



UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

ACTUACIONES DEL MOTOR RL10

TRABAJO PROOSIS LPRES

PROPULSION ESPACIAL Y LANZADORES

Author: Romane Busato
Rafael Luque López
Diego Mataix Caballero
Ana Isabel Soria Carro

Professor: Luis Sánchez de León Peque

MADRID, 8 DE FEBRERO, 2021

Índice

1. Introducción	2
2. Diseño	3
2.1. Obtención de la geometría	5
2.2. Caída de presión regulador de fuel	6
2.3. Evolución T_t y P_t	6
2.4. Empuje e impulso específico	7
3. Actuaciones	7
3.1. Variación parámetros sin regulación empuje	7
3.2. Variación parámetros con regulación empuje	9
3.2.1. Gasto másico de la turbina	9
3.2.2. Variación de los parámetros de la tobera	9
3.2.3. Variación de la fracción de gasto másico que atraviesa la turbina	10
3.2.4. Parámetro de velocidad característica, el coeficiente de empuje, el impulso específico y el empuje	11
4. Operabilidad y Control	13
4.1. Variación c^* y T_c con relación OF constante	13
4.2. Caída de presión necesaria en el regulador de oxidante	14
5. Diseño de un sistema de regulación de empuje alternativo	14
6. Impresiones sobre las clases de PROOSIS	16

1. Introducción

Se propone estudiar el motor RL10, utilizando el programa PROOSIS | LPRES para estudiar el diseño, las actuaciones y el control de este motor de propulsante líquido criogénico. El RL10 es un motor americano utilizado en upper stage de varios lanzadores, y cuyas versiones RL10A-4-2 y RL10B-2 todavía están volando en el Atlas V y el Delta IV, dos lanzadores estadounidenses.

Este motor funciona en ciclo expensor, con una tobera refrigerada por el reductor. Las bombas de oxidante (O_2 líquido) y de fuel (H_2 líquido) son generadas por una turbina alimentada por el reductor, Figura 35.

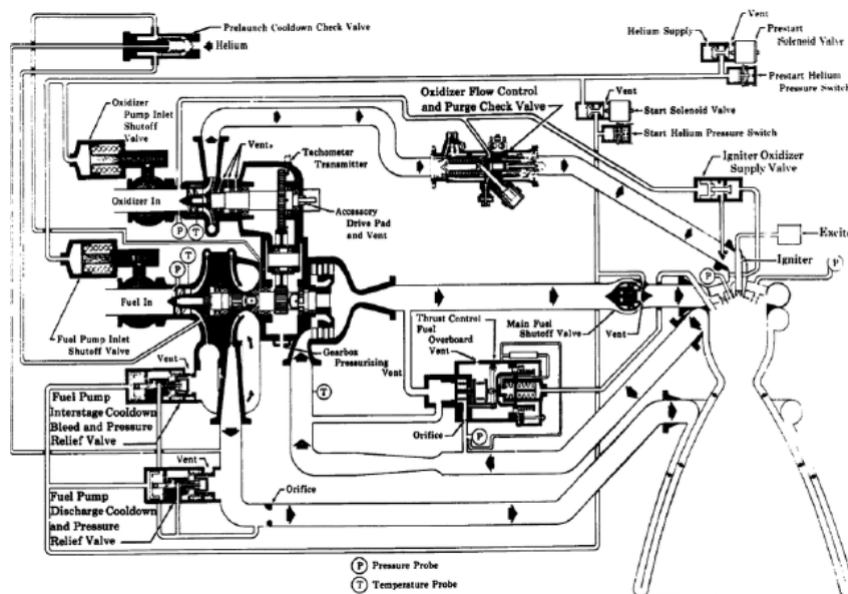


Figura 1: Motor RL10

Para estudiar este motor, se va a utilizar un programa de modelización de procesos físicos simples y complejos, PROOSIS, que permite crear un modelo de un motor y crear experimentos para determinar la geometría fijada por los condiciones de diseño deseadas, y estudiar las actuaciones del motor una vez diseñado.

Primero, se va a modelar el RL10 y determinar la geometría necesaria para un diseño a una altitud de 9000 metros. Después, cambiando el modo de operación de los elementos, se va a estudiar las actuaciones del motor al ir variando la altitud así como la caída de presión en el regulador de fuel. Al final, se estudiará la controlabilidad del RL10 con respecto a la relación oxidante/reductor en la cámara de combustión, intentando mantenerla constante.

2. Diseño

En este apartado se diseña el motor RL10. En la Figura 2 se observa el esquema del motor, obtenido de la librería *LPRES-EXAMPLES*.

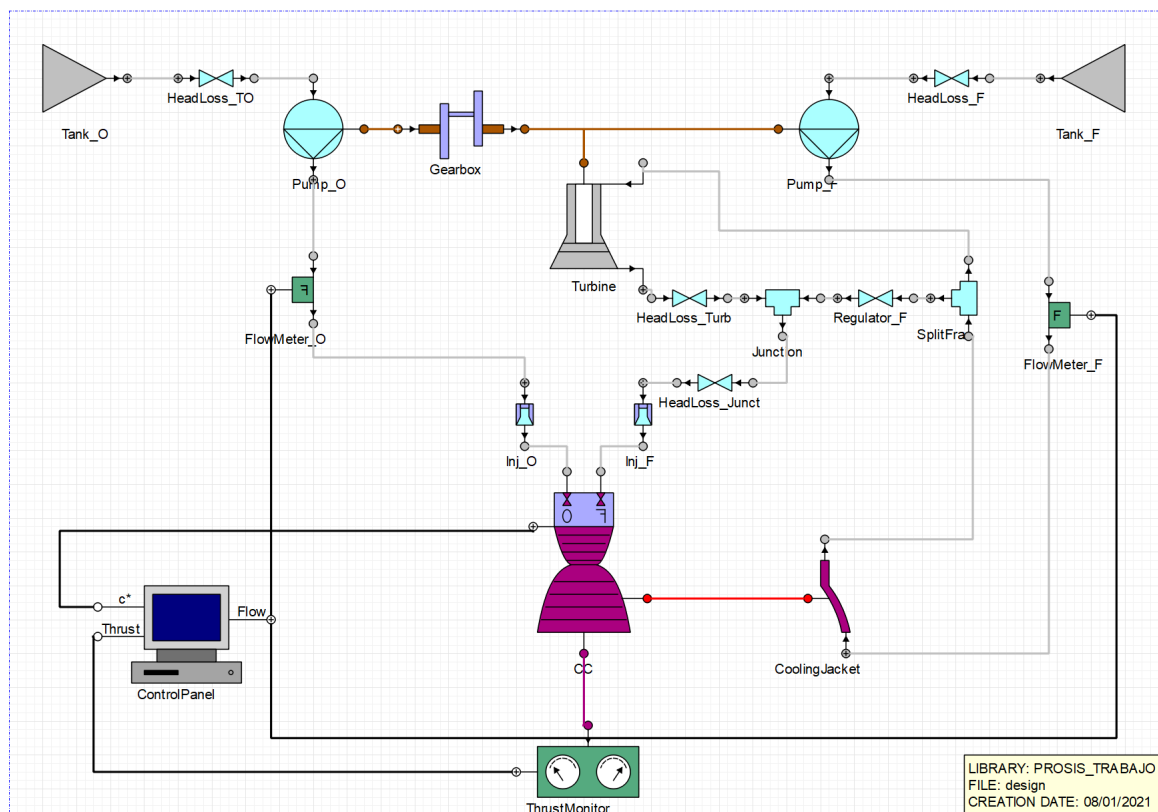


Figura 2: Esquema del motor RL10

Las condiciones de diseño de cada componente se muestran en las siguientes figuras.

Name	Tank_F	Units	Description
Type	Unknown_W		
Tt	21.11111	K	Total temperature
pt	1.930532e5	Pa	Total pressure
W	1	kg/s	Mass flow
fluid	LH2		Working fluid name

Figura 3: Fuel tank

Name	Tank_O	Units	Description
Type	Unknown_W		
Tt	98.05556	K	Total temperature
pt	3.206062e5	Pa	Total pressure
W	1	kg/s	Mass flow
fluid	LOX		Working fluid name

Figura 4: Oxidizer tank

Name	HeadLoss_F	Units	Description
Type	Known_dp		
dp_min	1500	Pa	Minimum total pressure drop
pt_out	1200000	Pa	Outlet total pressure
dp	3254.325	Pa	Imposed total pressure drop
dpr	0.1	-	Imposed total pressure drop ratio

Figura 5: Headloss fuel tank

Name	HeadLoss_TO	Units	Description
Type	Known_dp		
dp_min	1500	Pa	Minimum total pressure drop
pt_out	1200000	Pa	Outlet total pressure
dp	5502.016	Pa	Imposed total pressure drop
dpr	0.1	-	Imposed total pressure drop ratio

Figura 6: Headloss oxidizer tank

Name	Pump_F	Units	Description
Type	Design		
eta_d	0.573907002	-	Design efficiency
phi_d	0.0656	-	Design flow coefficient
psi_d	0.2533	-	Design loading coefficient
A_in	0.01	m ²	Input area
r_m	0.05	m	Average radius
dp	7358000	Pa	Design pressure increase
U_0	850	m/s	Initial blade speed for iterative calculations

Figura 7: Fuel pump

Name	Pump_O	Units	Description
Type	Design		
eta_d	0.6508	-	Design efficiency
phi_d	0.03027	-	Design flow coefficient
psi_d	0.05393	-	Design loading coefficient
A_in	0.01	m ²	Input area
r_m	0.05	m	Average radius
dp	4282000	Pa	Design pressure increase
U_0	350	m/s	Initial blade speed for iterative calculations

Figura 8: Oxidizer pump

Name	Gearbox	Units	Description
GR	2.43566574	-	Gear ratio
eta	1	-	Efficiency

Figura 9: Gearbox

Name	CoolingJacket	Units	Description
Type	Darcy		
L	1.475994	m	Length of the channels
a	0.00100103471	m	Average width of the channels
b	0.00813274823	m	Average height of the channels
N	180	-	Number of channels
rug	5e-05	m	Absolute rugosity
k_w	16.09	W/(m·K)	Thermal conductivity of the nozzle wall material
t_w	0.000583419169	m	Nozzle wall thickness
dp	100000	Pa	Imposed total pressure drop if Type=Known_dp
T_w_cold0	500	K	Initial cold wall temperature for iterative calculations

Figura 10: Cooling jacket

Name	Turbine	Units	Description
Type	Known_pi		
Type_AC	Angles		
eta_d	0.7353	-	Design efficiency
phi_d	0.05	-	Design flow coefficient if Type_AC=Coefficients
psi_d	0.7	-	Design loading coefficient if Type_AC=Coefficients
alpha_2	45	deg	Flow angle in section 2
alpha_4r	-75	deg	Relative flow angle in section 4 if Type_AC=Angles
M	1.	-	Design Mach number in section 2 if Type_AC=Angles and Type=Design or initial
A_in	0.005	m ²	Input area
r_m	0.01	m	Average radius
rpm	38172.635	rpm	Design rotational speed [rpm]
pi	1.8	-	Design expansion ratio
W	5	kg/s	Design mass flow
U_0	10000	m/s	Initial blade speed for iterative calculations

Figura 11: Turbine

Name	CC	Units	Description
Type	Design		
Cooled	Yes		
eta_d	0.99	-	Design combustion efficiency
OF_st	8	-	Stoichiometric mixture ratio
Q_comb	14700000	J/kg	Heat of combustion per oxidant mass flow unit
cp_P	3700	J/(kg·K)	Specific heat at constant pressure of the products using a stoichiometric mixture
M_P	14.25	g/mol	Molar mass of the products using a stoichiometric mixture
AR	56.88798558	-	Area ratio
A_th	0.05	m ²	Throat area
p_c	3275010	Pa	Design combustion pressure
AR_r	14	-	Area at the characteristic section of heat exchange divided by the throat area
A_wet	2.521128707	m ²	Nozzle wet area of the cooled zone
Zone	Divergent		Convergent if the characteristic section of heat exchange is placed in the convergent zone
p_c0	5000000	Pa	Initial combustion pressure for iterative calculations
T_c0	3300	K	Initial combustion temperature for iterative calculations
W_F0	2.7	kg/s	Initial fuel mass flow for iterative calculations

Figura 12: Combustion chamber

Name	HeadLoss_Junct	Units	Description
Type	Known_dp		
dp_min	1500	Pa	Minimum total pressure drop
pt_out	1200000	Pa	Outlet total pressure
dp	250000	Pa	Imposed total pressure drop
dpr	0.1	-	Imposed total pressure drop ratio

Figura 13: Headloss junction

Name	HeadLoss_Turb	Units	Description
Type	Known_dp		
dp_min	1500	Pa	Minimum total pressure drop
pt_out	1200000	Pa	Outlet total pressure
dp	124105.6	Pa	Imposed total pressure drop
dpr	0.1	-	Imposed total pressure drop ratio

Figura 14: Headloss turbine

Name	Inj_F	Units	Description
Type	Design		
C_D	0.5	-	Discharge coefficient (used only in liquid state)
A	0.05	m ²	Output area
W	2.70069069	kg/s	Mass flow

Figura 15: Fuel injector

Name	Inj_O	Units	Description
Type	Design		
C_D	0.5	-	Discharge coefficient (used only in liquid state)
A	0.05	m ²	Output area
W	16.3526821	kg/s	Mass flow

Figura 16: Oxidizer injector

Con tal de obtener como output de la simulación la caída de presión que debe imponerse en el regulador de fuel, se debe poner esta componente en modo de *Design*.

A continuación se crea un experimento estacionario con una altitud de 9000 m.

2.1. Obtención de la geometría

Una vez definidas todas las componentes en modo de *Design*, se obtiene la geometría necesaria de cada componente para posteriormente poder realizar el estudio *Off-Design*.

Variable	Valor	Unidades
Área de entrada fuel pump	0.000677279675	m^2
Radio fuel pump	0.208304833	m
Área de entrada oxidizer pump	0.0014118924	m^2
Radio oxidizer pump	0.194281146	m
Área de entrada turbina	0.000513113762	m^2
Radio turbina	0.715229315	m
Área inyector fuel	0.00178349971	m^2
Área inyector oxidizer	0.000580606872	m^2

Cuadro 1: Geometría necesaria

2.2. Caída de presión regulador de fuel

Como se ha comentado, se debe obtener la caída de presión que se debe imponer posteriormente en el regulador de fuel. Con las condiciones de diseño impuestas se obtiene la siguiente caída de presión:

Variable	Valor	Unidades
Caída presión regulador fuel	3219188.99	Pa

Cuadro 2: Caída de presión regulador fuel

2.3. Evolución T_t y P_t

En el Cuadro 3 se observa la evolución de la T_t y P_t a lo largo del ciclo.

Variable	Evolución P_t [Pa]	Evolución T_t [K]
Oxidizer tank	320606.2	98.05556
Oxidizer pump in	315104.184	98.05556
Oxidizer pump out	4597104.18	99.1952397
Fuel tank	193053.2	21.11111
Fuel pump in	189798.875	21.11111
Fuel pump out	7547798.88	31.3343538
Turbine in	6963937.62	164.323329
Turbine out	3868854.23	147.137559
Fuel injector in	3494748.63	151.106354
Oxidizer injector in	4597104.18	99.1952397
Combustion chamber	3275010	3180.92667

Cuadro 3: Evolución T_t y P_t

En cuanto a la evolución de la presión de remanso, se puede observar que el tanque de oxidante parte de una presión superior al tanque de reductor. La diferencia entre la presión de los tanques y la de entrada a las bombas corresponde a las respectivas caídas de presión en los *Headloss*, Figuras 5 y 6. En

las bombas de oxidante y reductor hay un incremento de X Pa y X Pa respectivamente. La diferencia entre la caída de presión a la salida de la bomba de reductor y la entrada a la turbina es debido a la refrigeración y es de X Pa. Siguiendo el ciclo, la diferencia entre la presión a la salida de la turbina y la de la entrada al inyector de reductor es a causa del *Headloss Junction* y *Headloss Turbine*, Figuras 13 y 14. Finalmente, la presión en la cámara de combustión, P_c , es de 3.28 MPa.

En cuanto a la evolución de la temperatura de remanso, se puede observar que el tanque de oxidante parte de una temperatura superior al de reductor. Al aumentar la presión en las bombas también aumenta la temperatura y, claramente, el aumento de temperatura en la entrada de la turbina es debido a que el gasto másico de fuel se utiliza para refrigerar la tobera. Finalmente, la temperatura de la cámara de combustión, T_c , es de 3180.93 K.

2.4. Empuje e impulso específico

En el Cuadro 4 se observa el empuje, el gasto másico y el impulso específico obtenidos.

Variable	Valor	Unidades
Empuje	60150.5918	N
Gasto másico \dot{m}	19.0533728	kg/s
Impulso específico	3156.95	m/s

Cuadro 4: Empuje, \dot{m} e Isp

3. Actuaciones

En este apartado se procede a cambiar el modo de operación de las bombas, la turbina, los inyectores y la cámara de combustión a modo “fuera de diseño” y se utiliza la geometría y la caída de presión del regulador de fuel de la sección anterior.

Antes de proseguir se comprueba que se recuperan todos los valores de diseño mediante un experimento estacionario a 9000 m de altitud.

3.1. Variación parámetros sin regulación empuje

Con tal de obtener la variación del parámetro de velocidad característica, el coeficiente de empuje, el impulso específico, el empuje y el gasto másico total, cuando la altura de vuelo varía entre 0 km y 100 km, se modifica el experimento anterior añadiendo las siguientes líneas de código:

```
FOR (LPRES.Altitude = 0.; LPRES.Altitude<=100000.; LPRES.Altitude=LPRES.Altitude +1000.)
STEADY()
END FOR
```

A continuación se muestran los resultados de la variación de los parámetros sin variar la caída de presión en el regulador de fuel. Se puede comprobar que la velocidad característica, c^* , y el gasto másico total no varían con la altitud, en cambio el empuje, el coeficiente de empuje y el impulso específico aumentan con la altitud y a partir de aproximadamente 30 km de altitud se estabilizan.

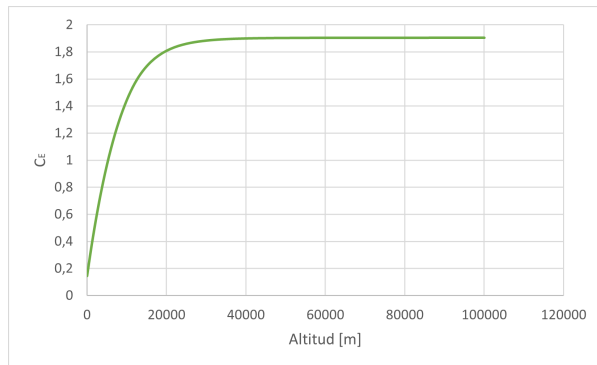


Figura 17: Variación C_E con la altitud

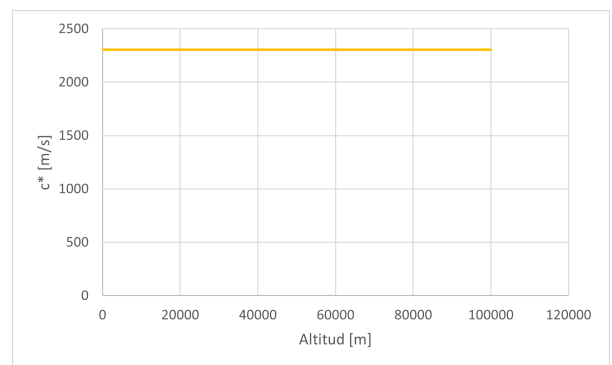


Figura 18: Variación c^* con la altitud

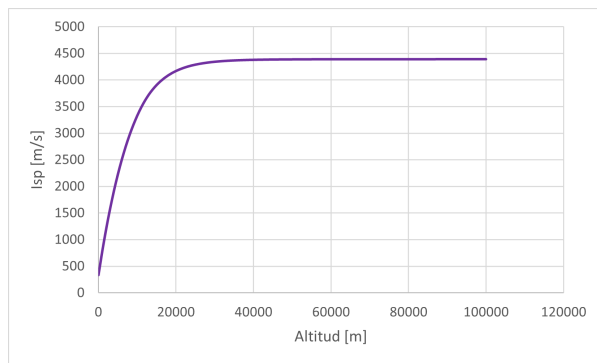


Figura 19: Variación I_{sp} con la altitud

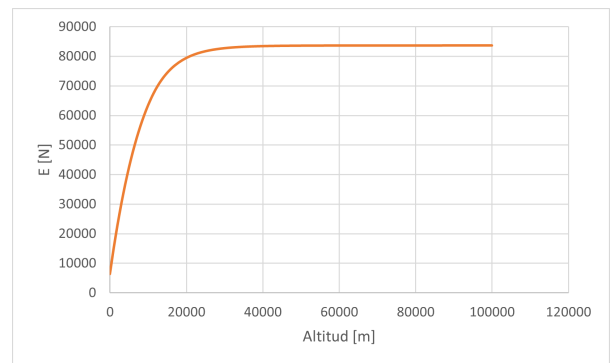


Figura 20: Variación E con la altitud

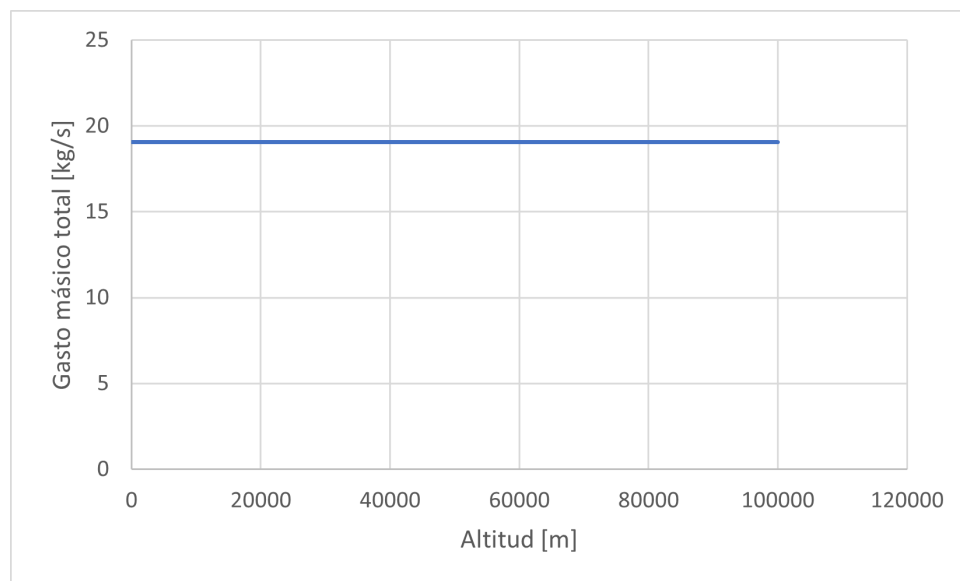


Figura 21: Variación \dot{m} con la altitud

3.2. Variación parámetros con regulación empuje

En este apartado se pretenden estudiar las actuaciones del motor RL10 (de un modo muy simplificado) al ir variando la caída de presión en el regulador de fuel, *Regulator_F.dp*, mientras se mantiene en este caso la altura de vuelo constante igual a la del punto de operación de diseño, 9000m.

3.2.1. Gasto másico de la turbina

El primer parámetro estudiado es el gasto másico de la turbina, que se representa en la figura 22 frente a la caída de presión del regulador de fuel. Podemos observar que existe una relación casi lineal entre ambos.

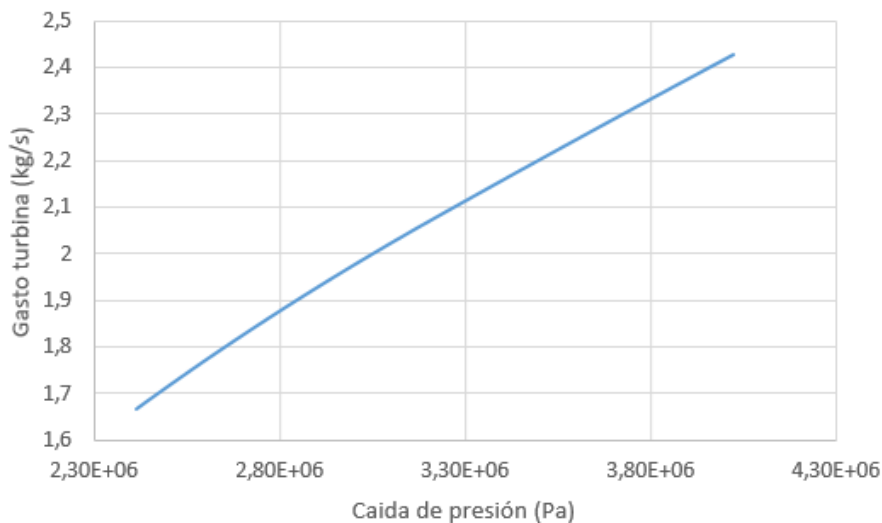


Figura 22: Variación del parámetro de gasto másico de la turbina respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

3.2.2. Variación de los parámetros de la tobera

A continuación se procede al estudio de la evolución de varios parámetros de la tobera y la cámara de combustión. Se estudiarán la evolución del gasto másico total en la tobera, de la presión y la temperatura de cámara, así como la relación oxidante/reductor.

En cuanto al gasto másico y la presión, puede verse una evolución similar a la del gasto másico en la turbina. El mayor gasto en la turbina permitirá el aumento del gasto másico total y la presión de cámara al proporcionar mas trabajo a las bombas.

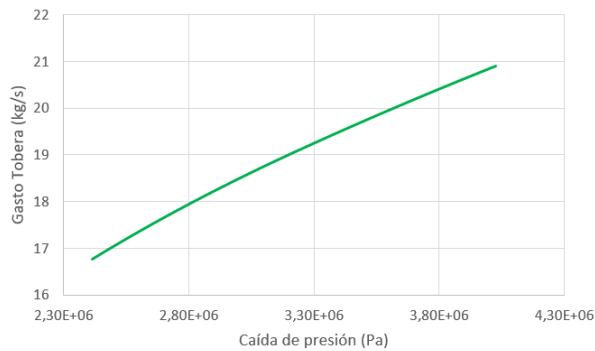


Figura 23: Variación del gasto másico total en la tobera respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

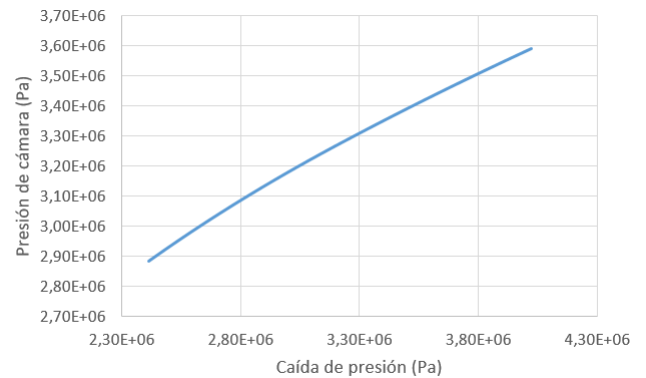


Figura 24: Variación de la presión respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

En cuanto a la temperatura y la relación O/F, podemos ver que el caso es el contrario, produciéndose un descenso con el aumento de la caída de presión. Al reducirse la relación O/F, que ya estaba por debajo de la estequiométrica, se reducirá la temperatura de la cámara, al liberar la reacción menos calor por unidad de masa.

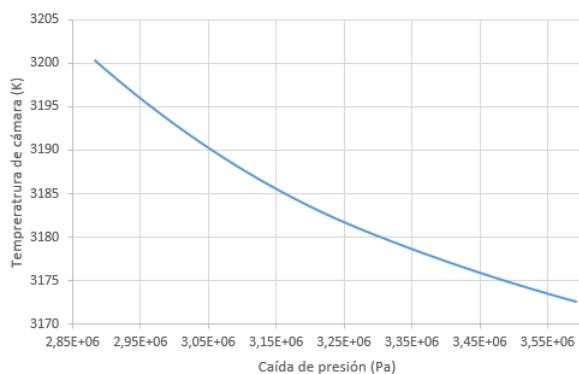


Figura 25: Variación de la temperatura de cámara respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

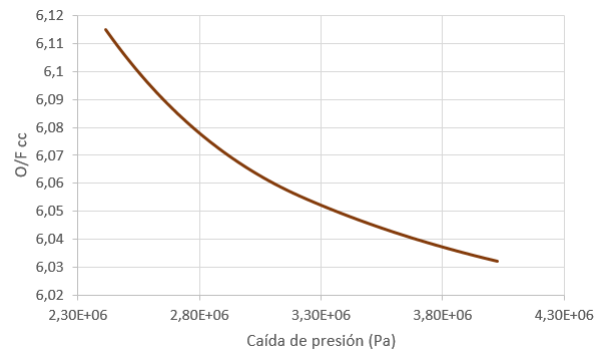


Figura 26: Variación de la relación oxidante/reductor respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

3.2.3. Variación de la fracción de gasto másico que atraviesa la turbina

La regulación del empuje se va a llevar a cabo a través del regulador de fuel, *Regulator_F*, que permitirá regular el gasto másico que atraviesa la turbina y, con ello, los parámetros más relevantes del ciclo. De este modo, mediante la actuación del regulador, que se encuentra situado entre el *Junction* y el *SplitFrac* (referirse a la Figura 2), es posible controlar la cantidad de fuel (que previamente ha pasado por el *Cooling Jacket*) que se dirige hacia la turbina, que funciona únicamente con el gasto másico de fuel, lo que permite controlar el funcionamiento de las bombas, y, en consecuencia de el gasto másico que atraviesa los inyectores.

Se obtiene la curva de variación de la fracción de gasto másico que atraviesa la turbina, esto es, el

gasto másico que atraviesa la turbina dividido entre el gasto másico total de fuel en el inyector, frente a la caída de presión en el regulador de fuel. (referirse a la Figura 27)

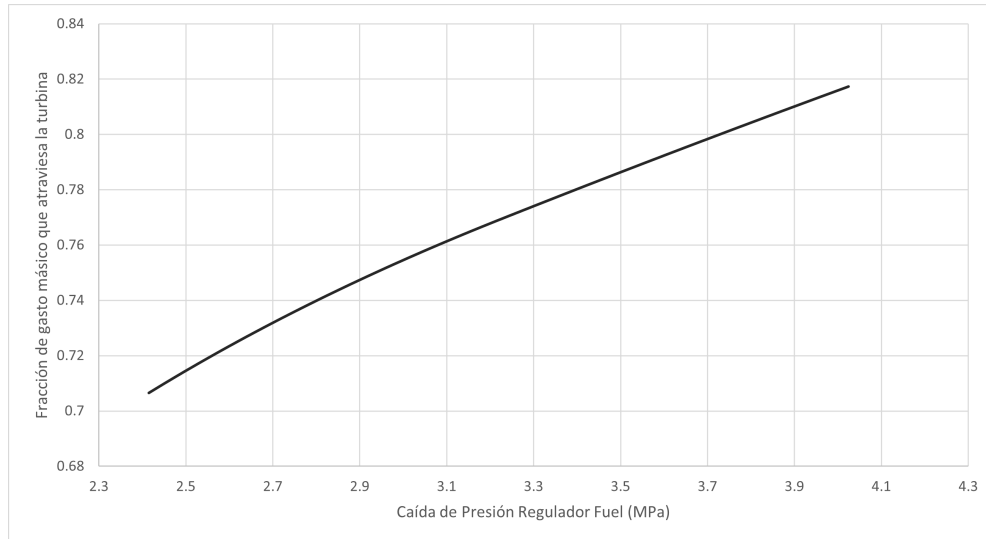


Figura 27: Variación de la fracción de gasto másico que atraviesa la turbina respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

De esta figura se puede determinar que a mayor caída de presión en el regulador de fuel, mayor será la fracción de gasto másico que atraviesa la turbina. Esto es de esperar, dado que el regulador de fuel está situado antes del *Junction*, donde se separa el flujo de fuel entre la turbina y el inyector. De este modo, variando solo el *Regulator_F* es posible controlar el resto de parámetros relevantes del ciclo del motor.

3.2.4. Parámetro de velocidad característica, el coeficiente de empuje, el impulso específico y el empuje

Por último, se presentan las curvas del parámetro de velocidad característica, el coeficiente de empuje, el impulso específico y el empuje proporcionado por el motor frente a la caída de presión impuesta en el regulador de fuel.

En la Figura 28 se puede observar como la c^* , que es una propiedad del propulsante y por lo tanto depende de la temperatura de cámara (referirse a la Figura 25), presenta un máximo de $2305,17 \text{ m/s}$ para una caída de presión en el regulador de fuel de $3,03 \text{ MPa}$. Por otro lado, el coeficiente de empuje aumenta de forma proporcional con la caída de presión en el regulador de fuel.

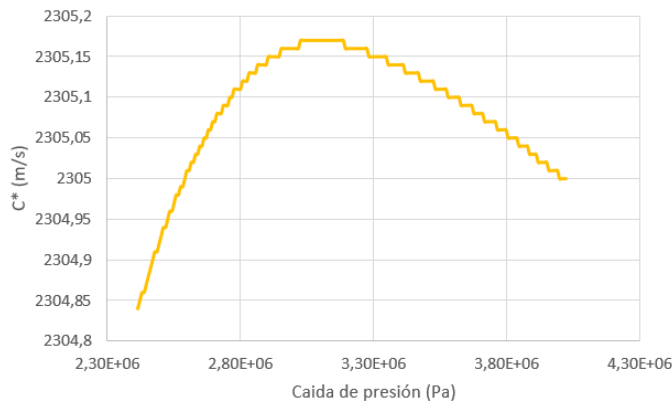


Figura 28: Variación de c^* respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

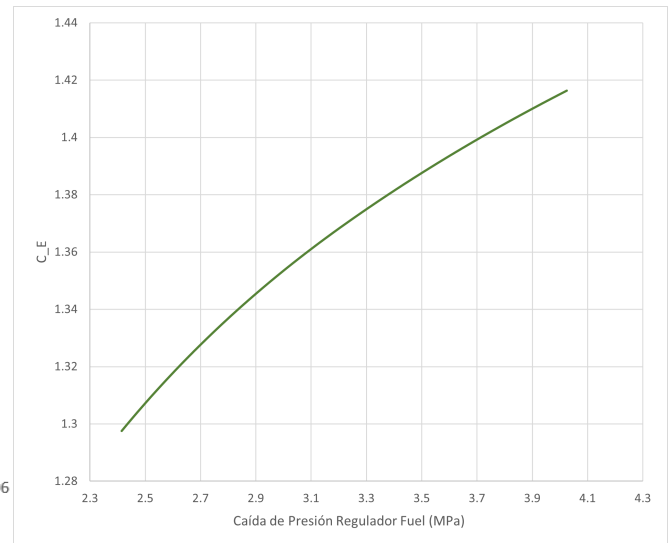


Figura 29: Variación del C_E respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

Respecto al impulso específico y el empuje, como es de esperar de un motor de ciclo expansor cerrado, aumentan proporcionalmente con la caída de presión en la línea del regulador de fuel, obteniéndose un máximo de 332,9s de impulso específico y 68200 N de empuje a una caída de presión de 4,02 MPa. (referirse a las Figuras 30 y 31).

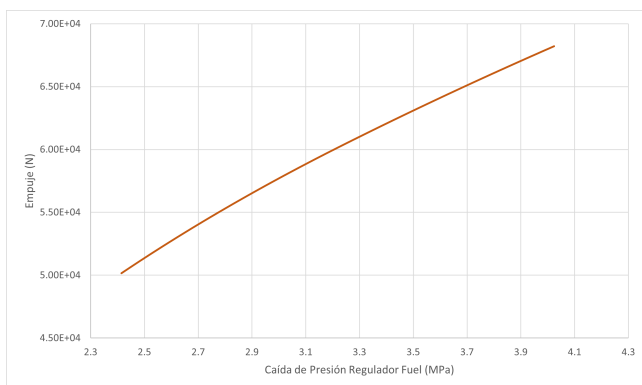


Figura 30: Variación del Empuje respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

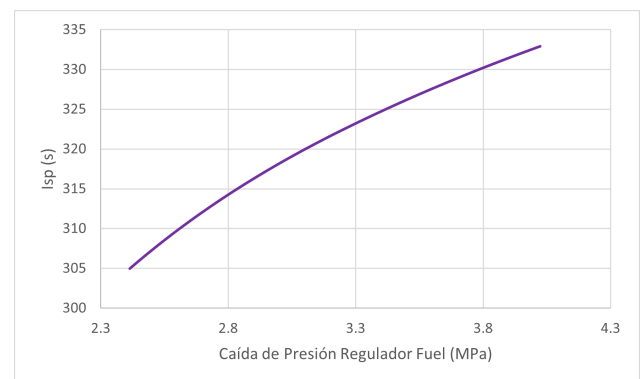


Figura 31: Variación del I_{sp} respecto a la caída de presión en el regulador de fuel

De este análisis se puede concluir que los resultados caben dentro de lo esperado: las tendencias que se deducen de las figuras concuerdan con lo esperado por la teoría, y, además, datos como el empuje se encuentran dentro del rango que es capaz de proporcionar el motor RL10 en sus configuraciones menos potentes.

Como se ha visto, para un motor de ciclo expansor cerrado, se utiliza la totalidad del gasto y, dado que las bombas proporcionan suficiente presión, a la salida de la turbina se procede a conducir el flujo a la cámara de combustión. Eso permite diseñar motores muy eficientes, con alto impulso específico

como puede verse en la Figura 31. Cabe destacar algunos inconvenientes, como la necesidad de contar con propulsores criogénicos, y, como la cantidad de calor que se puede extraer de la tobera está limitada, las presiones de cámara que se pueden alcanzar están limitadas por este factor, normalmente por debajo de $7 - 10 \text{ MPa}$. Por lo tanto, este tipo de motores no son buenos candidatos para su uso en *first stages*, pero son de gran utilidad para *upper stages*, como es el caso del RL10, uno de los motores cohete americanos más populares.

4. Operabilidad y Control

En el apartado anterior se ha podido observar como existe una variación del O/F en la cámara de combustión, lo que no es deseable dado que se puede llegar a problemas por inestabilidad de combustión que deberían ser evitados de modo que no se aleje demasiado de la relación estequiométrica. Por lo tanto es necesario implementar un sistema de control que permita la regulación de empuje. En este caso se asume que el sistema de control se realiza por medio de la actuación sobre la caída de presión en el regulador de fuel y de un sistema que asegure la operabilidad del motor. De este modo se mantiene un O/F que se encuentra siempre dentro de unos márgenes de estabilidad definidos. Dado que nos encontramos ante un modelo simplificado del motor RL-10, el sistema de control será representado por medio de un regulador de presión en el lado del oxidante, *Regulator_O*, lo que permite mantener el OF constante e igual al de diseño. El análisis se realizará con las mismas condiciones de diseño que en el apartado anterior.

4.1. Variación c^* y T_c con relación OF constante

A continuación se procede al estudio de la evolución de varios parámetros de la cámara de combustión. Se estudiarán la evolución de la c^* , y de la temperatura de cámara.

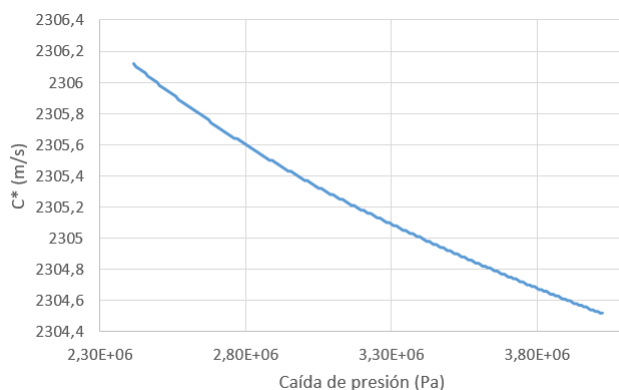


Figura 32: Variación de c^*

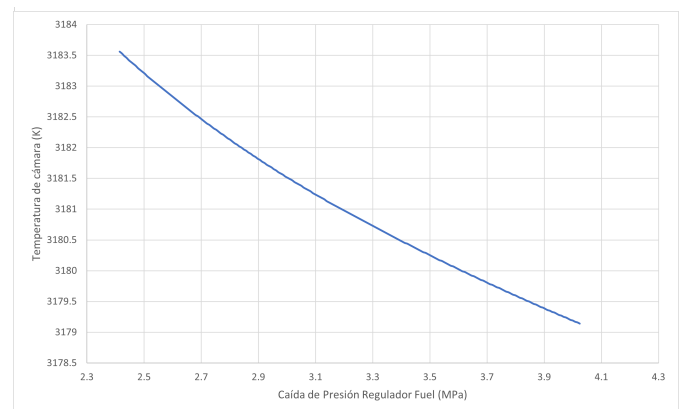


Figura 33: Variación T_c

Comparando los resultados obtenidos (referirse a la Figura 32 y a la Figura 33) con los del apartado anterior (referirse a la Figura 28 y a la Figura 25) se puede observar un cambio de tendencia en la curva de la c^* especialmente. Mientras en el apartado anterior ésta tenía un máximo para una cierta caída de presión, a partir de la cual disminuía, una vez implementado el sistema de control, la c^* presenta

la misma tendencia que la T_c . Esto se debe a que la temperatura de cámara, de la que depende la c^* , varía dentro de un rango menor respecto a la variación que se observaba en el apartado anterior.

4.2. Caída de presión necesaria en el regulador de oxidante

En este apartado se obtiene la caída de presión necesaria en el regulador de oxidante frente a la caída de presión impuesta en el regulador de fuel, con el objetivo fijado de mantener la relación O/F nominal.

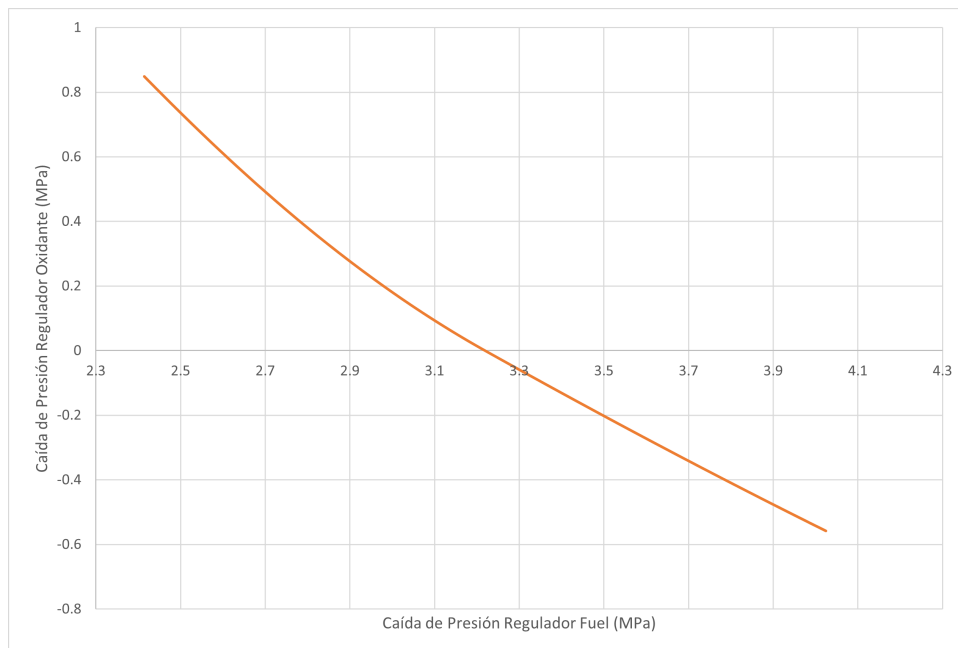


Figura 34: Caída de presión en el regulador de oxidante frente a la caída de presión impuesta en el regulador de fuel

Tal y como se ve en la figura, esta caída de presión del regulador de oxidante debería ser negativa a partir de una cierta caída de presión en el regulador de fuel, lo cual hará imposible el control del sistema mediante este método a partir de este punto.

5. Diseño de un sistema de regulación de empuje alternativo

Como método alternativo de regulación, se propone abrir y cerrar varios de los muchos inyectores del motor real.

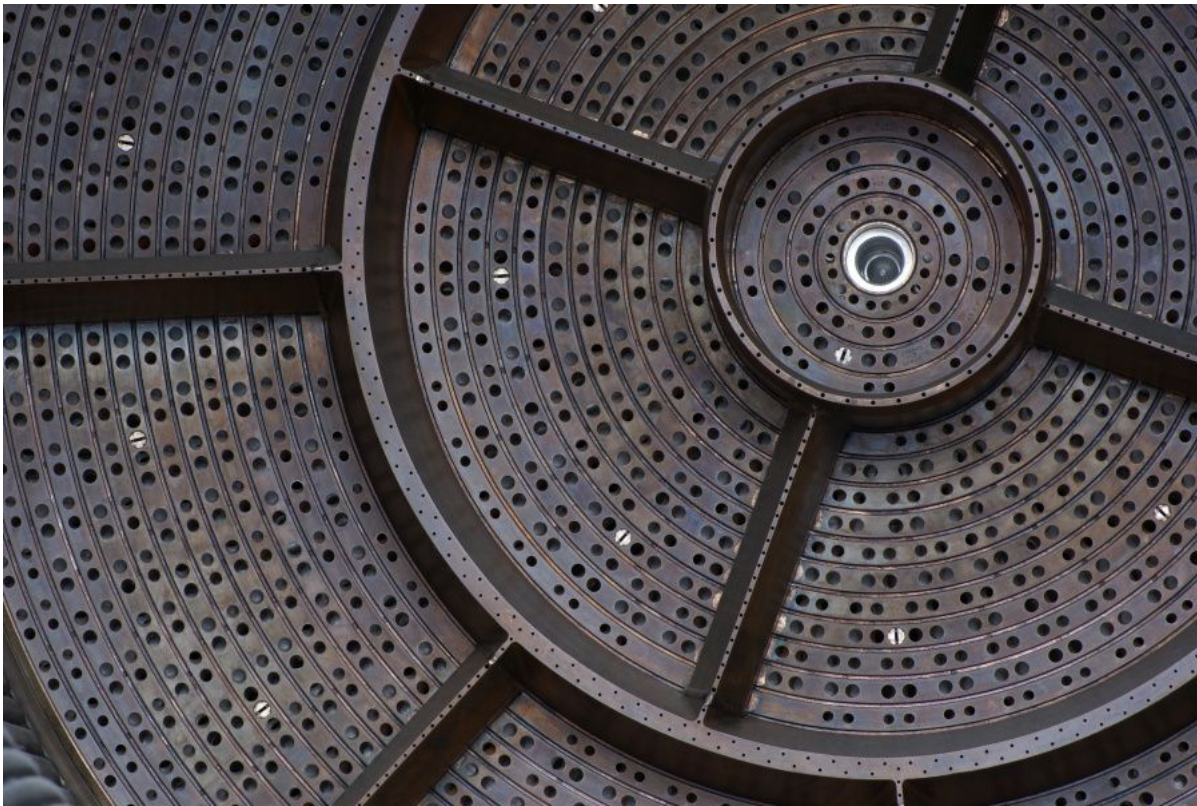


Figura 35: Inyección real de un motor cohete

De esta manera se modificará el área efectiva equivalente, lo cual nos permitirá influir en la relación entre el gasto másico y la caída de presión, a través de las relaciones siguientes:

$$\dot{m}_{iny} = C_D A_{iny} \rho_l v_{iny} \quad (1)$$

$$\delta P_{iny} = 1/2 \rho_l v_{iny}^2 \quad (2)$$

Otro método con el que se podía obtener el mismo resultado, sería con el uso de inyectores de área variable, que permiten regular el gasto másico que pasa a la cámara de combustión. Este tipo de inyectores está representado en la Figura 36.

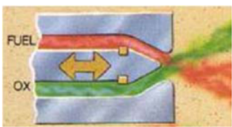
Nombre	Esquema	Características	Aplicación
Área variable		Regulable Complejo y caro Baja atomización y mezcla	LEM (descent) Lance (sustainer)

Figura 36: Esquema de un inyector de área variable

De esta manera se tendrá una forma de control similar a la del caso anterior, pudiendo influir en las caídas de presión.

6. Impresiones sobre las clases de PROOSIS

Las clases dedicadas a PROOSIS nos han parecido interesantes porque nos dan una visión general de las herramientas de las que disponen los ingenieros para estudiar la propulsión y los diferentes motores. Es importante manipular estas herramientas durante la carrera para tener una idea de lo que se hace realmente en la industria. Añadidas a la teoría, estas clases aportan otro punto de vista y permiten interesarse por el funcionamiento de los motores turboalimentados sin tener que sumergirse en las matemáticas. Por ello, el programa es muy útil para el estudio de modelos complejos con demasiados elementos es decir modelos más realistas. Además nos ha permitido entender mejor las diferencias entre los dos modos de operación, "fuera de diseño .actuaciones", y el objetivo de cada una. Nos parece que el tiempo dedicado a estas horas es correcto y da el tiempo de ver un poco todo lo que se puede hacer con el programa, y las clases de teleenseñanza estaban bien organizadas.