienzo de este informe son de gran utilidad para comenzar a comprender el comportamiento estructural de los motores cohetes en su fase de encendido y abre un abanico de posibles trabajos futuros, tanto sobre el algoritmo como sobre el comportamiento de estructuras aeronáuticas y aeroespaciales sometidas a flujos externos o internos.

El interés en el estudio de motores cohetes proviene de la interacción con la empresa Open-Engineering de Lieja, Bélgica y la División Aerotermodinámica del European Space Research and Technology Centre de la Agencia Espacial Europea (AD-ESTEC-ESA) situado en Noordwijk, Holanda. Hoy en día las principales agencias espaciales se encuentran desarrollando herramientas computacionales, como así también, ensayos experimentales a fin de realizar diseños más eficientes, extender la vida útil de los motores y disminuir las posibilidades de falla estructurales.

En este caso en particular se puede decir que los resultados obtenidos sobre la interacción del fluido y la estructura en las toberas de los motores cohete, conforme a las hipótesis planteadas, presentan una muy buena correlación con los efectos descritos por la referencia (Lefraçois, 2005) basados en el estudio de estabilidad de Pekkari.

Los principales objetivos a futuro son implementar en el código la posibilidad de utilizar mallas no conformes entre el fluido y la estructura, permitiendo diferentes discretizaciones espaciales en la estructura y el fluido. En lo referente a los motores cohetes se desea estudiar los efectos viscosos, los cuales generan separaciones y recirculaciones en el interior de la tobera. Algunas investigaciones en esta área reportan un incremento significativo en las cargas laterales debido a estas separaciones. También se realizarán casos de prueba en flujo viscoso e invíscido en régimen supersónico e hipersónico, algunos de los cuales serán validados experimentalmente por ESTEC. Así mismo se desean generar modelos estructurales mas complejos incluyendo rigidizadores y varios materiales, cada uno con su respectivas propiedades físicas, ya que la mayoría de los motores contienen en su interior un material cerámico a los fines de evitar la ablación.

**REFERENCIAS**

- Lefracois E. Numerical validation of a stability model for a flexible over-expanded rocket nozzle. *International journal for numerical methods in fluids*, 49:4 (2005) 349—369:349–369, 2005.
- López E., Nigro N., and Storti M. Untangling y Smoothing Simultáneos de Mallas. In *XV Congreso sobre Métodos Numéricos y sus Aplicaciones, Santa Fe, Argentina, Mecánica Computacional, Vol. XXV, 1225–1244*. 2006.
- López E., Nigro N., Storti M., and Toth J. A Minimal Element Distortion Strategy for Computational Mesh Dynamics. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 69:9 (2006) 1898—1929:1898–1929, 2007.
- Mattingly J. and Ohain H.V. *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*. AIAA, Reston, 2nd edition edition, 2006.
- Oates G. *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*. AIAA, Reston, 3rd edition edition, 1997.
- Shashi Bhushan Verma Ralf Stark a.O.H. Relation Between Shock Unsteadiness and the Origin of Side-Loads Inside a Thrust Optimized Parabolic Rocket Nozzle. *Aerospace Science and Technology*, 10:6 (2006) 474—483:474–483, 2006.
- Storti M., Nigro N., and Paz R. Dynamic boundary conditions in Computational Fluid Dynamics. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 197(13-16):1219-1232, 2008, 2006a.
- Storti M., Nigro N., and Paz R. Strong coupling strategy for fluid structure interaction problems in supersonic regime via fixed point iteration. *Journal of Sound and Vibration*, 2006b. (Accepted).
- Sutton G. and Biblarz O. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley and Sons, New York, 7th edition edition, 2001.
- Taro Shimizu M.K. and Tsuboi N. Internal and External Flow of Rocket Nozzle. *Journal of the Earth Simulator*, 9 (2008) 19—26:19–26, 2008.
- Tezduyar T. and Senga M. Determination of the shock-capturing parameters in supg formulation of compressible flows. In T.U.P. Springer-Verlag, editor, *Computational Mechanics WCCM IV, Beijing, China 2004*. 2004.
- Tuner M. *Rockets ans Spacecraft Propulsion*. Springer, New York, 2nd edition edition, 2006.
- Wang T.S. Transient Three Dimensional Analysis of Side Load in Liquid Rocket Engine Nozzle. *AIAA*, (2004) 3681:3681, 2004.