



Escola Politècnica Superior
de Castelldefels

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TREBALL DE FI DE CARRERA

TÍTOL DEL TFC: Estudi del comportament d'endoreactors híbrids per simulació numèrica

TITULACIÓ: Enginyeria Tècnica Aeronàutica, especialitat Aeronavegació

AUTORS: Carlos María Espinosa García
Jasone Garriga Echanojauregui

DIRECTORS: Daniel Crespo Artiaga
Roger Jové Casulleras

DATA: 20 de juliol de 2010

Título: Estudio del comportamiento de endorreactores híbridos por simulación numérica

Autores: Carlos María Espinosa García
Jasone Garriga Echanojauregui

Directores: Daniel Crespo Artiaga
Roger Jové Casulleras

Fecha: 20 de julio de 2010

Resumen

Este trabajo de investigación tiene la finalidad de hacer un análisis sobre el comportamiento y el rendimiento de endorreactores de tipo híbrido, cuyo desarrollo avanza lentamente debido, en mayor parte, a la supremacía de los de tipo líquido y sólido durante los inicios de la propulsión para cohetes en los años 30.

Las cámaras de combustión de estos tipos de propulsores, presentan un frente de llama muy estable, una estabilidad que garantiza una seguridad intrínseca en el funcionamiento del cohete, pero que al mismo tiempo, impide la obtención de prestaciones más competitivas respecto a los líquidos y sólidos.

Partiendo de esta idea, este trabajo de investigación desglosa conocimientos en seis capítulos. Los primeros, tratan de iniciar al lector en los parámetros básicos de la propulsión, con el fin de que la lectura no se reduzca a expertos en propulsión cohete. En capítulos posteriores, se expone la problemática básica de este tipo de motores y el contexto en el que situamos nuestras simulaciones. Para realizarlas, se ha utilizado el software de mallaje Gambit, además del software de dinámica de fluidos computacional Fluent, con los que se ha diseñado la geometría de la cámara de combustión y se ha simulado el comportamiento fluidodinámico y la cinética química.

Finalmente, el objetivo final es proponer mejoras en la cámara de combustión y sobretodo, sugerir el método idóneo para iniciar la combustión.

Title: Performance Analysis of hybrid rocket propellers by numerical simulation

Authors: Carlos María Espinosa García
Jasone Garriga Echanojauregui

Directors: Daniel Crespo Artiaga
Roger Jové Casulleras

Date: July, 20th 2010

Overview

This research paper has as its goal, the study of the performance of hybrid rocket propellers. The development of this kind of propellers has been advancing slowly due to the supremacy of liquid and solid propellers ever since 1930, when the science of rocket propulsion was invented.

Combustion chambers of hybrid propellers offer a very steady flame front, which provide an intrinsic stability related to the rocket performance. However, this advantage keeps us from getting more competitive features with regard to solid and liquid propellers.

Given these statements, this research work breaks down the knowledge into six chapters. The first ones deal with basic features of rocket propulsion in order to avoid heading our paper to expert readers.

The next chapters state the basic disadvantages of hybrid propellers and the context of our simulations. The tools needed for them were the meshing software Gambit and the computational fluids dynamic Fluent. Both of them were used to design the chamber's geometry and to simulate both fluid dynamic performance and chemical kinetics involved in this kind of combustion.

Finally, the goals have been to search for improvements in the combustion chamber and suggest the most suitable methods to ignite the combustion.

"Dejamos de temer aquello que se ha aprendido a entender."

A nuestros familiares y compañeros, por su apoyo y confianza.

A Roger, por su paciencia infinita y su gentileza.

A Daniel Crespo, por brindarnos la oportunidad de realizar este proyecto.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN	1
CAPÍTULO 1. LA PROPULSIÓN DE UN COHETE.....	4
1.1. La propulsión.....	4
1.2 Definición de conceptos	5
1.2.1 Empuje o <i>Thrust</i> (T).....	6
1.2.2 Flujo másico (<i>m</i>).....	7
1.2.3 Impulso total (I_t)	7
1.2.4 Impulso específico (I_s)	8
1.2.5 Consumo específico (<i>TSFC</i> o <i>SFC</i>).....	9
1.2.6 Velocidad equivalente de salida (<i>c</i>).....	10
1.2.7 Velocidad característica (c^*).....	12
1.2.8 Relación Empuje / Peso (<i>T/W</i>).....	13
CAPITULO 2. TIPOS DE MOTORES COHETE PARA LANZADERAS.....	15
2.1 Motor de Propelente Sólido.....	15
2.1.1 Definición	15
2.1.2 Clasificación de los Motores de Cohete de Propelente Sólido	16
2.1.3 Ratio de Combustión del Propelente.....	18
2.1.4 El Grano de Propelente	19
2.1.5 Ventajas y Desventajas del Motor de cohete de Propelente Sólido	21
2.2 Motor de Propelente Líquido.....	22
2.2.1 Introducción	22
2.2.2 Tipos de Cohetes de Propelente Líquido	23
2.2.3 Tipos de propelentes líquidos.....	24
2.2.4 Ventajas e inconvenientes de los Motores de cohete de Propelente Líquido	25
2.3 Motores de Cohete Híbridos.....	26
2.3.1 Aplicaciones de los Motores de cohete Híbrido	27
CAPÍTULO 3. LA PROBLEMÁTICA DE LOS MOTORES HÍBRIDOS.....	33
3.1 Contexto	33
3.2 Ventajas y desventajas	35
3.3 Análisis de la llama, estabilidad y funcionamiento.....	36
3.3.1 Estructura de la llama.....	37
3.3.2 Estabilidad de la combustión.....	38
3.4. Ineficiencias en la combustión	40
CAPÍTULO 4. ESTUDIO DE LA CASÍSTICA POR SIMULACIÓN NUMÉRICA	43

4.1	Modelo geométrico de la cámara de combustión	43
4.1.1	Cámara de Combustión.....	43
4.1.2	Pre-Cámara	46
4.1.3	Post-cámara	46
4.2	Solver en estado estacionario.....	46
4.2.1	¿Por qué este método no es válido?.....	47
4.3	Solver en estado transitorio	50
4.3.1	¿Por qué este método es válido?	50
4.4	Métodos de ignición	50
4.4.1	Auto-ignición	50
4.4.2	Ignición por Chispa/Arco Eléctrico.....	51
4.4.3	Llama pre-mezclada	54
4.4.4	Punto Caliente	55
 CAPÍTULO 5. ANÁLISIS DE RESULTADOS		59
5.1	Diagrama de Temperatura / Altura.....	59
5.1.1	Auto-ignición	59
5.1.2	Arco eléctrico / Chispa.....	60
5.1.3	Llama pre-mezclada	61
5.1.4	Punto Caliente	62
5.2	Perfil de Velocidades	64
5.3	Concentración de Especies.....	68
5.3.2	Arco eléctrico	69
5.3.3	Llama Pre-mezclada.....	69
5.3.4	Punto Caliente	71
 CAPÍTULO 6. PROPUESTAS DE MEJORA		73
6.1	Modificación de las Condiciones de Contorno del Comburente.....	73
6.2	Optimización de la Geometría de la Cámara de combustión.....	73
6.3	Limitación en la Temperatura.....	74
 CONCLUSIONES		77
 BIBLIOGRAFÍA		79

INTRODUCCIÓN

Desde los años 30 se diseñan sistemas propulsivos para competir contra la supremacía de los propulsores sólidos y líquidos. El término **competir** se define en un marco sin ánimo de lucro, de beneficio a la tecnología y la ingeniería aeroespacial, y es que, la propulsión híbrida presenta ventajas intrínsecas a la combustión híbrida, pero que a la vez, impide la obtención de prestaciones más **competitivas** en relación a los de tipo sólido y líquido.

Aunque muchos de los proyectos de investigación aeroespacial de varias potencias mundiales son para cohetes y misiones espaciales, poca parte del presupuesto se dedica a la investigación de motores híbridos. Sin embargo, hay un elenco de empresas investigadoras detrás de los avances de este tipo de propulsión.

Una de las compañías pioneras en este tipo de propulsión es SpaceDev, que en 1998 adquirió los derechos intelectuales, los diseños y los resultados de las pruebas generadas por 200 pruebas con propulsores híbridos de AMROC (Compañía Americana de Cohetes). Además, SpaceDev desarrolla y produce todos los motores de las misiones del SpaceShipOne, cuyos vuelos y proyectos están totalmente subvencionados por capital privado.

Space Propulsion Group se fundó en 1999 por profesores de la universidad de Stanford. Han tenido éxito lanzando cohetes de 320mm de longitud, generando 58 kN. Actualmente, trabajan con motores de 610 mm con 110kN de empuje.

Orbital Technologies Corporation (Orbitec) es otra empresa que ha desarrollado proyectos a través de subvenciones del gobierno estadounidense. Además, también hay empresas desarrolladoras como la Environmental Aerospace Corporation (eAc), Reaction Research Society (RRS) o Copenhagen Suborbitals. Por otra parte, las universidades de Utah, Stanford, Brasilia, Michigan, Portlan, Boston y Florida también tienen proyectos con cohetes híbridos.

Como anécdota, si el lector resulta realmente interesado por este tipo de propulsión después de su lectura, hay numerosos sistemas de propulsión híbrida para cohetes de modelismo.

Por otra parte, el interés por este trabajo surge de una primera focalización en la ciencia de trabajo, es decir, la termodinámica y la ingeniería aeroespacial. Además, se buscó un trabajo de área analítica, con retos y conclusiones decisivas, en oposición a los trabajos meramente explicativos. A partir de aquí surgió una búsqueda, cuya solución idónea fue la presente propuesta convertida en trabajo de fin de carrera.

Finalmente, el principal objetivo es analizar la combustión que se realiza en las cámaras de combustión de cohetes híbridos, y en detalle, el frente de llama y parámetros de rendimiento asociados. El caso, es estudiar como la llama

difusiva se estabiliza y se propaga a lo largo de la cámara de combustión, como se quema la mezcla y como se propagan los productos de la combustión.

Además de la fluidodinámica asociada a nuestras simulaciones, hay una cinética química que trata las reacciones que se dan dentro de la cámara de combustión. De hecho, es crucial tener presente que la principal característica de los híbridos es que son **hipergólicos**. Es decir, que el oxidante y el combustible al reaccionar, entran en ignición. Sin embargo, debido a la química tan limitada que incorpora el software Fluent, se ha trabajado con oxígeno puro, que es más explosivo que otros oxidantes más utilizados. Por lo tanto, la autoignición es un resultado que resulta precoz y poco real debido a su gran carácter explosivo. Por ello, en este trabajo de fin de carrera se investigan diferentes métodos de ignición.

Obtenidos los resultados de las simulaciones, se ha podido extraer conclusiones y mejoras, a partir de las cuales, se ha podido sugerir el mejor método para la ignición de la mezcla.

CAPÍTULO 1. LA PROPULSIÓN DE UN COHETE

En este primer capítulo se echa un vistazo a los conceptos básicos con el fin de que el lector pueda entender diferentes conclusiones que se sacan a partir de comparaciones entre motores, análisis de rendimiento propulsivo y las aplicaciones y propuestas de mejora que se presentan en capítulos posteriores.

1.1. La propulsión

La propulsión es, en su sentido más general, la ciencia aplicada que estudia los dispositivos que cambian el estado de movimiento de un cuerpo. El mecanismo de propulsión, a grandes rasgos, lo que proporciona es una fuerza que: mueve un cuerpo en reposo, cambia su velocidad y dirección o permite superar fuerzas en dirección opuesta al movimiento.

La propulsión “a chorro” o “jet propulsion” es aquella producida por una fuerza de reacción ejercida a un cuerpo por el momento de la eyección de otro cuerpo. O en otras palabras, el movimiento resultante por el que se impulsa en dirección al movimiento como reacción a la expulsión en dirección contraria de una corriente de gas a gran velocidad. Un ejemplo sencillo y gráfico, es el movimiento de un globo hinchado cuando se deja salir el aire de su interior.

Por otra parte, la propulsión de un cohete, es un tipo de ésta última propulsión que produce un empuje por la eyección de combustible o propiamente dicho, propelente. La propulsión por conducto es un tipo de propulsión a chorro e incluye a los turborreactores y estatorreactores. Los turborreactores utilizan el medio que tienen alrededor, es decir, el aire, para funcionar junto con combustible de los tanques. Los principios básicos son una mezcla de varias ciencias ya que ella misma no forma una ciencia fundamental, si no que es una mezcla de termodinámica, mecánica y química. Y como se puede apreciar en las definiciones anteriores, la fuerza de propulsión se obtiene a través de las definiciones de velocidad de escape, de la eficiencia en los intercambios de energía y otros parámetros básicos de las ciencias que ya hemos comentado con anterioridad.

La fuente de energía de estos métodos de propulsión se puede obtener de varias maneras. El método más útil para la propulsión de un cohete es el de la combustión química, aunque existen motores que utilizan la energía nuclear y solar. La energía nuclear parte (a grandes rasgos) de la transformación de partículas atómicas de los núcleos atómicos. Sin embargo, ninguna de éstas dos últimas es muy eficiente. La siguiente tabla 1-1 resume la comparación de estas fuentes de energía, exponiendo su fuente de energía, el tipo de propelente y otros parámetros importantes para la combustión. No obstante, se puede observar que muchos no están desarrollados o no son viables.

Tabla 1.1 D/P, significa desarrollado y/o considerado práctico. V/ND, significa viable pero no desarrollado. NV, significa no viable (ver [3]).

Tipo de propulsor	Fuente de energía			Propelente/Fluido
	Energía Química	Energía Nuclear	Energía Solar	
Turboreactor	D/P	V/ND		Combustible y aire
Turboestatorreactor	V/ND			Combustible y aire
Estatorreactor (Hidrocarbano)	D/P	V/ND		Combustible y aire
Cohete (Química)	D/P	V/ND		Propelente
Cohete por propulsión por conducto	V/ND			Propelente y aire
Cohete eléctrico	D/P	V/ND	D/P	Propelente
Cohete Nuclear		V/ND - NV		Hidrógeno (H ₂)
Cohete Solar			V/ND	Hidrógeno (H ₂)
Cohete fotónico		NV		Eyección fotónica
Vela Solar			V/ND	Reflexión fotónica

Así pues, encontramos que la energía de salida de un cohete es en mayor parte, la energía cinética del cuerpo en eyección. Esta masa, puede estar en estado sólido, líquido o gas, y la mayor parte de los casos es una combinación de uno de estos dos, e incluso, a muy altas temperaturas, podemos encontrar plasma, que es un gas con partículas ionizadas.

1.2 Definición de conceptos

Para poder entender mejor el modelo matemático de la propulsión cohete hay que definir ciertos parámetros propulsivos implicados y su consiguiente expresión matemática. Este capítulo, trata de desglosar términos básicos y necesarios para poder entender las conclusiones obtenidas en próximos capítulos. En una primera instancia, se debe definir lo que es el *Thrust* o empuje (T) y su relación con el peso. Posteriormente, conceptos tales como el impulso total I_t y específico I_s y la velocidad c , explicando con más detalle sus contribuciones al rendimiento y prestaciones de los propulsores. Además, se explicará parámetros que ayudan a calificar una cámara de combustión.

1.2.1 Empuje o *Thrust* (T)

Este es el parámetro que nos da la fuerza frontal del motor, también es la fuerza de reacción que responde a la tercera ley de Isaac Newton, que expone que cuando un sistema eyecta o acelera masa (en nuestro caso gases) en una dirección (acción), la masa ejerce una fuerza de la misma magnitud en sentido opuesto (reacción). En nuestro caso, es la reacción del cohete a la expulsión de los gases a una gran velocidad. Un ejemplo cotidiano sería el de una manguera al abrir el grifo o el retroceso de una pistola al disparar. Su expresión matemática se define en la ecuación 1.1.

$$T = \frac{dm}{dt} \cdot V_{salida} = \dot{m} \cdot V_{salida} = \frac{\dot{w}}{g_n} V_{salida} \quad (1.1)$$

El *thrust* y el flujo másico en la expresión 1.1 son constantes. Además, la velocidad de salida de los gases es uniforme y axial, como se explica más adelante. Sin embargo, ésta expresa la fuerza total cuando la presión a la salida de la tobera es la misma que la presión atmosférica. La presión alrededor del fluido da lugar a una segunda contribución en el empuje (ver figura 1.1)

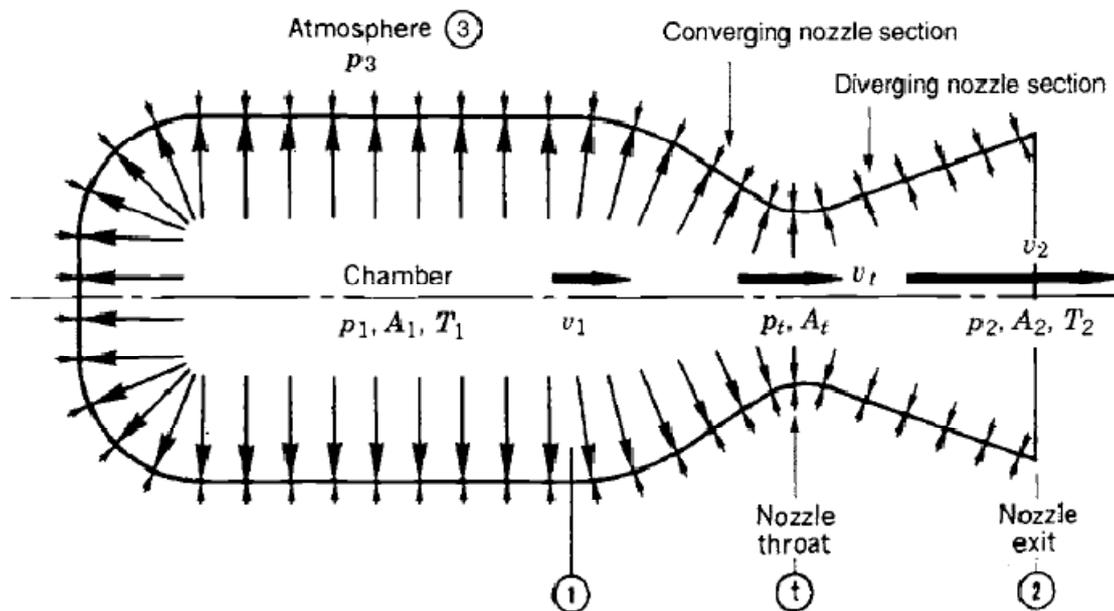


Fig 1.1 Esquema de las fuerzas y presiones de un cohete donde se aprecia una presión uniforme en la superficie del cohete. Se puede apreciar que la presión en la cámara de combustión es diferente a la de la tobera.

$$T = \dot{m} \cdot v_{salida} + (p_2 - p_3)A_2 \quad (1.2)$$

$$= \dot{m} \left[v_{salida} + \frac{(p_{salida} - p_{entrada})A_{salida}}{\dot{m}} \right]$$

La expresión 1.2 se refiere al estado no ideal y es más precisa en casos reales. Ésta, incluye el término que contempla las diferencias de presión que se crean en la salida del motor. En la parte frontal del motor se crea una región de baja presión porque esta absorbe el aire que tiene delante, mientras que detrás, se genera totalmente lo contrario, es decir, una zona de alta presión. Es por ello, que debido a esta diferencia de presión también se ejerce un empuje hacia delante. La diferencia con la expresión 1.1, es que ésta última se rige por un estado estacionario, isentrópico (reversible sin pérdidas) y por lo tanto adiabático (no transmite calor al exterior). Además, debe ser supersónico ($M > 1$) y divergente, es decir, en estado ideal.

Cabe aclarar que esta v_{salida} es **relativa** y **efectiva** al cohete y es aquella que pasa por la sección correspondiente a A_{salida} .

Por otra parte, se ve que la expresión 1.2 es el caso real y demuestra que es, como ya se ha dicho, la suma de dos contribuciones: un término estático y un término dinámico (acción). La ecuación 1.2 muestra que se anula el término estático en condiciones de $p_{salida} = p_{entrada}$. Cuando la contribución es positiva o negativa se debe al signo de esta relación, sin embargo, se busca que la p_{salida} sea mayor que $p_{entrada}$ y, por lo tanto, la mayor contribución es cuando $p_{entrada} = 0$. Sin embargo, esta contribución estática no supera nunca el 25% del empuje total.

1.2.2 Flujo másico (\dot{m})

Es aquella magnitud que nos indica la cantidad de aire que pasa por el motor por unidad de tiempo. En SI se mide en kg/s y se puede obtener a través de la densidad del aire, la velocidad de salida del motor y el área de ésta. Su expresión se define en 1.3.

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A \quad (1.3)$$

1.2.3 Impulso total (I_t)

Partiendo de la mecánica, se dice del Impulso como aquella magnitud física generalmente representada como I y definida como la variación en la cantidad

de movimiento (Δp) que experimenta un objeto en un sistema cerrado. El impulso total (I_t) es la fuerza de empuje T integrada respecto al tiempo de combustión.

$$I_t = \int_0^t T dt \quad (1.4)$$

Este tiempo t es el tiempo total de funcionamiento del propulsor. Además, para empuje constante y para momentos instantáneos, la expresión se reduce a la 1.5.

$$I_t = T \cdot t \quad (1.5)$$

Donde I_t es proporcional a la energía total dada por el propelente en un sistema de propulsión.

1.2.4 Impulso específico (I_s)

El impulso específico I_s , por su parte, es el impulso total por unidad de peso de propelente. Éste, es muy importante a la hora de cuantificar el rendimiento de un sistema de propulsión cohete y a modo de comparación, podría asemejarse al alcance máximo de los automóviles dado en kilómetros/litro, que se interpreta de manera que cuánto más grande es el número, mejor rendimiento posee. Así pues, sabiendo que la aceleración de la gravedad (en su valor normalizado g_n) $9,80665 \text{ m/s}^2$, el impulso específico queda definido como,

$$I_s = \frac{\int_0^t F \cdot dt}{g_n \int m \cdot dt} \quad (1.6)$$

Esta ecuación, nos da una expresión temporal del impulso específico para cualquier valor y para cualquier sistema de propulsión cohete. Para condiciones de estado transitorio (ver cap. 4.3), los valores de impulso específico pueden obtenerse por integración en el tiempo (vista en la ecuación 1.6) o a través de valores medios de F y \dot{m} para un periodo de tiempo muy pequeño. Además, para casos con empuje y flujo de propelente constantes, la ecuación se simplifica todavía más, donde m_p es la masa de propelente efectivo total.

$$I_s = \frac{I_t}{m_p \cdot g_n} \quad (1.7)$$

De hecho, intervalos de tiempo diferenciales la expresión acaba resultando como la ecuación 1.8.

$$I_s = \frac{F}{\dot{m} \cdot g_n} = \frac{F}{\dot{w}} \quad (1.8)$$

Y en la ecuación 1.9, vemos la misma expresión pero con independencia del tiempo, en el que debe aparecer el impulso total.

$$I_s = \frac{I_t}{m_p \cdot g_n} = \frac{I_t}{\dot{w}} \quad (1.9)$$

Tabla 1.2 Máximos valores de impulsos específicos para diversos propulsores. LP significa propelente líquido, HP propelente híbrido y SP propelente sólido.

Endorreactor	Máximo I_s [s]
Químico	250 (mono LP) – 300 (SP) – 350 (HP) – 400 (bi LP)
Nuclear	1500 (núcleo sólido) – 3000 (núcleo líquido) – 6000 (núcleo gaseoso)
Eléctrico	300 (resistores) – 1500 (arco)
Energía Solar	700

1.2.5 Consumo específico (*TSFC* o *SFC*)

Una vez definido el impulso específico, hay otro concepto muy relacionado con el impulso específico pero que sin embargo no es significativo para establecer las características de un cohete. Éste es, el consumo específico. Ambos están muy relacionados pero sin embargo el consumo específico está más relacionado con la automoción y la propulsión por conducto.

$$\frac{1}{I_s} \equiv \frac{\dot{w}}{T} = \frac{\dot{m} \cdot g_n}{T} \equiv \text{TSFC o SFC} \quad (1.10)$$

Se obtiene dividiendo el flujo másico entre el empuje y por la gravedad. Sin embargo, se hace hincapié en que este consumo específico no es imprescindible para establecer el rendimiento de un endorreactor pero sí para establecer puntos de vista económicos. Con esta magnitud, podemos saber

cuánto cuesta producir un kN de fuerza durante un segundo y por lo tanto, se mide en [gr/kN·s]. Valores típicos de consumos específicos se resumen en la Tabla 1.1.

Tabla 1.1 Valores típicos de consumos específicos (SFC), I_s y c .

Tipo de Motor	SFC (gr/kN·s)	Impulso específico (s)	Velocidad de escape efectiva c (m/s)
NK-33 (motor cohete) (ver figura 1.2)	309	330	3.240
Motor principal de una lanzadera (SSME)	225	453	4.423
Estatorreactor	127	800	7877
Turborreactor	53,8	1.900	18.587
Motor RR Concorde	33,8	3.012	29.553
Turbofan GE-CF6	8,6-17,1	5.950-11.700	58.400-115.000



Fig 1.2 Motor NK-33. Fue un motor de los años 70 creado para un cohete soviético. Es el motor con la relación empuje a peso más alto creado jamás, con un alto impulso específico.

1.2.6 Velocidad equivalente de salida (c)

En la tobera de un cohete, la velocidad de escape de los gases no es la misma en todos los puntos de la superficie que atraviesa, y aunque en simulaciones es significativamente fácil obtener estos resultados, en la realidad es

extremadamente complicado (ver capítulo 5.2). Por ello y por simplificación, se utiliza un parámetro c , actuando como una velocidad axial que reduce el problema a una sola dimensión.

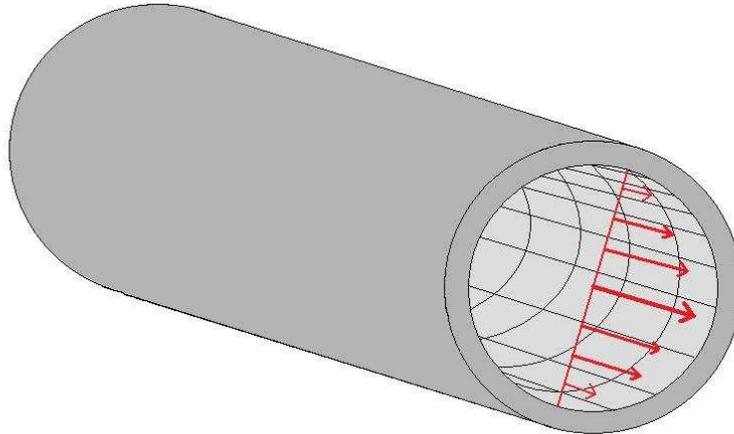


Fig. 1.1 Il·lustració que representa la desigualtat de les velocitats de sortida.

Esta velocidad axial, es una media equivalente a la velocidad de eyección del propelente por el cohete, es decir, equivalente a la magnitud con la que la mezcla es eyectada. Generalmente se define como la ecuación 1.11.

$$c = \frac{T}{\dot{m}} = I_s g_n \quad (1.11)$$

$$= v_{salida} + \frac{(p_{salida} - p_{entrada})A_{salida}}{\dot{m}}$$

Y con lo que las expresiones de I_s , I_t y T pueden reescribirse como la expresión 1.12.

$$T = \dot{m} \cdot c \quad (1.12)$$

$$I_s = \frac{c}{g_n}$$

$$I_t = W_t \cdot I_s = W_t \cdot \frac{c}{g_n}$$

Un detalle que hay que destacar, es V_{salida} (velocidad efectiva) y c son **relativas** al propulsor, se miden en [m/s] y sólo en las condiciones que se dan cuando $p_{salida} = p_{entrada}$, se cumple la expresión 1.13.

$$c \equiv v_{salida} \quad (1.13)$$

Ambos parámetros, tanto c , I_t e I_s caracterizan el rendimiento de un cohete. Sin embargo, en la vida real dar con exactitud el ratio de propelente que se quema en cohetes sólidos es muy difícil, y por eso se utilizan expresiones de I_s partiendo de la de la ecuación 1.8 (en la que es más fácil saber la variación de pesos de combustible) y con el impulso total (ver ecuación 1.4). En cambio, en cohetes de propelente líquido es más fácil. En los sólidos, el combustible almacenado en tanques, se va quemando de una manera no controlada y menos lineal que en los líquidos. De la misma manera que en los coches es fácil saber su consumo, en los cohetes sucede lo mismo. En éstos, es posible medir el empuje y el ratio de combustible que le aplicamos. Y por consiguiente, el cálculo del impulso específico (ver ecuación 1.1).

1.2.7 Velocidad característica (c^*)

La velocidad característica es un parámetro que mide el comportamiento del propulsor y define relaciones en las propiedades de los gases en la cámara de combustión. Se define como la expresión 1.14.

$$c^* = \frac{g_n \cdot R \cdot \frac{T_c}{M}}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)^{\frac{1}{2}}} \quad (1.14)$$

En la expresión anterior intervienen parámetros no definidos anteriormente, como es la constante universal de los gases (R), la temperatura de combustión (T_c), la masa molar del gas o de la mezcla (M) y la relación de calores específicos (γ). La velocidad característica (c^*) es una característica particular de cada sistema propulsivo y puede indicar la eficiencia de la combustión.

Otra expresión más simplificada y común en las referencias bibliográficas es la expresión siguiente.

$$c^* = \frac{p_c \cdot A}{\dot{m}} \quad (1.15)$$

Donde están implicadas la presión absoluta de la cámara de combustión (p_c), el área de salida (A) y el flujo másico (\dot{m}). Los valores típicos de este parámetro c^* están entre los 1.500 y los 3.000 m/s, además, es un factor de mérito de las cámaras de combustión en las que, cuanto más alto es c^* más eficientes son.

1.2.8 Relación Empuje / Peso (T/W)

La relación de empuje sobre peso T/W, es un parámetro adimensional útil para definir con mayor precisión el tipo de misión adecuada para un propulsor. En la siguiente tabla se exponen valores típicos de la relación T/W para misiones típicas de cohetes como son los lanzamientos, órbitas de transferencia y propulsión secundaria.

Tabla 1.2 Valores típicos de T/W para cohetes en diferentes misiones.

Misión	T/W
Lanzadera Espacial	1,2 – 1,7 (Prop. Químicos 1-10 y 1-5 en Prop. nucleares)
Órbita de transferencia	0,2 (Prop. Químicos)
Propulsión secundaria	$\ll 0,1$

Actualmente, sólo los propulsores químicos son capaces de asegurar una relación de $T/W > 1$, necesario para los lanzamientos espaciales y de hecho, sólo propulsores de altas prestaciones y con condiciones óptimas, la relación alcanza a 30. Aunque en la tabla figuran valores de propulsores nucleares, en ellos, la desventaja principal es el peso, y es que el reactor nuclear y sus protecciones contra la radiación son elementos muy pesados. Una relación de T/W de un propulsor nuclear NERVA es de 3,4 sin protección contra la radiación nuclear. Por otra parte, los propulsores eléctricos muestran valores mucho menores a 0,1, y que gracias a sus altos valores de I_s , son buenos para mantenimiento de órbitas y pequeñas correcciones. La misión de transferencia de órbitas permite elegir entre propulsores químicos y/o eléctricos, dependiendo de la potencia necesaria y el tiempo de transferencia.

CAPITULO 2. TIPOS DE MOTORES COHETE PARA LANZADERAS

2.1 Motor de Propelente Sólido

2.1.1 Definición

Un motor de propelente sólido es un tipo de motor de cohete para una lanzadera o un transbordador que utiliza un grano de combustible sólido para la combustión.

En los motores de propelente sólido, el propelente está contenido y almacenado directamente en la cámara de combustión, algunas se sellan herméticamente en la cámara, para almacenarlos en largos periodos de tiempo (5 a 20 años).

Hay varios tipos de motores de combustible sólido en tamaños y tipos, que varían desde un empuje de 2N a uno que supera los 4 millones Newtons. Históricamente, el motor cohete de propelente sólido se diseñaba sin partes móviles. Actualmente aún existen este tipo de motores, pero algunos diseños nuevos incluyen toberas móviles y actuadores para modificar el vector de línea de empuje relativa al eje del motor.

En comparación con los motores de combustible líquido, los motores de combustible sólido suelen ser bastante simples y fáciles de utilizar (constituyen prácticamente la mayor parte de la estructura del vehículo), y requieren pequeñas revisiones (no pueden ser revisados completamente para su uso inmediato, y el empuje no puede ser modificado de forma aleatoria en vuelo).

La figura 2.1 muestra los principales componentes de los que consta un motor de combustión de propelente sólido simple. El grano de propelente es el que ocupa la mayor parte del motor, y normalmente oscila entre el 82 y el 94% del peso total del motor. El encendedor (se activa eléctricamente) proporciona la energía para empezar la combustión.

La carcasa o la parte exterior de la cámara, está hecha de metal (como hierro, aluminio o titanio) o de un material compuesto de fibra reforzado de plástico. La tobera acelera el gas caliente y está hecha de materiales que soportan las altas temperaturas (como grafito o algún material refractante para absorber el calor), para poder soportar tanto las altas temperaturas, como la erosión. La mayoría de los cohetes que utilizan propelente sólido tienen una tobera fija simple, como se muestra en la figura 2.1, pero algunas toberas pueden orientar ligeramente la salida para controlar la dirección del empuje para poder permitir la dirección y el control del vehículo.

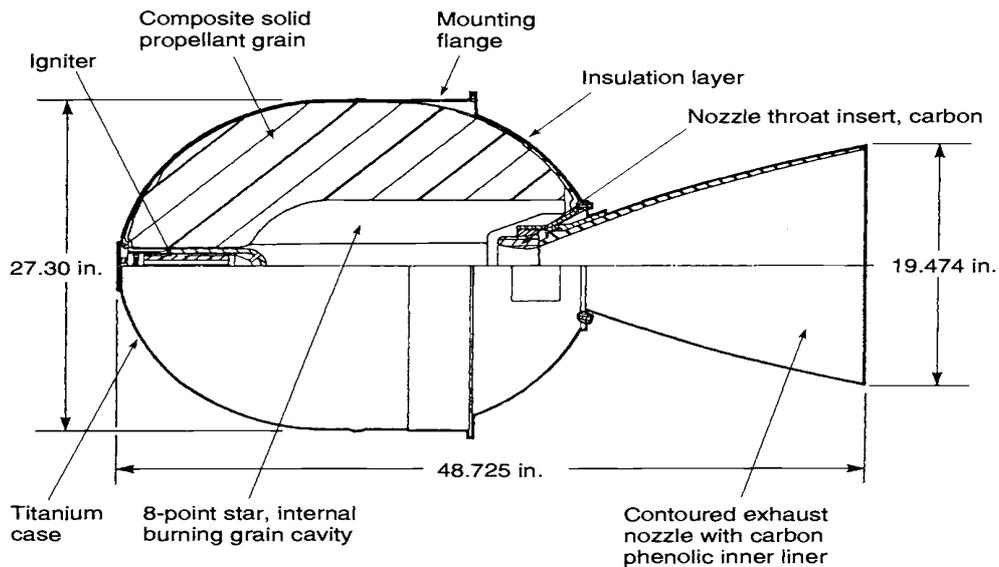


Fig 2.1 Principales componentes de un cohete sólido (ver[3])

Prácticamente todos los motores de cohete de combustible sólido, son de un único uso. El hardware que permanece cuando se ha quemado todo el propelente, y la misión se ha completado son: la carcasa, la tobera, y el dispositivo de control de empuje. En raras ocasiones, como el propulsor sólido de una lanzadera, una vez utilizado el motor se recupera, se usa y se recarga de propelente. El hecho de que sea reusable hace el diseño más complicado, pero si se re-usa lo suficiente, se puede ahorrar económicamente.

A diferencia de algunos motores de propelente líquido, el motor de cohete de propelente sólido no puede ser probado antes de la operación. Y por lo tanto, la fiabilidad de éste tiene que depender de la integridad estructural y de una verificación en la calidad de la manufacturación en todos los motores.

2.1.2 Clasificación de los Motores de Cohete de Propelente Sólido

Como se puede observar en la tabla 2.1 existen diferentes tipos de motores de cohete sólido que se pueden clasificar según: el diámetro, el tipo de combustible, el diseño de la carcasa, etc.

Se puede observar en la tabla 2.1 que existen muchos tipos de motores de combustible sólido. Para poder comprender cómo funcionan hay que explicar algunos parámetros que los engloban a todos.

Tabla 2.1 Clasificación de los motores sólidos (ver [3]).

Base de la Clasificación	Ejemplos de Clasificación
Diámetro/Longitud	0.005 - 6,6 m ; 0.025 - 45 m
Propelente	Compuesto: Heterogéneo(físico), mezcla de metal en polvo (fuel), oxidante cristalino y polímeros
	Doble-Base: Mezcla homogénea de 2 explosivos(normalmente nitroglicerina y nitrocelulosa)
	Compuestos Modificados de Doble-Base: Combina compuestos e ingredientes de doble base
Diseño Carcasa	Metal monolítico: Una carcasa de metal de una pieza
	Fibra monolítica: Matriz de plástico con una red de fibras de alta resistencia
	Segmentado: Carcasa y grano están en segmentos que se transportan por separado y se ensamblan a la vez en el lugar de lanzamiento
Instalaciones de grano	<i>Case-Bonded</i>
	<i>Cartridge-Loaded</i>
Peligro Explosión	Clase 1.3: Fallo catastrófico muestra evidencias de quemado y explosión, no detonación.
	Clase 1.1: Fallo catastrófico muestra evidencias de detonación
Acción de Empuje	Grano Neutro: El empuje se mantiene constante durante el periodo de combustión
	Grano Progresivo: El empuje aumenta con el tiempo
	Grano Regresivo: El empuje disminuye con el tiempo
	Cohete de Pulso: Dos o más pulsos de empuje o tiempos de combustión independientes
	Step-Thrust rocket: Normalmente dos niveles distintos de empuje
Toxicidad	Gases Tóxicos y Monotónicos

2.1.3 Ratio de Combustión del Propelente

La operación del motor de cohete y su diseño, depende de las características de combustión del propelente, su ratio de combustión, su superficie de combustión y la geometría del grano.

La superficie de combustión de un grano de propelente, retrocede en la dirección perpendicular a la superficie. El ratio de regresión (expresado normalmente en cm/s, mm/s, o en in/s) es lo que llamamos al ratio de combustión del propelente. La figura 2.2 muestra el cambio del grano de propelente dibujando sucesivas superficies de combustión con un tiempo constante entre las superficies adyacentes. Para poder diseñar y desarrollar con éxito un motor de cohete de propelente solido, es importante conocer el comportamiento del ratio de combustión del combustible seleccionado en todas las condiciones operativas, en las que se diseña para condiciones límite. Por otra parte, el ratio de combustión depende de la composición del propelente.

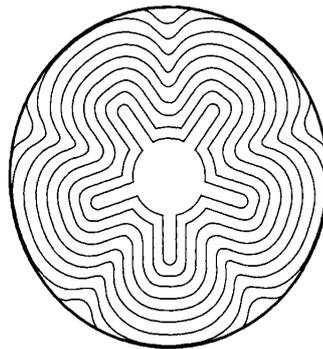


Fig 2.2 Sección transversal de la cámara. Representa los quemados sucesivos del combustible. La distancia entre ellos representa un tiempo constante.

Este ratio de combustión se puede incrementar en los propelentes compuestos, mediante el cambio de alguna de las propiedades del propelente, como por ejemplo, incrementando el porcentaje de oxidante o añadiendo un catalizador. No obstante, además de cambiar las propiedades del propelente también podemos aumentar este ratio cambiando alguna de estas propiedades:

- Presión de la cámara de combustión.
- Temperatura inicial del propelente solido antes de empezar.
- Temperatura de combustión del gas
- Velocidad del flujo de gas paralelo a la superficie de combustión
- Movimiento del motor(Aceleración)

El ratio de combustión del propelente en un motor es función de algunos parámetros y sigue la formula 2.1. Donde A_b es el área de combustión del grano de propelente, r es el ratio de combustión y ρ_b es la densidad del motor

antes de empezar. Si queremos saber la masa total del propelente efectivo que se ha quemado, se puede obtener integrando la Ecuación 2.1 donde la A_b y r varían con el tiempo y la presión.

$$\dot{m} = A_b \cdot r \cdot \rho_b \quad (2.1)$$

Este parámetro, también determina el impulso específico del cohete ya que influye directamente en el tiempo de combustión t_b en la ecuación 1.4.

2.1.4 El Grano de Propelente

El grano comienza a quemar en las partes interiores expuestas al encendedor. Muchos granos tienen ranuras, surcos, agujeros, o otras formas geométricas como se puede observar en las figuras 2.2 y 2.3, que alteran la superficie de quemado. Esta superficie determina en gran medida el flujo másico de salida y el empuje inicial.

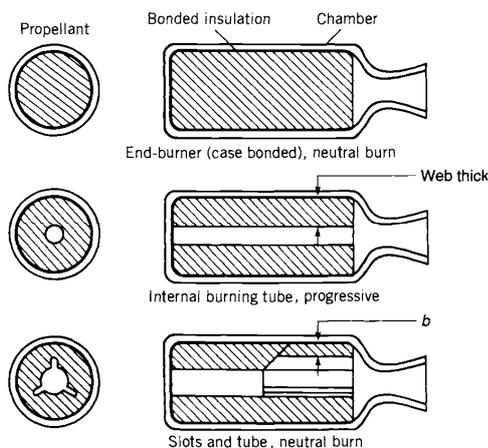


Fig 2.3

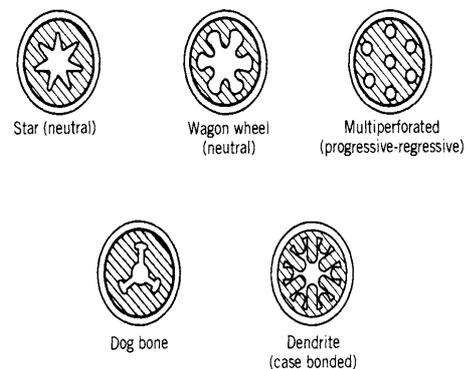


Fig 2.4

El grano de propelente es un material extruido, moldeado o vaciado, cuya apariencia es similar a la de la goma dura o el plástico. Una vez encendido, se quemará por todas sus partes expuestas a la llama, formando gases a alta temperatura que son expulsados a través de la tobera. Algunos motores tienen más de un grano dentro de una cámara o un solo grano hecho de diferentes propelentes en diferentes direcciones. Sin embargo, la mayoría de los motores de cohete suelen tener un único grano.

Existen dos métodos para sostener el grano dentro de una cámara de combustión, como se puede apreciar en las figuras 2.5 y 2.6.

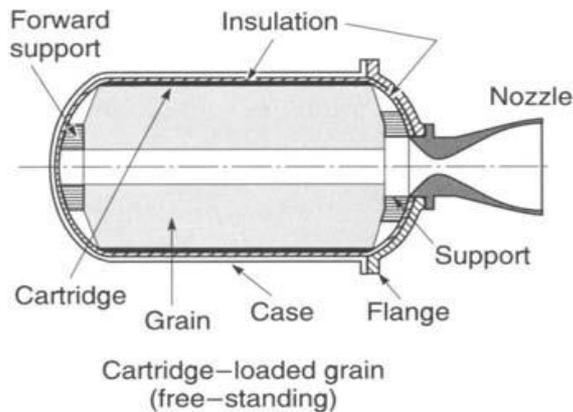


Fig 2.5

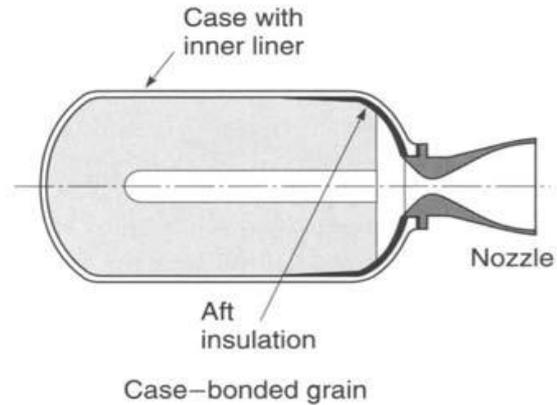


Fig 2.6

El primero es el método de *cartridge-loaded grain* o *free-standing* que consiste en tener dos granos hechos de manera separada por extrusión o mediante un molde cilíndrico que se ensamblan en la cámara (Figura 2.5). Este tipo de grano se utiliza sobretodo para misiles tácticos y algunos motores de tamaño medio.

El segundo método se llama *case-bonded grain* y como se aprecia en la figura 2.6, consiste en usar la cámara como molde para el grano y se le extrae la parte cilíndrica central. Los granos de este tipo, se pueden sustituir fácilmente si el propelente ha estado demasiado tiempo sin usarse. Este tipo de grano, proporciona un rendimiento mayor que el explicado anteriormente puesto que tiene menor masa inerte (no requiere dispositivo de soporte para el grano superior, relleno de soporte, y necesita menos aislamiento). Hoy en día prácticamente todos los grandes motores y muchos de los misiles tácticos usan este tipo de grano. Como podemos observar en la figura 2.7 el empuje del motor de cohete sólido depende del tipo de grano que tenemos y su comportamiento esta relacionado con la geometría interior del grano.

Como podemos comprobar hay diferentes tipos de empuje en función de la forma del grano de propelente. Esta también corresponde a una clasificación de los cohetes en función del empuje como hemos visto en el apartado 2.1.1.

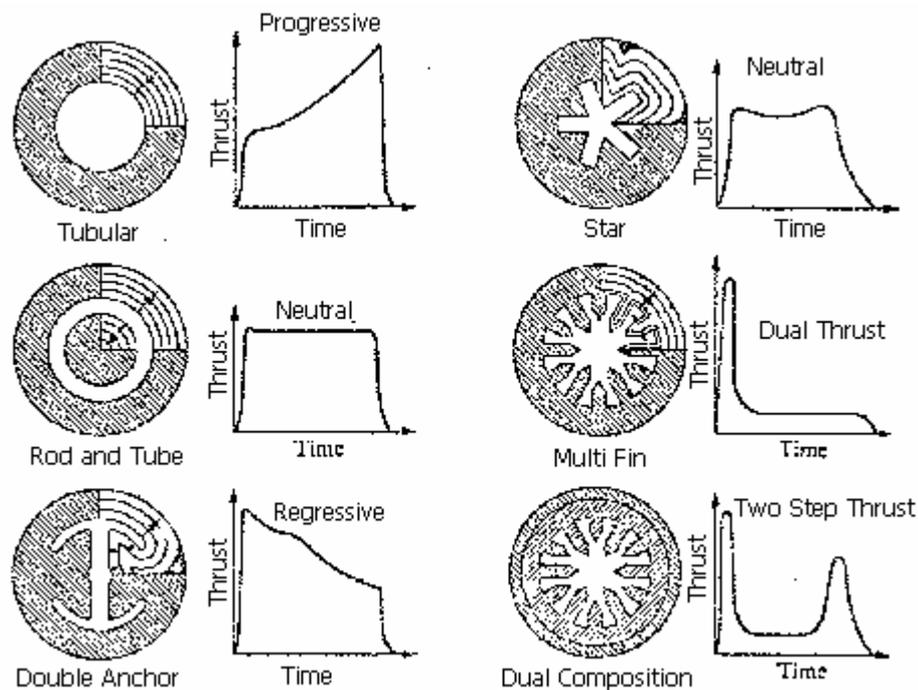


Fig 2.7 Relación de empuje con la geometría del grano

2.1.5 Ventajas y Desventajas del Motor de cohete de Propelente Sólido

Las ventajas se pueden resumir en varias. Primero, que presentan un diseño simple sin partes móviles o muy pocas. Que es fácil de operar y puede estar listo de manera rápida. Además, no derrama combustible y el peso total de la estructura puede ser más bajo que los demás tipos. Por otra parte, puede ser acelerado y parado cuando se quiera (aunque pocas veces y de manera pre-programada). Puede almacenarse de 5 a 25 años sin graves desperfectos. Por otra parte, proporciona un control de empuje vectorial, muy útil para las maniobras más complejas. Además, normalmente poseen una densidad total más alta que permite un diseño más compacto (menos resistencia aerodinámica). Los gases de escape, por su parte, algunos no son tóxicos. Y en cuanto a su diseño, debido a su gran uso, pueden construirse en cadena y pueden reutilizarse (en el caso de motores para el trasbordador espacial).

Las desventajas pueden resumirse en varias y muy diferenciadas. El potencial de explosión que poseen es muy grande. Un fallo puede ser catastrófico: muchos no pueden tolerar el impacto de una bala o golpes contra superficies duras. Algunos, necesitan permisos medioambientales y medidas de seguridad para transportar la carga en ciertas ciudades. Además, la vida útil se rige por ciclos de temperatura, lo que puede limitar el re-uso de este tipo de motores. Además, necesitan de un sistema de ignición y un aislamiento adicional. Por otra parte, cuando los gases son tóxicos, lo son en una medida muy radical, y si contienen alguna partícula de carbón o aluminio, se llegan a producir nubes

de humo muy intensas. En los encendidos de motores muy grandes, es necesario disponer de unos primeros segundos. Finalmente, una desventaja clara es que no pueden hacerse pruebas antes de su uso, lo que requiere un coste adicional en el desarrollo y prevención de fallos por igniciones no deseadas.

2.2 Motor de Propelente Líquido

2.2.1 Introducción

Un motor cohete de combustible líquido emplea propelentes líquidos (que se inyectan a través de los tanques a presión) en una cámara de combustión. Los propelentes normalmente consisten en un oxidante líquido y un combustible líquido. En la cámara de combustión, los propelentes reaccionan químicamente (combustión) para formar gases calientes que luego se aceleran y son arrojados a alta velocidad a través de una tobera, provocando un momento en el cohete. El momento es el producto de la masa y la velocidad.

La fuerza del empuje de un motor cohete es la reacción experimentada por la estructura del motor debida a la eyección de materia de alta velocidad. Éste es el mismo fenómeno que empuja una manguera de jardín hacia atrás con el chorro de agua del pico o hace retroceder un arma cuando se dispara.

Un motor cohete típico consiste en la cámara de combustión, la tobera, y el inyector; como se muestra en la Figura 2.8. La cámara de combustión es donde se realiza el quemado del propelente a alta presión.

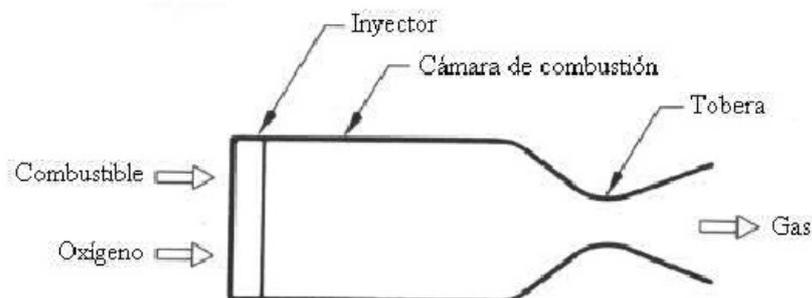


Fig 2.8 Motor Cohete de tipo líquido

La cámara debe ser lo bastante resistente para contener las altas presiones y las temperaturas generadas por el proceso de combustión. Debido a la temperatura alta y a la transferencia de calor, normalmente se refrigeran la cámara y la tobera. También la cámara debe ser de longitud suficiente para asegurar la combustión completa de los gases antes de que estos entren en la tobera.

La función de la tobera es convertir la energía química generada en la cámara de combustión en energía cinética. La tobera convierte la baja velocidad, alta presión y alta temperatura del gas en la cámara de combustión, a gas a alta velocidad y baja temperatura y presión. Como el empuje es el producto de masa (la cantidad de gas que fluye a través de la tobera) y velocidad, necesitamos en consecuencia, una velocidad de gas muy alta. Velocidades del gas de uno a tres kilómetros por segundo pueden obtenerse en las toberas de un cohete.

La tobera utilizada es del tipo convergente-divergente como muestra la figura 2.8. El área de flujo al final de la sección divergente, se denomina área de salida de la tobera. La tobera normalmente esta hecha lo suficientemente larga (área de salida suficientemente grande), de manera que la presión en la cámara de combustión se ve reducida a la presión que existe fuera de la misma a la salida. Si el motor del cohete es disparado al nivel del mar esta presión es de 1013,25 HPa. Si el motor se diseña para el funcionamiento a alta altitud, la presión de la salida será menor a 1013,25 HPa.

El descenso de la temperatura de los gases de combustión que fluyen a través de la tobera es alto y puede ser desde los 1300 K a los 1900 K. Esto es debido a que los gases en la cámara de la combustión pueden estar a 3000K – 3600K, y la temperatura del gas a la salida de la tobera puede ser aproximadamente de 1900 K.

2.2.2 Tipos de Cohetes de Propelente Líquido

Una manera de clasificar los cohetes de propelente líquido es la descrita en la tabla 2.2. Hay 2 categorías, los que se usan para impulsar una carga, aplicando un incremento significativo en la velocidad para una carga determinada, y los de propulsión auxiliar para ajustes de trayectoria y control de altitud. Los sistemas de los motores de cohete de propelente sólido se pueden clasificar de muchas otras maneras.

Pueden ser re-utilizables (como el motor principal de una lanzadera espacial) o aptos para un solo vuelo (como los motores de lanzamiento como el Titan o el Atlas) y pueden ser también reiniciables, como un motor de reacción controlada, o de un solo encendió como los de un vehículo de lanzamiento

espacial. También puede ser categorizados por su propelente, aplicación, o fase, por su nivel de empuje y por su sistema de alimentación (presurizado o turbo-bomba).

Tabla 2.2 Características de dos categorías de motor de cohete de propelente líquido. Ver [3]

Combinación propelente / Combustible	Oxidante /	Presión de Combustión (Pa)	Proporción de mezcla	Temperatura de la llama (K)	Isp (seg)
Oxígeno líquido / gasolina		2 Mpa	2,5	3294	242
Oxígeno gaseoso / gasolina		2 Mpa	2,5	3295	261
Oxígeno gaseoso / gasolina		3,5 Mpa	2,5	3512	279
Oxígeno líquido / JP4		3,5 Mpa	2,2	3522	255
Oxígeno Líquido / Alcohol metílico		2 Mpa	1,25	3133	238
Oxígeno gaseoso / Alcohol metílico		2 Mpa	1,2	3155	248
Oxígeno Líquido / Hidrógeno		2 Mpa	3,5	2755	363
Ácido Nítrico Rojo Fumante /JP4		2 Mpa	4,1	3116	238

Hay dos tipos de sistemas de alimentación utilizados para los motores de propelente líquido: los que usan bombas para mover el propelente desde el tanque del vehículo hasta la cámara de empuje, y los que utilizan gas a alta presión para expulsar o desplazar el propelente de su tanque.

2.2.3 Tipos de propelentes líquidos

Los propelentes que constituyen la sustancia básica de los motores de cohete son los fluidos que sufren cambios químicos y termodinámicos. El término propelente líquido engloba todos los líquidos usados y puede ser uno de los siguientes:

- Oxidante (Oxígeno líquido, Ácido nítrico, etc)
- Fuel (Gasolina, alcohol, hidrógeno líquido, etc)
- Compuesto químico o mezcla de oxidante e ingredientes de fuel.
- Alguno de los anteriores, con algún agente gelificante.

Una unidad de cohete con bipropelente tiene dos propelentes líquidos separados, un oxidante y un combustible. Se almacenan de forma separada y no se mezclan fuera de la cámara de combustión. La mayoría de los cohetes de propelente sólido se han construido para aplicaciones de bipropelente.

Un monopropelente contiene un agente oxidante y un combustible en una única

sustancia. Puede ser una mezcla de varios compuestos o puede ser un material homogéneo, como el peróxido de hidrógeno o la hidracina. Los monopropelentes son estables en condiciones de atmósfera estándar pero se descomponen y generan gases de combustión de alta temperatura cuando se calientan o catalizan.

Un propelente de gas frío (nitrógeno) se almacena a alta presión, proporciona bajo rendimiento, y permite un sistema simple y normalmente bastante fiable. Se suele usar para control de altitud.

Un propelente criogénico es un gas licuado a baja temperatura, tal como el oxígeno líquido (-183°C) o el hidrógeno líquido (-253°C). Se requieren previsiones para ventilar el tanque y minimizar las pérdidas de vaporización para este tipo de propelente.

Propelentes almacenables (ácido nítrico o gasolina) son líquidos a temperatura ambiente y pueden almacenarse largos periodos de tiempos en tanques sellados. Los propelentes líquidos almacenables en el espacio son líquidos en el entorno espacial; su almacenamiento depende del diseño del tanque, las condiciones térmicas, y la presión del tanque.

Un propelente en gel es un líquido thixotropico con un aditivo gelificante. Su comportamiento es similar al de la gelatina o una pintura fina. No salpica ni gotea, y puede fluir bajo presión, es seguro en algunos aspectos.

2.2.4 Ventajas e inconvenientes de los Motores de cohete de Propelente Líquido

Por una parte las ventajas de este motor de cohete son varias: Estos motores suelen tener el impulso específico más alto para una masa fija de propelente, lo que incrementa la velocidad del vehículo, además se puede controlar su aceleración, parada y reinicio lo que permite que el vuelo sea reproducible. El corte del impulso se puede controlar con el dispositivo de interrupción del empuje. Otra de las facilidades que presenta es que puede ser revisado con facilidad antes de una misión y se puede testear su empuje máximo previo al despegue. Gracias a que la cámara de empuje puede refrigerarse podemos reducir el peso de esta, y si además el sistema de alimentación se hace mediante una bomba, la masa inerte del sistema de propulsión puede ser muy baja, permitiendo más capacidad para transportar combustible. Otra de las ventajas de este sistema es que colocando los tanques de propelente en el lugar adecuado se puede minimizar el movimiento del centro de gravedad aumentando así la estabilidad del vehículo. Los sistemas alimentación de propelente pueden dar soporte a más de una cámara de combustión en el vehículo, lo que reduce el peso total de la aeronave en el caso de que posea más de una cámara de empuje. Por último en cuanto al aspecto

medioambiental, muchos de los propelentes producen escapes de gas no tóxicos.

Por otra parte esos sistemas presentan algunos inconvenientes: El primero de ellos es que el diseño de estos motores es significativamente más complejo, puesto que el número de partes es mayor y se pueden dar fallos en más lugares. En caso de que existiera una pequeña fuga o una gotera se podría formar una mezcla entre el oxidante y el combustible que podría llegar a ser explosiva. Si existiera alguna gotera esta podría ser peligrosa, corrosiva, o tóxicas aunque estos efectos pueden minimizarse con un propelente en gel. Un problema de almacenamiento es el que hace referencia a los propelentes criogénicos, puesto que estos no pueden almacenarse por largos periodos de tiempo exceptuando el caso que los tanques estén muy bien aislados y los gases que se escapen queden recondensados. Otro de los inconvenientes que encontramos es que el peso para las aplicaciones de corta duración y empuje bajo es muy alto lo que reduce mucho su rendimiento. Estos sistemas también muestran más dificultad a la hora de controlar la inestabilidad de la combustión. Además estos sistemas requieren tanques presurizados por lo que se tiene que incluir un subsistema separado de presurización. En el aspecto medioambiental, algunos de los propelentes como el ácido nítrico fumante rojo genera vapores tóxicos por lo que hay que tener cuidado.

2.3 Motores de Cohete Híbridos

Los motores de propulsión de cohete en los que uno de los componentes del propelente está almacenado en fase líquida mientras que el otro está almacenado en fase sólida son llamados motores de cohete híbridos. Estos sistemas utilizan normalmente un oxidante líquido y un combustible sólido. Varias combinaciones de combustibles sólidos y oxidantes líquidos, así como oxidantes sólidos y combustibles líquidos se han evaluado a la hora de utilizar motores de cohete híbridos. Los más comunes son sin duda los de oxidante líquido y combustible sólido como se muestra en la figura.

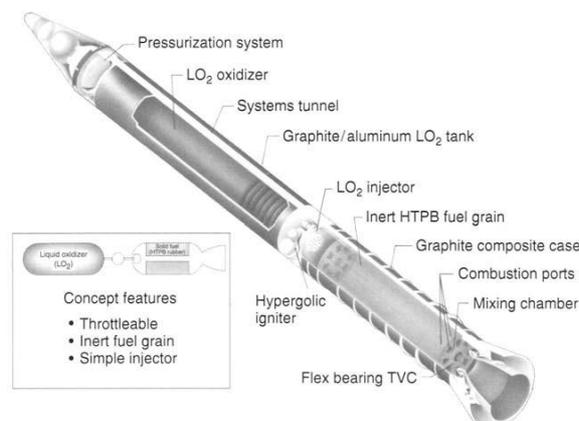


Fig 2.9 Motor híbrido más típico

En este concepto de motor híbrido, el oxidante se inyecta en una cámara de pre-combustión o de vaporización encima del grano del combustible. El grano de combustible contiene diversos puertos axiales de combustión que generan vapor de fuel para reaccionar con el oxidante inyectado.

2.3.1 Aplicaciones de los Motores de cohete Híbrido

Las actividades de estudio y desarrollo están especialmente concentradas en Estados Unidos y Francia, pero no faltan contribuciones por parte de Alemania, Rusia y Suecia. En Italia sigue activo el grupo de investigación universidad de Nápoles, que desde hace tiempo se comprometió con este sector de la propulsión. Algunas pruebas de laboratorio y el banco sobre los híbridos invertidos fueron realizados por algún tiempo, a principios de los años setenta, en el Politécnica de Milán.

Entre las diversas aplicaciones en las que la propulsión híbrida podría ser ventajosa en relación a los sistemas corrientes, despuntan los para motores de cohete para lanzaderas espaciales, para lanzaderas suborbitales y maniobras orbitales de microsatelites.

Motores para cohetes de lanzadores espaciales

La NASA ha evaluado la posibilidad de sustituir los cohetes de propelente sólido del Space Shuttle por motores de cohete híbridos, aumentando la seguridad y disminuyendo el coste de los actuales lanzadores espaciales. En esta perspectiva, un consorcio de empresas americanas ha efectuado pruebas en vuelo de propulsores híbridos y se han centrado en motores de hasta 1.1 MN de empuje.

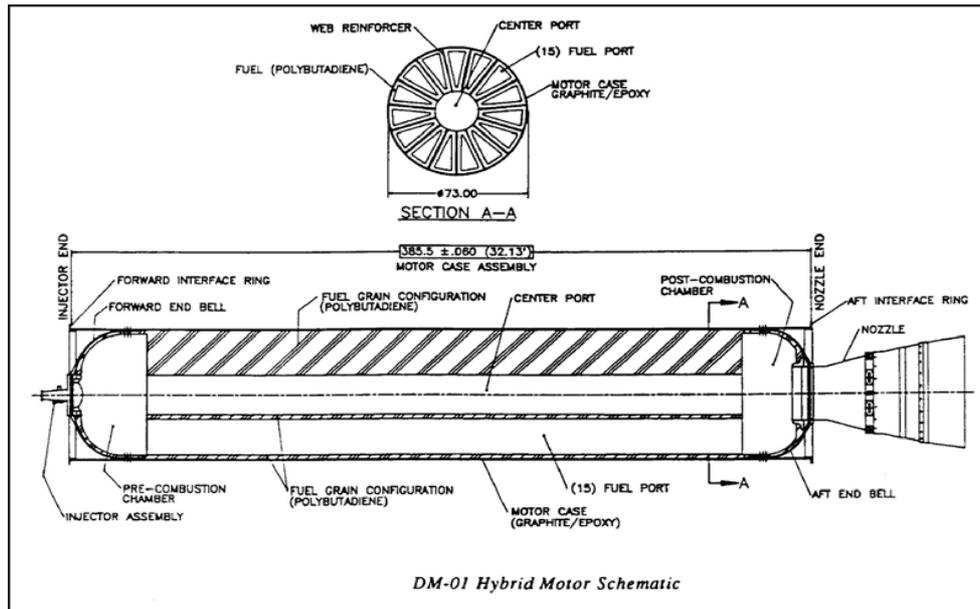


Fig 2.10 Motor híbrido de una lanzadera

En particular, la AMROC en Estados Unidos han realizado varias pruebas con dos motores de 1.1 MN de empuje en el vacío. Algunas pruebas se pueden observar en la figura 2.. El modelo considera la relación oxidante/combustible resultante de la descripción del flujo y de la combustión en canal, y asumirá luego que se alcance el equilibrio en la cámara de post-combustión (de acuerdo con el elevado rendimiento de combustión observado experimentalmente). La expansión en la tobera esta considerada químicamente inactiva. El modelo produce predicciones lo suficientemente precisas respecto a los resultados experimentales.

Motores para lanzadores suborbitales

SpaceDev es una empresa privada ubicada en California y fundada en 1997 de las cenizas de la American Rocket Company (AMROC), líder en el campo de la propulsión de cohetes híbridos. AMROC había planeado una gran variedad de motores híbridos de todos los tamaños, especializándose en el uso de propelentes solidos y no tóxicos (que se considera tecnología crítica para vuelos espaciales suborbitales tripulados).

AMROC había realizado cerca de 300 ensayos de motores híbridos a partir de 450 hasta 110.000 N de empuje. Invirtiendo en las técnicas heredadas de AMROC, Hacedero vuelto a proponer la propulsión de cohetes híbridos para lanzaderas espaciales no reutilizables, una familia de vehículos para la maniobra y la transferencia orbital (MoTVsTM) de los micro-satélites, un módulo de propulsión compatible con el transbordador espacial para la inserción e inspección de la carga espacial en orbita y sobretodo ha obtenido un reconocimiento mundial con el vuelo de la SpaceShipOne (ver Figura 6).

Los motores híbridos pueden ser optimizados en función de la propulsión requerida para la misión. Para los cohetes de lanzaderas espaciales se buscará el impulso máximo específico por fracción de masa de carburante, aceptando el relativo incremento de coste y dimensión. Por el contrario, un vehículo pequeño de transferencia orbital necesita el máximo Δv para minimizar los costes y la dimensión. En el caso del vuelo suborbital con tripulación humana, los valores relativamente bajos de impulso específico y fracción de masa de propelente se compensan con el bajo coste y la alta fiabilidad del motor dentro de los límites aceptables requeridos para la misión, para la misión SpaceShipOne despegue tuvo lugar con la ayuda de una aeronave madre con un motor normal de propulsión atmosférica.

Como combustible se pueden utilizar muchas sustancias orgánicas; por motivos de manufactura suele preferirse el HTPB (un caucho muy usado en la propulsión de cohetes sólidos) o el PMMA (Plexiglás). Como oxidante se han estado probando el Oxígeno Líquido LOX, agua oxigenada H₂O₂ y el óxido de nitrógeno N₂O (Conocido como el gas de la risa), todas las sustancias son no tóxicas pero tienen diversos requisitos de uso. La opción principal es N₂O por que, a temperatura ambiente, se mantiene presurizado asta los 4 MPa. SpaceDev ha realizado una serie de fórmulas, no contaminantes ni tóxicas, de HTPB y PMMA con N₂O para una variedad de misiones de propulsión, simplemente cambiando la proporción de la mezcla pero conservando la misma tecnología de base.



Fig 2.11 Lanzadera SpaceShipOne

La propulsión híbrida actual, a causa de las limitaciones de su impulso específico medio y su relación de masa, no resulta competitiva para los motores de lanzaderas espaciales ni para las etapas superiores de alto rendimiento, pero obtiene bastantes ventajas en aplicaciones específicas respecto a los sistemas líquido y sólido. Para vuelos suborbitales con tripulación humana, la propulsión humana ofrece las prestaciones adecuadas en unas condiciones de seguridad inigualables. En general, la propulsión híbrida se utiliza en misiones en las que sea un requisito imprescindible la fiabilidad y la simplicidad operativa.

Motores de alta energía para misiones en el espacio

A mediados de los años 60 la Nasa propuso una serie de estudios dedicados a los motores de alta energía para el espacio. Una primera solución se basaba en una reacción espontánea y fuertemente energética de litio y flúor, unos elementos en lados opuestos en la tabla periódica. Utilizando la notable versatilidad de la propulsión híbrida, una mezcla de litio e hidruro de litio fueron incorporados en un grano combustible de HTPB y el flúor fue mezclado con el oxígeno para formar el líquido FLOX. El motor tenía un diámetro de 1 m y el grano tenía una configuración de “rueda de carro” con 11 entradas. Las elevadas prestaciones fueron probadas y resultaron en un rendimiento del 93% en el Impulso específico, correspondiente a un impulso específico medido en 380 s y la relación era de 40/1. Una foto de la prueba es la correspondiente a la figura 2.

Motores de Gran Empuje

Por último una de las aplicaciones del motor híbrido es el motor de gran empuje, aunque los motores de propulsión híbrida no cuentan con un gran empuje a causa de su baja velocidad de combustión. En 1968, la empresa UTC-CSD emprendió el proyecto de un motor híbrido de 1 m de diámetro cuyas prestaciones eran de un empuje de 180 kN. El proyecto se realizó con un grano de combustible sólido de tipo “rueda de carro” de 12 entradas usando un combustible aluminizado (45%) a base de polibutadieno con N₂O₄ como oxidante líquido. El grano de sólido es el mostrado en la figura 2.12.

Aparte de este proyecto, AMROC construyó también entre los años 80 y 90 un motor híbrido llamado H-500 que generaba un empuje de 312 kN en 70 s usando un propelente LOX / HTPB. Y en una prueba de una versión posterior, H-250F, se hicieron pruebas de empuje con resultados de 1MN.

Por lo tanto podemos asegurar que aunque ahora mismo no es competitivo al mismo nivel que los cohetes de propelente sólido o líquido en cuanto a la generación de grandes empujes, se puede observar que se está avanzando bastante en este ámbito. Se prevén largos periodos de desarrollo para alcanzar valores de empuje que compitan al mismo nivel que los utilizados hoy en día.

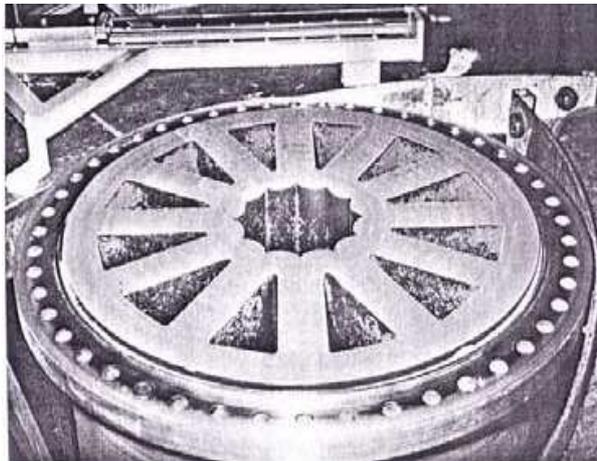


Fig 2.12 Motor de gran empuje

CAPÍTULO 3. LA PROBLEMÁTICA DE LOS MOTORES HÍBRIDOS

Este capítulo tiene la intención de explicar específicamente la problemática específica que poseen los endorretores híbridos. Como ya se ha dicho anteriormente (ver capítulo 2), los propulsores híbridos utilizan un reactante en estado sólido y un componente líquido. En la configuración más común el oxidante es el componente líquido y el combustible es el estado sólido. Sin embargo pueden estar en configuración inversa.

3.1 Contexto

Aunque históricamente, los experimentos con la propulsión híbrida se remontan aproximadamente a los años 30 y al mismo periodo en que la propulsión sólida o líquida, la gran mayoría de aplicaciones (debido a condiciones históricas y de hábitos establecidos) son sólo para propulsores sólidos o líquidos. Los misiles balísticos, por la época, eran la supremacía del momento, en los que se utilizaba propelente líquido debido a que se podían aplicar todos los conceptos de hidráulica que se tenían. Sin embargo, con la salida de sólidos poliméricos, se cuestionó esta aplicación exclusivamente líquida, y además, se eliminaba el complejo sistema de tuberías, válvulas, inyectores, etc. Además, los desarrolladores de los propulsores sólidos tenían experiencia con cargas explosivas y esto, ayudó a superar problemas asociados con el uso de grandes cargas de propelente. Finalmente, los sólidos tuvieron mucho éxito, sobretodo en los EE.UU. donde se iniciaron cadenas paralelas de producción de propulsión híbrida y sólida. Una vez expuesto el contexto, resulta difícil que un país pueda invertir en una tercera cadena de desarrollo e investigación exclusiva para la propulsión híbrida.

Tabla 3.1 Distintos experimentos desarrollados entre 1937 y 1960.

Investigador	Combustible	Oxidante
Noegerrath (1937)	Carbono	N ₂ O (gas de la risa)
Smith (1940)	Carbono	O ₂
Bartel y Rannie (1946)	Carbono	Aire
Ordhal (1959)	Metales	Compuestos halógenos
Moutet e Barrère (1960)	Plástico Orgánico	HNO ₃ (ácido nítrico)

No obstante, sugerir que las únicas razones para explicar porque la propulsión híbrida no es pionera son razones políticas y ideológica sería un error. De hecho, hay muchos problemas cuando se habla de propulsión híbrida a gran escala, y que no se han llegado a resolver claramente, y aunque hay éxitos a pequeña escala, hay ventajas y desventajas cruciales que se deben aclarar (ver capítulo 3.2).

La Compañía Americana de Cohetes (AMROC) en los años noventa, intentó desarrollo de motores con LOX (oxígeno líquido) y HTPB (Polibutadieno Hidróxi-Terminado, ver capítulo 3.2) en el que pasó de 4kN de empuje a 1100 MN con un propulsor de 10 metros de longitud. (McFarlane, Kniffen, & Lichatowich, 1993). Recientemente, este desarrollo lo lleva actualmente SpaceDev, otra empresa privada responsable del motor híbrido de la misión del SpaceShipOne.



Fig 3.1 Prueba de ignición del cohete híbrido del SpaceShipOne.

Por otra parte, en el Programa de Demostración de Propulsión Híbrida (HPDP) subvencionado por la NASA, un consorcio liderado por Lockheed Martin intentó probar motores de dos categorías diferentes:

- Motores de 280mm de diámetro, 3m de longitud alimentado por oxígeno gaseoso (GOX) y otro líquido (LOX).
- Motores de 610mm de diámetro, 9m de largo y con LOX.

De hecho, muchos estudios de comprensión y modelización se llevan a cabo a experimentalmente con motores de GOX de 600mm y numéricamente, a través de modelos completos de ecuaciones de Navier-Stokes y diferentes modelos de turbulencia. En este presente estudio, la investigación se redujo a una cámara de 240mm de largo (ver capítulo 4.1).

Su relativa simplicidad hace que los costes de operación de estos motores sean más bien bajos en comparación con los sólidos y los líquidos. Este es el motivo por el que actualmente está en fase de validación el motor híbrido que propulsará el SpaceShip2, la primera lanzadera privada que permitirá llevar turistas espaciales. En Europa, bajo el liderazgo de Francia se está desarrollando un nuevo lanzador ligero llamado PERSEUS (Programme Etudiant de Recherche Spatial Européen Universitaire et Scientifique), que

estará propulsado por dos motores híbridos. Este cohete está siendo diseñado por estudiantes de universidades europeas (principalmente francesas).

3.2 Ventajas y desventajas

Este subcapítulo trata de exponer las ventajas y desventajas teóricas que presenta la propulsión híbrida.

Las ventajas que ofrecen estos motores son muy variadas. Por una parte, es la seguridad característica de estos motores, y es que un encendido accidental debido a descargas electroestáticas, choques o vibraciones no se da durante la fabricación, ensamblaje, transporte y operaciones en plataforma. Para conseguir estas condiciones es necesaria la utilización de materiales no explosivos (inertes).

Además, el propelente sólo se inserta una vez en plataforma y en caso de emergencia o de aborto de misión, siempre se manda apagar el motor interrumpiendo el flujo de propelente líquido. Debido a esto, ningún accidente catastrófico conocido hasta la fecha está relacionado con motores híbridos.

Por otra parte, la idiosincrasia de los propulsores híbridos permite una gran flexibilidad en la configuración operativa, y es que se pueden regular parámetros tales como: Presión, múltiples encendidos y apagados y encendido hipergólico (es decir que oxidante y reactante entran en ignición cuando entran en contacto, sin fuente de ignición). Este último sistema de encendido, son útiles en sistemas de maniobra ya que no necesitan temperaturas extremadamente bajas.

Sin ir más lejos, estos motores son muy robustos debido a su construcción simple (en comparación con los líquidos, ver capítulo 2.2), a la reducción de las temperaturas de trabajo, y además, el combustible sólido (grano), permite imperfecciones en su construcción sin problemas graves (ya que en los propulsores sólidos es un fallo grave).

La siguiente ventaja que presentan es que hay una gran flexibilidad a la hora de elegir el tipo de propelente: La NASA planteó la idea de quemar residuos orgánicos en el desarrollo de la Estación Espacial, y así, generar energía auxiliar y disminución de peso. Sin embargo, debido a la gran variedad de elementos en la basura, no pudo realizarse un propelente sólido con las propiedades adecuadas y la idea tuvo que ser rechazada. Sin embargo, el propulsor híbrido exige unas propiedades menos exigentes, y por ello la NASA empezó a financiar un programa de investigación en la que se usaba propelente sólido y un contenido mínimo de polímero. El polímero que daba mejor rendimiento y un gran impulso específico fue el HTPB (Polibutadieno Hidróxi-Terminado), que con un contenido en el grano del 4%, daba unos resultados muy buenos y un impulso específico excelente con O_2 o N_2O_4 .

Por último, también es una ventaja el coste del proyecto y de operación que es bajo, y además, tienen un bajo impacto ambiental en la zona de plataforma y vuelo y tienen un buen rendimiento propulsivo (el mejor en termoquímica).

Sin embargo, hay inconvenientes que siguen sin poder solucionarse desde el inicio de los experimentos con motores híbridos y que impiden el pleno desarrollo de éstos. La primera desventaja inmediata es que tiene una baja velocidad de regresión y además, es poco sensible a las condiciones de funcionamiento, justamente dado a la estabilidad de la llama (ver próximo apartado). Además, aunque algunos parámetros de impulso son mejores, el rendimiento de la combustión del grano es muy baja e ineficiente en comparación con los otros tipos de motores.

Por otra parte, tiene una inestabilidad longitudinal significativa lo que resulta complicado operar con ellos a gran escala. Esta inestabilidad, muy común en los boosters sólidos, provoca fuertes vibraciones verticales que deben ser amortiguadas para que no sean propagadas al resto de la estructura del cohete.

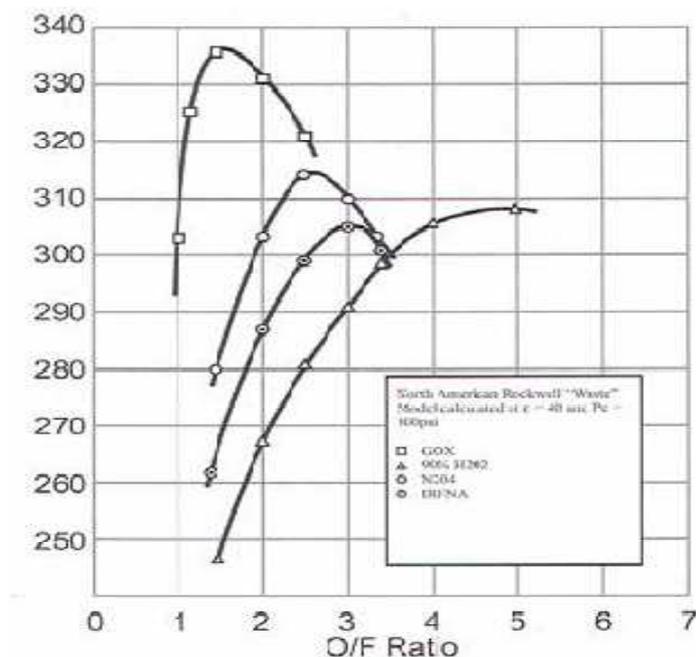


Fig 3.1 Tabla que relaciona el ratio de oxidante/fuel con el impulso específico por orden decreciente, el GOX, H₂O₂, N₂O₄, IRFNA.

3.3 Análisis de la llama, estabilidad y funcionamiento

Los estudios básicos se iniciaron en los años 60, especialmente en EE.UU. como hemos comentado anteriormente en los antecedentes, y en menor medida, en Francia, Alemania y Suiza.

3.3.1 Estructura de la llama

El flujo de combustión se concentra en la capa límite que se forma siguiendo la trayectoria del flujo de combustible sólido gasificado y el flujo del combustible líquido inyectado (ver figura 3.2). Esta llama es difusiva y insensible a las condiciones de funcionamiento y la mezcla, se quema posteriormente a su mixtura. Las leyes que se rigen en este fenómeno son las de la dinámica de fluidos, la transmisión de calor y la cinética química: el proceso de combustión híbrida se alimenta por el intercambio de energía térmica por convección y radiación que va de la llama difusiva a la superficie del grano sólido (ver figura 3.3).

Este fenómeno de intercambio de energía permite un proceso **retroalimentado** que gasifica el combustible sólido a la vez que se alimenta la llama, todo esto mientras se inyecta combustible líquido. Esto permite que sea un proceso muy estable. El caso ideal, es cuando la llama difusiva es una especie de velo que se mantiene a lo largo de la frontera entre el combustible gasificado y el oxidante inyectado, allí donde se alcanza la proporción estequiométrica. Sin embargo, en el caso real, la gran reactividad y la velocidad de la reacción amplían este velo a una banda, cuyo espesor queda delimitado por las propiedades de los propelentes usados.

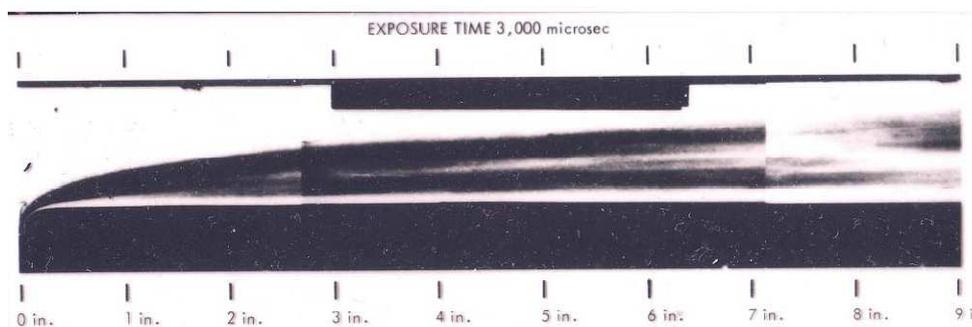


Fig 3.2 Fotografía de una combustión híbrida (ver [1])

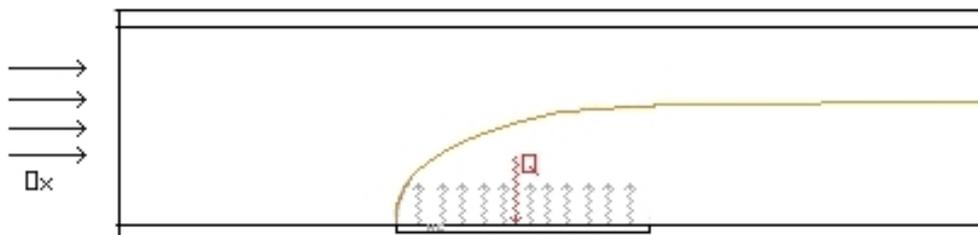


Fig 3.3 Dibujo que ilustra la estructura de la llama.

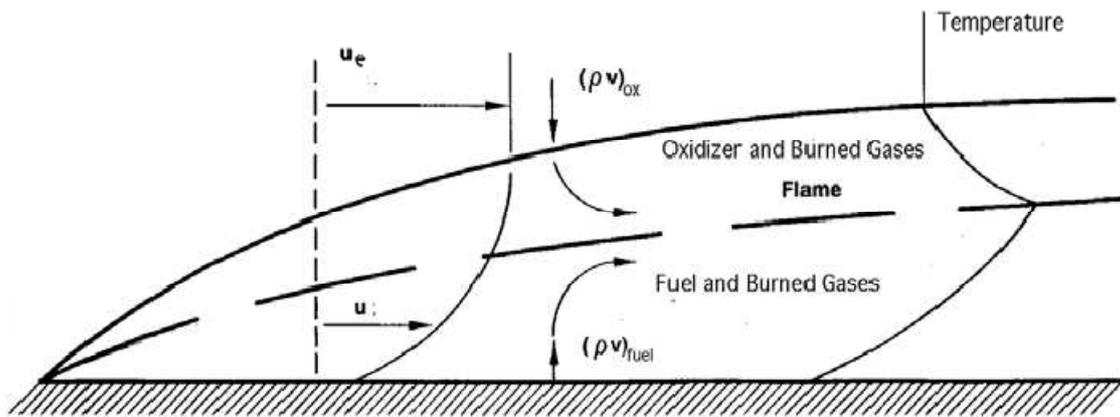


Fig 3.4 Parámetros implicados en la llama.

Los productos de la combustión quedan arrastrados por el flujo convectivo, a los que se suman el combustible por debajo de la llama y el oxidante por encima que no han llegado a reaccionar. Además, los valores de velocidad y temperatura aumentan progresivamente desde sus correspondientes valores en las paredes hasta los de corriente libre, alcanzando máximos justo en la llama.

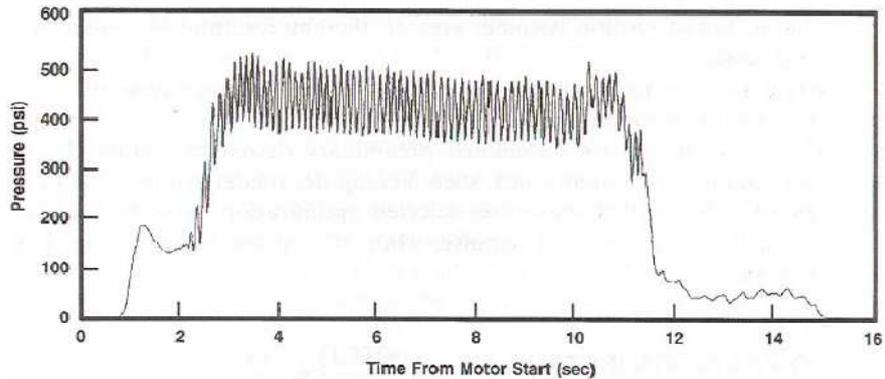
3.3.2 Estabilidad de la combustión

A día de hoy, todavía no se han encontrado casos de inestabilidad destructiva que a menudo aparecen en los propulsores sólidos y líquidos. Esto es debido a que transversalmente, el cohete híbrido no tiene inestabilidad, sin embargo, lo único que debe preocupar al ingeniero, es de la inestabilidad longitudinal. Además debido a la estabilidad intrínseca de la llama en propulsores híbridos (ver capítulo 3.3.1) ésta, es más robusta que los demás sistemas.

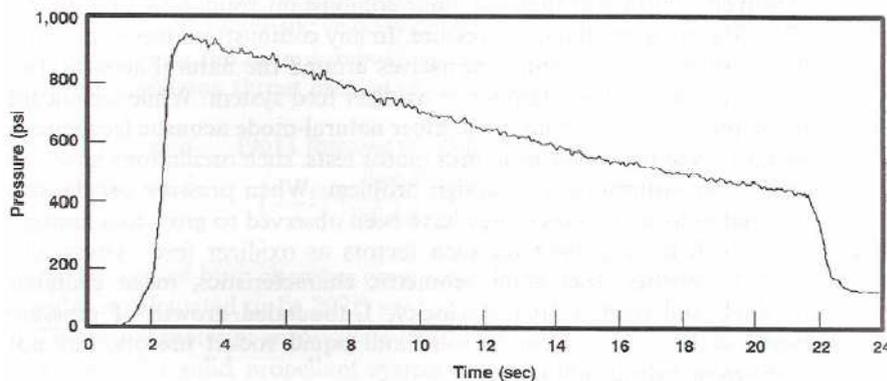
La estabilidad intrínseca se debe al sistema que retroalimenta la combustión: si el frente de llama se acerca a la superficie del grano sólido, éste recibirá más calor y por tanto aumentará su gasificación. La gasificación implica un mayor flujo másico de comburente hacia el frente de llama, fenómeno que provocará que el frente se aleje de la superficie para ir a encontrar el oxidante que aún no haya reaccionado más allá del frente. Finalmente, una vez el frente se haya alejado de la superficie, dejará de enviar tanto calor hacia ella así que la velocidad de gasificación disminuirá haciendo que de nuevo el frente se acerque a la superficie. Para muchos científicos este fenómeno es considerado al mismo tiempo la cara y la cruz de los propulsores híbridos.

Por otra parte, los endoreactores híbridos también poseen inestabilidades longitudinales. Éstas son debidas a las fluctuaciones de presión que hay debido a los complejos fenómenos fluidodinámicos que tiene cualquier combustión a gran escala; vienen parcialmente eliminadas cuando las ondas de presión llegan a la tobera pero aún así hay que tomar medidas para que estas

inestabilidades no afecten ni la estructura del cohete ni la carga de pago. Con el paso de los años y a base de estudios, estas inestabilidades longitudinales se han podido reducir gracias a la disminución de las fluctuaciones de presión en la cámara de combustión (ver figura 3.5).



(a)



(b)

Fig 3.5 Gráfica de fluctuaciones de la presión. La b) representa una reducción del 1,3% respecto a la media (Sutton, 2001).

Estas fluctuaciones de la presión pueden producir oscilaciones que pueden dañar a pequeña escala la estructura del cohete. Por otra parte, el Programa de Demostración de Propulsión Híbrida (HTPD) ha reducido en gran medida inestabilidades en las primeras etapas (cuando se inyecta el oxidante líquido y cuando se inicia la combustión) mediante dispositivos que hagan recircular el oxidante encima del grano sólido (ver figura 3.6), como podrían ser aletas, una llama dirigida o una inyección de oxidante muy fuerte, etc). Este método permite aumentar suficientemente la temperatura de la mezcla para anclar la llama difusiva y hacerla estable antes de la perforación del combustible.

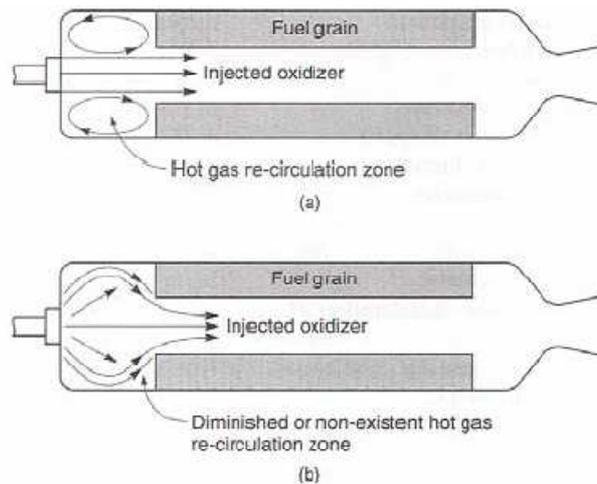


Fig 3.6 Inyección del oxidante en el motor. La figura a) representa una inyección estabilizante, al contrario que la b).

3.4. Ineficiencias en la combustión

Para reducir la ineficiencia relativa a la combustión de los propulsores híbridos (normalmente del 95%) en relación a los líquidos o sólidos (97-98%) se idearon unas cámaras de combustión con pre-cámara (para estabilizar la llama) y una post-cámara (para la mezcla de los productos de combustión y completar el proceso de combustión), (ver figura 3.7). La configuración más simple que evita que la mezcla se escape y no sea eficiente, es la combinación de toberas con una entrada característica. Ésta, tiene un cilindro que rodea la entrada hecho de grano sólido con perforaciones que hace que haya unas últimas reacciones con el aporte correspondiente de empuje, y por lo tanto, que ese aporte de oxidante no sea desperdiciado. Eventualmente, se pueden recurrir a la inyección de parte del oxidante directamente en la postcámara de combustión o a efectos prácticos, cualquier otro tipo de mecanismo que estimule la mezcla turbulenta de los productos de la combustión y así, completar la eficiencia de la combustión a un 100%.

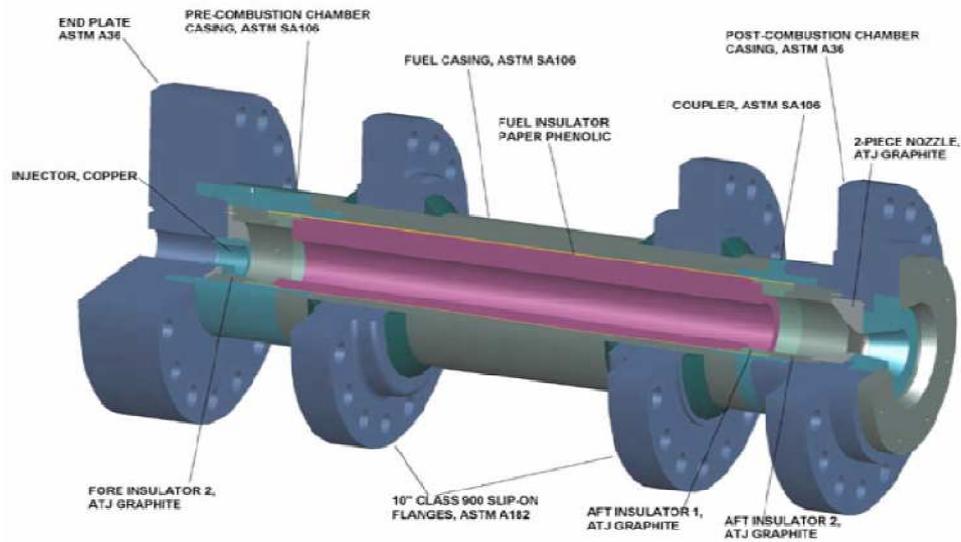


Fig 3.7 Imagen que representa la cámara de combustión de cohetes híbridos.

CAPÍTULO 4. ESTUDIO DE LA CASÍSTICA POR SIMULACIÓN NUMÉRICA

En este capítulo se presentarán, la cámara de combustión utilizada en el estudio, los casos de las simulaciones y los resultados de estas. Así como los problemas y soluciones propuestos para cada una de ellas.

4.1 Modelo geométrico de la cámara de combustión

4.1.1 Cámara de Combustión

El estudio del motor de cohete híbrido se ha basado en una cámara de combustión cilíndrica y simétrica a lo largo del eje horizontal. Debido a que la cámara es cilíndrica, para hacer la simulación utilizaremos una proyección de la sección de la cámara para facilitar los cálculos, ya que es mucho más sencillo hacer un estudio en Fluent en 2D. Como se ha dicho, es una cámara simétrica a lo largo del eje horizontal, por lo que el modelo final de la cámara será justo la mitad inferior de la sección mencionada anteriormente.

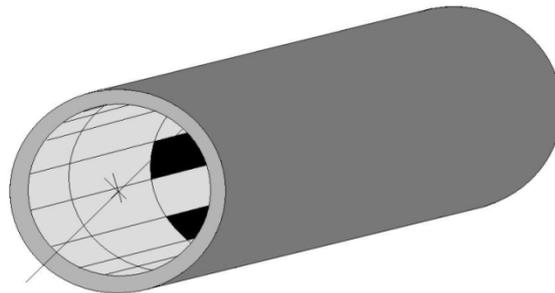


Fig 4.1 Dibujo de la cámara de combustión.

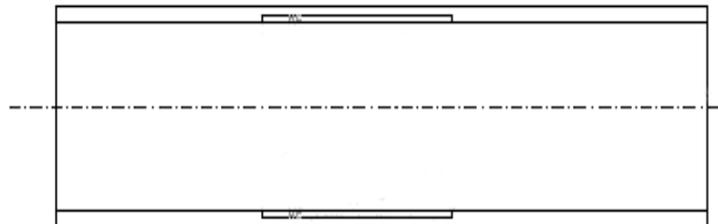


Fig 4.2 Sección de la cámara

La geometría final de la cámara que se ha utilizado para la simulación, tiene una longitud de 240 mm, y una altura de 9 mm. Se han escogido estas

longitudes debido a que son las dimensiones de una cámara de combustión real, situada en el Laboratorio de Propulsión Espacial del Politécnico di Milano (SPLab), con la cual eventualmente se podrían hacer comparaciones de los resultados de las simulaciones con los resultados experimentales que se han obtenido.

En la cámara se han utilizado básicamente dos especies, oxígeno puro (O_2) y algún tipo de hidrocarburo. Al principio se utilizaron hidrocarburos bien conocidos en el mundo de la automoción, como el heptano o el octano pero como veremos más tarde, los resultados de estos no han sido muy satisfactorios así que decidimos usar para las demás simulaciones el pentano (C_5H_{12}).

El pentano tiene la característica que es el primer hidrocarburo de la cadena de los alcanos líquidos a temperatura ambiente, y por lo tanto, permite una fácil manipulación.

El comburente en un caso real, tendría que ser algún hidrocarburo en estado sólido o parafina, pero Fluent dispone de pocos modelos de cinética química y por lo tanto las simulaciones se han de limitar a los hidrocarburos, concretamente al pentano. La entrada de comburente se hace con una entrada de flujo a lo largo de 50 mm, considerándose el flujo constante, e independiente del flujo de calor que este recibe. Hay que recordar que en realidad la entrada de comburente es en función del flujo de calor que se recibe desde el frente de llama, pues es este flujo de calor el que provoca el proceso de evaporación de el comburente. Para modelar este fenómeno se deberían utilizar las User Defined Functions de Fluent, pero esto queda mucho más allá del nivel exigible para este TFC.

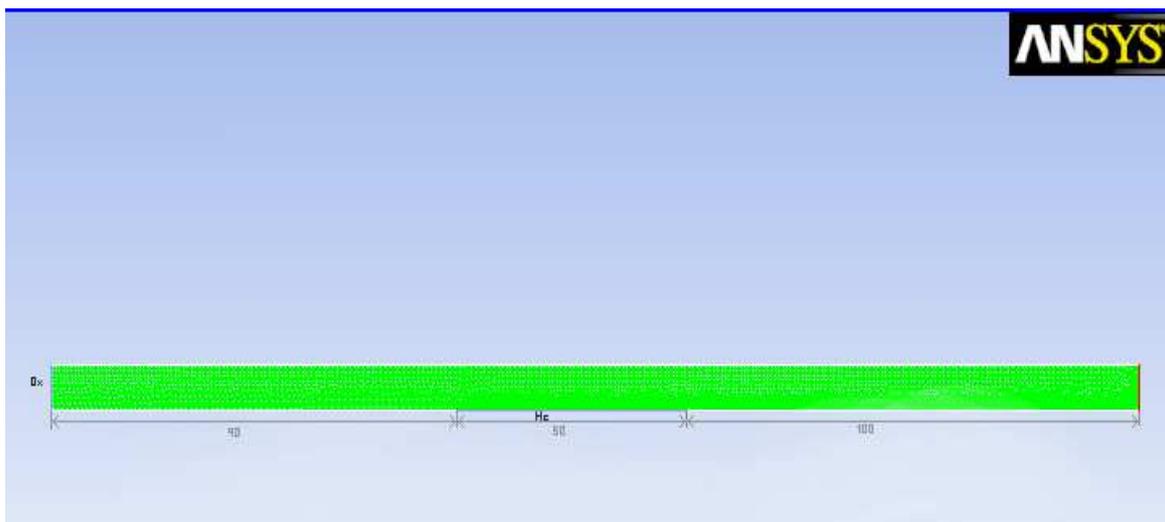


Fig 4.3 Cámara de combustión en Fluent.

Las longitudes finales de la geometría son por lo tanto de 9 mm de altura y 340 mm de longitud. La longitud esta dividida en 3 partes: 90 mm de distancia entre la entrada de oxidante y la entrada de combustible, 50 mm que es la entrada de combustible y por ultimo 100 mm desde el combustible hasta el final de la cámara.

Para introducir estas especies en la cámara, se consideró en un principio que se especificaría la velocidad de entrada tanto del oxidante como del combustible. De hecho, para conseguir una llama más o menos estable y con una altura no muy alta, la velocidad idónea de entrada es de unos 10 m/s para el oxidante y 0,1 m/s para el combustible. Esta configuración no es óptima para una simulación en la cual existe cinética química (como lo es este caso) pues dificulta el ajuste de las proporciones estequiométricas.

Así pues, para conseguir una combustión correcta, se decidió cambiar la manera de introducir las especies dentro de la cámara, introduciéndolas a través de un flujo de masa, en vez de partir de definiciones de velocidad de entrada. La razón por la cual se cambió a una entrada definida por el flujo de masa es que, con esta configuración, se puede conseguir una proporción entre el comburente y el oxidante estequiométrica. En química, la **estequiometría** es el cálculo de las relaciones cuantitativas entre reactivos y productos en el transcurso de una reacción química. Por tanto, una proporción estequiométrica es aquella que cumple la teoría de la química para la cual se puede producir una combustión entre el oxidante y el combustible, en nuestro caso entre el pentano y el oxígeno.



$$1 \text{ mol } C_5H_{12} = \frac{12 \text{ gr}}{\text{mol}} C \cdot 5 + \frac{1 \text{ gr}}{\text{mol}} H \cdot 12 = \frac{70 \text{ gr}}{\text{mol}} \quad (4.2)$$

$$1 \text{ mol } 8O_2 = \frac{32 \text{ gr}}{\text{mol}} O_2 \cdot 8 = 256 \frac{\text{gr}}{\text{mol}} \cdot 1,2 = 307, \frac{2 \text{ gr}}{\text{mol}} \quad (4.3)$$

Utilizando las condiciones de frontera, en las que se impone el flujo másico, se obtiene una entrada de oxidante de 0,064 kg/s en una superficie de 9 mm (altura de la cámara de combustión) y una entrada de comburente de 0,014 kg/s a lo largo de una post-cámara de 50 mm. Estos resultados se obtienen directamente de los resultados de las ecuaciones 4.2 y 4.3, escogiendo un 20% de estos valores con tal de obtener unas velocidades lo suficientemente reducidas, que permitan una combustión estable. Finalmente, se tiene que destacar que la mezcla global no será estequiométrica, sino un 20% más rica en oxígeno, dada la dificultad que tiene el comburente de llegar al oxígeno en una llama de tipo difusivo.

En la cámara, una vez definidas la superficie de estudio hay que hacer hincapié en las zonas que no se observan directamente en el modelo geométrico de estudio pero que tendrán influencia en los resultados, estas zonas son: La pre-cámara y la post-cámara.

4.1.2 Pre-Cámara

Esta parte esta definida entre las condiciones de contorno de la simulación y el inicio de la entrada del comburente, y se debe a que se quiere obtener un flujo de oxidante bastante turbulento que pueda llegar a todas las partes del comburente. Para conseguir este flujo turbulento, se supone que se hace pasar el oxidante por algún sistema de espiral (swirl) o similar, antes de hacerlo entrar en la cámara de combustión. Esta turbulencia como se ha dicho ayudara a que la difusión entre las especies sea mejor, aumentando así la eficiencia de la combustión y por tanto la del motor en si. Para conseguir este efecto swirl modificaremos las condiciones de contorno añadiendo un cierto % de turbulencia no mayor al 10%, al oxidante de la entrada. Con esta medida pretendemos mejorar la mezcla del comburente y el oxidante y en definitiva la combustión.

4.1.3 Post-cámara

La post-cámara es un elemento esencial en la cámara de combustión, y abarca desde el final de la salida del comburente hasta el escape de los gases. Debido a que la llama del estudio es una llama difusiva, cuando termina la salida del comburente las dos especies aun no se han podido mezclar del todo por lo que tenemos mucha concentración tanto de oxidante por encima de la llama como de comburente por debajo. Esto hace que el rendimiento de la cámara sea muy bajo, puesto que si la cámara acabara justo cuando termina la salida del comburente estaríamos desaprovechando una gran cantidad de comburente, que suele ser el componente de la combustión de más coste económico.

En la cámara del estudio se ha colocado una post-cámara de 100 mm lo que proporciona el espacio suficiente para que las especies puedan mezclarse bien. Con esta medida se consigue una combustión más eficiente y por lo tanto unas mejores prestaciones de la llama y de la cámara de combustión.

4.2 Solver en estado estacionario

En este punto explicaremos cuales fueron los problemas para encontrar una solución estacionaria con el *solver* de Fluent. Hay que decir que estas fueron las primeras simulaciones del proyecto, y que sirvieron tanto para determinar la validez del método estacionario como para determinar cuales serian al final las

especies reactivas que se utilizarían.

4.2.1 ¿Por qué este método no es válido?

En un principio, se podría suponer que es posible obtener una solución estacionaria, ya que teniendo en cuenta que eliminamos la dependencia en el tiempo de la masa del combustible y del oxidante, toda la solución no depende específicamente en el tiempo. Si un proceso no depende del punto de inicio en el tiempo (ver capítulo 4.3), se puede suponer que tiene una solución estacionaria, y aunque el proceso tiene una parte transitoria al principio de la combustión, se puede suponer que la llama obtenida es estable y estacionaria.

$$u(T) = u(t + T) \quad (4.4)$$

Si bien es cierto que es una suposición correcta en cuanto a la aerodinámica, más adelante se verá que no es factible si seguimos las leyes de la cinética química. Aun así se obtuvieron unos resultados de los que se pudieron sacar conclusiones interesantes para el proyecto.

En una primera instancia se definieron como especies para la combustión, el heptano y el oxígeno pero, aunque obtuvimos una llama similar a la que se esperaba, descartamos los cálculos debido a que se produjo un comportamiento extraño e inesperado: una detonación. No hay manera de que el programa nos señale el hecho de que aquello era una detonación, pero sin embargo, los resultados alcanzaban los 5000 K en una zona bastante amplia. Esta temperatura es la temperatura máxima que puede aceptar Fluent por lo que una vez que se alcanza esta temperatura, se arrastra a los siguientes cálculos de manera que se pueden considerar erróneos a partir de ahí.

Aún si no consideráramos erróneos estos cálculos debido a limitaciones del fluent, 5000 K es una temperatura que esta fuera de la realidad, ya no estaríamos hablando de una combustión normal de oxígeno y heptano, si no que los productos de la combustión empezarían a variar.

Un ejemplo de la solución estacionaria de heptano y oxígeno es la mostrada en la figura 4.4.

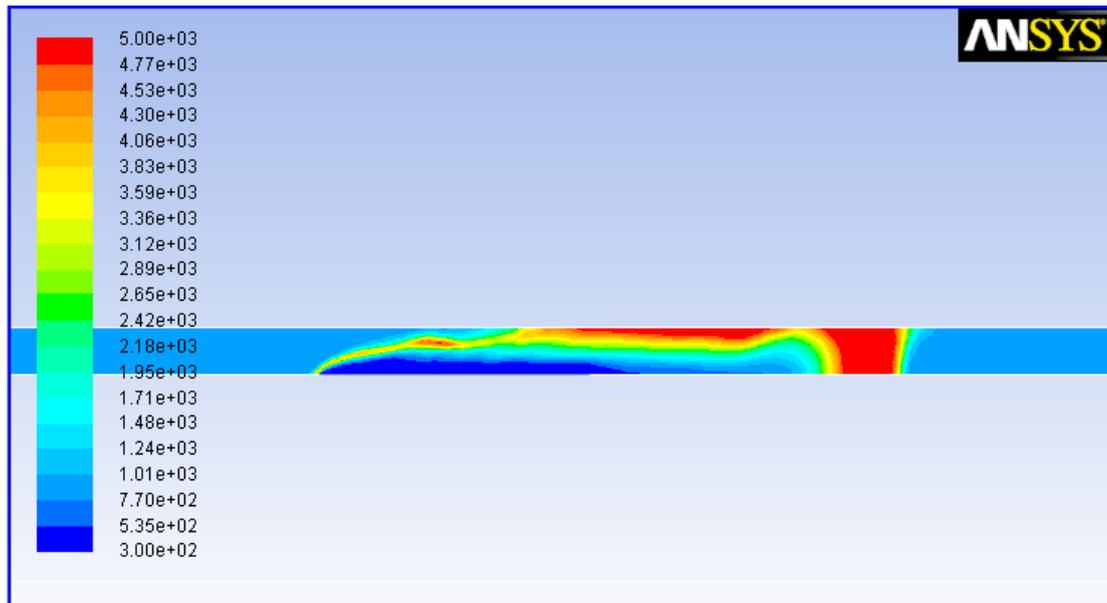


Fig 4.4 Resultados erróneos en Fluent

Se puede observar claramente que hay toda una zona que llega hasta los 5000K en la que se deduce una detonación en la cámara. Además, seguramente eso acarrearía inestabilidades y esfuerzos críticos en la estructura del motor.

Una simulación similar sería la que se realizó cambiando el heptano por octano. Dado que los resultados fueron bastante similares a los del heptano, en los que se obtuvo también una detonación con temperaturas de 5000 K, decidimos descartar el octano como una especie idónea.

El último de los casos que se analizaron en régimen estacionario, fue el caso del pentano y el oxígeno. Con este caso, se obtuvieron unos resultados muy prometedores, ya que no se observa ninguna detonación como en los dos casos anteriores. Aun así, no se podían considerar los casos correctos de ninguna manera ya que las temperaturas que alcanzaban estas simulaciones superaban con creces las siquiera permitidas por la química.

Aunque no se pudieron considerar estos casos como buenos, los resultados fueron muy útiles ya que a partir de ellos se pudo definir el pentano como el hidrocarburo para continuar las simulaciones. El resultado para el pentano se muestra en la figura 4.5.

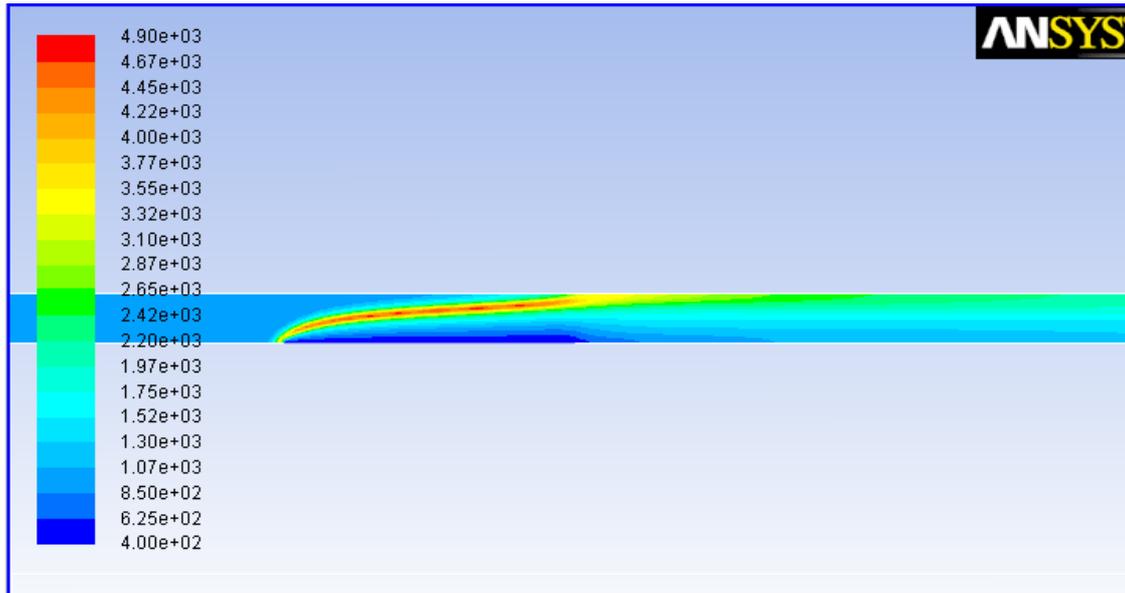


Fig 4.5 Resultados obtenidos con el pentano.

Como se puede observar, en este caso la llama queda mucho mejor definida y las temperaturas ya no se bloquean a 5000 K, pero en cualquier caso 4900 K no es una temperatura que se pueda utilizar como resultado aceptable.

Por lo tanto, en ninguno de los casos, los resultados anteriores fueron los esperados y mucho menos realistas. La causa de que ningún cálculo fuera correcto es que Fluent utiliza un *solver* para la cinética química junto con el *solver* aerodinámico y no consigue unir los dos de manera satisfactoria para obtener unos resultados estacionarios. Este problema de acoplamiento de *solvers* se debe a que los tiempos característicos de ambas disciplinas son muy distintos. La química tiene unos tiempos característicos muy pequeños mientras que la aerodinámica, en comparación, está 2 o 3 ordenes de magnitud por encima. Debido a la diferencia entre estos tiempos característicos Fluent no es capaz de analizar una solución estacionaria aplicando la cinética química en la combustión.

4.3 Solver en estado transitorio

4.3.1 ¿Por qué este método es válido?

Como se ha comentado en el apartado anterior, existe un problema en el *solver* estacionario de Fluent cuando se intenta acoplar la cinética química. Para solucionar esto, se cambia el régimen de estacionario a transitorio. Puede parecer que esta medida fuera mas un paso hacia atrás más que un paso hacia delante, pero esto no es del todo cierto, ya que debido a que la solución final no depende del tiempo, el transitorio siempre llegará a un estado oscilatorio constante en el que se podrá considerar que no depende ya del tiempo y se dará esta solución como estacionaria.

Sin embargo, éste último motivo, no es la razón principal para utilizar el régimen transitorio. Si se utiliza este método de solución, se pueden escoger los tiempos de paso para el cual se tiene que calcular la solución y con esto, se pueden ajustar los dos tiempos característicos: el de la química y el de la aerodinámica; consiguiendo así, una solución correcta para el problema.

Con esta nueva premisa, se consiguieron una serie de soluciones al problema que ahora se presentan. Debido a la dificultad que presentaba el hecho de conseguir una combustión completamente satisfactoria (ver capítulo 3), se proponen unos cuantos métodos de ignición para conseguir una propulsión lo mas eficiente posible.

4.4 Métodos de ignición

4.4.1 Auto-ignición

La auto-ignición es la continuación de las simulaciones anteriores, modificando el método de calculo y colocándolo en régimen transitorio, como se ha comentado antes. Es importante aclarar que ésta, es la idea inicial de la que se partió para hacer las simulaciones y consiste básicamente en ingresar una cierta cantidad de O_2 (la especificada en apartados anteriores para que se cumpla la proporción estequiométrica), a una temperatura lo suficientemente alta para se genere la combustión de forma espontánea cuando éste entre en contacto con el combustible.

Para conseguirlo, se supuso que el oxigeno debía estar a unos 900 K y el combustible a 400 K. Estas temperaturas son las que proporcionan una auto-ignición. Además 400 K es la temperatura de evaporación del pentano, y de esta manera, se asegura que ambas especies están en estado gaseoso, lo que facilita en gran medida la combustión (ver figura 4.6).

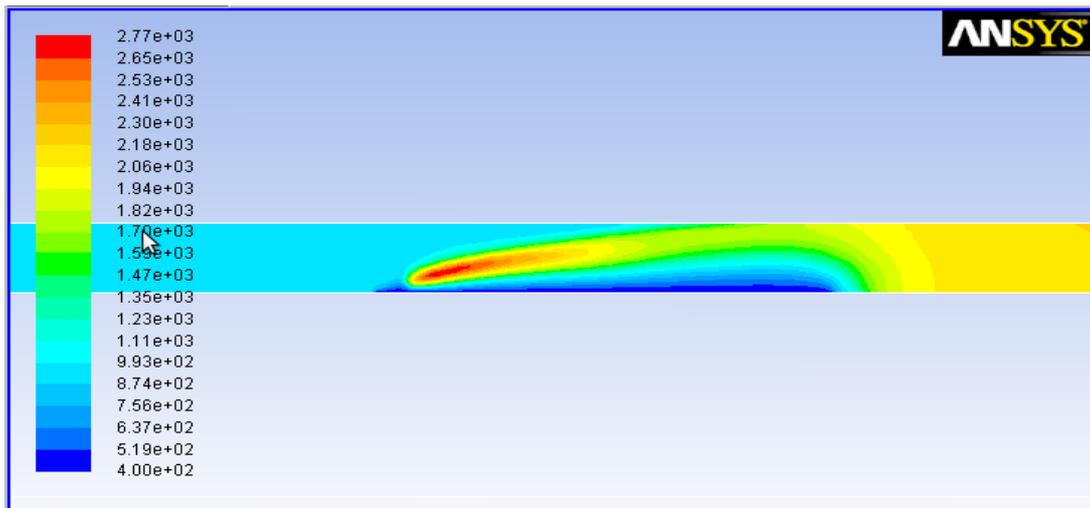


Fig 4.6 Captura de Fluent en la que se observa un resultado obtenido por auto-ignición.

Como se puede comprobar, en esta solución se obtienen unas temperaturas muy aceptables como solución para el problema. La llama está a una temperatura de unos 2700 K debido a que el oxidante está a una temperatura bastante alta en la entrada. Ésta, se podría considerar que es una solución posible al problema. Aún y así no parece muy fiable y anima a buscar más soluciones.

De hecho, la razón de que no se pueda considerar esta solución como la mejor, es que para la combustión, es bastante difícil manipular el oxígeno a 900 K ya que es bastante inestable y explosivo. Esto supondría un coste excesivo en la manipulación y envío hasta una temperatura tan alta. Aún así, es muy probable que puedan aparecer incidencias no deseadas por alguna detonación espontánea del oxígeno antes de entrar en contacto con el combustible.

Por ello, se plantearon una serie de medidas alternativas para encender el combustible, de manera que se pudiera tener una temperatura del oxidante más viable a la hora de ceñirse en mayor medida a la realidad.

4.4.2 Ignición por Chispa/Arco Eléctrico

Cómo se ha podido ver antes, no se ha conseguido hacer una combustión realista con una auto-ignición. Por ello, se tuvo que pensar algún otro método para encender el combustible y el oxidante, a temperaturas más bajas y más estables para poder tener un frente de llama estable. La primera opción que se escogió, fue la más sencilla: utilizar una pequeña chispa de unos 0,1J para empezar la ignición del comburente y conseguir así el frente de llama deseado, pero con unas temperaturas más bajas, (oxidante a 600 K).

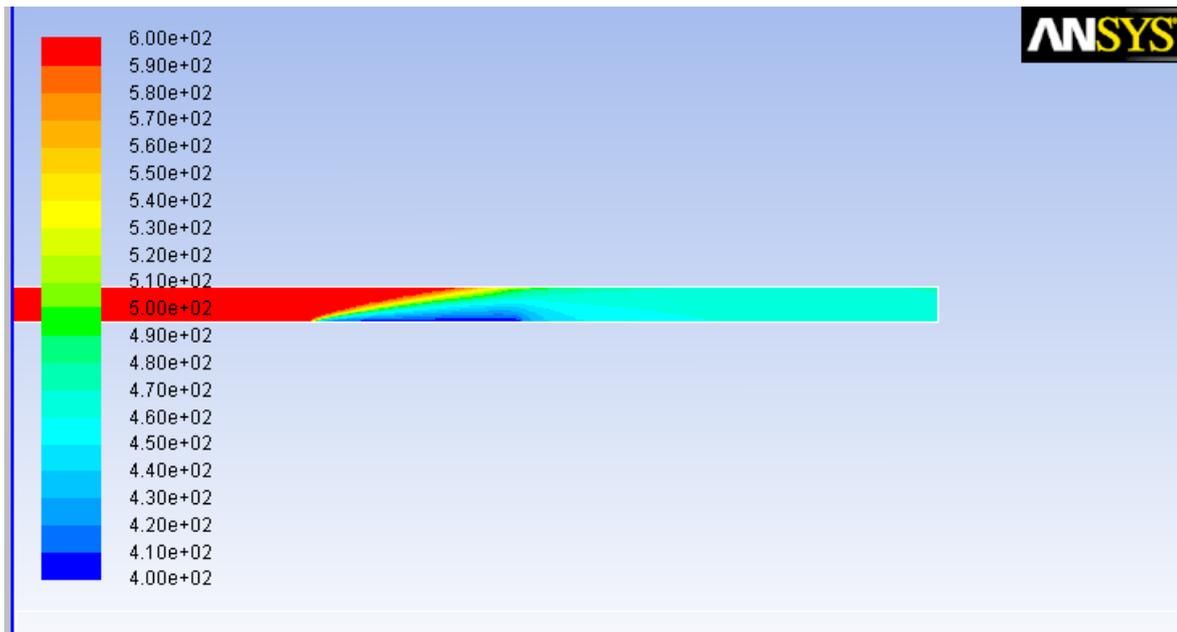


Fig 4.7 Muestra los resultados con chispa o arco eléctrico

En la figura 4.7, se puede observar que con una chispa no se puede encender la mezcla. Al final de la geometría de la cámara, nada más se obtiene una mezcla de especies. Como se puede observar, el perfil de temperaturas nos muestra que no se ha producido ninguna ignición ya que las temperaturas máximas y mínimas continúan siendo las iniciales: 600 K y 400 K.

Se puede apreciar también, que la chispa no es lo suficientemente intensa como para poder encender el combustible y generar así, un frente de llama. Por lo tanto, el siguiente paso es utilizar una “chispa” con más potencia: de 1000 J. Sin embargo, en este caso ya no estaríamos hablando de una chispa, sino que más bien se trataría de un arco eléctrico.

La solución del arco eléctrico, es una solución que se puede considerar bastante viable a la práctica. Es un método muy común para soldar y aunque podría ser un poco caro hacer tal adaptación en un motor de cohete, sigue siendo un método muy fiable que aseguraría tener un frente de llama. Además funcionaría en cualquier situación y permitiría encender más de una vez el motor, accionando el arco y recargando el comburente (ver figura 4.8).

Se puede observar en la figura 4.8, un frente de llama claro al principio del comburente. Por otra parte, la temperatura máxima se consigue justo en el punto inicial de la combustión. La parte posterior de la llama, es la que se consideraría como una segunda combustión y que para este caso no se tendrá en cuenta, ya que lo que interesa de verdad es el frente de llama (hay mejoras en el rendimiento de las combustiones que no van asociadas al método de encendido).

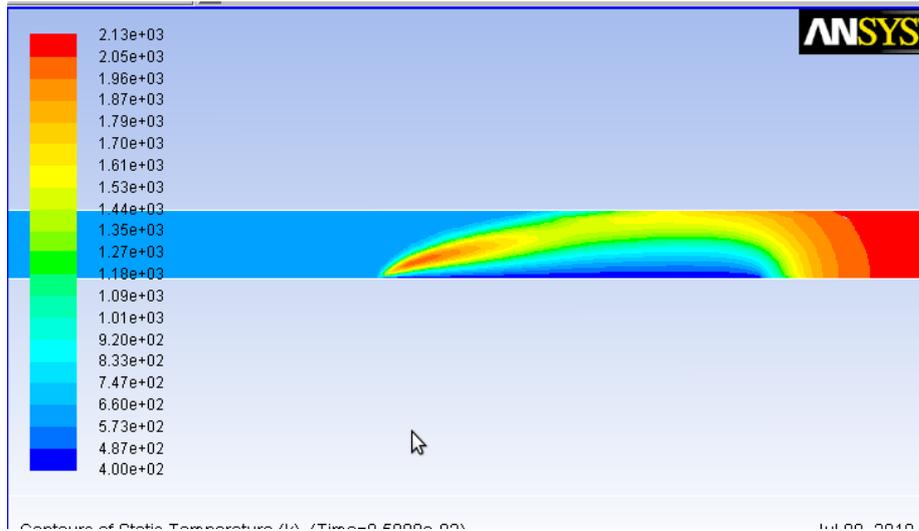


Fig 4.8 Resultado de la simulación por arco eléctrico

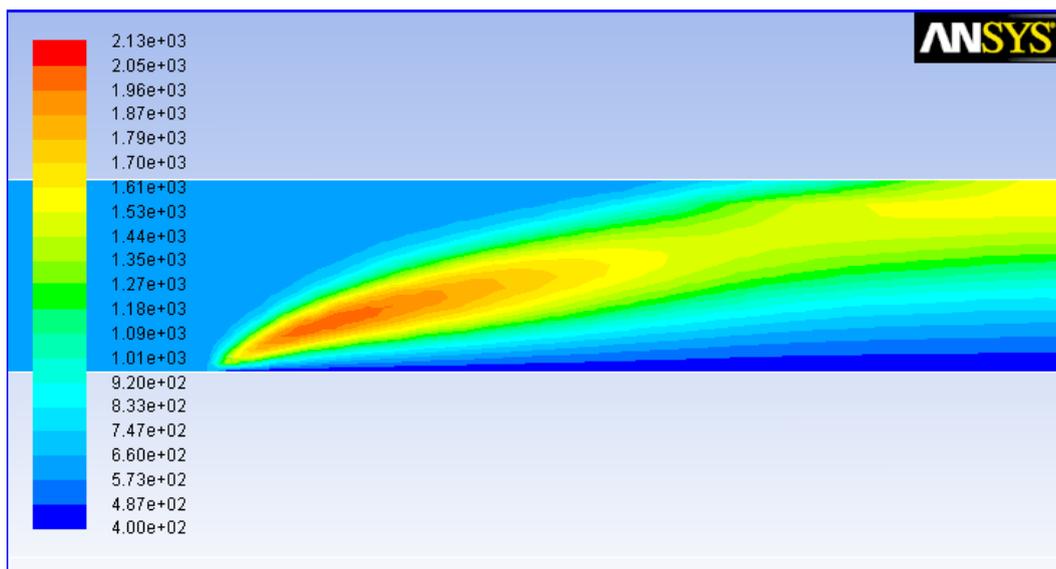


Fig 4.9 Aumento en el que se observa la llama con más detalle

Si se observa más de cerca el frente de llama (ver figura 4.9) se puede observar el comportamiento típico de ésta. La llama se inicia justo en el punto donde se ha colocado el arco eléctrico (o chispa), a 90 mm, que es justo al inicio del comburente. La duración de la chispa es de un milisegundo y como ha pasado un cierto tiempo, no se puede apreciar la chispa en sí. Esta ya se puede considerar que fue una simulación con éxito, ya que se obtuvo un frente de llama estable en el tiempo, y con los valores de temperatura en el rango esperado, ya que en ningún caso supera los 3000 K.

Aun así se probaron otros métodos de ignición, ya que aunque es un buen

resultado, como se vera más adelante la altura de la llama es importante ya que esta relacionada directamente con el rendimiento del motor, así que todavía no se puede decir que haya concluido el estudio ya que no todavía no se puede asegurar que esta sea la solución óptima para la ignición

4.4.3 Llama pre-mezclada

Aunque se obtuvo una primera solución para el frente de llama, se hicieron más pruebas para intentar encontrar un resultado más interesante en cuanto al rendimiento de la cámara de combustión.

Una de las ideas para encender la cámara, fue utilizar algún método similar a usado en la vida real, así que lo que surgió, fue utilizar un sistema parecido al de un calentador de agua. Si se tiene una pequeña llama encendida se puede encender la mezcla de combustible y oxidante. Cuando este último llegue a la llama (igual que cuando el calentador se enciende) sólo tiene que enviar combustible a la llama ya encendida.

Esta pequeña llama, se genera mediante una mezcla estequiométrica que sale por un pequeño conducto de 3 mm justo antes del comburente. Esta mezcla esta a unos 1000 K por lo que se enciende fácilmente.

Como se puede comprobar en la figura 4.10, se consigue una llama muy similar a la de la combustión con arco eléctrico del apartado anterior. Aún así, es posible observar como ligeramente la llama se va desviando hacia arriba a partir de la mitad del comburente. Como se observa en las figuras 4.11a y 4.11b, la llama se va extinguiendo poco a poco, se va desprendiendo de la llama inicial y deja de ser estable. Dejando nada más, que la llama pre-mezclada como única llama. Aunque la idea inicial era original y bien conseguida, se considera una idea no viable.

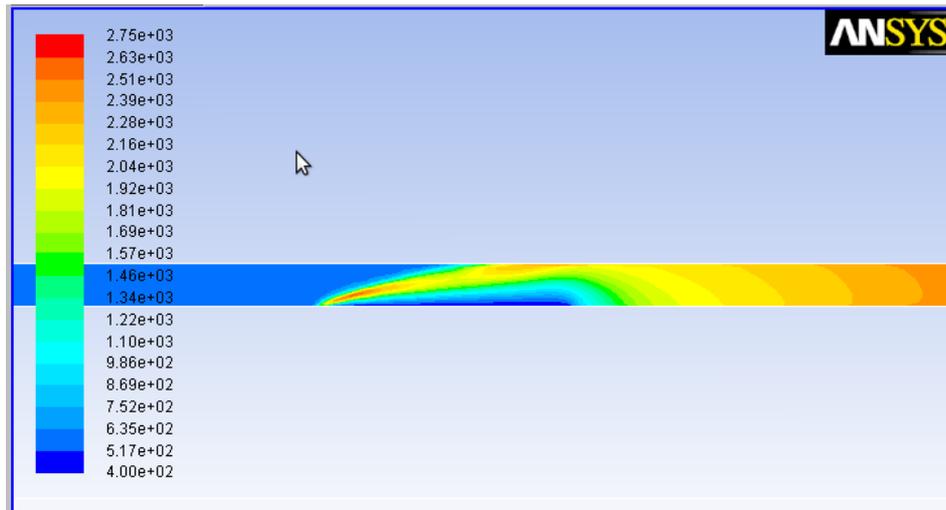


Fig 4.10 Resultados por llama pre-mezclada

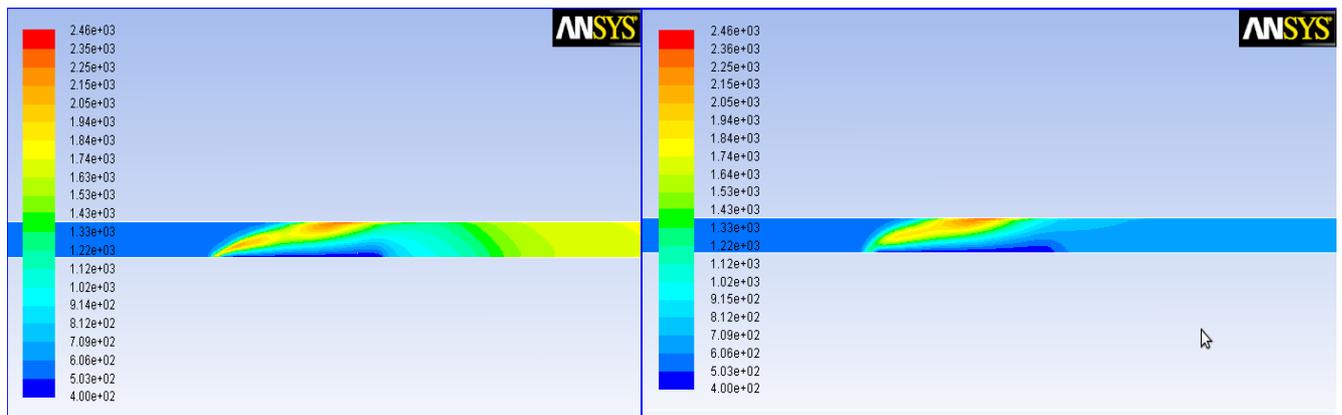


Fig 4.11 a) i b) El resultado de la izquierda es referenciado como a) y el de la derecha como b), correspondientes a llama pre-mezclada.

4.4.4 Punto Caliente

El último método que se consideró para conseguir una combustión estable, proviene de la similitud que se puede observar con un pequeño defecto en un pistón de un motor de combustión. Algunos pistones tienen pequeños defectos, como rebabas e imperfecciones similares, que debido a la fricción y a los ciclos, alcanzan muy altas temperaturas. Este pequeño defecto hace que la combustión se ejerza espontáneamente antes de que la bujía genere la chispa.

Para conseguir un efecto similar en la cámara, se coloca un pequeño punto, de 0.1 mm de altura y anchura justo antes de la entrada del comburente (Figura 4.13), en la que se pueda obtener una llama, colocando sólo el punto caliente.

Este punto esta a unos 2000 K que es la temperatura orientativa a la que se espera este el inicio de la llama.

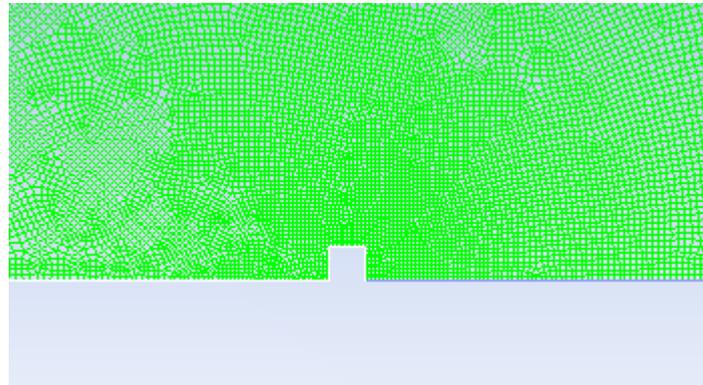


Fig 4.13 Malla realizada a través de Gambit con el punto caliente. A partir del punto caliente se observa una fina línea gris que representa la entrada de comburente.

En este caso, el modelo de turbulencia influye significativamente. Por ejemplo, con un modelo de turbulencia laminar, y como se puede observar en la figura 4.14, el oxígeno que está en contacto con el punto caliente no llega a mezclarse bien con el combustible ya que el efecto de la turbulencia en la pequeña pared con el fluido no se simula del todo correctamente.



Fig 4.14 Resultados con punto caliente

Aunque, como se puede observar, no se ha conseguido una combustión, sí que se aprecia un poco que el efecto del pequeño punto o defecto de la cámara. De hecho, hace que el flujo se acerque un poco más al combustible. Este comportamiento es el adecuado para la cámara porque hará que la altura de la llama sea más baja. Por lo tanto, se probó el mismo método de ignición con un modelo de turbulencia más complejo.

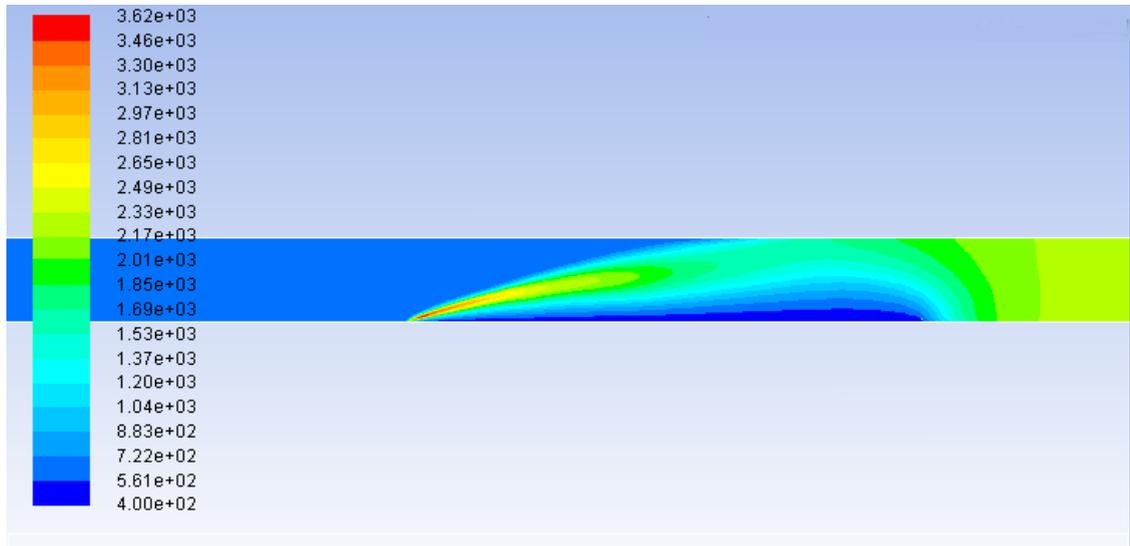


Fig 4.15 Resultados con modelos de turbulencia más complejos

Como se puede observar en la figura 4.15, el frente de llama está muy definido en el centro: es ahí donde se encuentra la temperatura más alta. Como ocurre en casos anteriores, se genera una segunda combustión detrás del frente de llama. Sin embargo, lo más interesante, la que genera realmente el empuje, es este frente de llama. Lo demás pertenece a un empuje adicional relativamente pequeño.

Se puede observar en la figura 4.15 que justo en el centro, la temperatura es más alta que en los casos anteriores, superando incluso los 3000 K, y esto es debido a que la combustión se hace con un punto de referencia a 2000 K lo que calienta la mezcla también.

Con este último método, se ha observado que se puede conseguir un frente de llama estable con más de un método de ignición. Algunos viables y otros no. Lo que realmente interesa, es estudiar exactamente el comportamiento de este frente de llama y su efecto en el rendimiento del motor por lo que hay que hacer un análisis de los resultados.

CAPÍTULO 5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Como se ha comentado en apartados anteriores, se han obtenido algunos resultados de combustión que se han considerado como válidos. Por lo tanto, el siguiente paso es analizar cada resultado y valorar cuál de ellos es el mejor para conseguir un frente de llama estable haciendo hincapié en que sea una llama óptima y mejore la cámara de combustión. Los resultados con elevado coste económico y/o con un aumento significativo de la complejidad de la cámara de combustión (disminuyendo así la ventaja intrínseca de que los motores híbridos son más sencillos), pierden viabilidad.

Para analizar estos resultados, uno de los parámetros que permiten analizar el rendimiento de un frente de llama, es el diagrama de temperatura/altura. Éste muestra la altura a la que se encuentra la temperatura máxima y por tanto donde se encuentra exactamente el centro de la llama.

La importancia de este diagrama, radica en el hecho de que cuanto menor sea la altura y mayor sea la temperatura, más eficiente es la llama y más empuje se consigue a la salida. Esto se debe a que, contra más cerca está la llama y/o más caliente está, mayor transmisión de calor hay. Por tanto, mayor evaporación y por consiguiente, mayor regresión del grano de propelente, lo que consecuentemente implica más flujo másico a la salida y más empuje del motor: en definitiva, mejores prestaciones.

5.1 Diagrama de Temperatura / Altura

Este diagrama de temperatura con respecto de la altura, se obtiene extrayendo los resultados de la temperatura en una línea horizontal sobre la cámara de combustión. En esta línea permite observar cual es la altura del frente de llama. Equivale a escoger un corte de la cámara de combustión y representar las temperaturas en ese corte.

Esta línea se ha colocado a 105 mm, es decir 15 mm después de que empiece la salida del comburente, lo que da una idea de como de alta será la llama en ese punto. Esta línea no debe estar muy cerca del inicio del comburente ya que en ese punto la llama es donde está más baja y no proporcionaría información útil y los datos no podrían compararse.

5.1.1 Auto-ignición

El primero de los diagramas que se presentan, es el de la auto-ignición. Aunque no se haya considerado como una opción viable, éste es el primero de los casos y puede dar una idea de cual debería ser el perfil y si éste, es realmente óptimo o no.

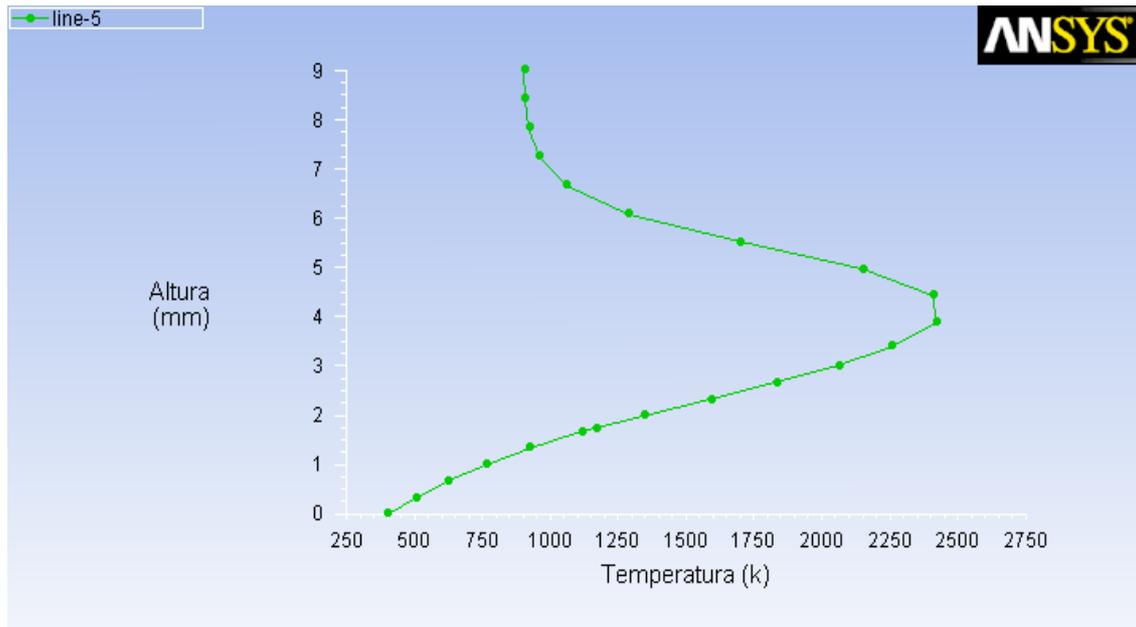


Fig 5.1 Primer diagrama de Temperatura/Altura por auto-ignición

En la figura 5.1, se puede observar que la temperatura mínima inferior es 400K, que es la correspondiente a la temperatura del comburente. La temperatura superior es de 900 K que es la del oxidante. También se puede observar la temperatura máxima que es de 2500 K y que está a una altura de 4.2 ~ 4.4 mm. Por ahora se tomará éste como referencia para observar si los demás perfiles son mejores o peores.

5.1.2 Arco eléctrico / Chispa

En este caso, se escoge el resultado de la combustión y se mira el perfil de temperaturas a la misma distancia de la entrada, 105 mm.

En la figura 5.2 se puede observar que la altura de la llama es de 4,5 mm aproximadamente, y la temperatura máxima de la llama es de un poco menos de 1800 K. En comparación con el perfil de la figura 5.1 se puede decir que es peor. Es mucho menos eficiente, puesto que las temperaturas que alcanza son menores, aunque la altura del punto de temperatura máximo esté más o menos a la misma distancia. De todas maneras, el caso anterior no es un caso que se considere viable por la inestabilidad del oxígeno a altas temperaturas.

Es necesario mirar los perfiles de los otros métodos de ignición, puesto que los resultados de éste último son más bien decepcionantes, sobretodo con los resultados de temperatura máxima.

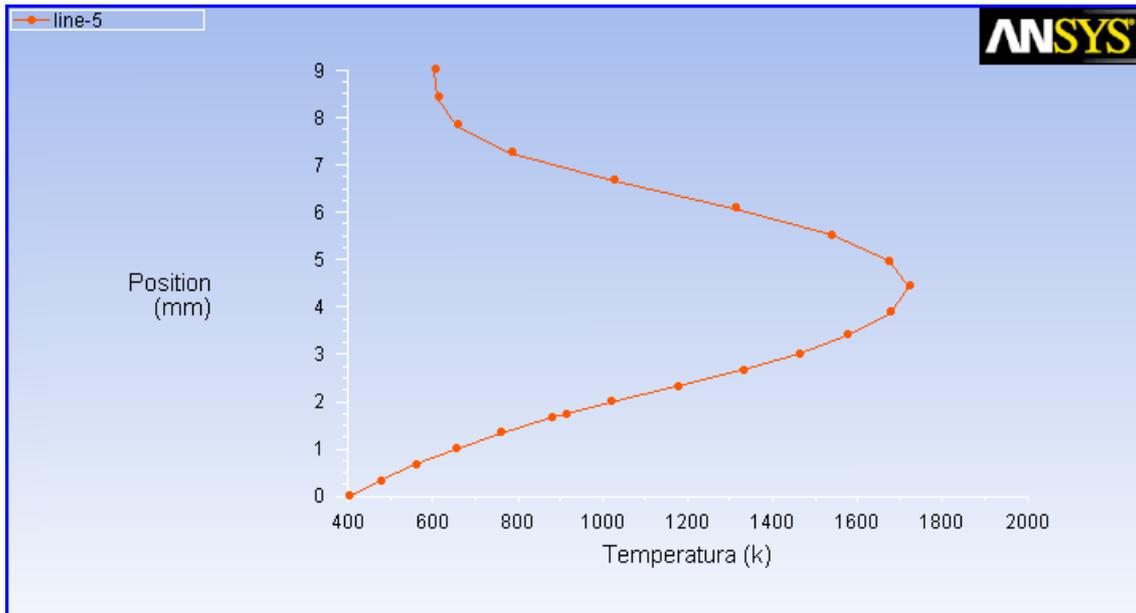


Fig 5.2 Gráfica de Temperatura/Altura por arco eléctrico

5.1.3 Llama pre-mezclada

En el caso de la llama pre-mezclada y como se ha visto anteriormente, la llama no consigue mantenerse y por lo tanto no se deberían utilizar los datos de ésta. Aún así, se podría mirar el perfil antes del desprendimiento de la llama en la situación pre-mezclada. Esto se hace para comprobar si, en caso de que en estudios posteriores se intentara otra vez un método similar, valdría la pena en cuanto a los resultados de temperatura y altura de la llama.

Por lo tanto, se han utilizado los datos de la llama pre-mezclada antes de la separación de las dos llamas donde se extingue la combustión.

Se puede observar claramente en la figura 5.3, que la altura del perfil viene siendo la misma entre 4,2 ~ 4,4 mm, pero el dato importante, es que la temperatura máxima es mayor, de 2200 K. Por lo tanto, es más eficiente debido a que conseguirá más transferencia de calor y obtendremos, al final, más flujo de salida de gases y por lo tanto, más empuje.

En base a estos resultados convendría volver a estudiar el caso de la llama pre-mezclada, ya que se puede intuir que si se consigue una llama estable con este método, el rendimiento sería mayor que con un arco eléctrico.

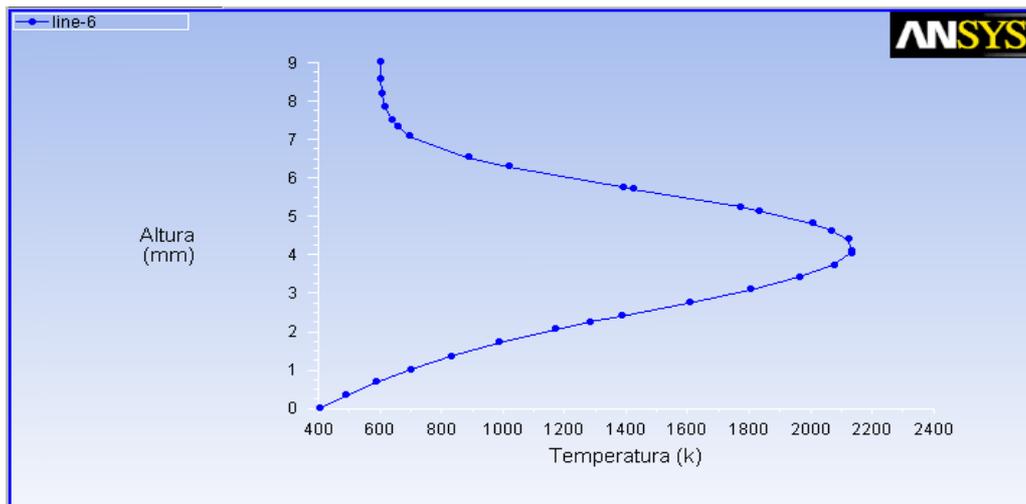


Fig 5.3 Diagrama Temperatura/Altura de la llama pre-mezclada

5.1.4 Punto Caliente

Como se ha podido observar en el apartado 4.3.4, la llama del punto caliente era un poco más baja que las demás. Se puede comprobar que en el perfil de temperaturas de la figura 5.4, así se corresponde.

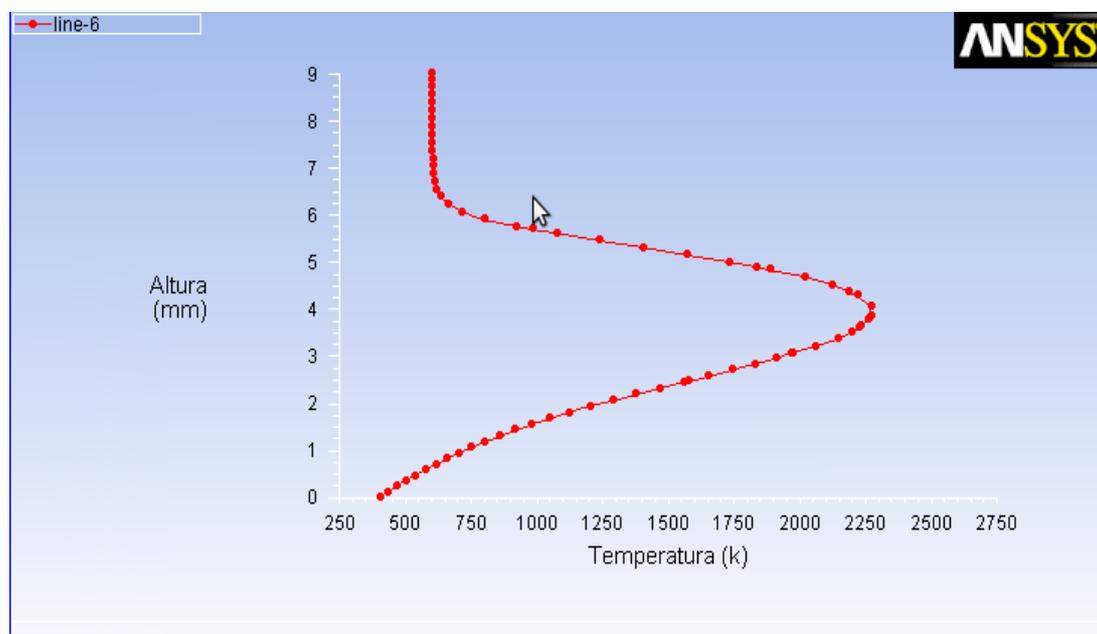


Fig 5.4 Diagrama de Temperatura/Altura de la simulación por punto caliente

Como se observa en la figura 5.4, el perfil de temperaturas es el mejor hasta ahora. La altura de la llama esta cerca de los 3,75 mm y la temperatura máxima

de la llama es de casi 2300 K que es la más alta encontrada hasta ahora (dejando de lado la auto-ignición).

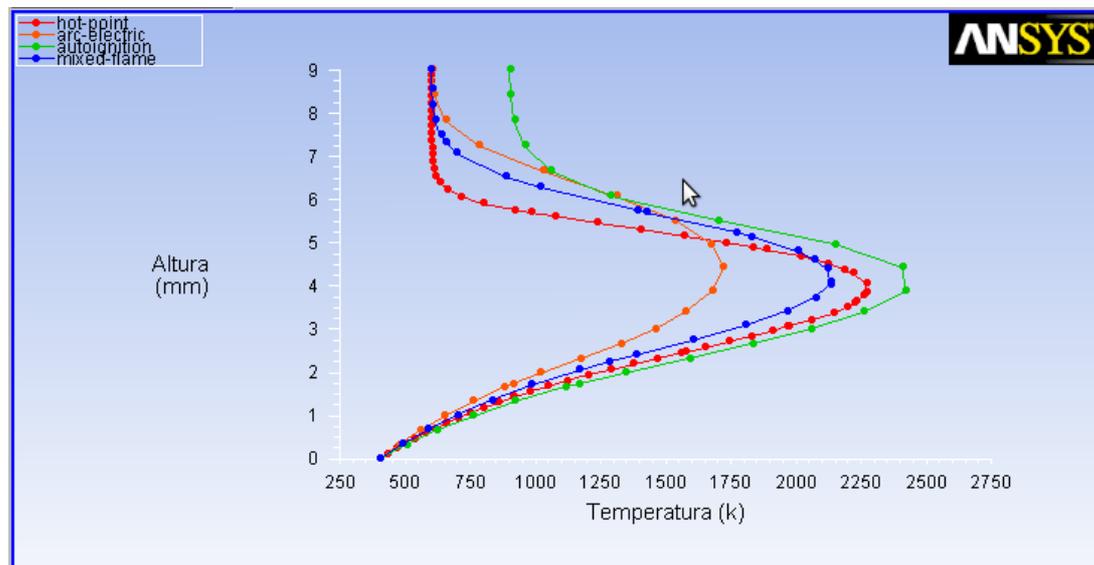


Fig 5.5 Diagramas en los que se observan los resultados superpuestos

Si se observa la figura 5.5, se puede apreciar de forma más visual, cual de los cuatro métodos es el que mejor en cuanto a prestaciones proporcionadas.

El método que genera una llama de menor altura, es el punto caliente. Ésto es debido a que existe una pequeña pared antes del combustible, por lo que el oxígeno tiende a pegarse a ésta y justo cuando termina, tiene una pequeña componente hacia abajo generada por un vórtice que se genera justo detrás de la pared (ver figura 5.6). En la figura 5.6, no se aprecia el vórtice que surge cuando el combustible sale justo después del punto caliente, ya que compensa el efecto del vórtice. Sin embargo, se pueden observar algunas componentes de velocidad hacia abajo que hacen que el frente de llama se acerque al comburente.

También se puede observar en la figura 5.5, que la temperatura máxima no corresponde al punto caliente, sino que corresponde a la auto-ignición. Esto es debido a que el oxidante está más caliente en la auto-ignición, y por lo tanto, la combustión también lo está. De todas maneras puesto que descartamos esta opción por temas de estabilidad del oxígeno a altas temperaturas se puede llegar a la conclusión de que el mejor método para encender una combustión en base a los perfiles de temperatura vs altura es sin duda el punto caliente.

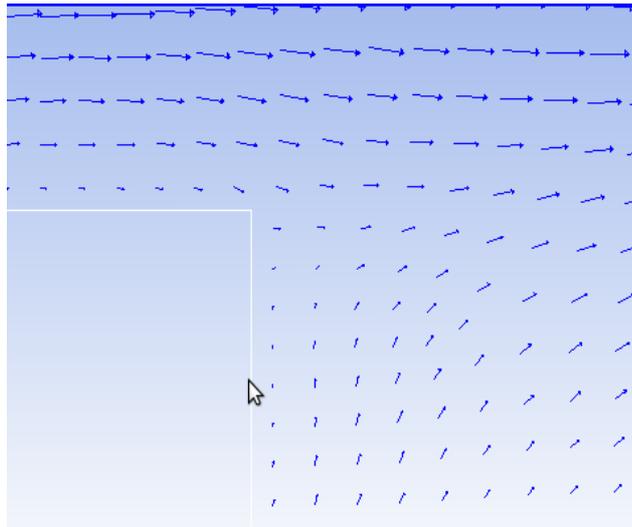


Fig 5.6 Pequeños vórtices que han sido compensados por la salida de combustible

5.2 Perfil de Velocidades

Otro parámetro que determina cual es el rendimiento de una cámara de combustión, es la velocidad de escape de los gases, que está directamente relacionada con el impulso específico (ecuación 1.11). Por lo que se en este capítulo, como en los apartados anteriores, se representan los perfiles de velocidad de escape de los gases en función de la altura de la cámara. Esta velocidad, por otra parte, debería verse influida por los resultados anteriores. Es decir, a mejor llama (basándonos en el criterio de altura y temperatura explicado en el apartado 5.1) más velocidad de escape. Por lo tanto, se podrá comprobar también si las suposiciones anteriores son ciertas o no.

Para conseguir estos resultados, se utilizan métodos similares al anterior pero para las velocidades. Se hace un corte en el perfil geométrico, en este caso, a 239 mm justo antes de la salida de los gases y se verá en cada punto de la altura, qué velocidades se alcanza. Como en el apartado anterior, deberemos observar cual es la velocidad de escape de cada uno de los métodos de ignición.

El primero de ellos es el que muestra la figura 5.7, y es el que muestra el perfil de velocidades de una cámara de combustión en auto-ignición.

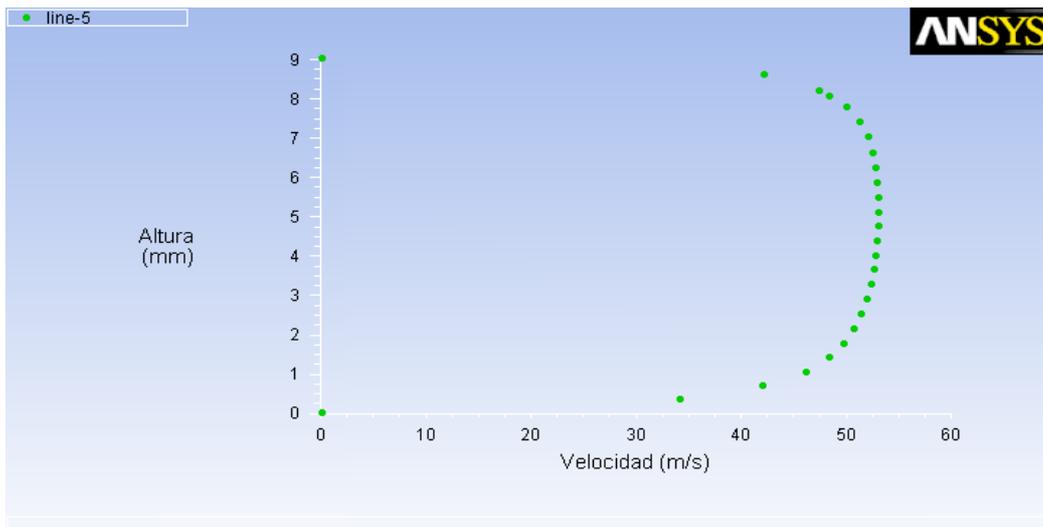


Fig 5.7 Perfil de velocidades por auto-ignición

En la figura 5.7, se puede observar un perfil típico de velocidades de escape de una cámara de combustión. La velocidad es menor cerca de las paredes debido a la viscosidad del material y el rozamiento con la pared, y mayor en el centro donde se concentra toda la salida de los gases. Se puede observar, que el perfil es totalmente uniforme a la salida de la cámara, éste, es un parámetro que también puede determinar cual de los métodos tiene un mejor rendimiento. Si el perfil es uniforme, se puede decir que tiene mejor rendimiento porque conseguirá expulsar más flujo másico al final y sobretodo, por que contra más uniforme sea el flujo de gas a la salida, mejor comportamiento obtendremos en la tobera (que es la que tenemos después de la post-cámara).

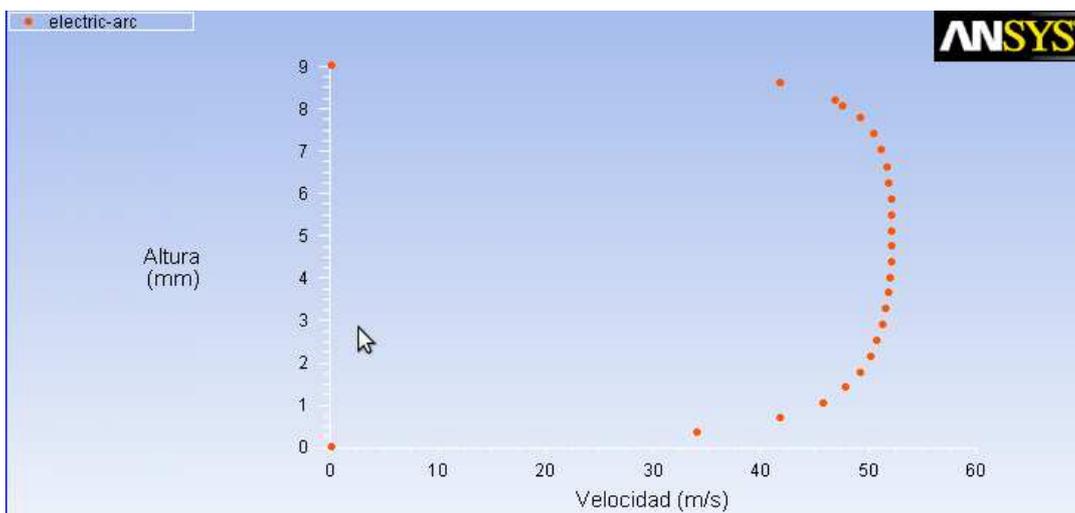


Fig 5.8 Perfil de velocidades para arco eléctrico

En la figura 5.8 se puede observar un comportamiento idéntico al de la auto-ignición en su perfil de velocidades de salida. Este perfil corresponde al método

de arco eléctrico. Se puede observar un perfil uniforme a la salida y prácticamente plano, lo que indica que todos los gases salen a esa velocidad. Incluso se puede ver que la velocidad de salida es muy similar.

En cambio en la figura 5.9, que corresponde al perfil de velocidades de la llama pre-mezclada, se puede observar que el perfil está un poco más curvado y no llega a ser del todo plano a la salida, esto nos indica que no es tan eficiente como los anteriores métodos puesto que su velocidad de salida no es la misma en todos los puntos.

También se puede observar la magnitud de la velocidad de salida en esta figura y observaremos que es bastante más baja. En las figuras 5.7 y 5.8 las velocidades de salida rondan los 52 m/s y en la figura 5.9, se observa que la velocidad se ha reducido hasta prácticamente los 45 m/s. Esto indica también, que este método no es muy eficiente puesto que la magnitud es menor que en los anteriores. Debido a eso, se llega a la conclusión de que coinciden los resultados con los obtenidos en el apartado anterior. La altura de la llama y la temperatura son peores en el caso de la llama pre-mezclada y se refleja en la velocidad de salida de los gases.

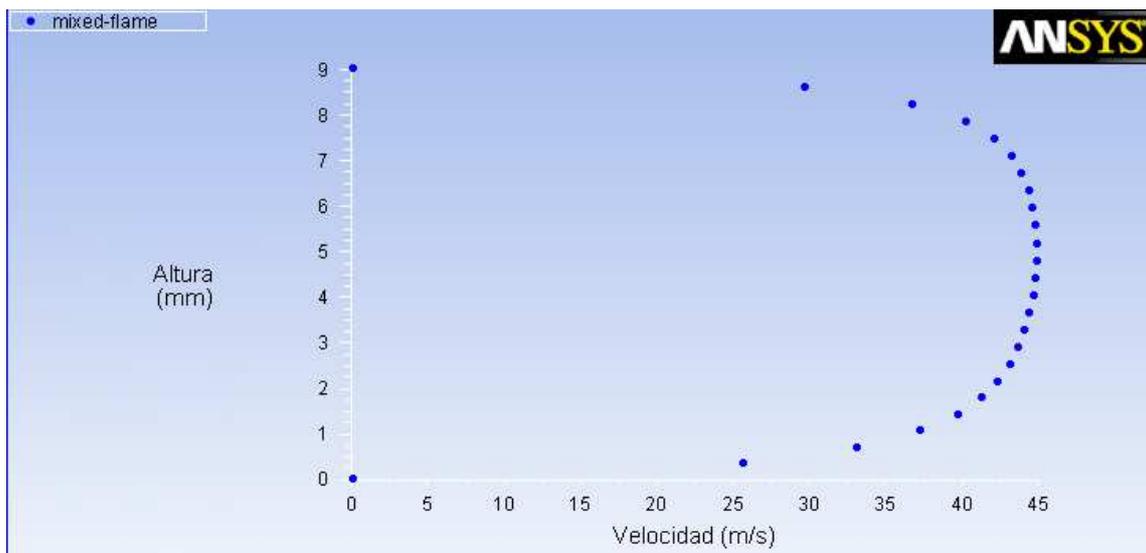


Fig 5.9 Perfil de velocidades por llama pre-mezclada

Por último, hay que observar el perfil de velocidades del punto caliente. En el apartado anterior, se ha podido comprobar que este método posee la altura del frente de llama más baja, por lo que se ha concluido que éste podría ser el mejor de los métodos para encender la llama. Sin embargo, como se puede observar en la figura 5.10, este es el método que peores resultados presenta en el perfil de velocidades de salida de los gases. Si se compara el perfil de la figura 5.10 con los demás perfiles anteriores, podemos observar que es totalmente desigual, por lo que la salida de los gases no es uniforme en los valores de velocidad, por lo que se pierde eficiencia en la tobera.

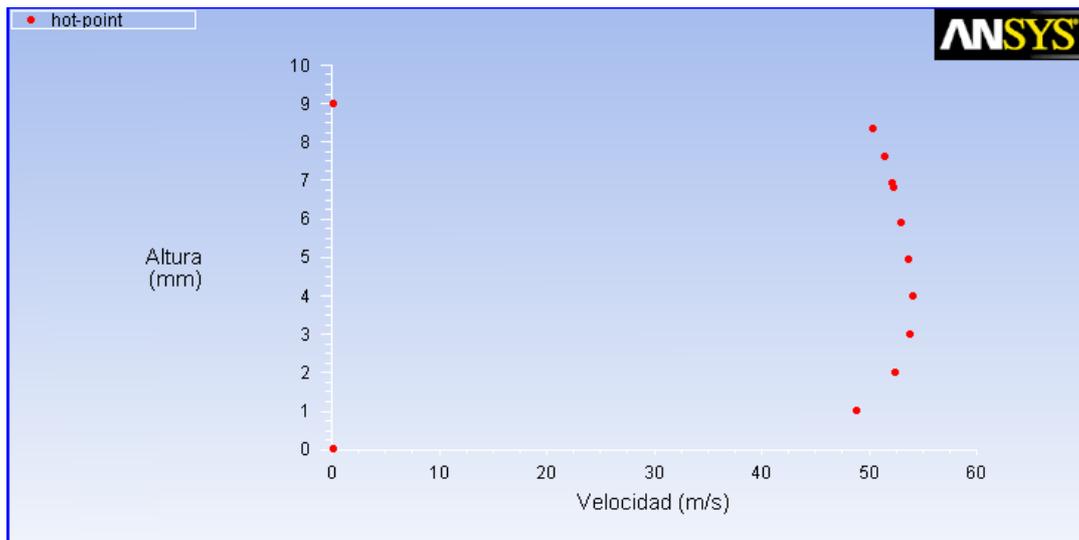


Fig 5.10 Perfil de velocidades del método del punto caliente

Como se puede extraer de la tabla 5.1, los valores de velocidad son muy similares excepto para la llama pre-mezclada, que presenta un comportamiento peor. Se observa claramente, que la velocidad de salida máxima corresponde al punto caliente, y esto es debido a que como se ha expuesto en el apartado anterior, la altura de la llama es más baja y la temperatura ligeramente más alta, lo que supone una mayor velocidad de salida.

Tabla 5.1 Resumen de valores de velocidad para los diferentes métodos de ignición.

Método de Ignición	Velocidad máxima de Salida (m/s)	Velocidad media de salida (m/s)
Auto-ignición	53,02	48,74
Arco Eléctrico	52,14	49,27
Llama Pre-Mezclada	44,85	42,608125
Punto caliente	54	51,8

Aun así, el que mejor comportamiento presenta en cuanto al perfil de velocidades de escape de gases, es el arco eléctrico: tanto por su uniformidad a lo largo de la salida como por su velocidad media que es muy cercana a su velocidad máxima.

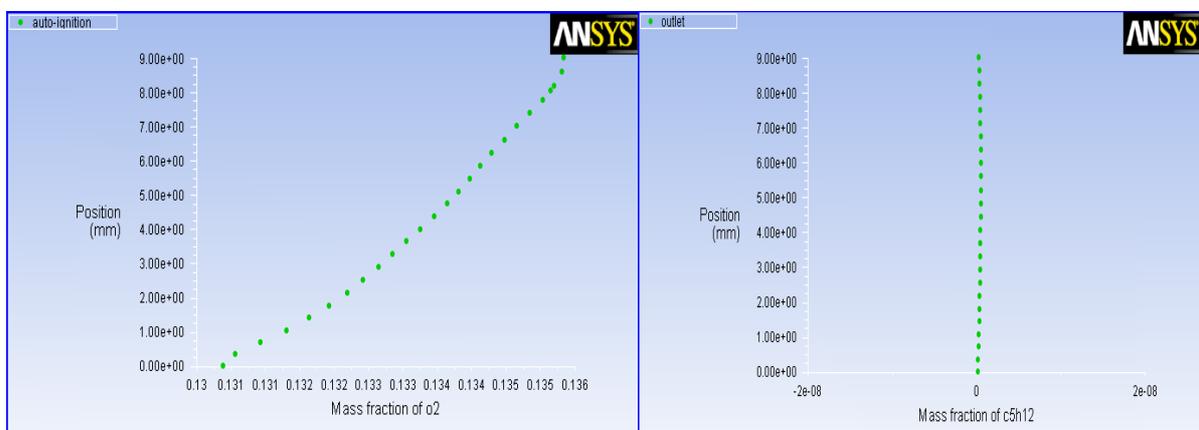
5.3 Concentración de Especies

El último de los parámetros que se deben observar para poder llegar a la conclusión de cual de los métodos explicados anteriormente es el que mejor rendimiento presenta en la cámara de combustión, es el de la concentración de especies a la salida de la cámara. Este es el parámetro más importante para definir las prestaciones de la cámara de combustión y su eficiencia, ya que, si no se produce una buena combustión, a la salida se obtendrá más concentración de comburente u oxidante.

Este suceso nos limita las prestaciones de la cámara por dos razones: la primera es que al haber más concentración de estas especies, implica que el coeficiente de regresión del grano será menor y esto supone menor velocidad de salida y por consiguiente, un menor empuje (peor rendimiento). La segunda razón es de ámbito económico: si se obtiene comburente sin quemar a la salida, significa que se está desechando parte de éste sin haberlo utilizado, por lo tanto, estamos utilizando una misma cantidad de combustible y obteniendo mejores resultados con un método que utilice todo el comburente.

5.3.1 Auto-ignición

Siguiendo el esquema en apartados anteriores, se debe analizar el comportamiento de todos los métodos de ignición. El primero de los métodos que analizaremos es el de la auto-ignición. Como se puede observar en las figuras 5.11 y 5.12, la concentración de pentano a la salida es prácticamente 0, en cambio el oxidante a la salida esta cerca del 0,135%. Estos valores son realmente buenos ya que no se está desperdiciando nada del comburente. De hecho, del oxidante nada más se obtiene un 0,13%.



Figs 5.11 y 5.12 Representación de las concentraciones de oxígeno (izquierda) y pentano (derecha).

5.3.2 Arco eléctrico

En las figuras 5.13 y 5.14 se puede observar un comportamiento similar al del apartado anteriores, la concentración de pentano a la salida es igualmente 0 y la concentración de oxígeno sigue un perfil prácticamente idéntico al de la auto-ignición, aunque los valores son ligeramente superiores (de hasta 0,156%).

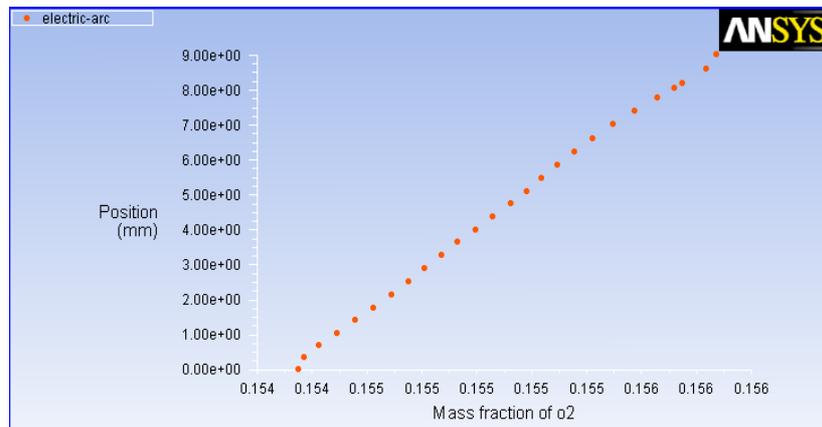


Fig 5.13 Concentración de pentano a la salida por el método de arco eléctrico

Se podría decir que es una combustión que presenta un buen rendimiento y no parece presentar mucha diferencia en el escape de gases con la auto-ignición.

5.3.3 Llama Pre-mezclada

Este es, como se ha podido comprobar en los apartados anteriores, un caso bastante peculiar en cuanto a los resultados obtenidos. Sin embargo, se ha concluido que su frente de llama no es de los mejores ni en temperatura ni en altura y que sus velocidades de escape de los gases son bastante bajas en comparación con las demás.

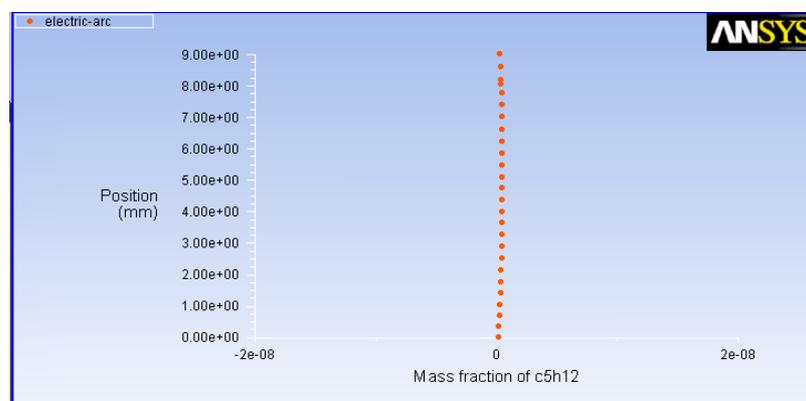


Fig 5.14 Concentración de pentano con el método de llama pre-mezclada

Como se puede observar en las figuras 5.15 y 5.16, su perfil de concentraciones tanto del comburente como del oxidante, son bastante aleatorias. El perfil de salida del pentano es muy similar al perfil de velocidades del apartado anterior (arco eléctrico). Esto puede indicar que si ha habido una buena difusión entre las especies (puesto que la salida es uniforme), pero que la combustión no se ha hecho de manera satisfactoria o totalmente eficiente. Aun así, la cantidad de comburente que se está expulsando por la cámara de gases no supera el 0.01%.

En cambio, el perfil de concentraciones del oxidante tiene un comportamiento que parece totalmente aleatorio. Esto hace dudar de la veracidad de los resultados. Como se ha comentado en apartados anteriores, estos datos con los que se ha analizado el comportamiento de la llama pre-mezclada, se extraen de un intervalo de tiempo en el que la llama todavía es estable y no se ha desprendido de la llama inicial. Estos resultados de concentración indican que probablemente los datos que se han analizado hasta ahora sobre la llama pre-mezclada, son erróneos y probablemente deberían repetirse o volver a hacer un estudio sobre este método de ignición.

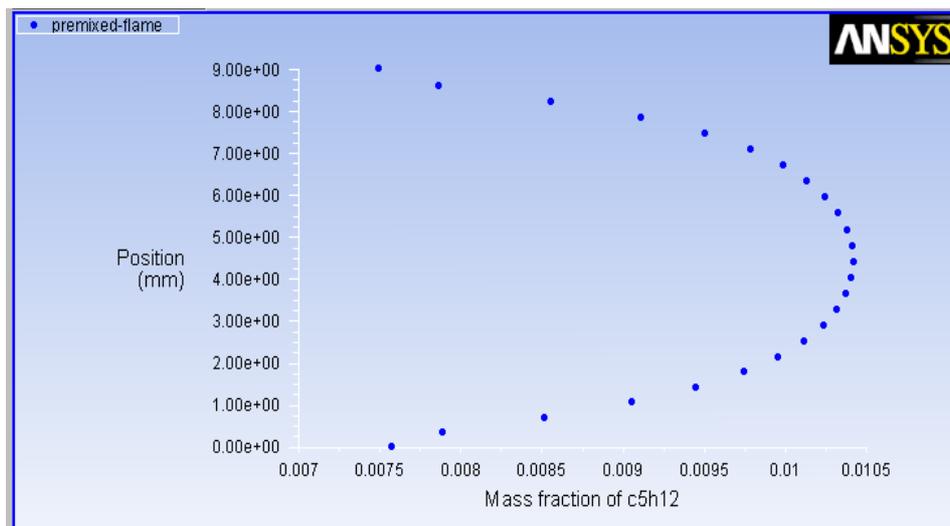


Fig 5.15 Concentración de pentano en la llama pre-mezclada

La conclusión que se puede extraer de este caso es que hay que observar todos los parámetros de salida para determinar si una simulación de este estilo es correcta o errónea, por lo que se vuelve complicado distinguir si una simulación es útil para el estudio o no observando nada más el perfil de temperaturas.

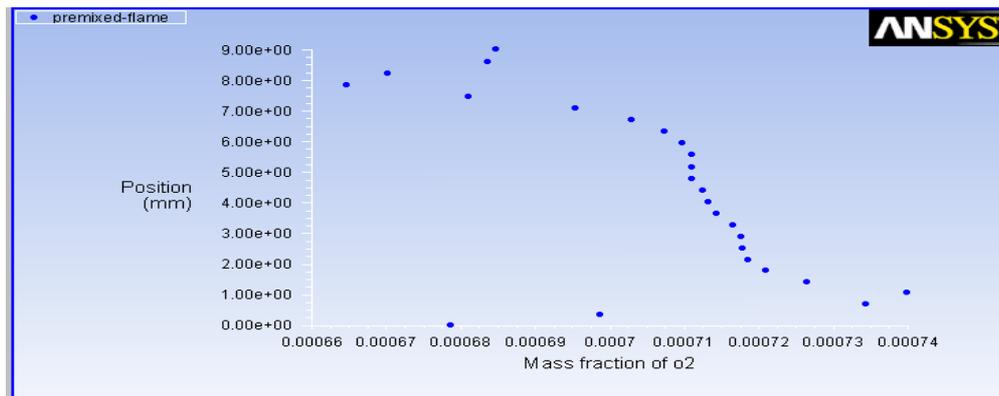


Fig 5.16 Concentración de oxígeno a la salida en llama pre-mezclada

5.3.4 Punto Caliente

El último de los casos a estudiar es el del punto caliente. Como se muestra en las figuras 5.17 y 5.18, su perfil es muy similar al de los apartados 5.3.2 y 5.3.1.

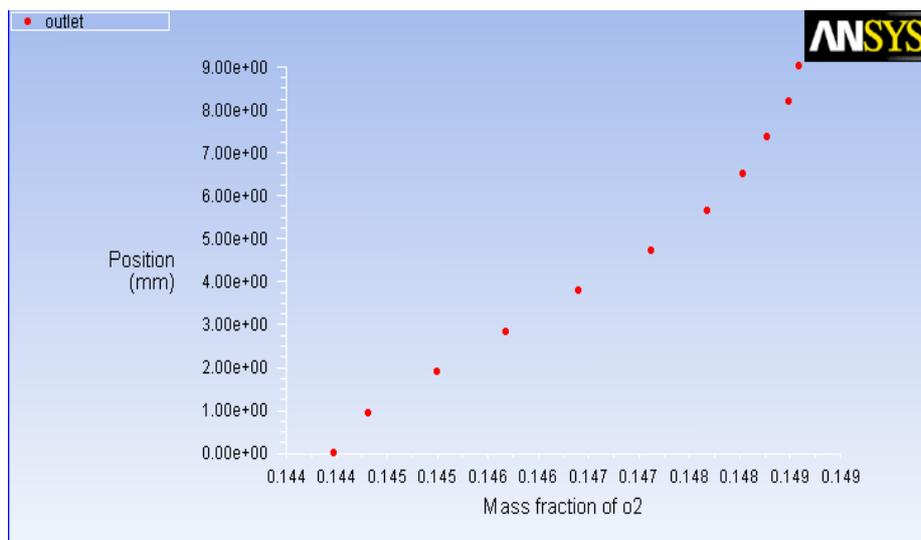


Fig 5.17 Concentración de oxígeno por el método del punto caliente

Se puede ver claramente en la figura 5.18, que el perfil de concentración del pentano vuelve a ser 0% a la salida. Y además, que en la figura 5.17, que la concentración del oxígeno no supera el 0,15%. Estos resultados son prácticamente idénticos a los obtenidos en los apartados anteriores. Esto indica que las combustiones que se han obtenido en todos los casos son unas combustiones prácticamente perfectas en las que se utiliza todo el combustible y todo el oxidante. Es decir, con un rendimiento extraordinario.

Estos resultados se podrían calificar de demasiado optimistas, puesto que en una combustión real el rendimiento no suele ser tan alto. Por lo tanto, como conclusión de este apartado, se puede considerar que (exceptuando los resultados de la llama pre-mezclada) aunque con un buen rendimiento, los resultados finales en las combustiones son realmente óptimos, lo que hace dudar un poco del realismo y la fiabilidad de las simulaciones.

CAPÍTULO 6. PROPUESTAS DE MEJORA

En este capítulo se propondrán algunas mejoras tanto de la cámara de la combustión como de las condiciones para encontrar una combustión óptima en el simulador, en base a los resultados del capítulo 5.

6.1 Modificación de las Condiciones de Contorno del Comburente

La primera de las mejoras, va relacionada con la salida de comburente. Como muestra el estudio, la salida de comburente utilizada se basaba en una pequeña zona de entrada de flujo másico constante. Esto, no es realista, puesto que la cantidad de comburente que se evapora en un caso real depende directamente de la transmisión de calor que se produce desde la llama. Para hacer las simulaciones más fiables y realistas en estudios posteriores, se propone enlazar el flujo másico de salida del combustible con la transmisión de calor que proviene del frente de llama. Esto hace que se consiga la proporción estequiométrica sólo en las zonas de combustión rigiéndose lo más posible a la realidad.

Para conseguir esto, se propone utilizar las *User Defined Functions* de Fluent, que nos permitirá influir en las condiciones de contorno en la salida del comburente a medida que avanza la simulación. Si no se ha utilizado esta función en el estudio, es debido a que es de una complejidad avanzada y se aleja bastante de los conocimientos fundamentales de los que se partieron y de aquellos que se esperaban adquirir en este trabajo de investigación.

6.2 Optimización de la Geometría de la Cámara de combustión

Para mejorar la combustión y habiendo observado los resultados de los sistemas de ignición del capítulo cinco, se concluye que una modificación de la cámara de combustión podría mejorar tanto el comportamiento del frente de llama, como el rendimiento de la cámara en general. La propuesta de mejora, se basa en los resultados del punto caliente. Como se ha podido observar, éste, ha sido el que mejor comportamiento de llama ha presentado, tanto en temperatura, como en altura de ésta. En cambio su perfil de velocidades a la salida, era el que peores características presentaba. Por ello, la propuesta es mantener este punto pero con reducciones en la temperatura y colocando una llama premezclada justo después. Teniendo en cuenta que la llama premezclada ha sido el único de los sistemas de ignición que no ha funcionado y del que no se han obtenido resultados fiables, se podría pensar que no es una conclusión definitiva. En contraposición, hay que decir que el efecto del punto, hace que el flujo se mantenga más bajo y podría ayudar en gran medida al comportamiento de la llama pre-mezclada.

Por otra parte, se propone colocar un punto a una temperatura más baja, que permita colocar ese sistema disminuyendo los costes, y una llama pre-mezclada que asegure la combustión de la mezcla. Esta llama pre-mezclada debería tener un flujo másico de salida menor que en el estudio. Esta conclusión parte de la base de que la razón por la cual el estudio no ha obtenido resultados rotundos, es debido a que la llama pre-mezclada entra en la cámara de combustión con demasiada fuerza, éste hacer disminuir el flujo másico. Colocando pues el punto, se espera solucionar el problema de la llama pre-mezclada y así, obtener unos resultados similares a los del punto caliente en el comportamiento de la llama, y por consiguiente, una mejor salida de los gases gracias al comportamiento de la llama premezclada.

6.3 Limitación en la Temperatura

La última de las propuestas para mejorar el estudio, es la de limitar las temperaturas obtenidas en las simulaciones para descartar las simulaciones en las que las temperaturas son demasiado altas. Así podría afinarse los resultados similares a una realidad más cercana, y en definitiva, a los que se espera obtener en una simulación. Como se ha podido comprobar, en los perfiles de temperatura no se esperan temperaturas en el frente de llama superiores a los 3000 K, por lo que se propone colocar una temperatura de este rango como unos 3200K. Definiéndola como temperatura máxima a la que la simulación puede alcanzar, substituyendo así los 5000K de limitación que presenta Fluent de forma predeterminada.

CONCLUSIONES

A lo largo del TFC se han expuesto diferentes métodos de ignición para una cámara de combustión con un propelente sólido como es el pentano y un oxidante que debido a limitaciones del modelo químico del Fluent se ha determinado que sería el oxígeno puro.

De los resultados obtenidos en estas simulaciones para los diferentes métodos se ha determinado que no hay un método único y óptimo para comenzar la combustión en la cámara, la solución propuesta es una combinación de dos de ellos que podría proporcionar al final el mejor rendimiento, tanto de la cámara como del frente de llama.

También se ha podido determinar la dificultad que un software de simulación del comportamiento aerodinámico como es Fluent presenta ante el estudio de la cinética química con sus librerías predeterminadas. Esta dificultad se ha manifestado en el número de simulaciones descartadas en las que no se ha conseguido una combustión correcta.

Este TFC no tiene unas aplicaciones directas al mundo real, ni se pueden obtener resultados que se consideren aptos para transformar las simulaciones en un caso práctico y realizar un modelo a escala para hacer pruebas en la realidad. No obstante se han dado las bases para hacer un estudio en profundidad sobre el tema y se han comprendido mejor las características de Fluent a la hora de evaluar los componentes químicos.

Se concluye finalmente que este es un estudio que puede dar pie a estudios posteriores en el ámbito de la investigación de la simulación de cámaras de combustión híbridas con el software Fluent, habiendo despejado el camino para que los siguientes estudios puedan profundizar en el tema de la combustión híbrida, tomando como base este TFC que se podría considerar como la introducción a la combustión de propulsores híbridos en Fluent.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Altman, D. *Rocket Propulsion: Present and Future*. Bergamo, Italy: Grafiche GSS, 2003.
- [2] Gariani, G. *Numerical Simulation of The Turbulent, Reactive Flow Field in*. Milano: Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Dottorato di Ricerca in Ingegneria Aerospaziale, 2007.
- [3] Sutton, G. P. *Rocket Propulsion Elements*. Canada: John Wiley & Sons, INC, 2001.
- [4] Luca, L. D. Capitolo 1, 4 e 12: Fondamento e Definizioni: *Problemi Energetici in Propulsione Aerospaziale: Appunti per Studenti*. Milano, Dipartimento di Energetica, Politecnico di Milano, 1996.
- [5] Marxman, G., Gilbert, M. *Turbulent Boundary Combustion in The Hybrid Rocket*. 9th International Symposium on Combustion, 1972.
- [6] McFarlane, J., Kniffen, R., Lichatowich, J. *Design and testing of amroc 250000*. Washington DC, EEUU. AIAA Paper 93-2551, 1993.
- [7] Timmatm Y.M. *Advanced Chemical Rocket Propulsion*. Academic Press, London, UK, 1987.
- [8] Yunus A. Çengel, Boles M. A. *Thermodynamics: An engineering approach*. Sexta edición. Reno, EEUU, 2008.

