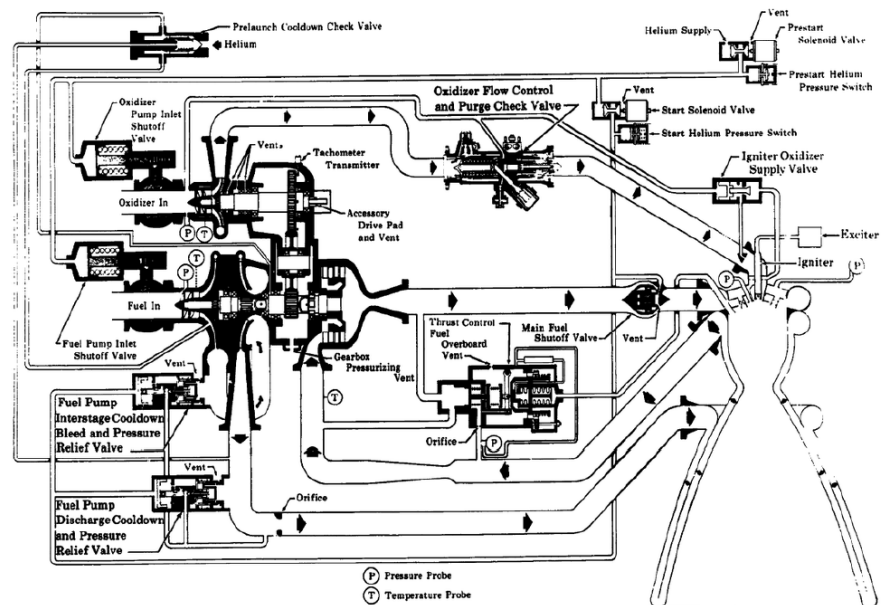


PROPULSIÓN ESPACIAL Y LANZADORES

TRABAJO 4:

PROOSIS | LPRES – Actuaciones del motor RL10



NOELIA MARTÍNEZ FIGUEIRA

53795779-K

ANDRÉS PEDRAZA RODRÍGUEZ

50560889-N

JOSÉ MARÍA VERGARA PÉREZ

77139877-Q

8 de febrero de 2021

Índice

1. INTRODUCCIÓN	3
2. DISEÑO	3
2.1 Geometría necesaria para los cálculos “fuera de diseño” de todos los componentes	4
2.2 Caída de presión que es necesario imponer en el regulador de fuel en diseño	4
2.3 Evolución a lo largo del ciclo de las variables de presión y temperatura de remanso	5
2.4 Empuje e impulso específico en condiciones de diseño	7
3. ACTUACIONES	8
3.1 Actuaciones cuando se varía la altura de vuelo entre 0 y 100 km	8
3.2 Actuaciones cuando se varía la caída de la presión en el regulador de fuel	11
4. OPERABILIDAD Y CONTROL	18
4.1 Variación de O/F, T_c , c^* , cuando se varía la caída de presión del regulador de fuel entre 25 bar y 40 bar.	18
4.2. Caída de presión necesaria en el regulador de oxidante para mantener la relación de mezcla constante en todo momento.....	20
5. DISEÑO DE UN SISTEMA DE REGULACIÓN DE EMPUJE ALTERNATIVO	21
6. CONCLUSIONES	23
7. SOBRE LAS CLASES DE PROOSIS LPRES.....	24

1. INTRODUCCIÓN

El principal objetivo de este trabajo es llevar a cabo un análisis preliminar de las actuaciones del RL10, un motor cohete de propulsante líquido criogénico, utilizando el programa PROOSIS|LPRES.

Para ello, en primer lugar, se va a proceder a la elaboración del esquema simplificado que simule dicho motor. A continuación, se analizará el problema de diseño del motor para obtener las geometrías de los diferentes componentes que lo definan, y que servirán como variables de entrada para poder analizar sus actuaciones. Además, también se obtendrá la caída de presión en el regulador de fuel, que será calculado en función de las condiciones de diseño especificadas. Una vez que se cuente con todos los datos necesarios, se definirán las geometrías de cada componente calculadas en diseño y se cambiará su modo de operación a fuera de diseño, analizando el comportamiento del motor para varias alturas de vuelo y para diferentes valores de la caída de presión en el regulador de fuel.

Tras analizar sus actuaciones, se intentará realizar una aproximación al control de un motor cohete introduciendo un nuevo regulador de presión en el circuito de oxidante para así mantener la relación de mezcla constante, y se analizarán sus efectos sobre el motor y sus principales parámetros. Finalmente, se propondrá un sistema de regulación de empuje alternativo, de forma que introduciendo los mínimos cambios posibles en el esquema del RL10 se consiga la regulación del empuje manteniendo la relación de mezcla constante e igual a su valor nominal independientemente de la caída de presión que se imponga en el regulador de fuel.

2. DISEÑO

El primer paso para el estudio del motor cohete de propulsante líquido RL10, es la definición en el programa PROOSIS|LPRES de su esquema simplificado. Para ello, se utilizarán los componentes de su librería, y se definirán en cada uno de ellos los valores necesarios para definir su punto de diseño, y que han sido proporcionados como enunciado de este trabajo. En la Figura 1 puede observarse una captura del esquema definido en el programa.

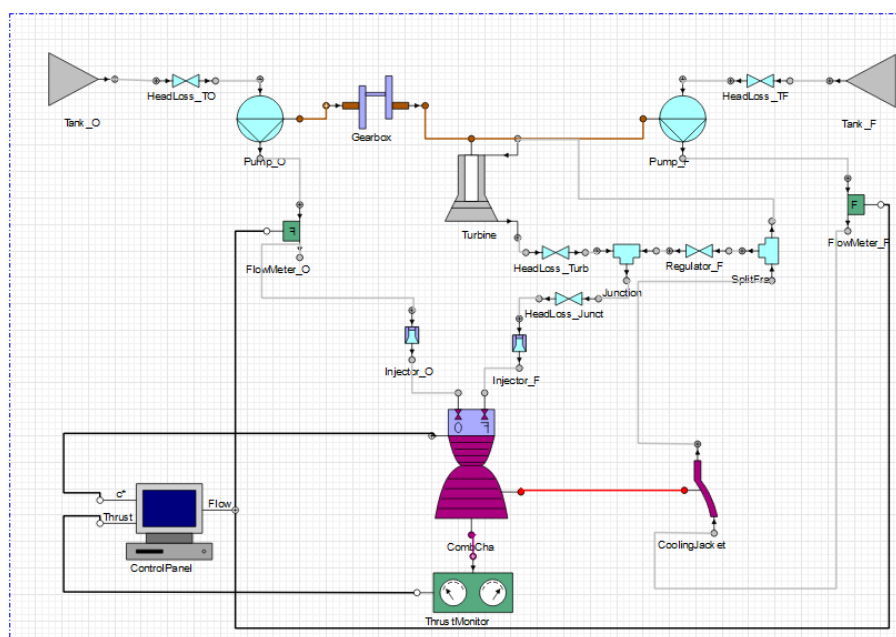


Figura 1: Esquema simplificado del motor RL10 realizado en PROOSIS|LPRES

Una vez hecho esto, se definen en cada componente los valores necesarios para establecer su punto de diseño, y también se deja el regulador de fuel en modo de diseño para que la caída de presión que se debe de imponer en ese componente sea calculada tras realizar la simulación teniendo en cuenta todas las condiciones especificadas. A continuación, se crea una partición donde la altura será la condición de contorno, y se realizará un análisis de la geometría de los diferentes componentes y caída de presión en el regulador de fuel para una altura de 9 km.

2.1 Geometría necesaria para los cálculos “fuera de diseño” de todos los componentes

Una vez que se realiza la partición y experimento para el caso de diseño en el programa, se obtienen las diferentes geometrías que luego serán definidas en cada componente para obtener las actuaciones del motor. En la Tabla 1 se recogen estos valores.

Tabla 1: Geometría obtenida en diseño para los diferentes componentes del motor RL10

Inyectores		Bombas			
Área inyector de fuel (m ²)	Área inyector de oxidante (m ²)	Bomba de fuel		Bomba de oxidante	
		Área de entrada (m ²)	Radio medio (m)	Área de entrada (m ²)	Radio medio (m)
Injector_F.A_d	Injector_O.A_d	Pump_F.A_in_d	Pump_F.r_m_d	Pump_O.A_in_d	Pump_O.r_m_d
0.00178349971	0.000580606872	0.000677279675	0.208304833	0.0014118924	0.194281146

Turbina		Cámara de combustión
Área de entrada (m ²)	Radio medio (m)	Área de garganta (m ²)
Turbine.A_in_d	Turbine.r_m_d	CombCha.A_th_d
0.000513113762	0.715229315	0.0134109877

Además de esta geometría que se va a utilizar para diseño, el programa también proporciona otros datos geométricos que pueden ser de interés como el área de salida de la cámara de combustión, el área mojada de la camisa de refrigeración, entre otros.

2.2 Caída de presión que es necesario imponer en el regulador de fuel en diseño

Como ya se ha comentado, la caída de presión experimentada por el regulador de fuel, Regulator_F.dp_d, ha sido impuesta como un output de la simulación en base a las condiciones de diseño que habían sido especificadas. Se ha obtenido el siguiente valor:

Tabla 2: Caída de presión en el regulador de fuel.

Caída de presión en el regulador (Pa)	Regulator_F.dp_d	3219188.99
--	------------------	------------

2.3 Evolución a lo largo del ciclo de las variables de presión y temperatura de remanso

En la Tabla 3 se recoge la evolución de la presión siguiendo la línea del oxidante, desde la bomba de oxidante hasta la cámara de combustión, y en la Tabla 4 se recoge la evolución de la presión en el ciclo siguiendo la línea de fuel. Esto se observa a través de los diferentes valores de presión que el programa permite medir en cada uno de sus componentes cuando se realiza el experimento.

Tabla 3: Evolución de la presión en los diferentes componentes de la línea de oxidante.

Tank_O.pt (Pa)	320606.2
HeadLoss_TO.f_in.pt (Pa)	320606.2
HeadLoss_TO.f_out.pt (Pa)	315104.184
Pump_O.f_in.pt (Pa)	315104.184
Pump_O.f_out.pt (Pa)	4597104.18
FlowMeter_O.f_in.pt (Pa)	4597104.18
FlowMeter_O.f_out.pt (Pa)	4597104.18
Injector_O.f_in.pt (Pa)	4597104.18
CombCha.g.pt (Pa)	3275010

Se puede observar cómo inicialmente, la presión de salida de los tanques tanto del oxidante como del reductor sufre unas ligeras pérdidas de presión tras pasar por el componente HeadLoss_TO y TF. En cuanto a la línea de oxidante, una vez que la presión se eleva en la bomba, esta se mantiene constante y sin pérdidas hasta llegar al inyector (puesto que no se ha definido ningún componente entre medias simulando pérdidas en la línea), quedando finalmente una presión de cámara ligeramente inferior como consecuencia de las pérdidas de inyección. El camino que sigue el fuel, sin embargo, es más complejo. Al igual que en el caso anterior, la presión se eleva al llegar a la bomba y a continuación llega a la camisa de refrigeración en la que se producen unas pérdidas que hacen que esta se reduzca. Seguidamente, el fuel se distribuye entre dos caminos, una fracción pasa directamente por la turbina, donde la presión cae muy notablemente (se puede comprobar que el cociente entre la presión de entrada y la presión

Tabla 4: Evolución de la presión en los diferentes componentes de la línea de fuel.

Tank_F.f.pt (Pa)	193053.2
HeadLoss_TF.f_in.pt (Pa)	193053.2
HeadLoss_TF.f_out.pt (Pa)	189798.875
Pump_F.f_in.pt (Pa)	189798.875
Pump_F.f_out.pt (Pa)	7547798.88
FlowMeter_F.f_in.pt (Pa)	7547798.88
FlowMeter_F.f_out.pt (Pa)	7547798.88
CoolingJacket.g.pt (Pa)	6963937.62
SplitFrac.f_in.pt (Pa)	6963937.62
SplitFrac.f_out.pt (Pa)	6963937.62
Turbine.f_in.pt (Pa)	6963937.62
Turbine.f_out.pt (Pa)	3868854.23
HeadLoss_Turb.f_in.pt (Pa)	3868854.23
HeadLoss_Turb.f_out.pt (Pa)	3744748.63
Regulator_F.f_in.pt (Pa)	6963937.62
Regulator_F.f_out.pt (Pa)	3744748.63
Junction.f_in1.pt (Pa)	3744748.63
Junction.f_in2.pt (Pa)	3744748.63
Junction.f_out.pt (Pa)	3744748.63
HeadLoss_Junct.f_in.pt (Pa)	3744748.63
HeadLoss_Junct.f_out.pt (Pa)	3494748.63
Injector_F.f_in.pt (Pa)	3494748.63
CombCha.g.pt (Pa)	3275010

de salida da como resultado el pi de la turbina impuesto, 1.8) y luego se producen unas pérdidas que hacen que se reduzca aún más hasta llegar a uno de los extremos del componente *Junction*. La otra fracción del fuel llega directamente al otro lado de ese componente tras pasar por el regulador de fuel donde la presión se reduce, pudiendo comprobar que baja hasta el mismo valor que el del otro camino seguido por el fuel. Por tanto, al componente *Junction* le llega el fuel por dos caminos diferentes, pero a la misma presión. Tras esto, se producen unas pérdidas en este componente antes de llegar al inyector, donde de nuevo como consecuencia de las pérdidas se reduce la presión, obteniendo finalmente una presión de cámara de 3275010 Pa.

En cuanto a la evolución de la temperatura a lo largo del ciclo, en la Tabla 5 se recoge su evolución a lo largo de la línea de oxidante, desde las bombas hasta llegar a cámara, y en la Tabla 6 la evolución de la temperatura a lo largo de la línea de fuel.

Tabla 6: Evolución de la temperatura en los diferentes componentes de la línea de oxidante.

Tank_O.Tt (K)	98,05556
HeadLoss_TO.f_in.Tt (K)	98,05556
HeadLoss_TO.f_out.Tt (K)	98,05556
Pump_O.f_in.Tt (K)	98,05556
Pump_O.f_out.Tt (K)	99,1952397
FlowMeter_O.f_in.Tt (K)	99,1952397
FlowMeter_O.f_out.Tt (K)	99,1952397
Injector_O.f_in.Tt (K)	99,1952397
CombCha.g.Tt (K)	3180.92667

Tabla 5: Evolución de la temperatura en los diferentes componentes de la línea de fuel.

Tank_F.Tt (K)	21,11111
HeadLoss_TF.f_in.Tt (K)	21,11111
HeadLoss_TF.f_out.Tt (K)	21,11111
Pump_F.f_in.Tt (K)	21,11111
Pump_F.f_out.Tt (K)	31,3343538
FlowMeter_F.f_in.Tt (K)	31,3343538
FlowMeter_F.f_out.Tt (K)	31,3343538
CoolingJacket.g.Tt (K)	164,323329
SplitFrac.f_in.Tt (K)	164,323329
SplitFrac.f_out.Tt (K)	164,323329
Turbine.f_in.Tt (K)	164,323329
Turbine.f_out.Tt (K)	147,137559
HeadLoss_Turb.f_in.Tt (K)	147,137559
HeadLoss_Turb.f_out.Tt (K)	147,137559
Regulator_F.f_in.Tt (K)	164,323329
Regulator_F.f_out.Tt (K)	164,323329
Junction.f_in1.Tt (K)	147,137559
Junction.f_in2.Tt (K)	164,323329
Junction.f_out.Tt (K)	151,106354
HeadLoss_Junct.f_in.Tt (K)	151,106354
HeadLoss_Junct.f_out.Tt (K)	151,106354
Injector_F.f_in.Tt (K)	151,106354
CombCha.g.Tt (K)	3180.92667

Se puede comprobar como inicialmente el fuel y el oxígeno se encuentran almacenados a temperaturas criogénicas, lo que era de esperar puesto que esta es una de las principales características de este tipo de motor. En cuanto a la evolución de la temperatura a lo largo de la línea de oxidante, se puede apreciar como esta aumenta muy ligeramente tras pasar por la bomba, y se mantiene constante hasta llegar a la cámara de combustión, donde como consecuencia del proceso de combustión alcanza una temperatura muy elevada de 3180.92 K. El camino que sigue el fuel, como ya se había comentado, es más complejo. Al igual que para el caso del oxidante la temperatura sufre un ligero aumento tras pasar por la bomba y su valor se mantiene constante hasta llegar a la camisa de refrigeración. La refrigeración

regenerativa es el tipo de refrigeración más utilizada, en esta, el propulsante (en este caso el hidrógeno líquido) se utiliza como refrigerante y luego se incorpora de nuevo a la cámara principal. Se puede observar cómo este es el tipo de refrigeración que se utiliza en el RL10, y la temperatura del hidrógeno líquido aumenta considerablemente (de 31,33 K a 164,32 K) como consecuencia de la absorción de ese calor, por lo que pasará de estado líquido a estado gaseoso (cabe recordar que en el programa utilizado se realizan las simplificaciones de que no existe mezcla de fases). Una vez que atraviesa la camisa de refrigeración, el fuel se divide en dos caminos, por una parte, la fracción que pasa por la turbina, que experimentará un descenso de la temperatura hasta llegar al componente *Junction*, y por otra parte la fracción que antes de llegar a ese componente pasa por el regulador de la caída de presión de fuel, que no tiene efecto sobre la temperatura. Por tanto, en este caso a ese componente *Junction* llega el fuel por dos caminos diferentes y a diferentes temperaturas, uno a 147.14 K y otro a 164.32 K, siendo la temperatura resultante una temperatura intermedia entre las dos, 151.11 K. A partir de ese punto la temperatura se mantiene constante hasta llegar a la cámara principal, donde sufre un gran aumento hasta los 3180.93 K como consecuencia del proceso de combustión.

2.4 Empuje e impulso específico en condiciones de diseño

En cuanto a los valores de empuje e impulso específico, estos se obtienen fácilmente tras el análisis del problema estacionario de diseño a través de las variables medidas por el componente *ControlPanel* (a través del cual se pueden obtener también otras variables como velocidad característica, gasto másico, coeficiente de empuje...) definido en el esquema simplificado de estudio. En la Tabla 7 se recogen los valores obtenidos:

Tabla 7: Valores de empuje e impulso específico obtenidos en diseño para una altura de 9000 m

Empuje (N)	ControlPanel.Thrust	60150.5918
Impulso específico (m/s)	ControlPanel.Isp	3156.95245

En lo referido a las posibles discrepancias entre los valores obtenidos mediante el modelo simplificado que se ha utilizado y el motor real, estas pueden estar causadas principalmente por las hipótesis simplificadoras que en el programa PROOSIS|LPRES se asumen. Hay que tener en cuenta que los cálculos que se realizan son estacionarios, que se asumen líquidos y gases perfectos e ideales, no se considera convivencia de líquido y gas (multifase) en una misma tubería (incluso en los tanques donde conviven ambos estados se va a considerar una interfaz fija y definida, sin mezclas), el rendimiento de las bombas se considera constante e independiente del régimen de trabajo... Por todas estas simplificaciones, entre otras, es muy posible que se hallen diferencias con el comportamiento real del motor, aunque sí permite hacer una estimación y análisis preliminar del problema. El programa completo, con las librerías ESPSS, sí que permitirían una aproximación más exacta al comportamiento real del motor al permitir definir con más detalle todos los elementos.

3. ACTUACIONES

Para el estudio de las actuaciones del motor, se va a cambiar el modo de operación de las bombas, turbina, inyectores y cámara de combustión a modo fuera de diseño, y se definirán en estos componentes las geometrías que habían sido calculadas en el apartado de diseño anteriormente explicado. Además, se va a imponer el valor de la caída de presión del regulador de fuel también calculado en diseño, y va a ser el que controle la regulación de gasto másico a través de turbina, por lo que tendrá un efecto relevante en los principales parámetros del ciclo.

Tras comprobar que al imponer todos estos datos para la misma altura del caso anterior (9000 m) se recuperan los mismos valores que en diseño, verificando así que todos los valores se han definido adecuadamente, se va a analizar, primeramente, cómo influye la variación de la altura en las actuaciones del motor para una caída de presión en el regulador de fuel constante. Posteriormente, se analizará cómo afecta a las actuaciones del motor la variación en la caída de presión en el regulador de fuel para una altura de vuelo constante.

3.1 Actuaciones cuando se varía la altura de vuelo entre 0 y 100 km

Para analizar el efecto que tiene la variación de altura en las actuaciones del motor, se van a calcular algunos parámetros del ciclo como el empuje, impulso específico, velocidad característica y gasto másico total cada 10 km en un rango comprendido entre los 0 y 100 km de altura. A continuación, se muestran las gráficas obtenidas para cada uno de estos parámetros.

➤ Variación del gasto másico con la altura

El gasto másico que atraviesa la turbina del sistema se encuentra regulado a través de la caída de presión en el regulador de fuel. Puesto que en este caso se están analizando varias alturas manteniendo ese parámetro fijo, el gasto másico a través de la turbina es constante, tal y como se observa en la Figura 2.

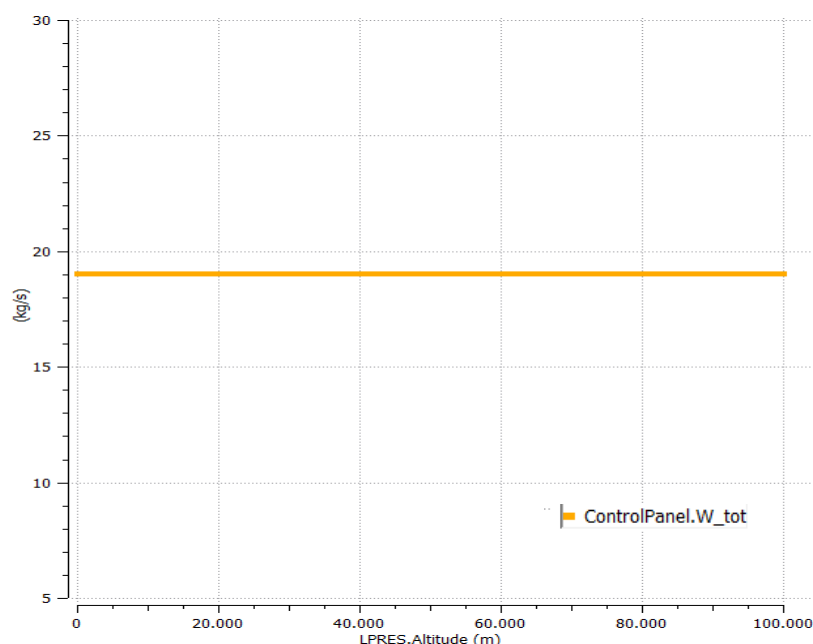


Figura 2: Variación del gasto másico con la altura para una caída de presión en el regulador de fuel constante

➤ Variación de la velocidad característica con la altura

La velocidad característica es un parámetro que depende del área de garganta, presión de cámara y gasto másico del sistema. Anteriormente, se ha visto que el gasto másico permanece constante gracias al regulador de fuel para todas las alturas, y la presión de cámara (aunque no se pida su representación gráfica en este apartado) se ha podido comprobar que permanece también constante a lo largo de toda la operación, puesto que se trata de un parámetro de entrada al problema. Como la geometría del problema también es un dato de entrada procedente de los cálculos de diseño, el parámetro velocidad característica también permanecerá constante independientemente de la altura de operación analizada, tal y como se observa en la Figura 3.

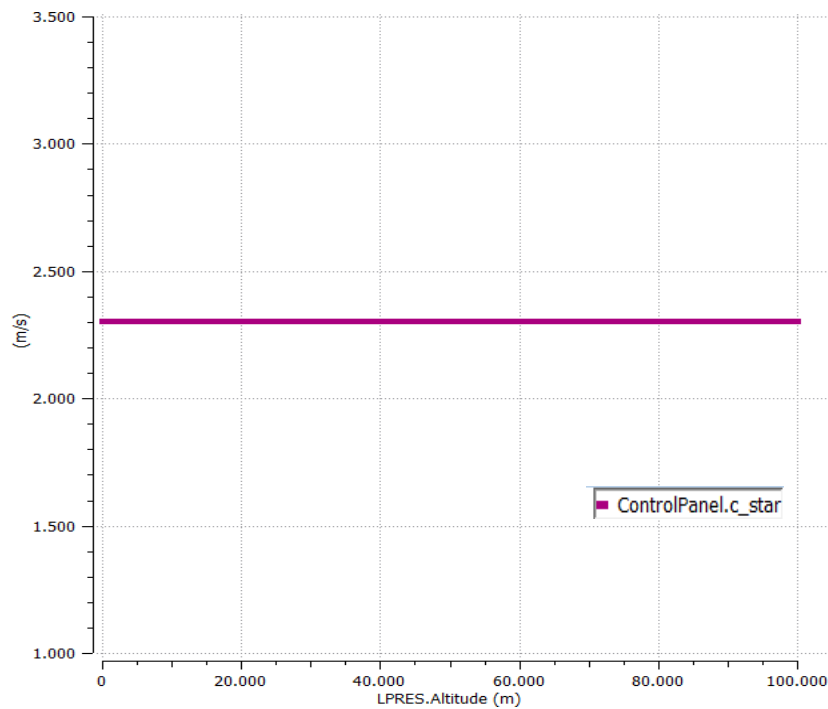


Figura 3: Variación de la velocidad característica con la altura para una caída de presión en el regulador de fuel constante

➤ Variación del coeficiente de empuje con la altura

Se puede observar como el valor obtenido para el coeficiente de empuje en función de la altura es el esperado para este tipo de motores, de forma que este crece monótonamente al aumentar la altura de vuelo, alcanzando un valor asintótico (correspondiente al valor de vacío) entre 1.9 y 2 a medida que disminuye la presión ambiente.

Cabe recordar que este comportamiento viene dado por la expresión:

$$C_E = \Gamma(\gamma) \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \varepsilon \left(\frac{P_s}{P_c} - \frac{P_{amb}}{P_c} \right)$$

Por tanto, es de esperar que, a medida que aumente la altura y la presión ambiente disminuya, el segundo término de la ecuación crezca, y por tanto el coeficiente de empuje también lo hará, tal y como se puede observar en la Figura 4.

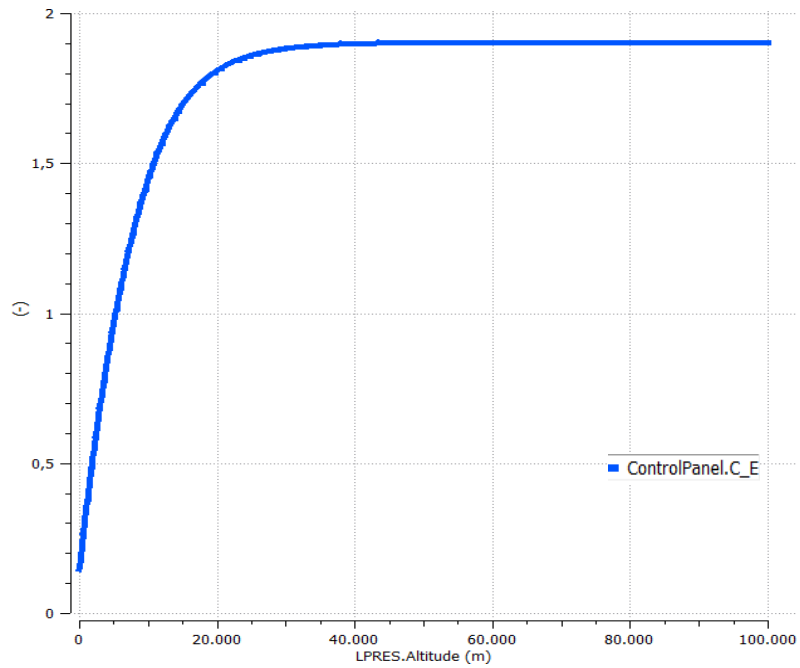


Figura 4: Variación del coeficiente de empuje con la altura para una caída de presión en el regulador de fuel constante

➤ Variación del impulso específico con la altura

Puesto que el impulso específico depende del coeficiente de empuje y del parámetro velocidad característica, y se ha podido comprobar que esta última permanecía constante independientemente de la altura de operación, el impulso específico tendrá la misma forma que el coeficiente de empuje anterior, solo que multiplicado por c^* , tal y como se puede apreciar en la Figura 5.

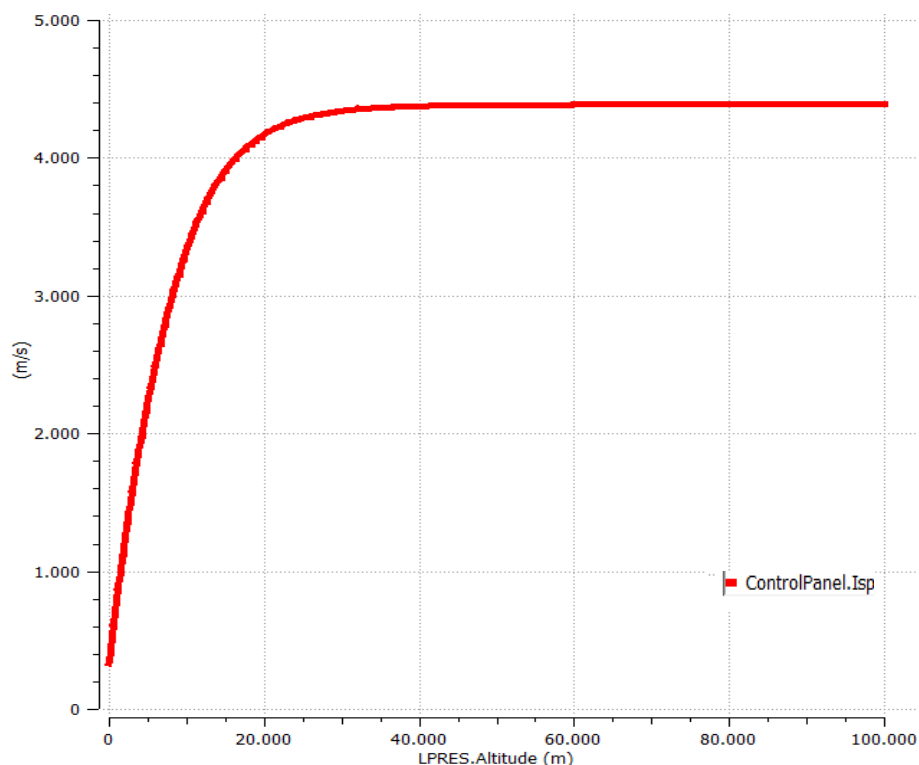


Figura 5: Variación del impulso específico con la altura para una caída de presión en el regulador de fuel constante

➤ Variación del empuje con la altura

En cuanto al empuje, este depende del impulso específico y gasto másico del sistema, por lo que de nuevo la situación es similar a la del caso anterior, el empuje va a tener la misma forma que el impulso específico (del que se comprobaba que tomaba la tendencia del coeficiente de empuje), multiplicado por el gasto másico del sistema que permanece constante independientemente de la altura de estudio. El resultado obtenido con PROOSIS|LPRES se recoge en la Figura 6.

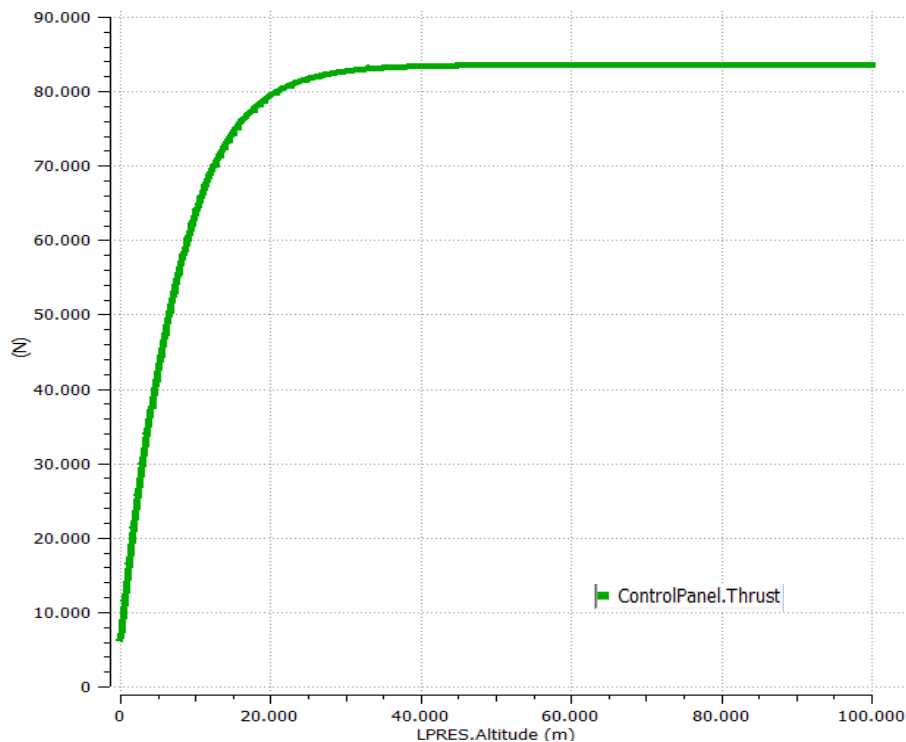


Figura 6: Variación del empuje con la altura para una caída de presión en el regulador de fuel constante

3.2 Actuaciones cuando se varía la caída de la presión en el regulador de fuel

Una vez analizado el comportamiento del sistema a diferentes alturas es también interesante plantear un control sobre el gasto másico que atraviesa la turbina para tener así un control sobre el empuje, en este caso, a una altitud dada (9000 m).

El regulador de fuel, ubicado a la salida de la bifurcación, se encarga de estrangular el flujo de sangrado de forma que cuanto mayor sea la caída de presión en este dispositivo menos fluido atravesará esta rama y más continuará hacia la turbina.

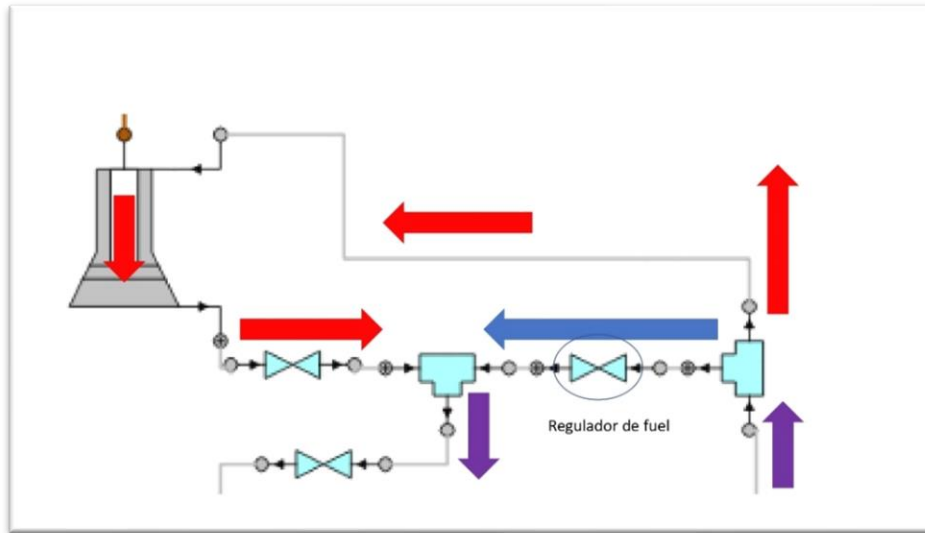


Figura 7: Esquema de la rama de fuel a la llegada a la turbina. En rojo, flujo que atraviesa la turbina; en azul, flujo que se sangra de la rama principal; y en morado, flujo de fuel total.

Así, se puede observar cómo, efectivamente, la fracción de gasto másico que atraviesa la turbina es cada vez mayor a medida que se estrangula la rama de sangrado, tal y como se observa en la Figura 8.

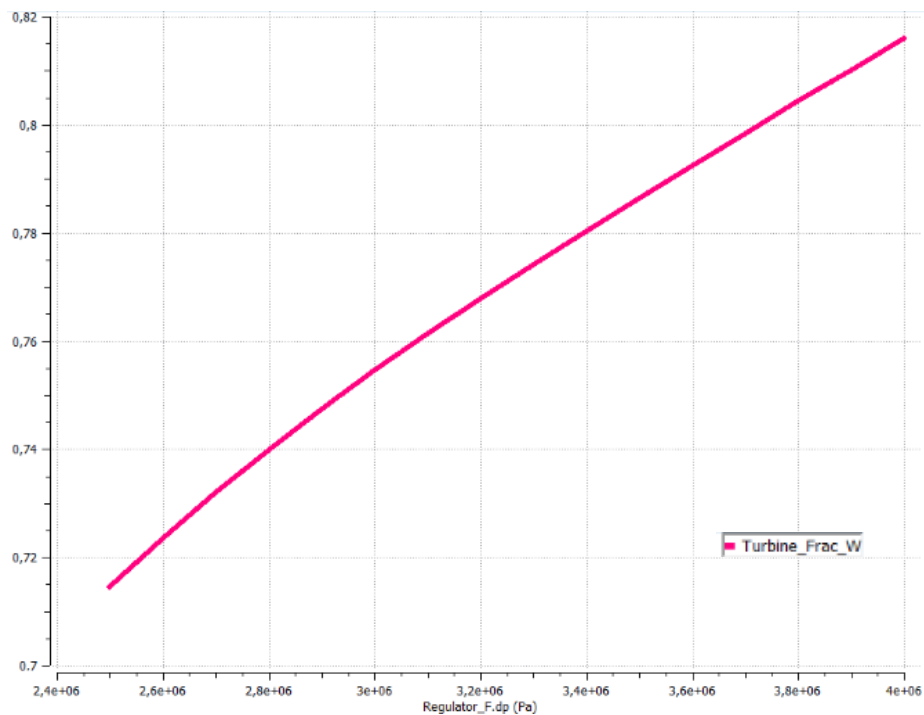


Figura 8: Fracción de gasto másico que atraviesa la turbina en función de la caída de presión en el regulador

Sin embargo, el gasto pseudo-adimensional no presenta el mismo comportamiento. Si bien es cierto que en un primer momento la tendencia es también creciente, este parámetro crece hasta un máximo que es el correspondiente al bloqueo sónico de la turbina.

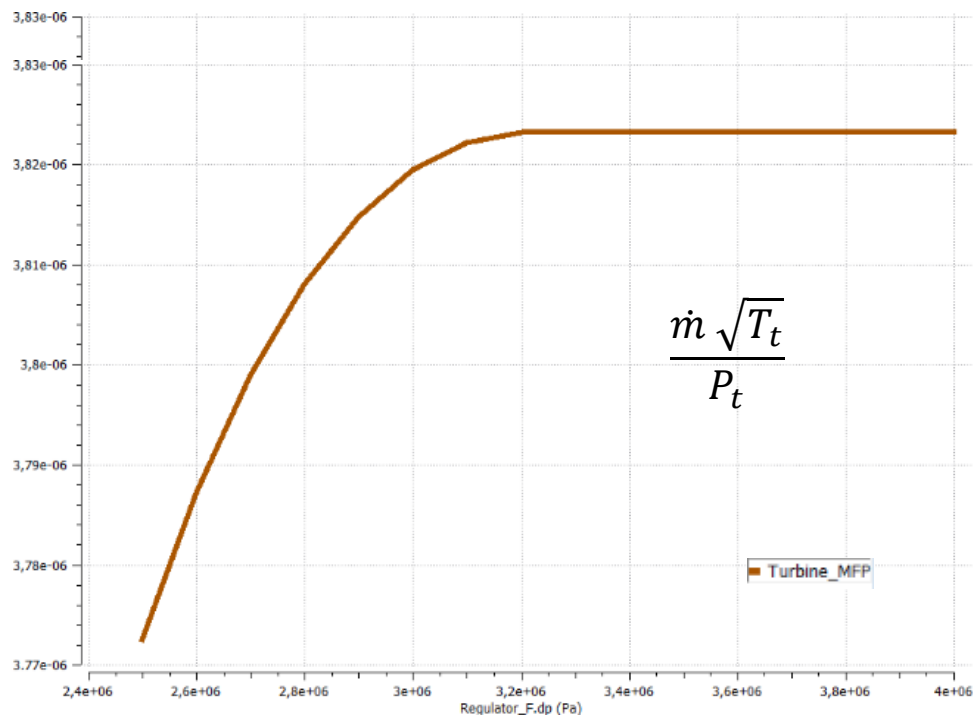


Figura 9: Parámetro de gasto pseudo-adimensional de la turbina en función de la caída de presión en el regulador

En este caso, la relación de mezcla disminuye (como se observa en la Figura 11) a medida que se deriva más gasto a la turbina (es decir, a medida que aumenta la caída de presión en el regulador de fuel). La turbina es la encargada de hacer funcionar ambas bombas, y dado que los trabajos específicos de la turbomaquinaria son constantes e iguales a lo de diseño, un aumento del trabajo de la turbina repercute directamente en el gasto con el que trabajan ambas bombas. De esta forma aumenta el gasto tanto de oxidante como de reductor por lo que la relación de mezcla varía ligeramente.

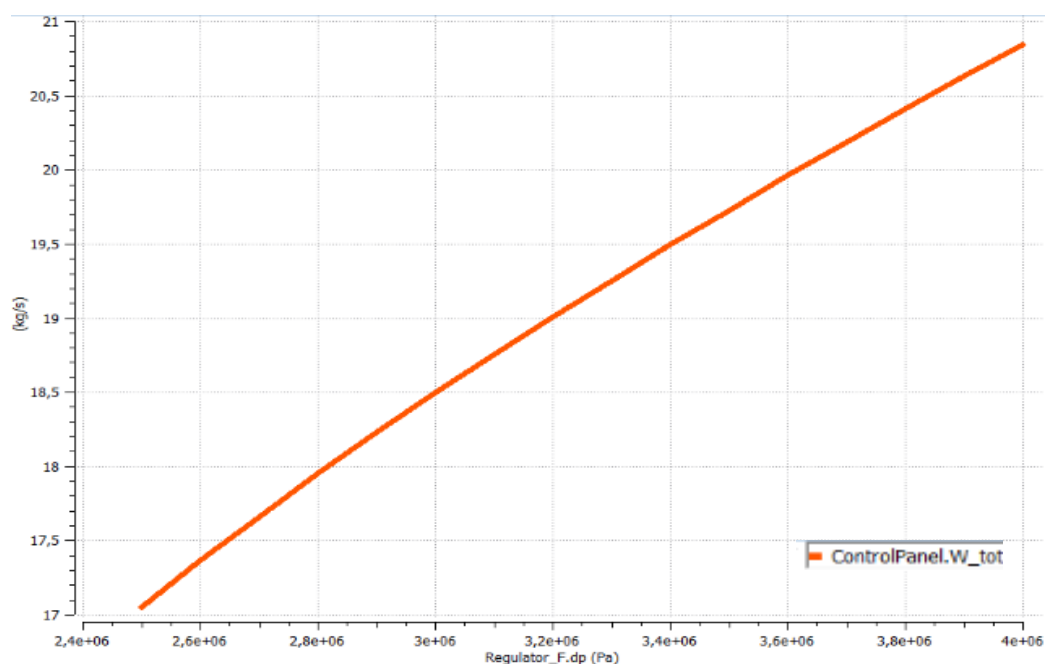


Figura 10: Gasto másico total en función de la caída de presión en el regulador

En este caso la tendencia es decreciente, lo cual choca con lo esperado en un primer análisis a partir de la ecuación del acoplamiento mecánico (ya que un aumento del gasto másico a través de la turbina daría lugar a un aumento de la relación de mezcla). Sin embargo, dado que la variación es muy leve (pasa de 6.1 a 6.035), entran en juego otros componentes que finalmente inclinan la balanza a favor del fuel.

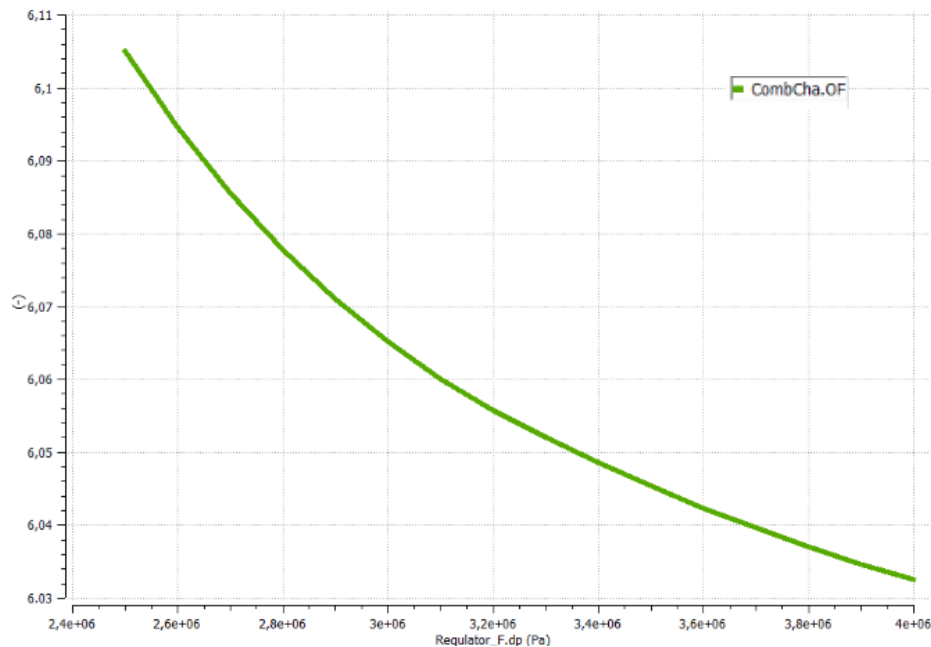


Figura 11: Relación de mezcla en función de la caída de presión en el regulador

Como consecuencia de este comportamiento, la temperatura de cámara también disminuye ya que se aleja más de la reacción estequiométrica, siguiendo esa tendencia marcada por la relación de mezcla tal y como se observa en la Figura 12.

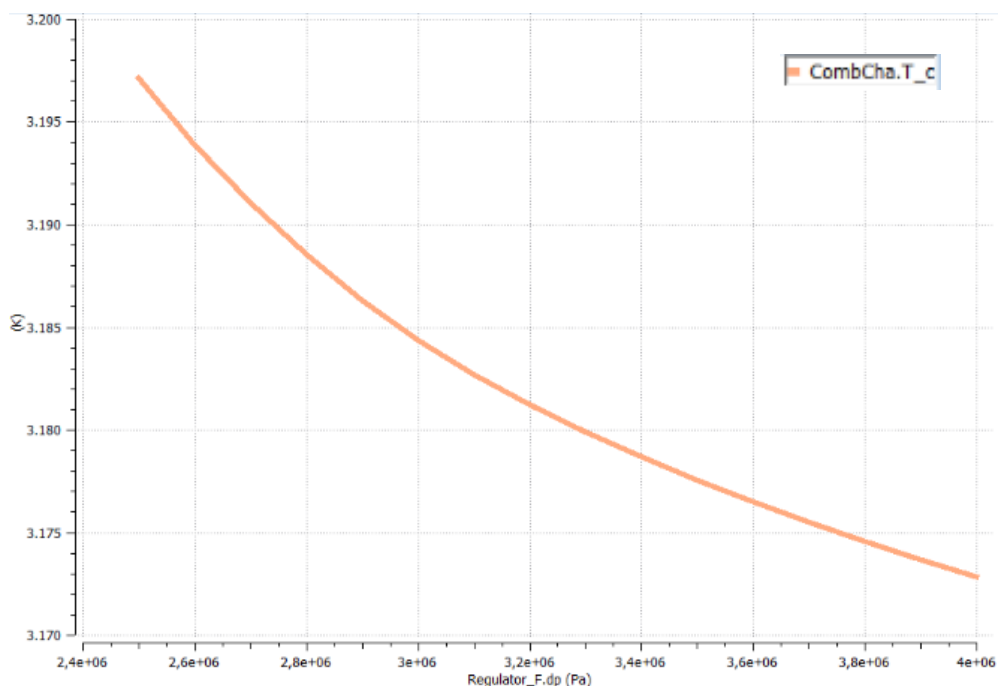


Figura 12: Temperatura de cámara en función de la caída de presión en el regulador

La presión de cámara sin embargo se mantiene constante ya que está fijada y es igual a la de diseño, tal y como se aprecia en la Figura 13.

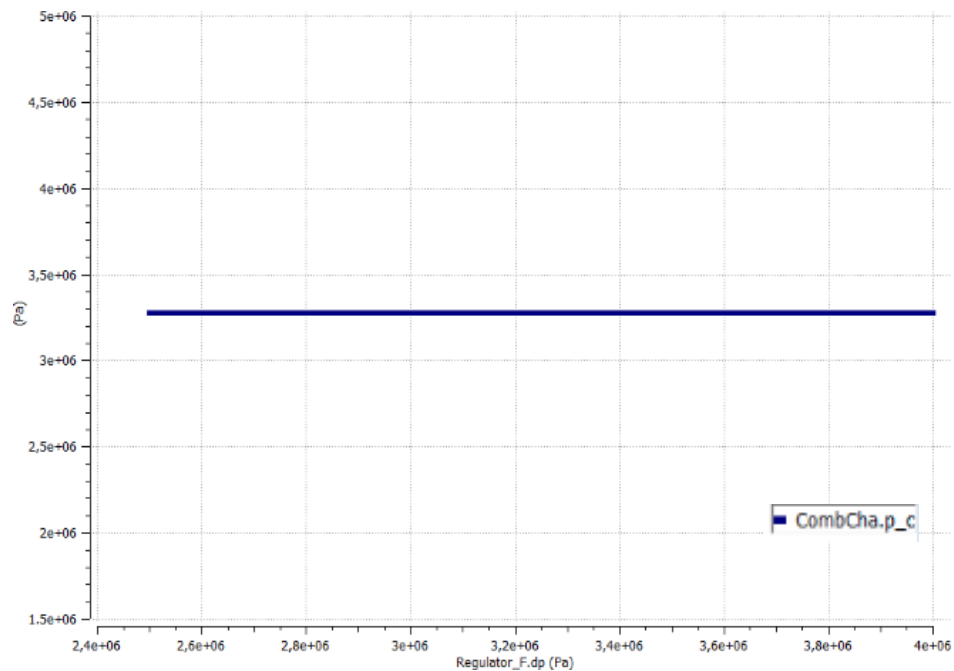


Figura 13: Presión de cámara en función de la caída de presión en el regulador

Como consecuencia de la modificación de parámetros del ciclo interno del motor, la actuación del sistema se ve también modificada. En primer lugar, el coeficiente de empuje varía ligeramente de acuerdo a la modificación de propiedades de los gases de salida, más concretamente de su coeficiente de expansión adiabática γ (ya que como se ha comprobado, la relación de mezcla no es constante con la caída de presión del regulador de fuel)

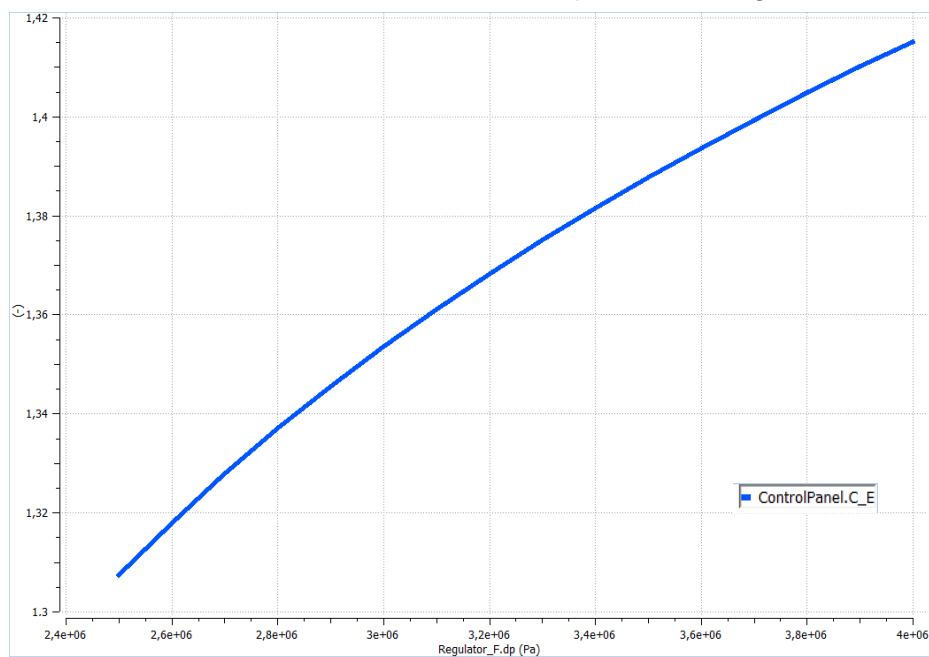


Figura 14: Coeficiente de empuje en función de la caída de presión en el regulador

Esta variación también repercute sobre el parámetro de velocidad característica, aunque en este caso la variación se debe también a la bajada de temperatura (cabe destacar la importancia de los valores de los ejes, se aprecia que el cambio es muy ligero). Dado que la bajada de temperatura es pequeña y la función $\Gamma(\gamma)$ es bastante constante, la variación de este parámetro es también pequeña, de tan solo unos metros por segundo.

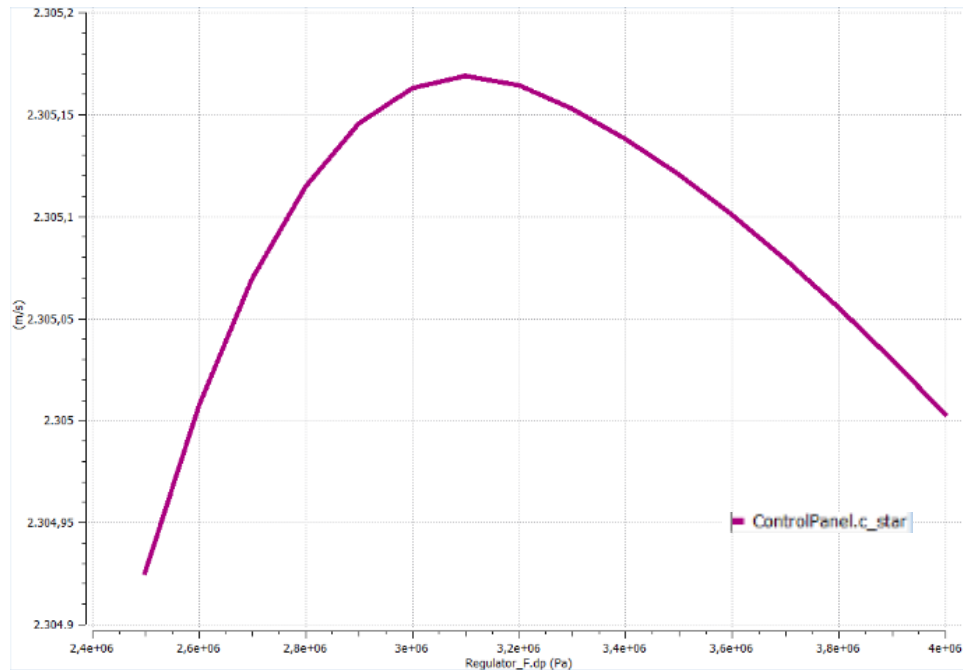


Figura 15: Parámetro de velocidad característica en función de la caída de presión en el regulador

La combinación de estos dos efectos, bajada de temperatura y variación de $\Gamma(\gamma)$ y R, da lugar a un máximo para un valor de la caída de presión del regulador.

El impulso específico, al ser fruto de los dos parámetros anteriores, sufre un comportamiento similar al coeficiente de empuje, ya que es el que más varía, aunque se puede observar una ligera modificación allí donde c^* es máximo.

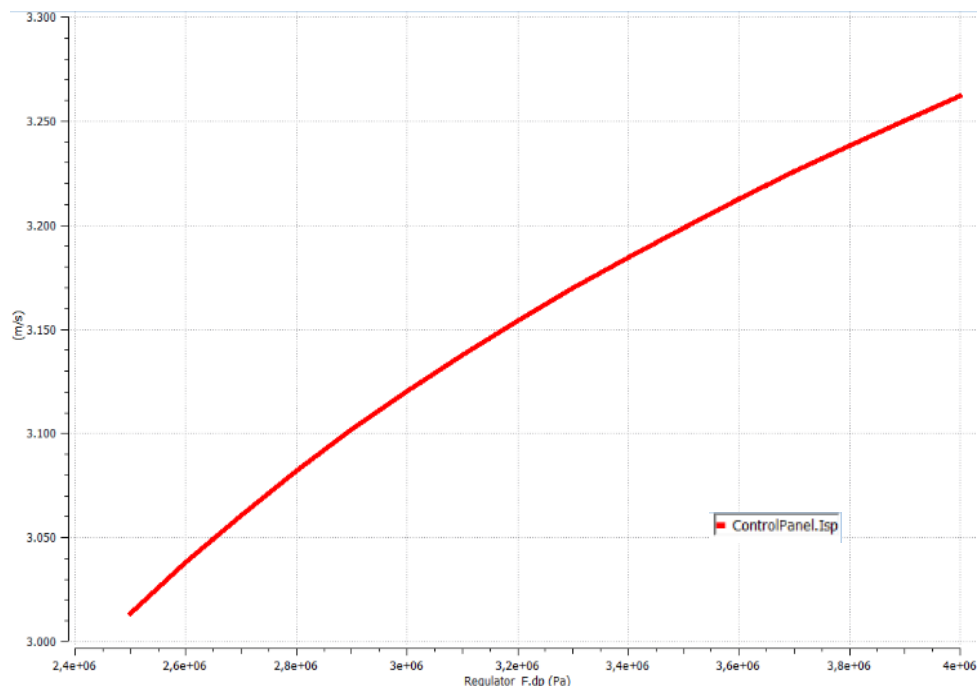


Figura 16: Impulso específico en función de la caída de presión en el regulador

El empuje es el resultado de dos parámetros con tendencia creciente, el gasto másico y el impulso específico y como era de esperar su comportamiento sigue también esta tendencia.

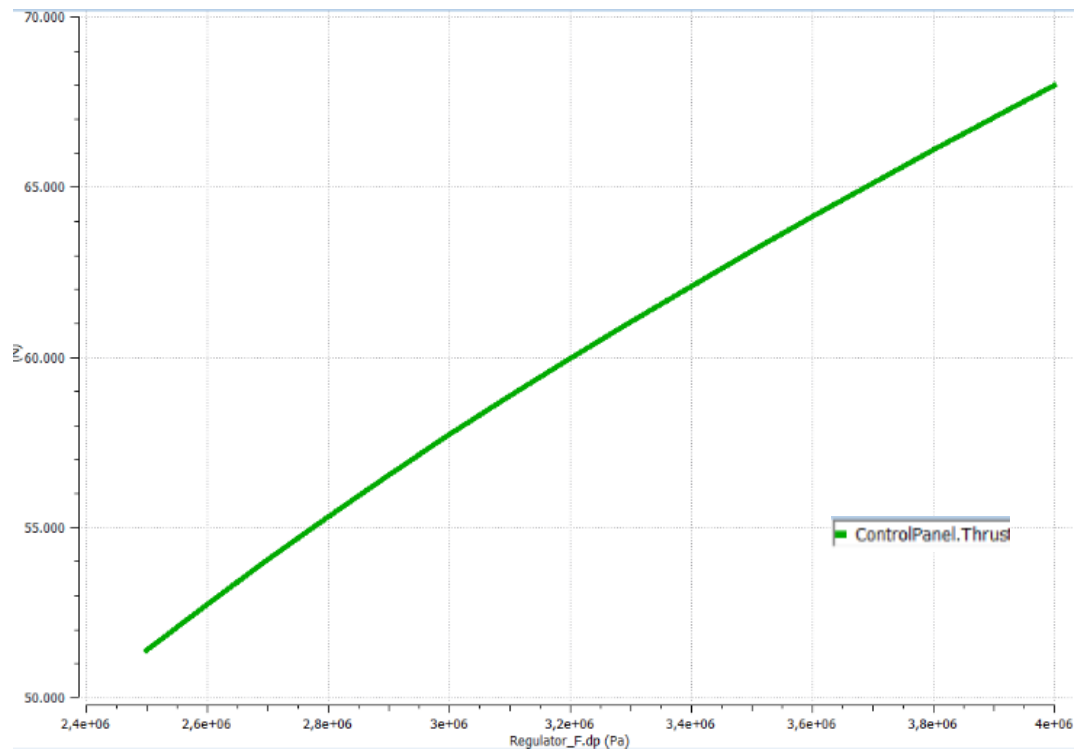


Figura 17: Empuje en función de la caída de presión en el regulador

4. OPERABILIDAD Y CONTROL

Como se ha podido ver en el apartado anterior, la relación de mezcla en la cámara no permanece constante. Por ello, y como primera aproximación a un sistema de control, se va a añadir un regulador de presión en el lado del oxidante cuyo objetivo es mantener la relación oxidante/reductor en la cámara de combustión constante en cualquier condición de diseño.

Para el estudio del sistema de control, se define un experimento que va a explorar el mismo rango de caídas de presión en el regulador de fuel.

4.1 Variación de O/F, T_c , c^* , cuando se varía la caída de presión del regulador de fuel entre 25 bar y 40 bar.

➤ Variación de la relación O/F

Lógicamente, como el objetivo del sistema de control es mantener la relación de mezcla constante, este valor no va a variar con el punto de funcionamiento.

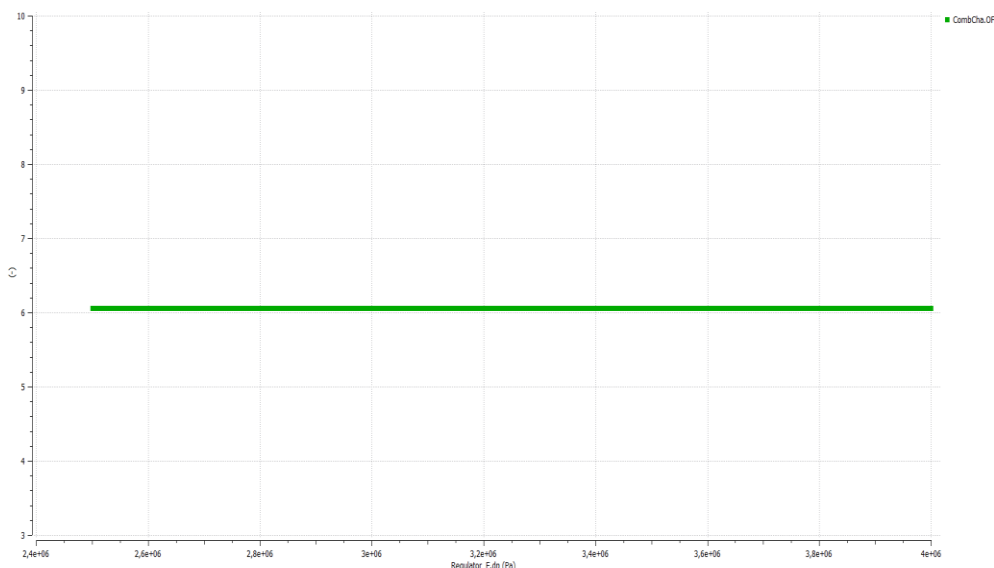


Figura 18: Relación de mezcla en función de la caída de presión del regulador de fuel, haciendo uso de un sistema de control mediante un regulador en el lado de oxidante

➤ Variación de la temperatura de cámara

En este caso, se puede observar como la temperatura de cámara experimenta un ligero descenso.

Si bien la tendencia de la curva es similar al caso anterior (Figura 12), se puede observar que el orden de magnitud de la variación es notablemente más bajo. Es decir, más que un cambio en la tendencia de la curva se produce un notable cambio en la magnitud de la misma. Mientras que en el caso donde no había sistema de control la variación era de varias decenas de K, en este caso no llega a más que unas pocas unidades, es prácticamente constante.

Esto se debe a que la temperatura de cámara depende en gran medida de la relación de mezcla, por lo que al mantenerse esta última constante, la variación que se espera de la temperatura de cámara es muy pequeña.

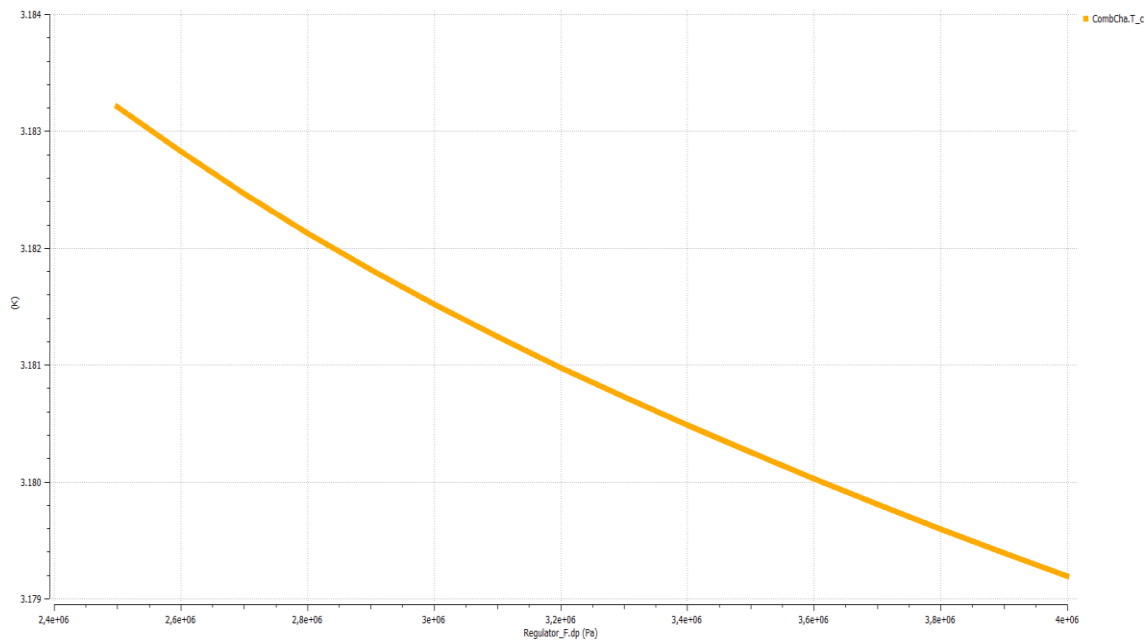


Figura 19: Temperatura de cámara en función de la caída de presión del regulador de fuel, haciendo uso de un sistema de control mediante un regulador en el lado de oxidante

➤ Variación del parámetro de velocidad característica

En este caso, hay una variación mucho más acusada de la tendencia del parámetro de velocidad característica. Al mantenerse constante la relación de mezcla, los productos de combustión deben permanecer constantes, y, por tanto, la relación de calores específicos, γ , y la constante de los productos de combustión R , también.

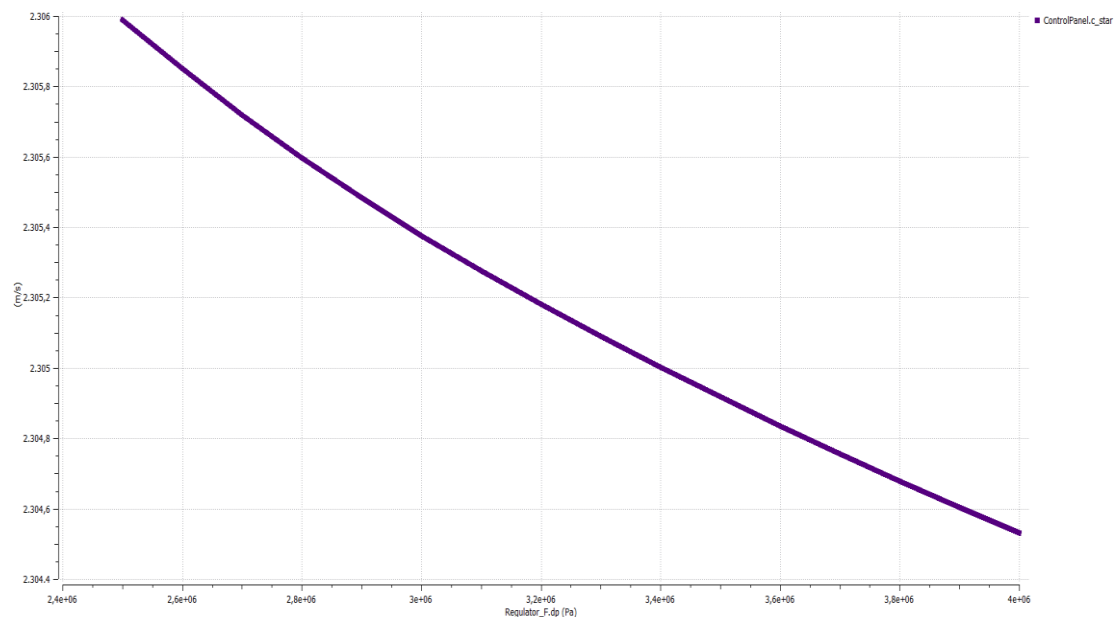


Figura 20: velocidad característica en función de la caída de presión del regulador de fuel, haciendo uso de un sistema de control mediante un regulador en el lado de oxidante

Como el único valor que va a cambiar será la temperatura de cámara, y lo hace de manera muy leve, la velocidad característica tendrá una variación similar (véase Figura 19). Este cambio tan acusado en la tendencia se debe, por tanto, a que, anteriormente, variaban tanto la temperatura de cámara como la proporción de los productos de combustión, dando lugar a un óptimo (véase Figura 15). Al mantener constante la relación de mezcla, únicamente varía la temperatura de la cámara, por lo que la velocidad característica variará con ella.

4.2. Caída de presión necesaria en el regulador de oxidante para mantener la relación de mezcla constante en todo momento.

A continuación, se presentan los valores necesarios de la caída de presión en el regulador de oxidante que permite mantener constante el valor de la relación de mezcla para cualquier punto de funcionamiento.

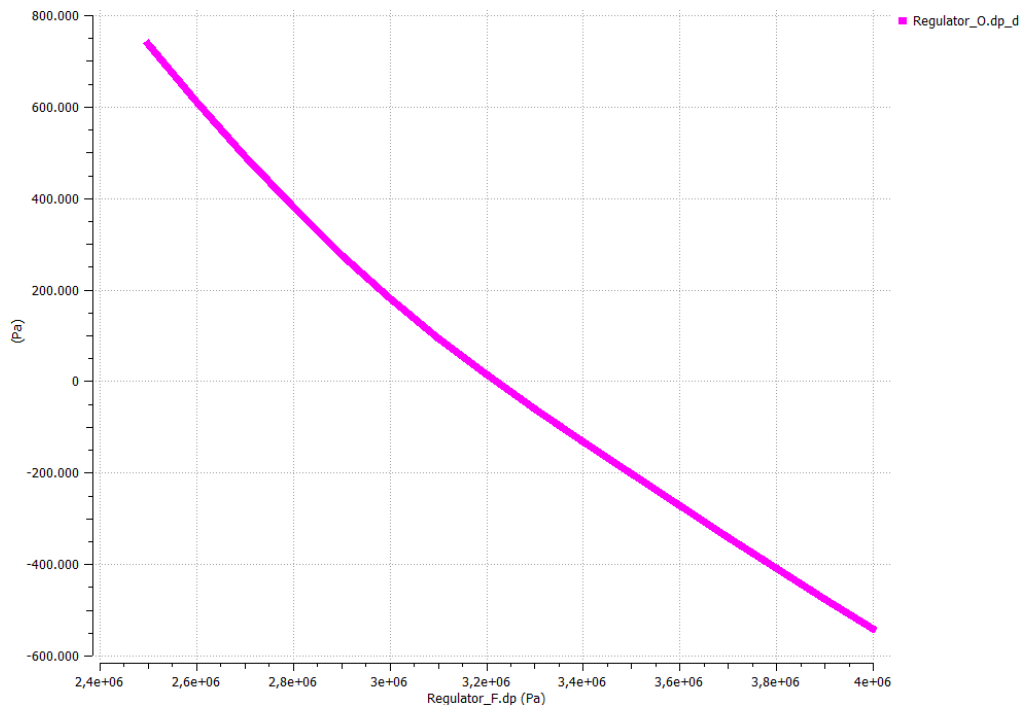


Figura 21: Caída de presión necesaria en el regulador de oxidante en función de la caída de presión del regulador de combustible, para mantener constante la relación de mezcla en la cámara de combustión

Puede verse como la caída de presión del regulador de oxidante necesaria para mantener la relación de mezcla constante va disminuyendo hasta que llega un punto donde se vuelve negativa. Esto hace que el sistema de control no sea viable, ya que una caída de presión negativa implica, en este caso, comunicar energía al fluido. En otras palabras, el regulador estaría actuando como una bomba. Se deduce, como consecuencia de esto, que el sistema de control no resulta viable para un rango bastante elevado de caídas de presión del regulador de combustible, es decir, no serviría para cualquier condición de operación.

5. DISEÑO DE UN SISTEMA DE REGULACIÓN DE EMPUJE ALTERNATIVO

En el apartado anterior se extrajo la conclusión de que el sistema de control mediante un regulador para el oxidante no es viable para cualquier condición de funcionamiento. A continuación, se va a intentar proponer un sistema de control alternativo.

Existen muchas opciones de modificación que pasan desde la introducción de válvulas y elementos de control de las líneas fluidas hasta la implementación de sistemas mecánicos más complejos. En este caso se ha optado por la modificación del área de los inyectores para controlar así directamente el relación de mezcla de la cámara de combustión. Se puede encontrar este tipo de inyectores (de área variable) en algunos sistemas bipropulsantes entre los que destaca el motor Merlin de SpaceX y el motor experimental TR-106¹ que también trabaja con LH2/LOX y es capaz de proporcionar 2892 kN. Ambos motores cuentan con inyectores de tipo “pintle”.

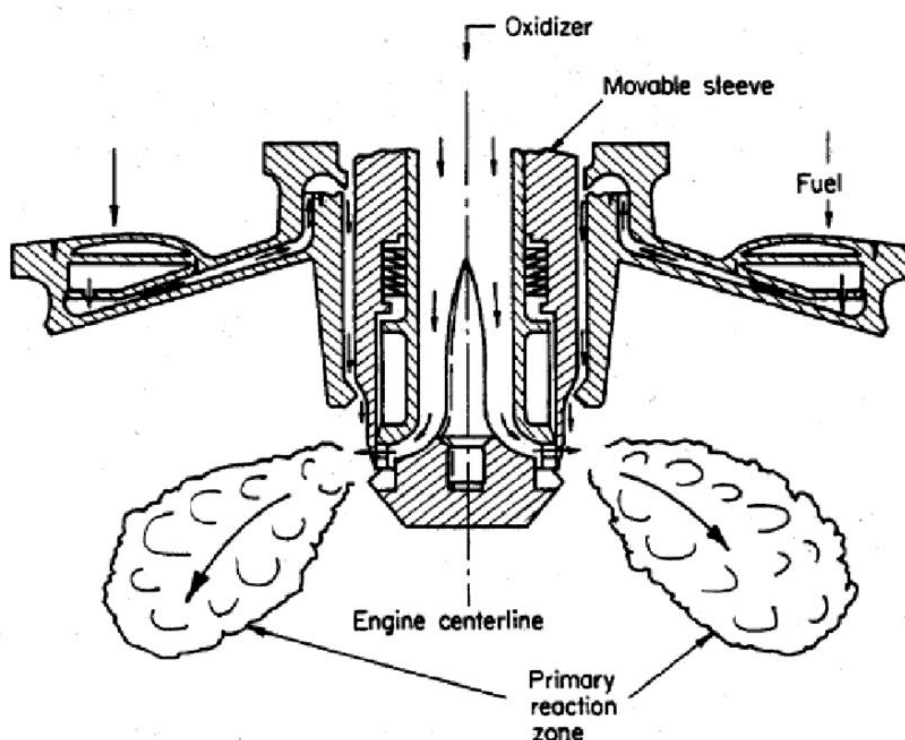


Figura 22: Esquema de un inyector tipo pintle.

De esta forma el esquema del motor no sufre cambio alguno y la única modificación que hay que hacer en el programa es indicar que el área de entrada de uno de los dos inyectores pasa a ser una variable. Se ha simulado y ensayado este sistema de regulación alternativo utilizando PROOSIS | LPRES. El programa proporciona los resultados que se recogen en las Figuras 23, 24 y 25.

¹ Pintle Injector Rocket Engines: <https://space.nss.org/pintle-injector-rocket-engines/>

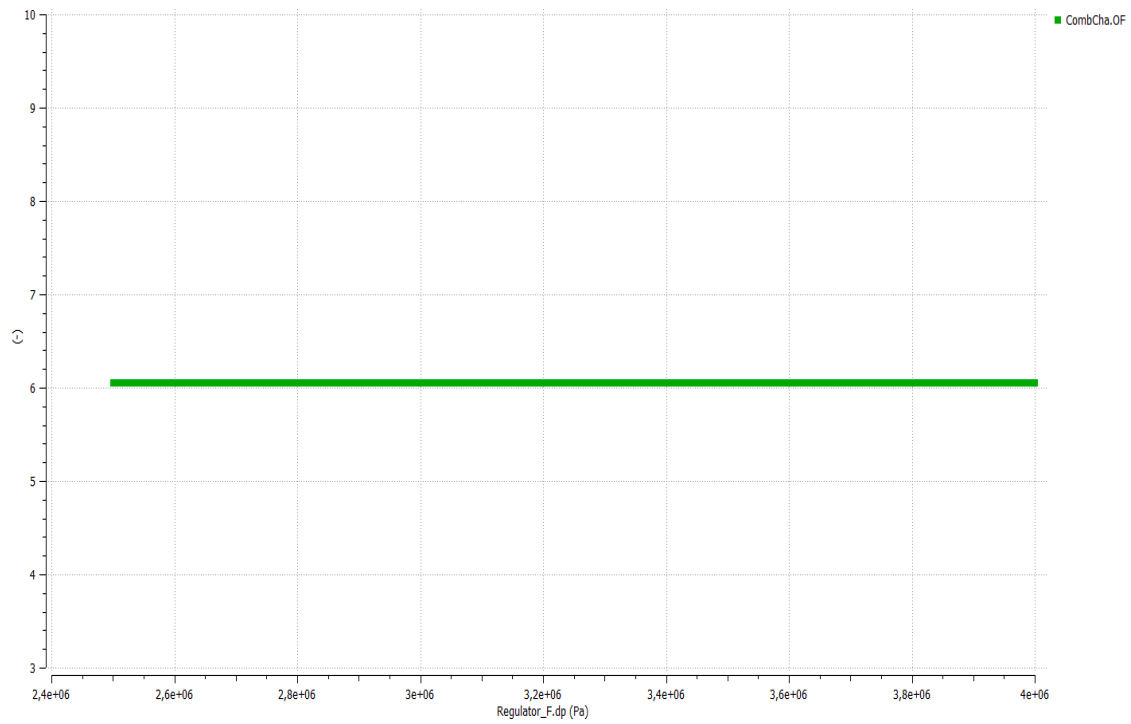


Figura 23: Relación de mezcla en la cámara variando el área del inyector de oxidante

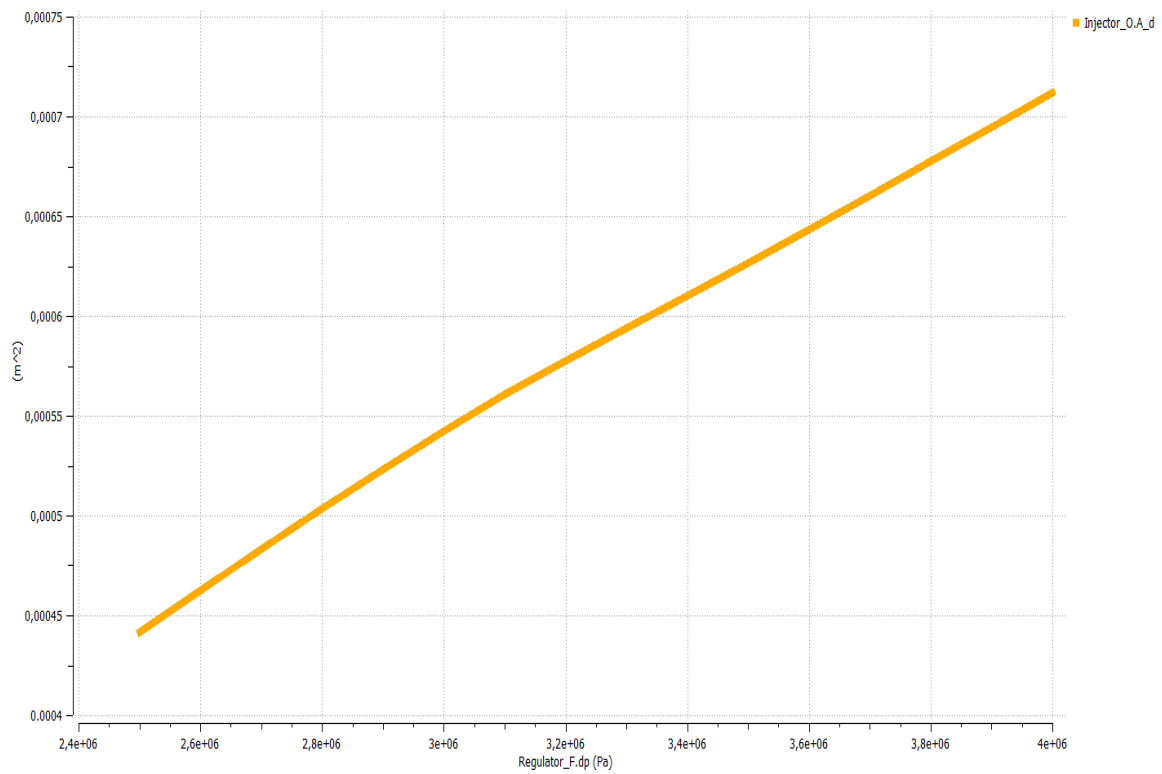


Figura 24: Área de diseño del inyector de oxidante necesaria para mantener la relación de mezcla constante, en función de la caída de presión del regulador de fuel

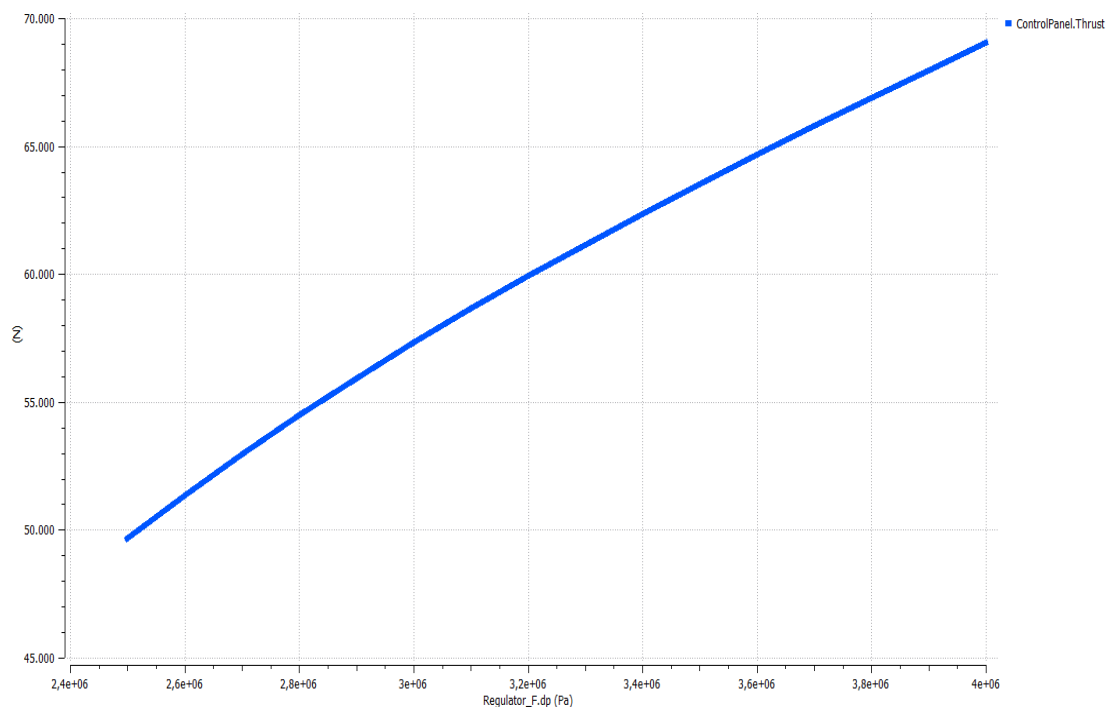


Figura 25: Variación de empuje en función de la caída de presión del regulador de combustible

A la vista de las gráficas, se observa como el sistema de control mantiene la relación de mezcla constante e igual a la de diseño (Figura 23) mediante la correcta elección del área de diseño de los inyectores (Figura 24). Además, el sistema nos permite variar el empuje en rangos similares a los del sistema original, según la caída de presión que se imponga en el regulador de combustible, sin la desventaja de la variación que conllevaba del cambio en la relación de mezcla. En concreto, para el rango de caídas de presión propuesto (de 25 a 45 bar), se puede conseguir un empuje entre 49 668 N – 69 037 N (Figura 25).

Por tanto, se puede concluir que este tipo de control es factible para el rango estudiado.

6. CONCLUSIONES

A lo largo de este trabajo se ha hecho uso de la herramienta PROOSIS | LPRES para analizar las actuaciones del motor RL10. En una primera parte del trabajo, se ha analizado un problema de “diseño”, donde se introducen ciertos datos y se espera obtener ciertos “outputs”. Posteriormente, se hizo uso de estos valores de diseño para hacer un análisis de las actuaciones del motor.

Para el problema de diseño se partió de los datos proporcionados en el enunciado del ejercicio. Analizando el modelo para una altura de 9000 m, se obtuvo la geometría necesaria para los cálculos “fuera de diseño” de todos los componentes. Estos datos se presentaron en el apartado “2. Diseño”.

Posteriormente haciendo uso de estos datos, se analizaron distintos aspectos del modelo, mediante un estudio de “actuaciones”.

En primer lugar, se hizo un estudio de la influencia de la altura de vuelo en las actuaciones, manteniendo el punto de operación igual al de diseño. En este estudio se vio cómo el sistema

se comportaba según lo esperado para cualquier motor cohete ya que, al tomarse el propulsante de tanques presurizados, el sistema interno no sufre alteración alguna con la altitud y el único efecto del ambiente sobre el motor es el de la presión ambiente sobre los gases de salida. Esta, al disminuir con la altura, permite desarrollar un mayor coeficiente de empuje, lo que supone un mayor impulso específico y por tanto un mayor empuje.

En segundo lugar, se analizó la influencia de la caída de presión del regulador de fuel en las actuaciones del motor, donde se observó cómo el sistema puede funcionar en distintos regímenes en función de una pequeña modificación en un punto del sistema. Esto permite variar las actuaciones del motor y adaptarlo así a las necesidades que se presenten.

Posteriormente, se introdujo un sistema de control para mantener constante la relación de mezcla en la cámara de combustión y así evitar inestabilidades de combustión. En este apartado se puede ver cómo, en ocasiones, lo que puede parecer una solución sencilla deja de funcionar para algunos casos debido a la complejidad de los sistemas termodinámicos de este tipo, por lo que es necesario un estudio previo para comprobar la viabilidad de dichas soluciones propuestas.

Finalmente, se propuso un sistema de control alternativo basado en la variación de áreas de los inyectores el cual fue probado y simulado, arrojando resultados viables y aceptables para el rango de funcionamiento deseado.

7. SOBRE LAS CLASES DE PROOSIS | LPRES

PROOSIS | LPRES es una herramienta que parece bastante útil a la hora de resolver sistemas termodinámicos complejos con bastante rapidez. Si bien es cierto que la interfaz es bastante intuitiva, hay aspectos (a la hora de crear particiones, problemas con los valores iniciales y convergencia...) que, sin la ayuda de las clases son muy difíciles de averiguar.

Las clases, por un lado, han contado con el inconveniente de ser online, lo cual dificulta su seguimiento (es difícil trabajar simultáneamente, y aunque entre cada tramo se dejase un tiempo para hacer las cosas, en ocasiones era difícil completarlo, por lo que seguir la clase se hacía muy complicado), pero por otro lado, al haber sido grabadas, han sido de gran ayuda a la hora de hacer el trabajo (hay cosas que al escucharlas por primera vez no te dicen nada, pero cuando ya estás con el trabajo volver a verlas facilitan mucho la comprensión y seguimiento de los conceptos).

Hay dos cuestiones que merece la pena comentar. Por una parte, consideramos que las clases de PROOSIS son muy útiles para familiarizarse con el programa y su manejo, permitiendo una aproximación a lo que sería la resolución de un ciclo complejo en la vida real, y una aplicación práctica de la teoría, afianzando su comprensión. Sin embargo, hay que tener en cuenta que estas clases suponen un considerable aumento de la carga lectiva de la asignatura (lo que en combinación con los otros trabajos y exámenes tanto de esta como de otras asignaturas resulta en que, si no hubiese sido por el aumento de plazo del trabajo, habría sido imposible hacerlo).

Dicho esto, incluir esto en una asignatura que nos ha supuesto, sin lugar a duda, una carga de trabajo muy superior al resto de materias es una cuestión que merece la pena analizar, especialmente si se ha de lidiar con los inconvenientes consecuencia de la pandemia.