

Modelo Matemático de Motor Cohete con Sistema Propulsivo Bipropelente Líquido

Mathematical Model for a Liquid Bipropellant Rocket Engine

Carmona, Juan Antonio

INGENIERÍA AERONÁUTICA

2016

Resumen

La elección de un sistema propulsivo, ya sea para el diseño o la selección del mismo, requiere de la estimación de parámetros de performance que permitan determinar la conveniencia de una configuración sobre otras. El objetivo de este trabajo consiste en proporcionar una herramienta computacional que sea capaz de proveer estos parámetros de un motor cohete con sistema de propulsión bipropelente de combustible líquido con alimentación por turbobomba. Esto se logra por medio de modelos matemáticos de cada componente esencial del sistema que, utilizados en conjunto, deberán ofrecer la posibilidad de comparar dichos parámetros para diferentes configuraciones, incluyendo diferentes combinaciones de oxidante-combustible. El método consiste en construir modelos matemáticos simples que sean capaces de interactuar entre sí, respondiendo a las distintas etapas del funcionamiento de un motor cohete, desde la extracción de propelentes de sus tanques contenedores, el paso por tuberías y válvulas, la refrigeración de la cámara de empuje, la inyección, combustión y posterior expansión en la tobera. Para cada modelo se propusieron criterios simplificados, con base en hipótesis correspondientes a un cohete ideal, tendientes a proporcionar resultados que se encuentren en un régimen de funcionamiento estacionario, incluyendo la estabilidad de la combustión. Como objetivo secundario, se propone un análisis dinámico que pretende simular el comportamiento del sistema propulsivo y la variación de los parámetros de performance durante el tiempo de funcionamiento del mismo, o bien durante un intervalo de tiempo fijado por el usuario.

Abstract

Selecting a propulsion system, whether it be for design or acquisition, requires the estimation of performance parameters which allow us to determine the convenience of one configuration over the others. This work focuses on creating a computational tool capable of providing said parameters for a liquid–bipropellant turbopump–fed rocket engine. To achieve this, a mathematical model is proposed for each main component which, when used together, should offer the possibility to compare such parameters for diverse configurations, including different oxidizer–fuel combinations. The method consists in building simple mathematical models which are capable of interacting with each other, thus representing the different stages of the engine’s operation: extraction of propellants from their tanks, their flow through valves and pipelines, thrust chamber cooling, injection, combustion and the ulterior expansion of the gases in the nozzle. For each model, simplifying criteria were proposed based on assumptions inherent to an ideal rocket in order to ensure combustion stability. As a secondary objective, a dynamic analysis which looks to estimate the system’s behaviour and the variation of performance parameters during the operating time of the propulsion system is proposed herein.



UNIVERSIDAD NACIONAL DE CÓRDOBA
Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales

PROYECTO INTEGRADOR
INGENIERÍA AERONÁUTICA

**Modelo Matemático de Motor Cohete
con Sistema Propulsivo Bipropelente
Líquido**

Juan Antonio Carmona

Director
Ing. Eduardo ZAPICO

2016

Agradecimientos

A mi familia, que me acompañó durante todo este tiempo. Especialmente a mi mujer y mi hija, por compartir conmigo todo el camino.

Al Ing. Zapico, por guiarme durante este trabajo.

A mis amigos, por darme su apoyo siempre.

Gracias.

Índice

1	Introducción	1
2	Marco Teórico	3
2.1	Cohete Ideal	3
2.2	Descripción del Sistema Propulsivo	4
2.2.1	Ciclo con Generador de Gases	5
2.3	Elección de Propelentes	7
2.4	Conjunto de Turbobomba	7
2.5	Generador de Gases	8
2.6	Cámara de Empuje	9
2.6.1	Inyectores	10
2.6.2	Refrigeración	12
2.6.3	Cámara de combustión	13
2.6.4	Tobera	14
2.7	Tuberías	14
3	Modelo Matemático	15
3.1	Descripción general del modelo	15
3.1.1	Carga del archivo de entrada	18
3.2	Combinaciones de propelentes	18
3.2.1	Modelo Conceptual	18
3.2.2	Aplicación del modelo	21
3.3	Tanques de Propelentes	25
3.3.1	Modelo Conceptual	26
3.3.2	Aplicación del modelo	30
3.4	Conjunto de turbobomba y generador de gases	35
3.4.1	Modelo Conceptual	36
3.4.2	Aplicación del modelo	42
3.5	Inyección, Combustión y Refrigeración	47
3.5.1	Modelo Conceptual	47
3.5.2	Aplicación del modelo	49
3.6	Expansión en la Tobera	50
3.6.1	Modelo Conceptual	50
3.6.2	Aplicación del modelo	53

3.7 Pérdidas hidráulicas en conductos	55
3.7.1 Modelo Conceptual	55
3.7.2 Aplicación del modelo	57
3.8 Comentario sobre el análisis dinámico	62
4 Resultados	63
4.1 NTO – Hidracina	63
4.2 LOX – LH ₂	68
4.3 LOX – Kerosene	72
5 Conclusiones	79
A Manual de Usuario	A- I
A.1 Archivo de datos de entrada	A- I
A.2 Interfaz	A- VII
A.2.1 Primera ejecución del programa	A- VII
A.3 Archivo de resultados	A- IX
A.4 Cantera	A- XIII
B Atmósfera Estándar	B- XV
C Código del programa	C- I
C.1 Cuerpo Principal	C- I
C.2 Funciones	C- XIV
C.2.1 Importación de Información	C- XIV
C.2.2 Cálculo de caudales	C- XVII
C.2.3 Dimensionamiento de tanques	C- XVIII
C.2.4 Pérdidas hidráulicas	C- XXII
C.2.5 Propiedades de la turbobomba	C- XXIV
C.2.6 Propiedades de la combustión	C- XXVII
C.2.7 Expansión en la tobera	C- XXX
C.2.8 Escritura del archivo de salida	C- XXXII
C.2.9 Modelo de Atmósfera Estándar	C- XXXII
Bibliografía	Bib - 1

Índice de figuras

2.2.1	Sistema con alimentación por presión	4
2.2.2	Sistemas con alimentación por turbobomba	5
2.6.1	Cámara de empuje del motor <i>Vulcain 2</i>	9
2.6.2	Tipos de inyectores por chorros de propelentes	10
2.6.3	Inyector Pintle típico	12
2.6.4	Inyector bipropelente de cámara de vorticidad	12
2.6.5	Impulso específico para distintas combinaciones de propelentes	14
3.1.1	Modelo del sistema propulsivo	16
3.2.1	Cohete Proton M	19
3.2.2	Etapa principal del cohete Ariane 5	21
3.2.3	Primera etapa del cohete Falcon 9	22
3.3.1	Dimensiones de un tanque	27
3.3.2	Factor de tensión y factor de diseño	29
3.3.3	Procedimiento para el dimensionamiento de tanques	33
3.4.1	Curvas de performance características de bombas centrífugas	37
3.4.2	Presiones a la entrada de la bomba	39
3.4.3	Eficiencia de la bomba	39
3.4.4	Tipos de escalonamientos en turbinas de acción	41
3.4.5	Curvas de eficiencia para turbinas de acción	42
3.4.6	Digitalización de las curvas de eficiencia de la bomba	44
3.4.7	Digitalización de las curvas de eficiencia de la turbina	47
3.7.1	Diagrama de Moody	56
3.7.2	Válvula de bola	58
3.7.3	Coeficiente de resistencia para entradas y salidas de conductos	59
3.7.4	Distintos tipos de cambio de dirección del flujo	60
3.7.5	Dimensiones del modelo	61
A.1.1	Estructuras de los tanques de propelentes.	A- III
A.1.2	Modelos de sistema propulsivo presentes en el programa	A- V
A.2.1	Inicio del programa	A- VII
A.2.2	Indicación de la ubicación del archivo de datos	A- VIII
A.2.3	Gráfico de resultados del análisis estacionario	A- VIII

A.2.4 Finalización del análisis estacionario	A- IX
A.2.5 Guardar resultados	A- IX

Índice de tablas

3.1	Coeficientes para el cálculo de la viscosidad	22
3.2	Coeficientes para la ecuación de Antoine	23
4.1	NTO – Hidracina: $r = 1,08$	65
4.2	NTO – Hidracina: $r = 1,34$	67
4.3	LOX – LH ₂ : $r = 3,4$	70
4.4	LOX – LH ₂ : $r = 4,02$	72
4.5	LOX – Kerosene: $r = 2,24$	75
4.6	LOX – Kerosene: $r = 2,56$	77



1 Introducción

El objetivo del presente trabajo consiste en el desarrollo de un programa cuya finalidad es el cálculo de los principales parámetros de performance de utilidad para el abordaje de la etapa de diseño propiamente dicha de un motor cohete. Principalmente, características de diseño como la presión y temperatura de combustión o la combinación de propelentes seleccionados pueden influenciar la determinación del tipo de alimentación del sistema propulsivo, fundamentalmente si se trata de un sistema con alimentación por turbobombas. Otros factores que afectan al desarrollo del sistema propulsivo son la presión y temperatura de almacenamiento de cada propelente en sus respectivos tanques contenedores e, inclusive, el diámetro previsto para los distintos tramos de tuberías.

La característica más importante de este tipo de modelos es que son basados en idealizaciones de los procesos que se llevan a cabo en cada subsistema, ignorando o desestimando pérdidas por fricción en las tuberías, intercambios de calor durante la combustión y hasta posibles cambios de estado localizados de alguno de los propelentes.

Se decidió abordar el problema utilizando diferentes criterios de diseño (Sutton and Biblarz, 2010; Huzel and Huang, 1992; Turner, 2009; Yang et al., 2004) y conceptos presentados por Gordon and Mc-Bride (1994) para desarrollar una herramienta capaz de estimar algunos de estos aspectos, permitiendo obtener resultados algo más alejados del cohete ideal y, por lo tanto, algo más realistas.

Cabe aclarar, sin embargo, que el interés detrás de este trabajo es la estimación de parámetros, y que los mismos pueden no representar adecuadamente todos los casos posibles debido a diferencias entre los modelos utilizados y el comportamiento real de algunos componentes o de los mismos propelentes en diversas situaciones. Asimismo, el programa desarrollado representa una herramienta didáctica e interactiva que permite la predicción, dentro de los límites del método utilizado, de algunos parámetros y la posibilidad de compararlos con datos reales, ya sea de bibliografía o experimentales.

En cuanto a la teoría que respalda al modelo, es necesario aclarar que el mismo se limita a casos de combustión en flujo subsónico, ciclo abierto con generador de gases y sistema de alimentación por turbobombas, considerando a los propelentes en estado líquido en el interior de los tanques y tuberías y formando una mezcla de gases ideales inmediatamente después de ingresar a la cámara de combustión (ya sea la principal de cada motor o al generador de gases).

Con base en un sistema propulsivo general se construyeron modelos individuales que producen los cambios necesarios en las condiciones termodinámicas del propelente correspondiente para luego ingresar al modelo siguiente, hasta producirse la expansión en la tobera.

En el Capítulo 2 se presenta un marco teórico con los conceptos que dan fundamento a los criterios empleados para paliar las limitaciones dadas por la asunción de un modelo de cohete ideal.

En el Capítulo 3 se divide al sistema completo en los distintos subsistemas, diferenciando entre el modelo conceptual utilizado para el análisis y el modelo aplicado en el desarrollo del programa.

En el Capítulo 4 se resumen los resultados obtenidos con la aplicación del modelo completo, utilizando valores teóricos extraídos de la bibliografía como patrón de comparación para validar el alcance del modelo presentado.

Finalmente, en el Capítulo 5 se resumen las conclusiones extraídas de la realización del trabajo.



2 Marco Teórico

En este capítulo se presentan las bases teóricas a partir de las cuales se realizó cada uno de los modelos que representan los distintos componentes del sistema propulsivo. Además, se exponen las justificaciones necesarias para la aplicación de diferentes criterios simplificativos implementados en el desarrollo del programa.

2.1 Cohete Ideal

El comportamiento aerotermodinámico de los cohetes reales responde a modelos tridimensionales y, en algunos casos, bidimensionales. Por medio de simplificaciones, es posible obtener soluciones de gran utilidad para la etapa de diseño preliminar.

Las siguientes consideraciones son las que hacen al cohete ideal:

1. Los productos de la combustión son homogéneos.
2. Todas las especies presentes en la sustancia de trabajo se consideran gaseosos.
3. La sustancia de trabajo se considera un gas ideal (obedece a la ley de los gases ideales).
4. No hay transferencia de calor a través de las paredes del cohete (flujo adiabático).
5. No hay efectos de fricción significativos y se desprecian todos los efectos de capa límite.
6. No existen ondas de choque ni discontinuidades en el flujo en la tobera.
7. El flujo de propelentes es estacionario y constante. La expansión es uniforme y sin vibraciones. Los efectos transitorios pueden considerarse pequeños y de corta duración y pueden ser despreciados.
8. Los gases de escape tienen una velocidad puramente axial a la salida de la tobera.
9. En cualquier sección normal al eje de la tobera, la velocidad, presión, temperatura y densidad del gas son uniformes.
10. Se alcanza el equilibrio químico en la cámara de empuje y la composición del gas no cambia a lo largo de la tobera (flujo congelado).
11. Los propelentes almacenables están a temperatura ambiente. Los propelentes criogénicos están a su temperatura de ebullición.

De acuerdo con [Sutton and Biblarz \(2010\)](#), la performance real relevada está generalmente entre el 1% y 6% por debajo del valor calculado para el cohete ideal.

Con estas consideraciones como base, se logró construir un modelo más complejo, incluyendo estimaciones de pérdidas por fricción en conductos y transferencia de calor a través de las paredes de la

cámara de combustión, aunque manteniendo ciertos criterios y adoptando otros similares. Los detalles son presentados junto con cada modelo particular.

2.2 Descripción del Sistema Propulsivo

El funcionamiento básico del sistema propulsivo de un motor cohete consiste en la interacción de los distintos componentes que hacen a dicho sistema para llevar las cantidades adecuadas de combustible y oxidante a la *cámara de empuje*¹. Allí son mezclados y vaporizados para producir la reacción de combustión a alta presión. En este proceso se libera gran cantidad de energía y los gases producidos se expanden luego en la tobera, produciendo el empuje del cohete.

Existen, fundamentalmente, dos tipos de sistema propulsivo, los cuales se diferencian por la forma en que se extraen los propelentes desde sus respectivos tanques contenedores.

El primero consiste en uno o varios tanques adicionales, de menor tamaño, que contienen un gas a alta presión (típicamente Helio) que es inyectado a cada tanque de propelente a una presión determinada. Alternativamente, el gas presurizante puede ser almacenado en el interior de los mismos tanques de propelentes (Figura 2.2.1). De este modo, tanto el combustible como el oxidante llegan a la cámara de empuje con la presión necesaria. Esta configuración se conoce como *alimentación por presión*, por el término en inglés *pressure-fed system*.

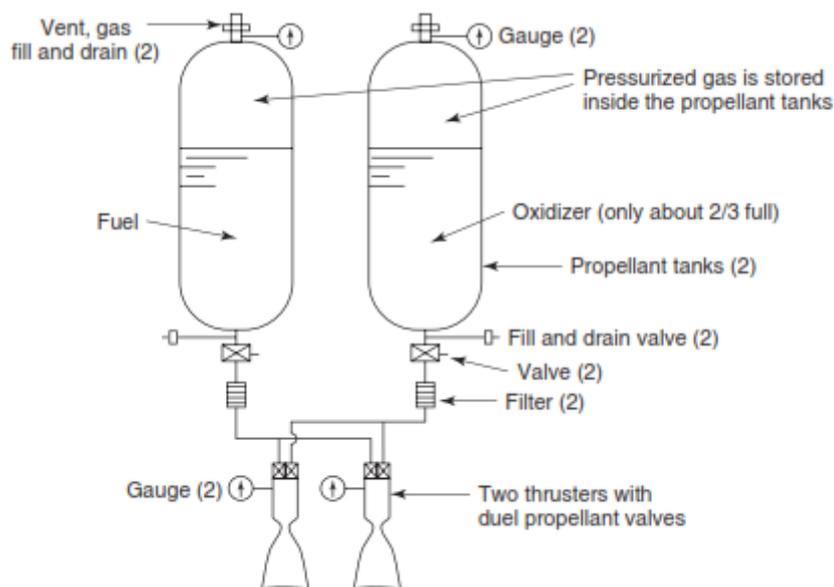


Figura 2.2.1: Sistema con alimentación por presión (Sutton and Biblarz, 2010)

El segundo tipo de sistema propulsivo (Figura 2.2.2) se vale de una o más turbobombas para extraer los propelentes desde los tanques y aumentar su presión hasta los niveles adecuados para ser inyectados a la cámara de empuje. El accionamiento de cada turbobomba es producido por la expansión de un gas en la correspondiente turbina. El origen de este gas dependerá de la variante del sistema que se utilice.

Sin embargo, si bien no es necesario utilizar tanques presurizadores, puede aparecer la necesidad de incluir, al menos, un *generador de gases* o *cámara de precombustión*, que se encargará de producir el gas

¹Se entiende por este término al conjunto *inyectores, cámara de combustión y tobera* (Sutton and Biblarz, 2010)

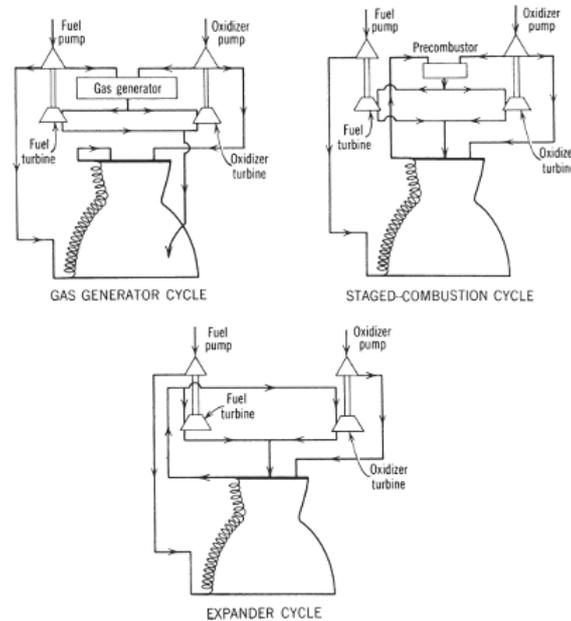


Figura 2.2.2: Sistemas con alimentación por turbobomba (Sutton and Biblarz, 2010)

que impulsará cada turbina. Luego de pasar por la turbina, este gas puede ser expulsado al exterior (por ejemplo, a través de una tobera), completando lo que se denomina un *ciclo abierto*, o bien inyectado a la cámara de combustión, resultando en un *ciclo cerrado*.

Este trabajo se centra en un sistema propulsivo de ciclo abierto con alimentación por turbobomba denominado *Ciclo con Generador de Gases*.

2.2.1 Ciclo con Generador de Gases

Este tipo de ciclo es relativamente más simple que otros ciclos con turbobomba. Algunas de las características principales son, con respecto a ciclos con turbobomba más complejos:

- Presiones más bajas;
- Menor masa inerte;
- Menor costo;
- Menor impulso específico.

2.2.1.1 Descripción del ciclo

La puesta en funcionamiento del motor se puede dividir en dos partes con mayor influencia en el proceso de diseño del mismo: un período de funcionamiento transitorio y otro estacionario.

Funcionamiento transitorio

El inicio del motor cohete involucra la puesta en marcha de la turbobomba mediante el accionamiento de la turbina. Sin embargo, en el instante inicial, el generador de gases no produce el fluido que impulsa la turbina. Para ello es necesario proveer de energía a la misma mediante algún componente no principal. Usualmente, esto puede lograrse mediante un generador de gases de combustible sólido que funciona durante un tiempo reducido, suficiente para que la turbina alcance una velocidad de giro determinada. Alternativamente, puede utilizarse un motor externo acoplado al eje de la turbina.

Una vez alcanzada la velocidad necesaria, se abren las válvulas que dan paso a cada propelente desde el tanque hacia la bomba, lo que puede producir un pico de presión a la entrada de la misma. Luego de que la presión haya sido incrementada, cada propelente es dirigido aguas abajo hacia el generador de gases y, según el caso, directamente a la placa de inyectores o al conducto de refrigeración de la cámara de combustión.

Al generador de gases ingresa un pequeño porcentaje del caudal de propelentes y comienza de este modo a producirse el fluido impulsor de la turbina.

El caudal restante se dirige hacia la placa de inyectores siguiendo un camino diferente si se trata de combustible u oxidante. En la mayoría de los casos, el combustible circula por conductos de refrigeración en el interior de las paredes de la cámara de combustión y luego ingresa al colector de combustible de la placa de inyectores. El oxidante, en cambio, ingresa directamente al colector de oxidante de dicha placa.

El caudal que ingresa a la cámara de combustión en esta etapa del funcionamiento es reducido y con presión menor a la de diseño. Normalmente la cámara se encuentra a presión y temperatura ambiente. Al producirse la combustión estos parámetros aumentan súbitamente, lo que deriva en un aumento de la energía disponible para la expansión en la tobera y, por lo tanto, un aumento del empuje producido.

Es en esta etapa del funcionamiento del motor que se esperan grandes picos de carga en la estructura del sistema, lo cual la convierte en una consideración esencial durante el diseño de un cohete.

Funcionamiento estacionario

Se considera que la etapa transitoria finaliza cuando se alcanzan los valores nominales para los que fue diseñado el motor. Es decir, la turbina es impulsada por los gases producidos en el generador de gases y gira a una velocidad aproximadamente constante para el régimen en que se encuentre el cohete. Cada bomba extrae propelente de sus respectivos tanques con un caudal constante y aumenta la presión del mismo hasta un nivel tal que la caída de presión al momento de la inyección permita la inyección de cada propelente a la cámara de combustión a la presión de diseño.

El porcentaje de caudal sangrado de cada conducto y dirigido hacia el generador de gases es el mismo y dicho generador funciona con una relación oxidante/combustible constante.

La presión y temperatura en la cámara de combustión permiten la expansión en la tobera de los gases de combustión de modo tal que se obtenga el empuje requerido, con una velocidad de salida de dichos gases aproximadamente constante.



2.3 Elección de Propelentes

La combinación de los propelentes a utilizar es crucial para la definición del resto de los componentes del sistema: es necesario conocer las propiedades de combustible y oxidante, tanto sin reaccionar entre sí, como de los gases calientes después de la combustión.

En líneas generales, una gran cantidad de energía química por unidad de mezcla de propelentes permite lograr alta temperatura en la cámara de empuje. Además, una baja masa molecular de los productos de combustión permite obtener mayor velocidad de salida de la tobera, lo que se traduce en mayor rendimiento.

Características deseables de los propelentes

- Bajo punto de congelamiento: si se trata de una etapa superior, o de una sonda o satélite, los propelentes pueden estar expuestos a las muy bajas temperaturas presentes en el ambiente espacial.
- Alto peso específico: propelentes más pesados permiten la construcción de tanques más pequeños. En última instancia, el vehículo tendrá menor peso y menor sección transversal (es decir, menor resistencia aerodinámica).
- Estabilidad: la descomposición de un propelente o la reacción química de éste con algún componente del sistema, como las paredes del tanque, puede producir diferentes efectos que van desde reducir la eficiencia de la reacción química con el otro propelente hasta dañar la integridad estructural del vehículo.
- Características térmicas: especialmente, los propelentes utilizados para refrigerar la cámara de combustión deberán reunir las siguientes características:
 - Alta conductividad térmica
 - Alto calor específico
 - Alta temperatura de ebullición
- Baja viscosidad y presión de vapor: además de facilitar la manipulación de los propelentes, permite un mejor rendimiento de la bomba y permite evitar o controlar el fenómeno de cavitación.
- Poca variación de las propiedades con la temperatura: facilita la calibración del motor y permite su utilización en una mayor variedad de situaciones.

2.4 Conjunto de Turbobomba

Cada propelente, al abandonar el tanque, llega a la bomba, usualmente centrífuga, donde se produce un aumento de presión hasta un nivel determinado. Este nivel de presión está dado por la presión necesaria en la cámara de combustión, más la caída de presión debida a la pérdida de carga en las tuberías y válvulas y la caída de presión en los inyectores.

La potencia necesaria para que cada bomba logre extraer el caudal requerido de propelente es provista por una turbina impulsada por los gases de combustión provenientes del generador de gases.

Esta turbina suele, además, producir la potencia necesaria para mantener en funcionamiento otros sistemas del vehículo, como generación de energía eléctrica.

La elección de los propelentes juega un papel fundamental en la selección de la turbobomba, tanto durante la fase inicial de su funcionamiento como durante la fase estacionaria del mismo. Aquellos propelentes almacenables, como las hidracinas y el kerosene, posibilitan la puesta en funcionamiento por la misma presión del propelente en el tanque, aunque pueden utilizarse sistemas como contenedores de gas a alta presión, generadores de gases de combustible sólido o motores externos que provean de velocidad de giro a la turbina. Los propelentes criogénicos, en cambio, no tienen la capacidad de poner en funcionamiento la bomba por la sola acción de la presión en el tanque y el peso específico del propelente, sin provocar deficiencias de caudal en el generador de gases, que resulten en picos de temperatura a la entrada de la turbina (Huzel and Huang, 1992). Por esta razón es necesario utilizar alguna de las soluciones mencionadas para el caso de propelentes almacenables.

Las propiedades intrínsecas de los propelentes que influyen directamente sobre el diseño o la selección de la turbobomba son la temperatura, presión de vapor, densidad y viscosidad. Particularmente, las condiciones de succión a la entrada de la bomba son directamente afectadas por la presión de vapor del propelente.

Para el caso de propelentes criogénicos, la baja temperatura a la que se extraen desde los tanques suponen limitaciones estructurales a la bomba, debiendo dedicarse especial atención a la selección de materiales y lubricantes. Debe tenerse en cuenta, además, que la presencia de vapor de agua puede solidificarse a la temperatura de operación de estos propelentes, obstruyendo parte o la totalidad de los conductos del fluido o provocando daños en las distintas partes del sistema. La presencia de gradientes térmicos se convierte en otro factor a considerar, ya que la diferencia de temperatura entre el líquido y el ambiente puede generar deformaciones que deben ser contrarrestadas.

2.5 Generador de Gases

El generador de gases es similar a una cámara de combustión, excepto en que no posee una tobera supersónica a la salida, sino que se conduce a los gases de escape a velocidad subsónica hasta las toberas de la turbina. Funciona con una relación oxidante/combustible diferente a la inyectada en la cámara de combustión del motor: si bien ambas relaciones son ricas en combustible (es decir, menores a la estequiométrica), la relación inyectada al generador de gases generalmente es aún menor que la del motor, para obtener menor temperatura de combustión, aunque intentando obtener la mayor temperatura posible. Esta está limitada por la uniformidad de la composición del gas y por la vida necesaria de los componentes de la turbina.

En Sobin and Bissel (1974) se presentan algunas ventajas y desventajas generales de motores con generador de gases. Algunas de las ventajas incluyen:

- Poca interacción con otros componentes. Esto implica que la performance del generador de gases no es sensible a otros componentes del motor.
- Existe gran cantidad de experiencia respecto a sistemas con generador de gases, por lo que se dispone de abundante documentación técnica.
- Puede ser utilizado con cualquier combinación de propelentes.
- Apropiado para cualquier nivel de empuje donde el uso de turbobombas sea justificado.



- Resulta en un sistema más liviano que otros sistemas como el ciclo de combustión por etapas (en inglés, *staged combustion*).

En cuanto a desventajas del uso de generador de gases:

- Tiene menor rendimiento en comparación con el ciclo de *combustión por etapas y expander*²
- El sistema tiene mayor complejidad debido a la necesidad de instalar una cámara de combustión adicional y los conductos y válvulas necesarios.
- Algunas combinaciones de propelentes ricos en combustible pueden generar depósitos carbonosos en los conductos de refrigeración y en la turbina.
- Las penalizaciones al rendimiento aumentan con la presión de la cámara de combustión.

2.6 Cámara de Empuje

La cámara de empuje, en inglés denominada *Thrust Chamber*, es la parte del motor compuesta por inyectores, cámara de combustión, tobera y sistema de refrigeración. Este último está sujeto a consideraciones de diseño del motor, ya que depende del tipo de utilización que se dé al mismo: el tipo de refrigeración necesaria será distinta para motores de etapa principal, boosters o etapas superiores.



Figura 2.6.1: Cámara de empuje del motor Vulcain 2, Ley et al. (2009)

²Utilizado fundamentalmente con la combinación Hidrógeno Líquido - Oxígeno Líquido. No utiliza generador de gases.

2.6.1

Inyectores
 μλειτουργία

Los inyectores comprenden la parte más crítica de un motor cohete bipropelente líquido. Son los encargados de asegurar que tanto en la cámara de combustión del motor como del generador de gases se obtenga la relación de mezcla deseada y un caudal másico y mezcla de propelentes uniformes en la sección transversal de la cámara, como también una adecuada atomización. Esto se logra mediante diferentes métodos, que pueden clasificarse en dos principios, que serán descriptos más adelante:

1. Inyección por **chorros de propelentes** (*jet/slit injectors*).
2. Inyección por **láminas de propelentes** (*sheet/spray injectors*).

2.6.1.1 Inyección por chorros

Este método de inyección consiste en chorros de propelentes que atraviesan un conjunto de orificios posicionados en múltiples lugares de la placa de inyectores. La atomización del combustible se puede lograr de distintas maneras, como se muestra en la Figura 2.6.2. El tipo de inyectores de cabeza de ducha (en inglés, *Shower head*) requiere gran volumen de cámara para obtener una atomización uniforme, y por lo tanto una buena combustión, por lo que dejó de utilizarse³.

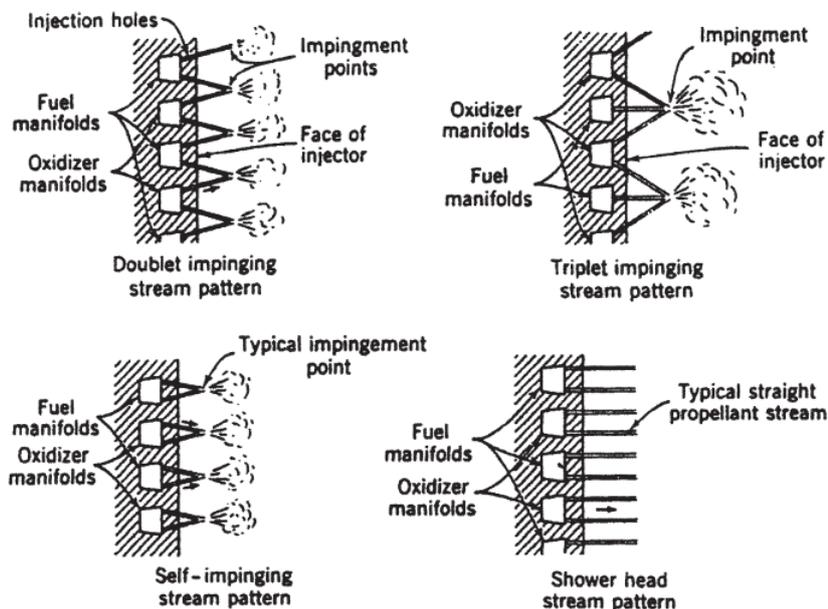


Figura 2.6.2: Tipos de inyectores por chorros de propelentes (Sutton and Biblarz, 2010)

El mecanismo por el cual se logra una mejor atomización con este tipo de inyectores es provocar la colisión de dos o más chorros de propelentes. En la Figura 2.6.2 pueden verse tres casos:

³Fue utilizado en la bomba V-2 alemana a fines de la Segunda Guerra Mundial.



- El arreglo y posicionamiento de los inyectores es tal que se logre la colisión entre dos chorros de propelentes distintos: uno de oxidante con uno de combustible. Esto se conoce como *unlike doublet impinging jets*;
- Provocando la colisión de dos chorros de un mismo propelente, conocido como *like doublet impinging jets*;
- *Triplet impinging jets*, donde dos chorros de un propelente colisionan con un chorro del otro propelente en la zona central. También existen arreglos en los que colisionan tres y hasta cuatro chorros de un propelente con el otro propelente en el chorro central.

Las principales ventajas de los inyectores de chorros son la simplicidad del diseño y del análisis hidráulico y la obtención de una buena calidad de atomización y mezcla de propelentes para inyectores dobles y triples. Por otra parte, además de las dificultades para la fabricación debidas a las dimensiones de cada elemento, es importante resaltar la dificultad de reproducir, durante la operación del motor, las propiedades de atomización obtenidas en los ensayos.⁴

Inyectores de aguja

Un caso particular de inyección por chorros se muestra en la Figura 2.6.3. Se trata de aquel en el que uno de los propelentes ingresa a la cámara a través de una ranura, en lugar de un agujero circular. Este tipo de inyector se conoce como *Pintle* y puede ser analizado de manera análoga a los inyectores por chorros. Comprende dos pasajes coaxiales, en los que uno de los propelentes atraviesa una ranura anular y el otro es desviado para colisionar con el primero con un ángulo cercano a los 90°.

Este tipo de inyector permite controlar el empuje del motor dentro del rango deseado, proveyendo de movimiento a la aguja del sistema, aumentando o disminuyendo el caudal de propelentes que ingresa a la cámara.

2.6.1.2 Inyección por láminas de propelentes

En la actualidad, el único tipo de inyectores que se vale de éste método son los inyectores de cámara de vorticidad o *swirl injectors*. Consiste en dos cámaras coaxiales en las que los propelentes ingresan tangencialmente iniciando un movimiento rotacional, para luego ser expulsados a través de una tobera al interior de la cámara de combustión. El movimiento de rotación de cada uno forma superficies cónicas de propelentes (si ambos ingresan en estado líquido) que al intersectarse favorecen la mezcla y atomización para la posterior reacción que da lugar a la combustión. Un esquema se muestra en la Figura 2.6.4.

Con este tipo de inyector se pueden obtener gotas de menor tamaño para una misma caída de presión y caudal, por lo que la cantidad de calor necesario para evaporarlas será menor. Además, al tratarse de pasajes de mayor diámetro, la sensibilidad a las tolerancias de fabricación no es tan crítica como en el caso anterior. Sin embargo, se trata de elementos de mayor tamaño y por lo tanto más pesados, y su calibración y configuración puede ser más compleja. Esto es debido a que el comportamiento hidráulico es de mayor complejidad que en inyectores de chorro.

⁴Los ensayos de elementos inyectores suelen realizarse con agua. La baja probabilidad de reproducir resultados de ensayos se relaciona con las densidades de los distintos propelentes, relativas al agua.

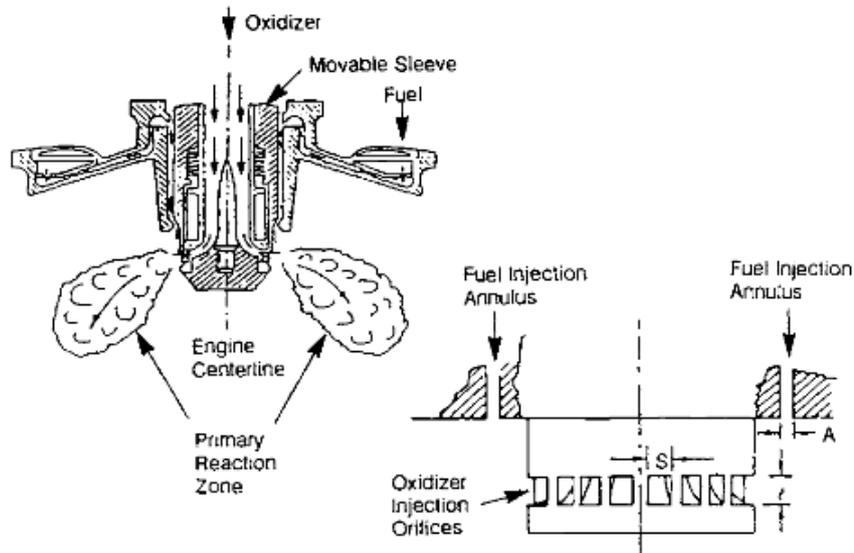


Figura 2.6.3: Inyector Pintle típico (Huzel and Huang, 1992)

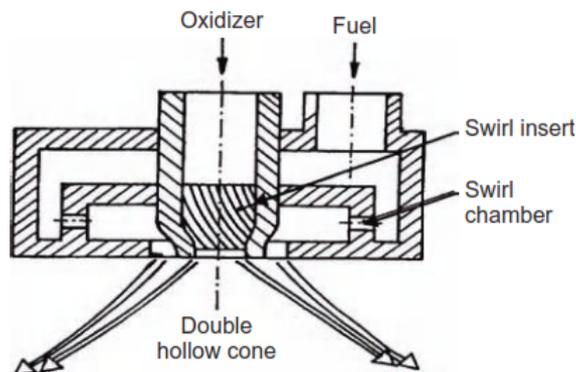


Figura 2.6.4: Inyector bipropelente de cámara de vorticidad (Ley et al., 2009)

La caída de presión a través del inyector es menor que en el tipo de inyectores anterior. En este caso es admisible, ya que la energía adquirida por el líquido en el movimiento de rotación hace al mecanismo de inyección menos susceptible a las inestabilidades que afectan en mayor medida a los inyectores de chorros de propelentes.

2.6.2

Refrigeración

La muy alta temperatura que puede alcanzarse dentro de la cámara durante la combustión y el material seleccionado para la construcción de dicha cámara hacen necesario adoptar un método de refrigeración que permita la operación del motor en estado estacionario durante el tiempo necesario sin acercarse a temperaturas que pongan en riesgo la integridad estructural de la cámara. Existen distintos



métodos por los cuales puede lograrse este objetivo, los cuales serán aplicados en función de la utilización y vida útil necesaria del sistema propulsivo:

1. **Enfriamiento regenerativo:** es el más comúnmente usado. Consiste en hacer circular uno o ambos propelentes por pasajes en el interior de las paredes de la cámara de empuje para luego ser inyectados a la cámara de combustión.
2. **Enfriamiento con descarga:** similarmente al regenerativo, uno o ambos propelentes circulan por pasajes internos en las paredes de la cámara de empuje, a excepción de que en este caso sólo se utiliza una pequeña fracción del caudal de propelente y es expulsado al exterior luego de la transferencia de calor. Su aplicación es muy reducida.
3. **Enfriamiento por película líquida:** se introduce una capa de propelente o fluido refrigerante a través de orificios en la periferia de la placa de inyectores o en las paredes de la cámara. Suele utilizarse éste método en conjunto con enfriamiento regenerativo en casos en que el flujo de calor es muy alto.
4. **Enfriamiento por transpiración:** se trata de un caso particular de enfriamiento por película fluida. Consiste en introducir el fluido refrigerante en estado líquido o gaseoso a través de poros en las paredes de la cámara a un caudal suficiente para mantener la temperatura de los gases de la combustión al nivel deseado.
5. **Enfriamiento ablativo:** frecuentemente usado en sistemas de corta duración o baja presión de cámara de combustión. Consiste en bajar la temperatura de la capa límite mediante la fusión, evaporación y reacción química de material estructural del interior de la cámara. El material ablativo suele tener propiedades aislantes, por lo que el flujo de calor hacia el exterior u otras partes de la estructura del vehículo se mantiene bajo.
6. **Enfriamiento por radiación:** se transfiere el calor de la combustión a través de la superficie de la cámara de empuje hacia el exterior. Es mayormente usado para refrigerar extensiones a la tobera o regiones con bajo flujo calórico.

2.6.3

Cámara de combustión

La función de la cámara de combustión es quemar completamente los propelentes y acelerar los gases producidos hasta conseguir velocidad sónica en la garganta de la tobera. Algunos aspectos del diseño de cámaras de combustión son los que afectan directamente a la distribución de propelentes en su interior, el tiempo necesario para que la combustión se complete y la cantidad de calor producida. Las cámaras de combustión actuales tienen forma cilíndrica o con una ligera conicidad.

El volumen de la cámara de combustión influye directamente en la eficiencia de la atomización y evaporación de los propelentes y, por lo tanto, en la posibilidad de quemar completamente la mezcla de los mismos: el volumen de la cámara deberá ser el mínimo suficiente para optimizar la combustión. Por otra parte, el diámetro afecta los requerimientos para la refrigeración: un mayor diámetro implicaría un menor flujo de calor hacia las paredes, mayor área expuesta a alta temperatura y mayor espesor de paredes; un diámetro menor permite construir paredes de menor espesor, aunque el flujo calórico y la velocidad de los gases será mayor. La determinación del diámetro y la longitud de la cámara debe hacerse persiguiendo la relación óptima entre la mínima masa inerte posible, la mayor facilidad y economía para la construcción y las mejores condiciones para la combustión obtenibles.

2.6.4

Tobera

De acuerdo con las consideraciones planteadas en la Sección 2.1 para un cohete ideal, se trata la expansión de un gas ideal en la tobera, de manera isoentrópica y estacionaria. Es decir, las condiciones en la cámara de combustión se mantienen constantes y se toman como condiciones de estancamiento para el cálculo de la evolución de los gases de la combustión. Esto implica que no puede haber ondas de choque en el interior del conducto y el flujo alcanza la velocidad del sonido en la garganta de la tobera.

Es en la tobera donde se producen las condiciones que permiten cuantificar la eficiencia de un sistema propulsivo. El *impulso específico* es una medida de la cantidad de movimiento obtenida por el cohete por cada kilogramo de propelente expulsado por la tobera, y permite expresar la eficiencia de un sistema propulsivo basándose en la combinación de propelentes utilizada (Figura 2.6.5).

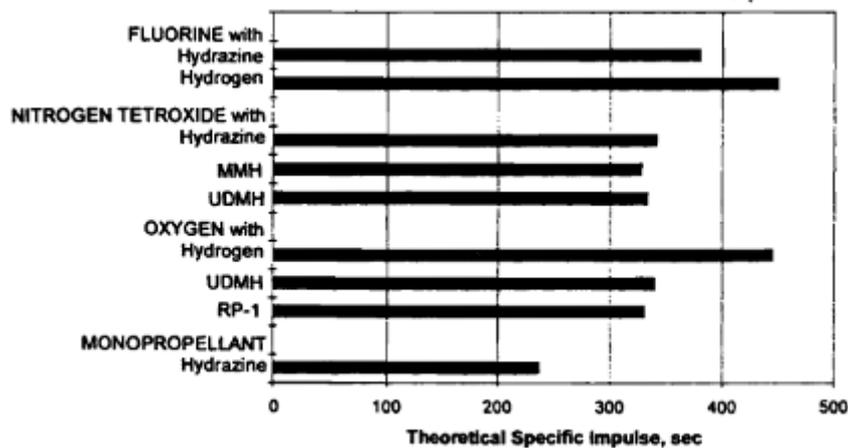


Figura 2.6.5: Impulso específico para distintas combinaciones de propelentes (Brown, 2002)

2.7 Tuberías

Las pérdidas de carga que tienen lugar en los distintos conductos que conectan los componentes del sistema deben ser tenidas en cuenta al momento de estimar las propiedades del fluido a la entrada de cada uno de estos componentes. Por ejemplo, el aumento de presión requerido de cada bomba debe tomar en consideración la caída de presión que sufre el propelente líquido en el tramo de conducto entre la salida de su tanque y la entrada a la bomba.

Estas pérdidas de energía no dependen de la presión en el conducto, sino de la variación de presión a lo largo del mismo, la velocidad del flujo, la forma y rugosidad del conducto y la viscosidad del propelente. En forma general, las pérdidas de carga pueden clasificarse en dos grupos:

- **Pérdidas primarias**, originadas por los efectos de la viscosidad del fluido;
- **Pérdidas secundarias**, también llamadas *locales*, originadas por las variaciones en la forma y dimensiones del conducto y otros factores que ocasionen cambios en la corriente.



3 Modelo Matemático

Un sistema propulsivo bipropelente con generador de gases y alimentado con turbobomba está comprendido por todos los elementos que posibilitan la extracción de cada propelente desde su tanque, el accionamiento de el o los conjuntos de turbobomba y la transformación de la energía química en energía calórica, y luego en energía cinética para producir el empuje requerido.

En la Sección 2.1 se expusieron las consideraciones típicas que permiten realizar el análisis de un sistema propulsivo ideal. En este capítulo se pretende presentar el modelo final, para el cual se prescindió de algunas de estas hipótesis y se asumieron otras consideraciones diferentes, a fin de obtener la posibilidad de analizar un sistema propulsivo algo más realista.

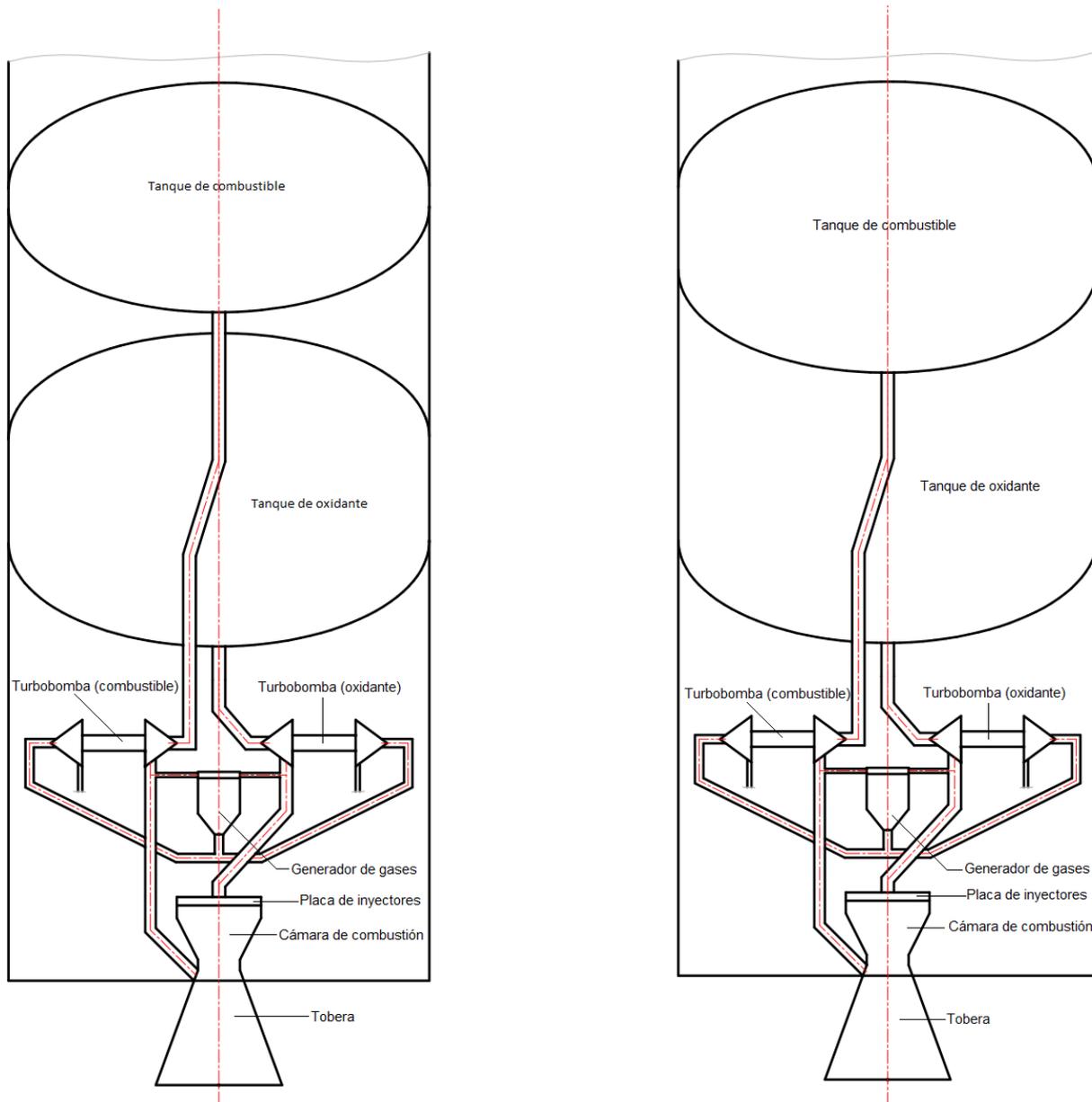
3.1 Descripción general del modelo

Con el objetivo de poder utilizar el modelo propuesto como una herramienta capaz de proveer distintos resultados para configuraciones diferentes, que puedan ser comparados entre sí, se confeccionó un esquema “genérico” del sistema propulsivo. Las consideraciones hechas a continuación tienen base en este sistema, mostrado en la Figura 3.1.1. El mismo se realizó de modo que la longitud de las tuberías pueda expresarse en términos del diámetro del vehículo, el cual es un parámetro presente en el archivo de entrada de datos del programa.

El modelo global se compone del conjunto de modelos individuales para cada componente descrito anteriormente. Cada uno de estos últimos utiliza como parámetros de entrada los resultados obtenidos a la salida de algún componente anterior.

Las principales consideraciones tomadas fueron aquellas relacionadas con la configuración del sistema propulsivo:

- Se asumió que el tanque de combustible se encuentra en la parte más alta de la etapa del vehículo y ocupa todo el diámetro de la misma; el tanque de oxidante se encuentra inmediatamente por debajo y, de igual modo, ocupa todo el diámetro de la etapa. En general, la elección de la posición de cada tanque es arbitraria y responde a soluciones de diseño adoptadas para cada caso.
- El dimensionamiento de los tanques consiste sólo en estimar el volumen necesario, el peso y el espesor de las paredes, independientemente del método constructivo y del tipo de estructura.
- Se utilizó un conjunto de turbobomba para cada propelente, por lo que se calcularon dos bombas y dos turbinas. De acuerdo con Sutton and Biblarz (2010), la utilización de una turbobomba para cada propelente puede resultar en maquinaria de menor peso y tamaño que para el caso más general en el que una turbina transmite potencia a dos bombas, a veces por medio de una o más cajas de engranajes.



(a) Tanques en estructuras individuales

(b) Tanques en estructura integral

Figura 3.1.1: Modelo del sistema propulsivo

Como parámetros de entrada, el programa utiliza información provista por el usuario en forma de archivo de entrada con extensión .dat, cuya forma general es:

Identificador

Valor

Unidad de medida



En el Anexo A se encuentra un Manual de Usuario en el que se exponen los requerimientos, limitaciones y funciones de cada aspecto del programa, así como de los datos que debe contener el archivo de entrada.

Para la manipulación de la información correspondiente a las propiedades físicas de los líquidos y gases que evolucionan en el sistema propulsivo se utiliza el software *Cantera*¹ (ver Anexo A.4). El mismo provee diferentes métodos o funciones para obtener las propiedades termodinámicas de los propelentes, necesarias para el cálculo de los distintos parámetros utilizados en el modelo.

A modo ilustrativo, se puede decir que dicho sistema estará compuesto por:

- Tanques
- Turbobombas
- Generador de gases
- Cámara de empuje. Es el conjunto de varios componentes:
 - Inyectores
 - Sistema de Refrigeración
 - Cámara de combustión
 - Tobera
- Tuberías

La función de cada uno de estos componentes se describe con mayor detalle a continuación, aunque el tratamiento de los mismos está fuertemente condicionado por la combinación de propelentes seleccionada.

El procedimiento está dividido en etapas, cada una de las cuales aplica a cada propelente alguno de los modelos individuales definidos:

1. Carga del archivo de entrada.
2. Importación de la información para combustible y oxidante.
3. Cálculo de caudales.
4. Dimensionamiento de los tanques de combustible y oxidante.
5. Cálculo de las pérdidas hidráulicas aguas arriba de cada bomba y estimación de las pérdidas aguas abajo de las mismas.
6. Cálculo de las propiedades de las bombas.
7. Corrección de las pérdidas hidráulicas en los conductos aguas abajo de cada bomba.
8. Cálculo de la combustión y propiedades de los gases en el generador de gases.

¹Goodwin et al. (2016)

9. Cálculo de la pérdida de carga en el conducto entre generador de gases y cada turbina.
10. Cálculo de la potencia y rendimiento entregado por cada turbina.
11. Cálculo de las propiedades de los gases después de la combustión en la cámara de combustión y aumento de temperatura del combustible líquido en los conductos de refrigeración.
12. Expansión isoentrópica en la tobera, determinación de las propiedades del flujo y performance del motor.
13. Gráfico de curvas de performance teóricas en función de la altitud de presión en atmósfera estándar.
14. Estimación de respuesta dinámica del sistema.

3.1.1

Carga del archivo de entrada

Carga del archivo de entrada

Al inicio del programa se ofrecen dos opciones:

- Cargar un archivo de entrada de datos.
- Cargar el último archivo utilizado.

El archivo de datos contiene 45 parámetros de diseño del sistema propulsivo, necesarios para la importación de los propelentes y la realización de los cálculos posteriores. El contenido del archivo incluye la combinación de propelentes y la temperatura y presión de almacenamiento en los tanques, la relación de mezcla y caudales para el generador de gases y la cámara de combustión, y valores de diseño necesarios para el cálculo de las propiedades de las bombas, turbinas, refrigeración de la cámara de combustión y pérdidas en las tuberías. Una descripción con mayor detalle del archivo se encuentra en el Anexo A.

3.2 Combinaciones de propelentes

El primer paso en la definición de un sistema propulsivo es la elección de los propelentes a utilizar. Como se mencionó anteriormente, éstos tienen gran influencia en la eficiencia del sistema, por lo que la combinación elegida deberá ser aquella que permita maximizar dicha eficiencia, contemplando además consideraciones estructurales, económicas y de carga paga del vehículo.

3.2.1

Modelo Conceptual

Modelo Conceptual

Para este trabajo se optó por implementar tres combinaciones de oxidante-combustible:

- Tetróxido de Dinitrógeno - Hidracina
- Oxígeno Líquido - Hidrógeno Líquido
- Oxígeno Líquido - Kerosene



3.2.1.1 Tetróxido de Dinitrógeno - Hidracina

Ambos propelentes forman una combinación hipergólica. Es decir, la ignición se produce espontáneamente al producirse la mezcla. Esta es la principal razón por la que los tanques deben ser correctamente diseñados y dimensionados para evitar filtraciones.

La principal ventaja de esta combinación de propelentes radica en la posibilidad de cada uno de ser almacenado durante largos períodos de tiempo, lo que los convierte en una buena elección para el caso de etapas superiores, satélites, sondas espaciales, aunque también son utilizados, con rendimientos relativamente altos ($I_{sp} \approx 280s$), en algunos vehículos lanzadores (Figura 3.2.1).



Figura 3.2.1: Cohete Proton M. La primera etapa es propulsada por 6 motores RD-275M, utilizando Tetróxido de Nitrógeno como oxidante y Dimetilhidracina Asimétrica como combustible. Esta última se denomina comúnmente UDMH por su nombre en inglés Unsymmetrical Dimethylhydrazine y es un derivado de la hidracina (Khronichev State Research and Production Space Center, 2016).

Tetróxido de Dinitrógeno:

Normalmente llamado Tetróxido de Nitrógeno o NTO (en inglés: Nitrogen Tetroxide), o bien por su fórmula química N_2O_4 , a temperatura ambiente es un líquido de alta densidad y muy volátil, con un característico color marrón rojizo. El rango de temperaturas en el cual se mantiene líquido es relativamente pequeño, aproximadamente entre $270K$ y $300K$. A temperaturas normales de almacenamiento, el N_2O_4 existe en equilibrio con Dióxido de Nitrógeno (N_2O), produciéndose la disociación de moléculas relacionada directamente con la temperatura e inversamente con la presión (Wright, 1977). Los vapores de N_2O son altamente tóxicos. Esta continua disociación y recombinación de moléculas hace especialmente difícil la estimación de propiedades como la presión de vapor y la viscosidad del oxidante en función de la temperatura. En estado puro es ligeramente corrosivo, aunque reacciona fácilmente con la humedad ambiente y forma fuertes ácidos que atacan las paredes del tanque. A pesar de estas desventajas, es el oxidante almacenable más comúnmente utilizado actualmente.

Hidracina:

Puede utilizarse como combustible tanto en sistemas bipropelentes como monopropelentes. Su composición química es N_2H_4 y se trata de un líquido incoloro, tóxico y con alto punto de congelamiento (por encima de $273K$)². Es almacenable por largos períodos de tiempo, aunque presenta grandes riesgos de manipulación: puede producir una ignición espontánea al entrar en contacto con el aire y el contacto con la piel y la inhalación de vapores puede producir daños a la salud. Además, en caso de estar expuesta a temperaturas o presiones mayores a las normales de almacenamiento, se produce la descomposición, que libera energía, y la formación de vapores que reaccionan con el aire provocando una detonación violenta. Por este motivo es de gran importancia tomar especial cuidado en la elección de los materiales para contenedores, tuberías, inyectores y válvulas, ya que la reacción entre la hidracina y el material circundante puede favorecer la mencionada descomposición. Los materiales más utilizados son algunos aceros inoxidables de la serie 300, aleaciones de aluminio de las series 1100 y 3000 y níquel.

3.2.1.2 Oxígeno Líquido - Hidrógeno Líquido

Es una combinación criogénica, no hipergólica. Es necesario utilizar aislaciones tanto en tanques como en líneas de tuberías, y dificulta su almacenamiento por períodos prolongados.

El bajo peso molecular del producto de la combustión de Oxígeno con Hidrógeno, permite proveer de gran aceleración a las moléculas durante la expansión, traduciéndose en un rendimiento del motor considerablemente más alto que combinaciones de propelentes almacenables ($I_{sp} \approx 380s$), aunque requiere consideraciones más estrictas en el diseño de bombas, válvulas e inyectores. Es comúnmente utilizada en motores de gran tamaño (Figura 3.2.2).

Oxígeno Líquido:

Comúnmente llamado LOX (Liquid Oxygen) o simplemente LO_2 , es utilizado como oxidante en combinación con distintos combustibles como, por ejemplo, kerosene, Hidrógeno, hidracina o alcoholes. Es un líquido no corrosivo y no tóxico, por lo que no presenta riesgos de esta naturaleza para su manipulación ni para los materiales del sistema. Sí existe, sin embargo, el riesgo, tanto de manipulación como para la estructura de los componentes del sistema, debido a la muy baja temperatura a la que se encuentra: su punto de ebullición es de $90K$ a nivel del mar, de acuerdo con Sutton and Biblarz (2010).

Hidrógeno Líquido:

También abreviado como LH_2 , es un líquido de muy bajo peso específico y una temperatura de ebullición alrededor de $20K$ a nivel del mar³, traduciéndose en la necesidad de utilizar grandes tanques con aislación térmica. La mezcla de Hidrógeno líquido con Oxígeno o aire sólido puede ser explosiva, por lo que se tiene especial cuidado para purgar tanques y tuberías antes de introducir el combustible.

²Sutton and Biblarz (2010)

³A tan baja temperatura, todos los líquidos y gases más comunes pueden solidificarse



El Hidrógeno gaseoso, por otra parte, es altamente inflamable al entrar en contacto con aire, razón por la cual se provee al sistema de válvulas de venteo.



Figura 3.2.2: La etapa principal del cohete Ariane 5 es propulsada por un motor Vulcain 2 utilizando la mezcla LOX – LH₂ (Arianespace, 2016).

3.2.1.3 Oxígeno Líquido - Kerosene

Esta alternativa combina un oxidante criogénico, descrito anteriormente, con un combustible almacenable a temperatura ambiente. La utilización de estos propelentes requiere de un adecuado diseño de los sistemas de almacenamiento, tuberías, turbobombas e inyección, fundamentalmente por tratarse de dos propelentes a temperaturas muy diferentes entre sí.

El rendimiento obtenido por motores que funcionan con estos propelentes ($I_{sp} \approx 300s$) es ligeramente mayor que aquel obtenido con NTO - Hidracina. Esto es así debido a la mayor temperatura alcanzada durante la combustión.

Kerosene:

Es uno de los derivados del petróleo que pueden ser utilizados como combustible para motores cohete. Particularmente, el tipo de kerosene más ampliamente utilizado se denomina RP-1 (Rocket Propellant number 1). El mismo se considera una variante de mayor calidad del kerosene y presenta menor variación del peso específico y la presión de vapor con la temperatura. Se requiere especial cuidado, si se quiere utilizar el propelente como refrigerante de la cámara de combustión, en el diseño de los conductos de refrigeración, ya que la mayoría de los hidrocarburos forman depósitos carbonosos que impiden la correcta transferencia de calor y pueden llegar a bloquear el pasaje de fluido. Por otra parte, al ser menos denso que la hidracina, requiere tanques de mayor volumen. En la Figura 3.2.3 se muestra un cohete propulsado por Kerosene y Oxígeno Líquido.

3.2.2 Aplicación del modelo

La importación de los datos termodinámicos de cada propelente se divide en dos partes. Primero, en función de la combinación de oxidante/combustible y la temperatura de cada propelente leídas desde el archivo de entrada, debe individualizarse información específica como la composición de cada uno, su viscosidad y presión de vapor. Esto se logra llamando a la función `propellants`, que devuelve una estructura en la que se almacenan en diferentes campos los valores mencionados:



Figura 3.2.3: La primera etapa del cohete Falcon 9 es propulsada por 9 motores Merlin, alimentados por LOX – Kerosene (SpaceX, 2016).

```
prop=propellants(propSel,TF,T0);
```

donde propSel es un número entero que indica la combinación elegida entre las mencionadas en la página 18. Las temperaturas de combustible y oxidante en sus respectivos tanques son indicadas por TF y T0.

La viscosidad del combustible y del oxidante tiene gran importancia en el cálculo de las pérdidas hidráulicas en los conductos de alimentación del motor. En el Apéndice C de Coker (2010) se presentan los coeficientes de regresión para la expresión de la viscosidad en función de la temperatura para distintos líquidos, con el rango de validez de la misma. La fórmula de regresión es

$$\log_{10} \mu = A + \frac{B}{T} + CT + DT^2 \quad (3.2.1)$$

donde la viscosidad está en centipoise ($[cp]$) y la temperatura en $[K]$.

Propelente	A	B	C	D	Temperatura [K]
Hidrógeno	-7,0154	40,791	0,23714	$4,083 \times 10^{-3}$	14 – 33
Oxígeno	-5,0957	179,83	$3,9779 \times 10^{-2}$	$-1,4664 \times 10^{-4}$	54 – 150
Kerosene ⁴	-6,8845	1100,3	0,014341	$-1,352 \times 10^{-5}$	273 – 617

Tabla 3.1: Coeficientes de regresión para el cálculo de la viscosidad

Para la Hidracina se tomó el valor de viscosidad a temperatura ambiente y se asumió que el mismo no varía significativamente con la temperatura.

$$\mu_{N_2H_4} = 0,000876 [Pa \cdot s] \quad (3.2.2)$$

⁴Los datos obtenidos de National Institute of Standards and Technology (2016) son para el compuesto 1-Deceno, cuya composición química es similar al Kerosene.



Para el Tetróxido de Nitrógeno, la viscosidad se obtiene en $[cp]$ a partir de la ecuación de regresión planteada por *Hercules* y presente en [Wright \(1977\)](#), en función de la temperatura en Kelvin:

$$\mu = 7,533 - 6,167 \times 10^{-2}T + 2,055 \times 10^{-4}T^2 - 3,234 \times 10^{-7}T^3 + 1,966 \times 10^{-10}T^4 \quad (3.2.3)$$

A excepción de la Hidracina, después del cálculo de la viscosidad del líquido a la temperatura de almacenamiento se realiza la conversión de unidades a $[Pa \cdot s]$ con el propósito de dar consistencia dimensional a las expresiones en pasos posteriores del cálculo.

La presión de vapor de cada propelente se aproximó utilizando la ecuación de Antoine

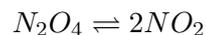
$$\log_{10} p = A - \frac{B}{T + C} \quad (3.2.4)$$

donde los coeficientes A , B y C son determinados experimentalmente para un rango de temperaturas ($T[K]$) y la presión de vapor p está en $[bar]$. Los valores de los coeficientes fueron obtenidos para cada propelente de la base de datos de [National Institute of Standards and Technology \(2016\)](#) de Estados Unidos:

Propelente	A	B	C	Temperatura [K]
Hidrógeno	3,54314	99,395	7,726	21,01 – 32,27
Oxígeno	3,85845	325,675	-5,667	54,36 – 100,16
	3,9523	340,024	-4,144	54,36 – 154,33
Hidracina	5,01105	1724,782	-41,833	288 – 343
Kerosene ²	4,08526	1501,872	-75,572	359,92 – 444,8

Tabla 3.2: Coeficientes para la ecuación de Antoine para el cálculo de la presión de vapor

Para el caso del Tetróxido de Nitrógeno, la presión de vapor es más difícil de determinar debido a que, a temperaturas normales, las moléculas están en continua disociación y recombinación en un estado de equilibrio ([Wright, 1977](#)):



En [Wright \(1977\)](#) se propone una fórmula empírica desarrollada por *Rocketdyne* que permite obtener la presión de vapor del Tetróxido de Nitrógeno en $[mmHg]$:

$$\log_{10} p = 9,82372 - \frac{2331,98}{T} + \frac{84567}{T^2} \quad (3.2.5)$$

donde la temperatura se ingresa en Kelvin.

En todos los casos, la presión de vapor es luego convertida a $[Pa]$ para tener consistencia con el resto del proceso de cálculo. La información es almacenada en una variable tipo estructura denominada *data*.

A continuación, se utiliza la función `propImport`, la cual importa los parámetros termodinámicos de la base de datos de *Cantera* y fija el estado inicial de los propelentes. Es decir, crea un objeto con la temperatura, presión y composición química especificada por la información en *data*.

```
prop=propImport(type,propSel,combData,propData,file);
```

El argumento *file* es una constante que contiene el nombre del archivo en el que se encuentra la información leída por *Cantera*, a partir de la cual genera los datos termodinámicos del líquido o gas importado; el argumento *type* funciona como bandera (*flag*) que indica a la función si debe tratar al propelente como combustible u oxidante.

3.2.2.1 Cálculo de caudales

El próximo paso consiste en el cálculo de los caudales que circulan por el sistema, por medio de la función *flowCalc*. Esta función calcula el caudal total y los caudales de combustible y de oxidante, tanto para el sistema completo como para un único motor y para el generador de gases:

```
[mdot,mdotF,mdotO,mdotF1m,mdotO1m,mdot_gg,mdotF_gg,mdotO_gg]=flowCalc(nmot,...
    mdot1m,r,x,rgg,fgg,fF,fO);
```

Los argumentos de la función son el número de motores, el caudal total para un único motor, la relación oxidante/combustible para el motor, el porcentaje del caudal total que se destina al generador de gases, la relación oxidante/combustible para este último y tres factores cuya finalidad es simular el grado de apertura de las válvulas⁵. Con excepción de estos tres factores, los demás argumentos son leídos desde el archivo de entrada.

Con estos parámetros, la función calcula el caudal total de propelente como el simple producto del caudal para un motor (\dot{m}_1) por el número de motores (n_{mot}):

$$\dot{m}_{tot} = n_{mot}\dot{m}_1 \quad (3.2.6)$$

El caudal destinado al generador de gases corresponde al porcentaje indicado por el argumento *x* en la función.

$$\dot{m}_{gg} = f_{gg} \frac{x}{100} \dot{m}_{tot} \quad (3.2.7)$$

donde el factor f_{gg} tiene el valor 1 para la válvula completamente abierta y 0 para la válvula completamente cerrada.

En función de la relación de mezcla oxidante/combustible se obtiene el caudal de cada propelente que ingresa al generador de gases:

$$\dot{m}_{F_{gg}} = \frac{\dot{m}_{gg}}{1 + r_{gg}} \quad (3.2.8)$$

$$\dot{m}_{O_{gg}} = \frac{\dot{m}_{gg} r_{gg}}{1 + r_{gg}} \quad (3.2.9)$$

donde

$$r = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F}$$

⁵Se impuso la utilización de válvulas de bola, una presente en la salida del generador de gases y una en la salida de cada tanque de propelente.



es la relación de mezcla en masa de propelentes y el subíndice gg hace referencia al generador de gases.

Con esto, el caudal total que ingresa al motor se ve reducido según

$$\dot{m} = \dot{m}_{tot} - \dot{m}_{gg} = \dot{m}_{tot} - (\dot{m}_{F_{gg}} + \dot{m}_{O_{gg}}) \quad (3.2.10)$$

Ahora puede determinarse el caudal total de combustible y oxidante que ingresa al sistema de inyección. Es decir, el caudal total menos el caudal utilizado por el generador de gases:

$$\dot{m}_F = f_F \frac{\dot{m}}{1+r} \quad (3.2.11)$$

$$\dot{m}_O = f_O \frac{\dot{m} r}{1+r} \quad (3.2.12)$$

De manera análoga a la ecuación (3.2.7), los factores f_F y f_O simulan el grado de apertura de las válvulas a la salida de cada tanque de propelente, tomando valores entre 0 y 1 para válvulas completamente cerradas y válvulas completamente abiertas, respectivamente.

Por último, el caudal de combustible y de oxidante que ingresa en cada motor es

$$\dot{m}_{F_1} = \frac{\dot{m}_F}{n_{mot}} \quad (3.2.13)$$

$$\dot{m}_{O_1} = \frac{\dot{m}_O}{n_{mot}} \quad (3.2.14)$$

3.3 Tanques de Propelentes

La configuración estructural de los tanques depende generalmente de la función que deba cumplir el motor, además de la combinación de propelentes, como se aclaró anteriormente.

La utilización en un sistema con turbobomba permite niveles más bajos de presión interna de los tanques, normalmente entre $70kPa$ (aproximadamente $0,7atm$) y $340kPa$ (aproximadamente $3,4atm$), y deriva en tanques con paredes más delgadas y menor masa inerte (Sutton and Biblarz, 2010). Sin embargo, en vehículos lanzadores el tamaño de los tanques puede llegar a ser demasiado grande, haciendo a la estructura sensible a cargas externas que pueden provocar el pandeo de las paredes de los mismos, o incluso de la estructura completa. Para solucionar este problema existen alternativas como la estabilización por presurización de los tanques, o la construcción de estructuras autoportantes. En este trabajo no se contemplan aspectos estructurales, considerando que los mismos son debidamente abordados en etapas posteriores del diseño.

En caso de que se utilicen propelentes criogénicos, el diseño de los tanques debe tener en cuenta la presencia de gradientes de temperatura y la necesidad de aislación térmica para prevenir la condensación de aire en las paredes externas (lo cual puede llevar a altas velocidades de evaporación del propelente en el interior del tanque) y la utilización de materiales capaces de permanecer dúctiles a muy bajas temperaturas.

3.3.1

Modelo Conceptual

La disposición de los tanques en el vehículo responde a análisis realizados con base en requerimientos relacionados con la operación del mismo, como minimizar el peso estructural, maximizar el volumen almacenable, minimizar la resistencia aerodinámica del vehículo, prevenir la mezcla de los propelentes, facilidad de construcción, instalación y manipulación de los tanques y maximizar la cantidad utilizable de propelente. La mayoría de los sistemas propulsivos poseen tanques dispuestos en tándem, aunque existen otras configuraciones, como la Etapa Superior Fregat de los lanzadores Soyuz y Zenit rusos, la cual se compone de seis tanques dispuestos anularmente⁶. Para el desarrollo de este trabajo, se consideran sólo tanques en tándem, tanto individuales, como en una única estructura, con una división interna.

3.3.1.1 Determinación de la Forma y Tamaño del Tanque

La forma del tanque es gobernada por la presión interna del mismo y la configuración del vehículo. En general, la forma predominante de los tanques de propelente es cilíndrica, con extremos semiesféricos o semielipsoidales, cada variante con una ventaja diferente: el peso de un tanque con extremos semiesféricos es menor que el de uno con extremos semielipsoidales, mientras que la utilización de los segundos puede llevar a menor peso estructural total (Huzel and Huang, 1992).

Una vez definida la forma de los tanques, se debe determinar el volumen necesario de cada uno:

$$V_t = V + T + B + U \quad (3.3.1)$$

donde

- V_t : Volumen total del tanque
- V : Volumen utilizable de propelente. Se calcula a partir de requerimientos del sistema propulsivo. Depende del tiempo de funcionamiento del sistema, del propelente elegido y del caudal necesario. Puede incluir volúmenes de reserva.
- T : Volumen de propelente que queda atrapado en el sistema de alimentación.
- B : Volumen de propelente evaporado (sólo para propelentes criogénicos).
- U : Volumen libre del tanque. Se debe prever la variación de volumen del propelente con la temperatura y presión y la posibilidad de deformación del tanque.

La determinación del material con el que se contruirán los tanques se lleva a cabo a partir del análisis de las cargas estructurales más importantes en la vida del cohete. Éstas pueden tener distintos orígenes (tanto estáticos como dinámicos), como presiones internas, cargas axiales debidas al empuje, momentos flectores ocasionados por cargas aerodinámicas, ráfagas de viento o control del vector de empuje, cargas debidas a gradientes térmicos, entre otras. Esto lleva a la necesidad de determinar las tensiones admisibles máximas para dimensionar consecuentemente la estructura. Huzel and Huang (1992) da valores mínimos recomendados para coeficientes de seguridad para varias situaciones:

⁶Sólo cuatro de ellos almacenan propelentes. Los dos restantes contienen equipamiento de aviónica y baterías



- Sin riesgo para personal ni equipamiento vital:

$$S_w = \frac{F_y}{1,1} \tag{3.3.2}$$

ó

$$S_w = \frac{F_u}{1,25} \tag{3.3.3}$$

- Se proveen dispositivos de seguridad para personal, como cápsulas de escape:

$$S_w = \frac{F_y}{1,15} \tag{3.3.4}$$

ó

$$S_w = \frac{F_u}{1,35} \tag{3.3.5}$$

- Existe riesgo para personal y/o equipamiento vital:

$$S_w = \frac{F_y}{1,25} \tag{3.3.6}$$

ó

$$S_w = \frac{F_u}{1,5} \tag{3.3.7}$$

donde

- S_w : Tensión admisible máxima
- F_y : Tensión de fluencia del material del tanque a la temperatura de trabajo
- F_u : Tensión última o tensión de rotura del material del tanque a la temperatura de trabajo

Se realiza el cálculo de la tensión admisible máxima tanto para la tensión de fluencia F_y como para la tensión última F_u y se prosigue con el dimensionamiento de tanques utilizando el menor de los dos valores.

Las principales dimensiones a determinar se muestran en la Figura 3.3.1.

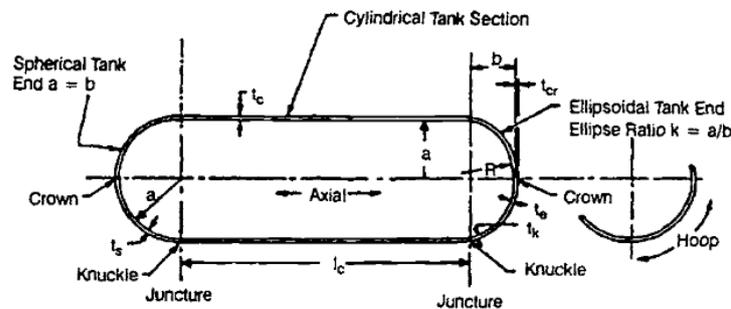


Figura 3.3.1: Dimensiones de un tanque típico de propelente (Huzel and Huang, 1992).

3.3.1.2 Extremos del tanque

Volumen:

Considerando la posibilidad de que el tanque posea extremos semielipsoidales o semiesféricos, el volumen de cada extremo estará dado por

$$V_e = \frac{2\pi a^2 b}{3} \quad (3.3.8)$$

Como una esfera es una elipsoide en la que ambos semiejes tienen igual longitud, esta ecuación se convierte en

$$V_e = \frac{2\pi a^3}{3} \quad (3.3.9)$$

Espesores:

La aproximación presentada por [Huzel and Huang \(1992\)](#) propone considerar esfuerzos membranales combinados con flexión y efectos producidos por discontinuidades (cambios bruscos en espesores, radios de curvatura, etc.) causados por la presión interna del tanque:

$$t_k = \frac{K p_t a}{S_w e_w} \quad (3.3.10)$$

$$t_{cr} = \frac{p_t k a}{2 S_w e_w} \quad (3.3.11)$$

donde

- k : Relación de radios ($k = a/b$) del extremo. $k = 1$ para extremo esférico.
- K : Factor de tensión. Función de la relación de radios k (Fig. 3.3.2).
- t_k : Espesor de la pared en la unión con la parte cilíndrica.
- t_{cr} : Espesor de la pared del domo.
- e_w : Eficiencia de soldaduras.

Peso:

Para el cálculo del peso de cada extremo, [Huzel and Huang \(1992\)](#) propone la definición de un espesor equivalente del extremo, calculado como el promedio entre los espesores t_k y t_{cr} :

$$t_{eq} = \frac{t_k + t_{cr}}{2} \quad (3.3.12)$$

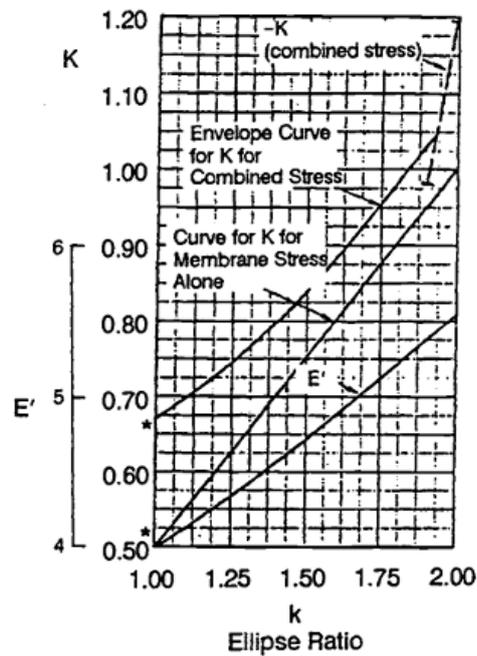


Figura 3.3.2: Factor de tensión y factor de diseño (Huzel and Huang, 1992).

Se puede calcular el peso de un extremo semielipsoidal como

$$W_e = \frac{\pi a^2 t_{eq} E' \rho}{2k} \quad (3.3.13)$$

y para un extremo semiesférico como

$$W_s = 2\pi a^2 t_{eq} \rho \quad (3.3.14)$$

Aquí, ρ es la densidad del material y E' se denomina *factor de diseño*. Este último puede obtenerse de la Figura 3.3.2 o bien con

$$E' = 2k + \frac{1}{\sqrt{k^2 - 1}} \ln \frac{k + \sqrt{k^2 - 1}}{k - \sqrt{k^2 - 1}} \quad (3.3.15)$$

3.3.1.3 Parte Cilíndrica

Volumen:

Si la longitud de la parte cilíndrica del tanque es l_c , el volumen es

$$V_c = \pi a^2 l_c \quad (3.3.16)$$

Espesor:

Se considera el espesor necesario para soportar las tensiones membranales debidas a la presión interna del tanque:

$$t_c = \frac{p_t a}{S_w e_w} \quad (3.3.17)$$

Discontinuidades:

Especialmente en las proximidades de las uniones de la parte cilíndrica con los extremos del tanque pueden aparecer discontinuidades en el espesor de las paredes. El criterio propuesto por [Huzel and Huang \(1992\)](#) resulta suficiente para una primera aproximación, siendo necesario el posterior análisis estructural del tanque para determinar el espesor adecuado para esta zona. Este criterio consiste en agregar hasta un 50 % del espesor de la parte cilíndrica en la zona de unión con los extremos, aunque implica una penalización en el peso de la estructura.

Peso:

El peso estructural de la parte cilíndrica del tanque estará dado por

$$W_c = 2\pi a l_c t_c \rho \quad (3.3.18)$$

Por último, se debe tener en cuenta que la presurización del tanque puede ayudar a soportar cargas axiales de compresión como el empuje.

$$F_a = \pi a^2 p_t \quad (3.3.19)$$

Típicamente, un vehículo es diseñado para funcionar sometido a un determinado factor de carga. Si se considera, idealmente, que el vehículo está sometido sólo a la carga axial de empuje, se puede escribir entonces:

$$n = \frac{F}{mg_0} = \frac{\pi a^2 p_t}{mg_0} \quad (3.3.20)$$

donde $g_0 = 9,80665 \frac{m}{s^2}$ es la aceleración debida a la gravedad a nivel del mar.

3.3.2

Aplicación del modelo

La información necesaria para el dimensionamiento de los tanques de propelentes es obtenida del cálculo de los caudales realizado en la sección anterior, de los parámetros termodinámicos de los propelentes importados de *Cantera* y de los datos leídos del archivo de entrada.

El cálculo se realiza simultáneamente para ambos tanques ya que se tiene en cuenta un factor de carga, leído del archivo de entrada, que tiene como finalidad verificar que el espesor de las paredes de cada tanque sea compatible con con la presión en cada uno y con el empuje producido por el motor.



Información sobre la configuración estructural de los tanques y la forma de los mismos se lee desde el archivo de entrada, junto con los valores de tensión de fluencia, tensión última y densidad del material constructivo. Como se mencionó en la sección 3.3 (página 26), sólo se consideran dos configuraciones:

- Tanques en tándem individuales;
- Tanques en tándem en una única estructura con división interna.

Los factores de seguridad para la determinación de la tensión de trabajo, al igual que los parámetros anteriores, son leídos del archivo de entrada. El valor de los mismos, descritos en la Sección 3.3, pueden ser calculados de acuerdo con normas específicas o siguiendo recomendaciones generales, como las propuestas por [Huzel and Huang \(1992\)](#).

Tomando como argumentos los propelentes seleccionados, el tipo de tanques, el caudal de cada propelente, el tiempo de funcionamiento del sistema, el radio del vehículo, el factor de carga previsto para el funcionamiento estacionario, los datos estructurales del material constructivo, los coeficientes de seguridad y la forma de los tanques, la función `tank` determina el volumen necesario de cada propelente, el volumen total de cada tanque, los distintos espesores de las paredes, la longitud de cada tanque, el radio interno de cada uno, el peso estructural de cada tanque, el peso de cada propelente y la presión interna a la que cada uno es almacenado:

```
[VT,V,tt,l,r1,k,WT,WP,pres]=tank(prop,type,midot,tFunc,a,ac,mat,fs,k);
```

Los argumentos `mat` y `fs` son vectores que contienen, respectivamente, las tensiones y densidad del material y los coeficientes de seguridad. Siguiendo el método propuesto por [Huzel and Huang \(1992\)](#) y descrito en la Sección 3.3, se calcula la tensión admisible del material como el mínimo resultado obtenido de

$$S_w = \frac{F_f}{(FS)_f} \quad \text{ó} \quad S_w = \frac{F_u}{(FS)_u}$$

donde $(FS)_f$ y $(FS)_u$ son los factores de seguridad para fluencia y rotura, respectivamente.

Cada término de la ecuación (3.3.1) se calcula a partir del volumen requerido de cada propelente. Es decir, para cada tanque, se calcula el volumen de propelente que se consumirá durante el funcionamiento:

$$V_t = V + T + B + U$$

siendo el primer término el volumen requerido de propelente:

$$V_i = \frac{\dot{m}_i t_b}{\rho_i} \quad (3.3.21)$$

El subíndice i indica el propelente del cual se calcula el volumen necesario: combustible (F) u oxidante (O).

En función de esto, se estima que el volumen de cada propelente que se espera que quede atrapado en el interior de los conductos y componentes del sistema propulsivo es el 1% del volumen requerido. Es decir, se debe incrementar en esta cantidad el volumen de propelente a almacenar en cada tanque:

$$T_i = 0,01 \cdot V_i \quad (3.3.22)$$

El volumen libre del tanque (en inglés, *ullage*) se estima en un 2,5% del volumen requerido de propelente más el volumen de propelente atrapado en el sistema. Consecuentemente, el tanque correspondiente deberá tener su volumen incrementado en esta cantidad para cubrir la posibilidad de que el tanque sufra deformaciones, o que existan variaciones de temperatura y presión fuera del rango estimado. Es decir,

$$U_i = 0,025(V_i + T_i) \quad (3.3.23)$$

Debido a que la información al respecto es escasa y de difícil acceso, la cantidad de propelente evaporado (*boiloff*) es ignorado, y se fija su valor en $B = 0$, aunque el propelente en cuestión sea criogénico.

Reemplazando los resultados obtenidos en las ecuaciones (3.3.21)–(3.3.23) en la ecuación (3.3.1), es posible calcular el peso de propelente en cada tanque:

$$W_i = V_t \rho_i \quad (3.3.24)$$

A continuación se calcula el espesor de las paredes de cada tanque en un procedimiento iterativo que evalúa si la presión interna de cada uno permite soportar los esfuerzos de pandeo global de la estructura del tanque provocados por la aceleración del vehículo en funcionamiento estacionario. En dicho proceso se calculan los espesores y la longitud de cada tanque y a continuación el factor de carga como en la ecuación (3.3.20), en donde se asume que la única fuerza que actúa sobre la estructura es el empuje y sólo tiene una componente axial:

$$n = \frac{\pi a^2 p_t}{m g_0}$$

Este cálculo se realiza para cada tanque, por lo que si el menor factor de carga calculado es menor a la aceleración nominal ingresada en el archivo de datos, la presión interna del tanque correspondiente es incrementada, se calcula un nuevo factor de carga y el proceso de cálculo se repite. En la Figura 3.3.3 se muestra de manera resumida el procedimiento descripto.

En primera instancia, el programa determina el factor de tensión (K) y el factor de diseño (E') de acuerdo con la Figura 3.3.2 en la página 29. Cabe aclarar que si bien el archivo de entrada admite cualquier valor para la relación de radios de los extremos del tanque, el programa considera sólo valores de k comprendidos en el intervalo

$$1 \leq k \leq 2$$

De este modo, $k = 1$ para extremos semiesféricos y $k = 2$ para extremos semielipsoidales, siendo éste último caso la configuración por defecto. Es decir, si por algún error en el archivo de entrada se ingresara un valor menor a 1 o mayor a 2, se realiza el cálculo para tanques con extremos semielipsoidales. Con la relación de radios de los extremos de cada tanque (se asume que ambos tanques tienen la misma forma) se determina el volumen de un extremo del tanque, de acuerdo con la ecuación (3.3.8) y siguiendo la notación de la Figura 3.3.1

$$V_{e_i} = \frac{2\pi a_i^2 b_i}{3}$$

donde

$$b = \frac{a}{k}$$

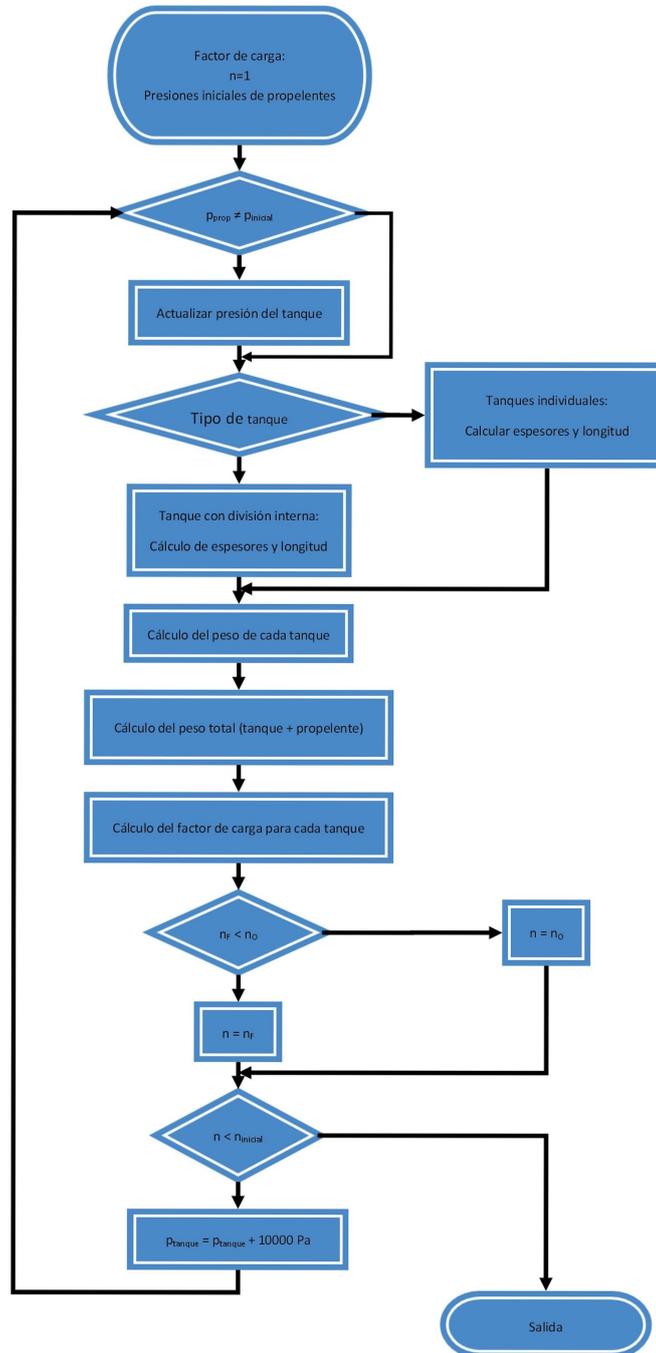


Figura 3.3.3: Diagrama de flujo para el dimensionamiento de los tanques de propelentes

La manera de dimensionar los distintos espesores definidos anteriormente es esencialmente la misma para cualquiera de las dos configuraciones elegidas. Para todo el proceso de cálculo se asume un factor de eficiencia de soldaduras de 95 %, que tiende a incrementar los esfuerzos calculados:

1. Se determina la longitud de la parte cilíndrica de cada tanque:

$$l_{cil_i} = \frac{V_{t_i} - 2 V_{e_i}}{\pi a_i^2} \quad (3.3.25)$$

2. Se calcula el espesor de la parte cilíndrica (ecuación (3.3.17)), se toma en consideración un aumento del mismo para las partes que puedan tener discontinuidades y se determina el peso de la parte cilíndrica (ecuación (3.3.18)):

$$t_{c_i} = \frac{p_{t_i} a_i}{S_w e_w}$$

$$t_{disc_i} = 1,5 t_{c_i} \quad (3.3.26)$$

$$W_{c_i} = 2\pi a_i l_{c_i} t_{c_i} \rho_m$$

3. Se continúa con el cálculo del volumen de la parte cilíndrica (ecuación (3.3.16)):

$$V_{c_i} = \pi l_{c_i} a_i^2$$

El volumen total del tanque será la suma de los volúmenes de ambos extremos y la parte cilíndrica:

$$V_i = 2 V_{e_i} + V_{c_i} \quad (3.3.27)$$

Sin embargo, si se eligió la configuración de tanques en una única estructura con división interna, a partir de la Figura 3.1.1b, se puede calcular el volumen del tanque inferior (oxidante) de manera aproximada suponiendo que el mismo equivale al volumen de un cilindro que contiene la cantidad de oxidante calculada anteriormente (Huzel and Huang, 1992):

$$V_O = V_{t_O} = V_{c_O}$$

4. El cálculo de los espesores y pesos de los extremos de cada tanque se realiza de acuerdo con lo propuesto por Huzel and Huang (1992) y descrito en la Sección 3.3 (páginas 28 y 29):

$$t_{k_i} = \frac{K p_{t_i} a_i}{S_w e_w} \quad ((3.3.10))$$

$$t_{cr_i} = \frac{p_{t_i} k a_i}{2 S_w e_w} \quad ((3.3.11))$$

$$t_{eq_i} = \frac{t_{k_i} + t_{cr_i}}{2} \quad ((3.3.12))$$

$$W_{e_i} = \frac{\pi a_i^2 t_{eq_i} E' \rho_m}{2 k} \quad ((3.3.13))$$



5. La longitud total de cada tanque se determina sumando la longitud de la parte cilíndrica y dos veces el radio b calculado en función de la forma del extremo:

$$l_{t_i} = l_{c_i} + 2 b_i \quad (3.3.28)$$

6. El peso de la estructura del tanque se determina sumando el peso de la parte cilíndrica y el de cada extremo. Se agrega un 4 % al peso total para cubrir tolerancias de fabricación, variaciones en los espesores, etc. (Huzel and Huang, 1992).

$$W_{t_i} = 1,04(W_{c_i} + 2 W_{e_i}) \quad (3.3.29)$$

7. Se calcula el radio interno de cada tanque como la diferencia entre el radio del vehículo y el espesor de la pared del tanque. Si el mismo no tiene parte cilíndrica, al radio del vehículo se le sustrae el espesor equivalente calculado en la ecuación (3.3.12):

$$a_i = a'_i - t_{c_i} \quad \text{o bien} \quad a_i = a'_i - t_{eq_i} \quad (3.3.30)$$

donde a'_i es el radio del vehículo o bien el radio interno calculado en un paso anterior.

Luego se determina el nuevo radio menor b . Nuevamente, si se escogió utilizar extremos semi-esféricos, su valor será igual a a :

$$b_i = \frac{a_i}{k} \quad (3.3.31)$$

Este procedimiento se realiza dos veces: el espesor calculado se resta al radio del vehículo y luego se calculan nuevamente las dimensiones de los tanques, adoptando como espesores los calculados en esta segunda iteración.

A continuación se estima que la masa del vehículo está sólo compuesta por la masa de cada tanque y de cada propelente

$$m = \sum_i (W_i + W_{t_i}) \quad (3.3.32)$$

a modo de aproximar el factor de carga definido en la ecuación (3.3.20):

$$n_i = \frac{p_{t_i} \pi a_i^2}{m g}$$

El menor factor de carga calculado determinará a qué tanque debe aumentársele la presión. Este aumento consiste en $10kPa$ (aproximadamente $0,1atm$), finalizando el proceso iterativo cuando se verifica que ambos tanques soportan un factor de carga mayor o igual al estipulado en el archivo de entrada.

3.4 Conjunto de turbobomba y generador de gases

Suponiendo como ejemplo el caso más simple, en el que hay sólo una bomba por cada propelente, existen diversas alternativas en cuanto a la configuración de la turbobomba. Las disposiciones más comúnmente utilizadas son:

- Ambas bombas montadas sobre el mismo eje, conducidas por una única turbina;

- Ambas bombas son conducidas por la misma turbina, aunque a distintas velocidades a través de un tren de engranajes;
- Cada bomba es independiente de la otra. Es decir, cada una es conducida por una turbina individual.

Uno de los aspectos más importantes a tener en cuenta en el diseño o la selección de la turbobomba es la presencia de vibraciones. Por ejemplo, fluctuaciones en el flujo de líquido o gas pueden excitar modos de vibrar del conjunto o de otros sistemas del motor. Particularmente, a la *velocidad crítica* de rotación de la turbina, la frecuencia natural de resonancia del conjunto coincide con la velocidad de rotación. La existencia de pequeños desbalances pueden amplificar las vibraciones y provocar daños al sistema o a equipos adyacentes. Sin embargo, con un análisis estructural de cada componente pueden determinarse las frecuencias críticas y adoptar soluciones que tiendan a asegurar la operación de la turbobomba a velocidades suficientemente alejadas de esta condición.

3.4.1 Modelo Conceptual

3.4.1.1 Bomba

Para cohetes de mediano o gran tamaño, suelen utilizarse bombas centrífugas debido a su eficiencia y a su menor peso y tamaño en comparación con bombas axiales. En contraste, y en particular en bombas de Hidrógeno líquido, es importante tener en cuenta que la necesidad de grandes aumentos de presión impone limitaciones estructurales a la bomba, por lo que puede ser conveniente la utilización de una segunda etapa.

Las curvas características de una bomba centrífuga se muestran en la Figura 3.4.1. El comportamiento estable de la bomba está gobernado por la pendiente negativa de la curva de aumento de presión (*Head*⁷) en función del caudal volumétrico.

El parámetro de mayor influencia en la selección o el diseño de una bomba es el *caudal en volumen necesario de propelente*. El mismo es definido en el diseño del motor, teniendo en cuenta el consumo de propelente en el generador de gases. En función del caudal que atraviesa la bomba es posible determinar las siguientes relaciones que permiten predecir parámetros de performance de la bomba:

- El caudal volumétrico varía en forma directamente proporcional con la velocidad del eje:

$$\frac{\dot{V}_1}{\dot{V}_2} = \frac{N_1}{N_2}$$

- El aumento de presión es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad:

$$\frac{\Delta H_1}{\Delta H_2} = \frac{N_1^2}{N_2^2}$$

- La potencia necesaria para conducir la bomba varía de manera directamente proporcional al cubo de la velocidad del eje:

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{N_1^3}{N_2^3}$$

⁷Con este término se refiere a la altura de columna de propelente obtenible con el aumento de presión desarrollado por la bomba: $\Delta p = \rho g_0 \Delta H$

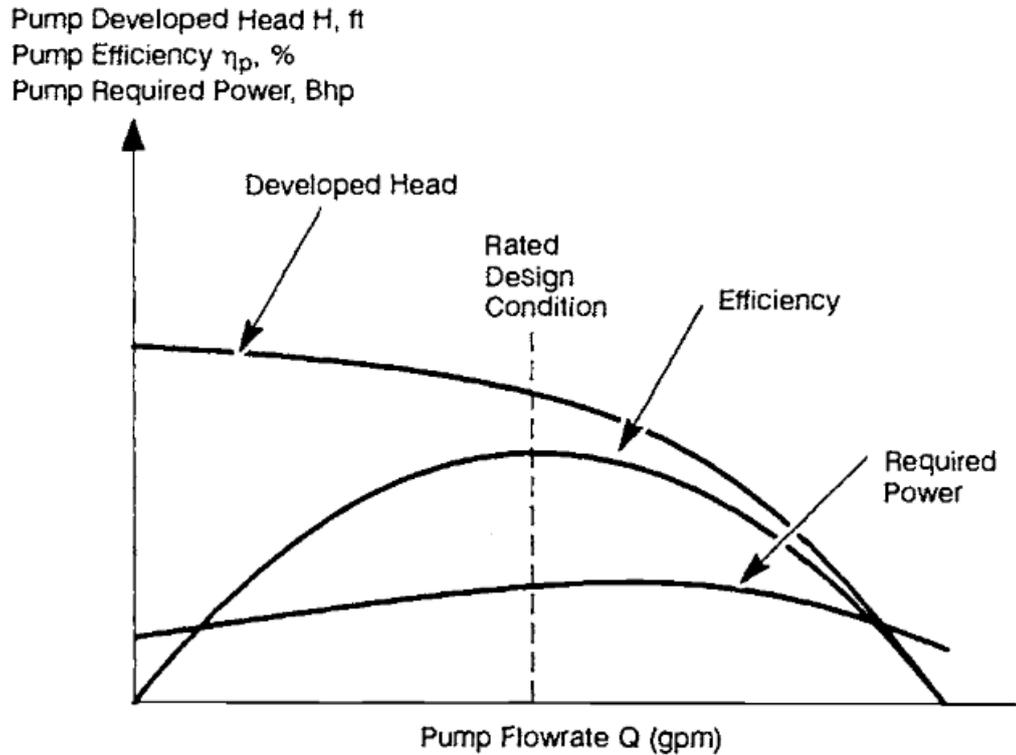


Figura 3.4.1: Curvas de performance características de bombas centrífugas (Huzel and Huang, 1992).

Un parámetro adimensional de diseño de gran utilidad de la bomba se denomina *Velocidad específica* y puede ser obtenido a partir de las relaciones anteriores:

$$N_s = \frac{N\sqrt{\dot{V}}}{g_0(\Delta H)^{\frac{3}{4}}} \quad (3.4.1)$$

donde

N_s :	Velocidad específica de la bomba.	
N :	Velocidad de rotación del eje,	$[rad/s]$
\dot{V} :	Caudal volumétrico de propelente,	$[m^3/s]$
ΔH :	Aumento de presión en la bomba en una etapa,	$[m]$
g_0 :	Aceleración debida a la gravedad a nivel del mar,	$[m/s^2]$

Este parámetro es normalmente definido para la condición de máxima eficiencia de la bomba y permite determinar características físicas de la misma, como el tipo de impulsor (*impeller*), y la estimación de la eficiencia.

La abundancia de información proveniente de fabricantes estadounidenses llevó a la siguiente expresión para este parámetro, que deja de ser adimensional:

$$N_s = \frac{N\sqrt{\dot{V}}}{(\Delta H)^{\frac{3}{4}}} \quad (3.4.2)$$

donde se elimina g_0 y las unidades utilizadas son:

$$\begin{aligned} N_s: & \quad \left[\frac{rpm \sqrt{gpm}}{(ft)^{0,75}} \right] \\ N: & \quad [rpm] \\ \dot{V}: & \quad [gpm] \\ \Delta H: & \quad [ft] \end{aligned}$$

Teniendo en cuenta la presión de vapor del propelente que circule por la bomba, si la succión en la entrada de la misma genera presiones menores a dicha presión de vapor, puede producirse cavitación en los elementos de la bomba. Resulta de utilidad entonces definir la *presión requerida de succión*, que se denotará por $(H_s)_R$. Este es el valor límite de presión, por encima de la presión de vapor del propelente en la entrada de la bomba, necesario para evitar el fenómeno de cavitación.

La calidad de la bomba determina el valor de la *Velocidad específica de succión* S . Su valor, de acuerdo con Sutton and Biblarz (2010), en las unidades del sistema norteamericano, varía generalmente entre 5000 y 60000. En particular, para bombas que operan con alta eficiencia y sin cavitación, S varía entre 10000 y 25000. La presión requerida de succión puede determinarse a partir de

$$S = \frac{N\sqrt{\dot{V}}}{(H_s)_R^{0,75}} \quad (3.4.3)$$

La presión disponible a la entrada de la bomba se denomina *presión disponible de succión por encima de la presión de vapor*, $(H_s)_A$, y es el máximo aumento de presión disponible para evitar la cavitación. Su valor está dado por la presión en el tanque, la presión debida al nivel de líquido en el mismo, la pérdida de carga (traducida en caída de presión) en el conducto aguas arriba de la bomba y la presión de vapor del propelente:

$$(H_s)_A = H_{tanque} + H_{elev} - H_f - H_{vapor} \quad (3.4.4)$$

Cada uno de estos términos se define a partir del esquema en la Figura 3.4.2.

Con estas definiciones, para evitar que se produzca cavitación en la bomba, el valor calculado de $(H_s)_R$ a partir de la ecuación (3.4.3) debe ser menor que aquel obtenido de la ecuación (3.4.4). Es decir, $(H_s)_R < (H_s)_A$. Dado el caso de que la bomba requiera mayor presión a la entrada, existen distintas alternativas para intentar solucionar este problema, como presurizar el tanque a mayor presión o utilizar otra bomba para aumentar la presión del propelente antes de ingresar a la bomba principal.

La *eficiencia* de la bomba está fuertemente influenciada por el fluido de trabajo: para una misma potencia y caudal másico, el aumento de presión obtenido por la bomba es inversamente proporcional a la densidad del propelente. Esto implica que fluidos con mayor densidad requieren aumentos de presión menores, menos potencia y permiten el uso de bombas más pequeñas.

$$\eta_P = \rho \dot{V} \frac{\Delta H}{P_P} \quad (3.4.5)$$

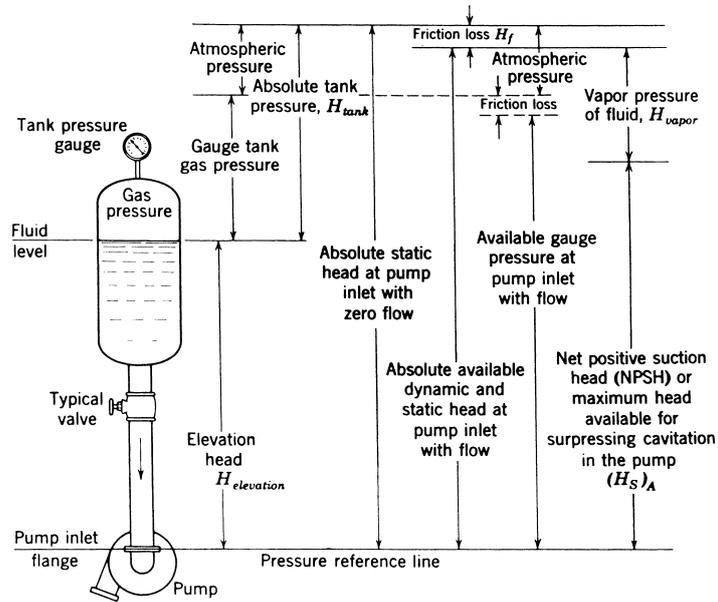


Figura 3.4.2: Presiones a la entrada de la bomba

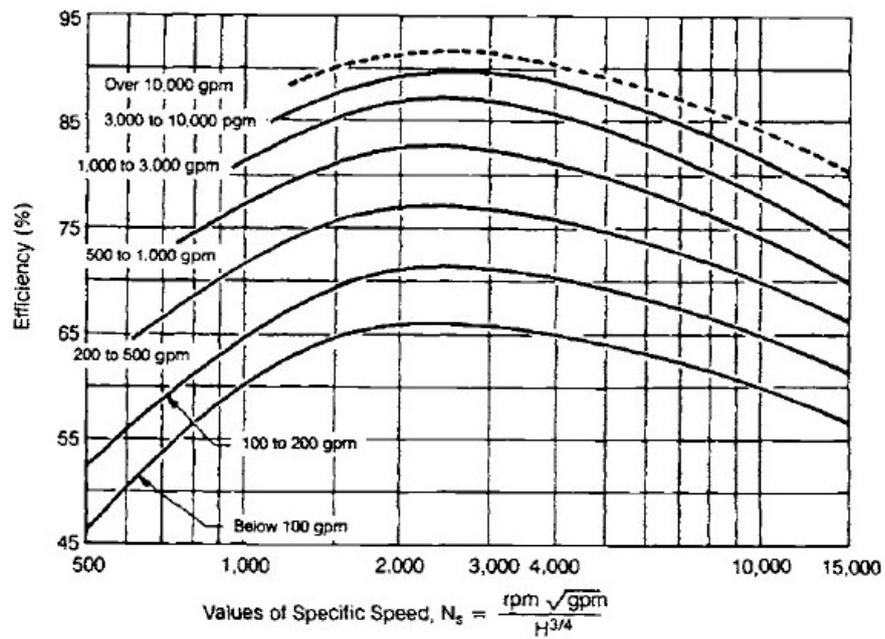


Figura 3.4.3: Eficiencia de la bomba en función de la velocidad específica, para distintos caudales (Huzel and Huang, 1992)

En la ecuación (3.4.5), P_P es la potencia al eje. Los factores de esta ecuación dependen, además, de pérdidas de carga por rugosidad en los conductos, la calidad de los elementos de montaje y del propio montaje, y del grado de sellado para prevenir fugas.

3.4.1.2 Generador de Gases

Un pequeño porcentaje del caudal que atraviesa cada bomba es inyectado al generador de gases. Aquí los propelentes son vaporizados y mezclados para producir el encendido, ya sea por métodos artificiales (por ejemplo, ignitores pirotécnicos) o espontáneamente (con combinaciones hipergólicas).

El tratamiento básico de un generador de gases es el de un reactor en el cual los propelentes, luego de ser mezclados, reaccionan químicamente hasta alcanzar la condición de equilibrio termoquímico. Esta reacción puede considerarse isoentálpica y a presión constante (Gordon and McBride, 1994; Goodwin et al., 2016), con lo que la temperatura de la combustión depende principalmente de la presión y la composición química de la mezcla. Se propone un análisis de la combustión θ - D , por lo que además la misma se considera instantánea.

3.4.1.3 Turbina

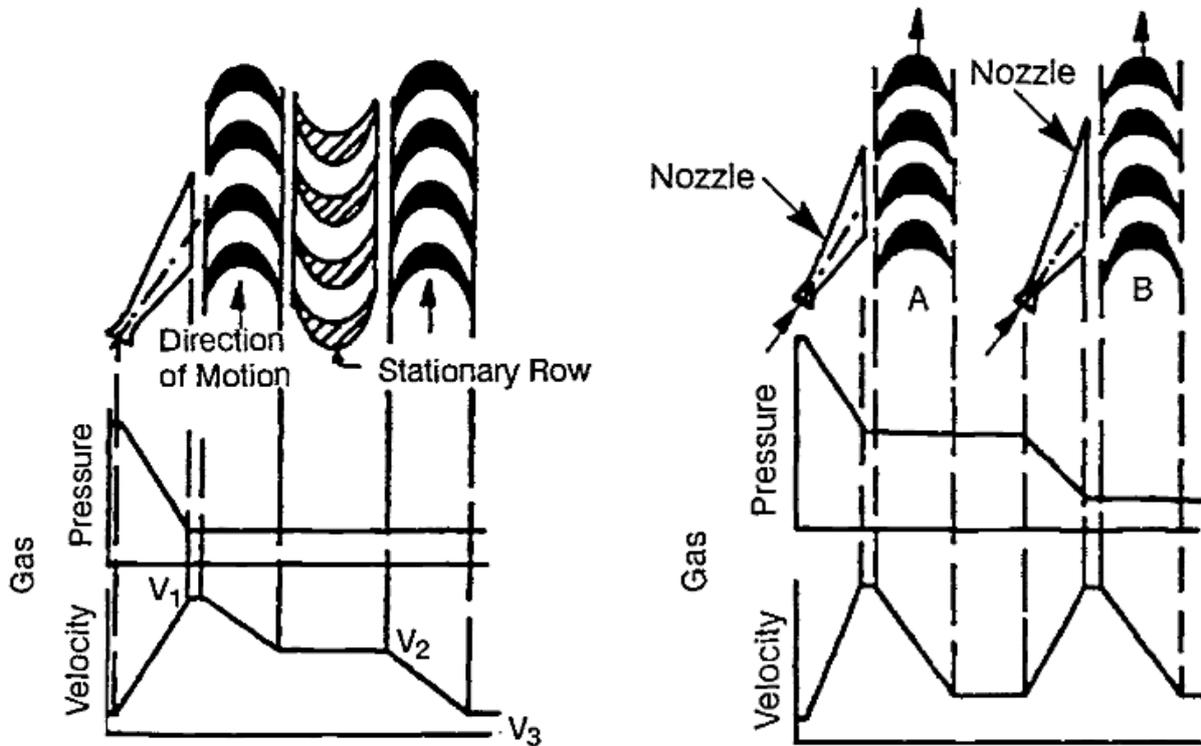
La turbina genera la potencia necesaria para accionar la bomba y proveer la velocidad de giro requerida. Esta potencia es generada mediante la expansión de los gases a alta presión y temperatura, provenientes del generador de gases, a presiones y temperaturas menores. La relación de presiones en la expansión, es decir, la relación entre la presión a la entrada y la presión a la salida de la turbina, sirve como parámetro para definir el grado de reacción de la misma: para altas relaciones de presiones y bajos caudales suelen utilizarse turbinas de acción, mientras que las turbinas de reacción tienen mayor aplicación en casos con bajas relaciones de presiones y mayores caudales. En sistemas propulsivos con generador de gases bipropelente se emplean turbinas de acción debido a la necesidad de minimizar el impacto al impulso específico provocado por la disminución del caudal de propelentes que entra a la cámara de combustión.

En una turbina de acción, a diferencia de una de reacción, no hay expansión durante el paso del gas por el rotor, por lo que la energía es obtenida de la conversión de la entalpía del fluido de trabajo en el estator. En líneas generales, una turbina de acción puede tener dos configuraciones básicas:

- *Escalonamientos de velocidad* (3.4.4a): luego de que el gas abandona el primer rotor, se cambia la dirección del flujo a presión constante para ingresar luego a un segundo rotor, donde se convierte más energía cinética del movimiento del fluido en energía mecánica de movimiento del rotor.
- *Escalonamientos de presión* (3.4.4b): la expansión del gas tiene lugar en los álabes del estator, en distintas etapas.

El gas que abandona la turbina es expulsado al exterior en alguna zona de baja presión. En algunos motores con generador de gases el fluido es dirigido hasta una tobera supersónica *De Laval*. La alta presión de salida de la turbina permite alcanzar condiciones críticas en la garganta de la tobera, con lo que se asegura que la presión de salida se mantenga constante y la potencia de la misma no varíe con la altura. Además, se puede obtener una pequeña cantidad de empuje adicional.

La potencia desarrollada por la turbina depende del caudal másico del gas de trabajo y de la entalpía del mismo. Esta última es función del calor específico a presión constante del gas, la temperatura de



(a) Una etapa con dos escalonamientos de velocidad (b) Dos etapas con escalonamientos de presión

Figura 3.4.4: Tipos de escalonamientos en turbinas de acción (Huzel and Huang, 1992)

entrada, del coeficiente politrópico del gas (relación de calores específicos) y de la relación de presiones de la turbina.

$$P_T = \eta_T \dot{m}_T \Delta h \quad (3.4.6)$$

donde

$$\Delta h = c_p T_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (3.4.7)$$

Los subíndices 1 y 2 indican condiciones a la entrada y salida de la turbina, respectivamente.

Como se mencionó en párrafos anteriores, para motores con generador de gases la relación de presiones es alta, pero el caudal es pequeño (en general, entre 2% y 5% del caudal total de propelentes). La potencia obtenida debe ser suficiente para conducir la bomba, además de otros sistemas como bombas hidráulicas y generadores eléctricos, y para vencer las pérdidas presentes en el sistema.

La eficiencia de la turbina puede ser aproximada en función de la relación entre la velocidad periférica del rotor y la velocidad teórica de salida de los gases, si la expansión del mismo fuera isoentrópica. En la Figura 3.4.5 se ilustra la variación típica de la eficiencia en función de esta relación de velocidades. Como primera aproximación, durante un análisis preliminar, pueden utilizarse valores típicos de velocidad periférica de la turbina, denotada por u . Según Sutton and Biblarz (2010):

$$400 \frac{m}{s} < u < 700 \frac{m}{s}$$

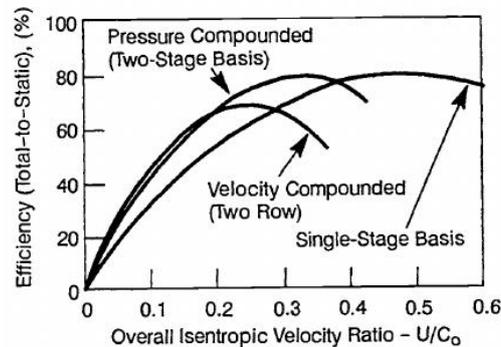


Figura 3.4.5: Curvas de eficiencia para turbinas de acción (Huzel and Huang, 1992)

A fin de dimensionar correctamente la turbina, se realiza previamente un análisis preliminar de la bomba. El parámetro principal a tener en cuenta es evitar la cavitación en la misma. Esto permite determinar la máxima velocidad posible de giro del eje. Luego, habiendo estimado la potencia requerida por la bomba, es posible dimensionar cada rotor y estator de la turbina en función de la velocidad de rotación del eje.

3.4.2

Aplicación del modelo

El método aplicado para el cálculo consiste en calcular la potencia entregada por cada turbina a partir de la estimación de la potencia necesaria por cada bomba y de las propiedades termodinámicas de los gases producidos en el generador de gases.

3.4.2.1 Propiedades de las bombas

En esta etapa del proceso de cálculo se pretende determinar la potencia necesaria para que la bomba consiga elevar la presión del propelente al nivel requerido para que el mismo llegue a la cámara de combustión con la presión de diseño, teniendo en cuenta las pérdidas hidráulicas en el conducto de alimentación y la caída de presión en la placa de inyectores.

Para ello son necesarios otros dos parámetros, que son leídos desde el archivo de datos de entrada: un identificador del tipo de inyectores elegido y el valor de la velocidad específica de succión, definido en la ecuación (3.4.3). Además, se calcula el caudal volumétrico de propelente y es convertido a unidades de *galones por minuto*. El motivo de la utilización de un sistema de unidades diferente del Sistema Internacional fue expuesto oportunamente.

$$\dot{V}[gpm] = \left(13198,1280 \left[\frac{gpm}{\frac{m^3}{s}} \right] \right) \left(\frac{\dot{m}_{igg} + \dot{m}_i}{\rho_i} \left[\frac{m^3}{s} \right] \right)$$

La función `ump` calcula la potencia necesaria para la bomba, el aumento de temperatura y presión del propelente, la velocidad del eje y el rendimiento de la bomba. Al igual que en los casos anteriores, los argumentos de la función incluyen las propiedades del fluido y parámetros de diseño como la presión de la cámara de combustión, el tipo de inyectores y las pérdidas hidráulicas estimadas en el paso anterior:



```
[P,dT,N,tpHead,eta,...]=pump(pumpData,prop,casus,propSel,vp,pc,inj,...  
1,n,h0,h,S);
```

El método utilizado para el cálculo es análogo al presentado por [Sutton and Biblarz \(2010\)](#), el cual consiste en calcular las presiones en términos de *altura de carga*, medidas en $[ft]$. En primera instancia, se calcula la presión de succión, que está determinada por la presión del propelente en el interior del tanque y del factor de carga fijado como dato de entrada:

$$H_{suction_i}[ft] = 3,2808 \left[\frac{ft}{m} \right] \frac{p_{t_i}}{\rho_i g} [m] \quad (3.4.8)$$

A continuación, en función del propelente del cual se trate, se calcula la presión de vapor de acuerdo con la ecuación (3.2.4) y utilizando los coeficientes de la Tabla 3.2, obteniendo un valor en $[bar]$, o bien la ecuación (3.2.5) si se tratase de tetróxido de nitrógeno, resultando en un valor en $[mmHg]$. Luego de ser convertido a unidades del Sistema Internacional, el valor de presión de vapor es llevado a términos de altura de carga en unidades inglesas ($[ft]$):

$$H_{vapor_i}[ft] = 3,2808 \frac{p_{vapor_i}}{\rho_i g} \quad (3.4.9)$$

Se puede determinar ahora la altura de carga disponible a la entrada de la bomba:

$$H_A = H_s + H_{vapor} \quad (3.4.10)$$

La altura de carga debida al nivel de líquido en el tanque está dada por la altura de la columna de propelente por encima de la entrada a la bomba. Este valor se estima como la longitud del conducto de tubería entre el tanque y la bomba más la longitud del tanque, calculada en la Sección 3.3. Posteriormente se convierte esta longitud a unidades inglesas, obteniendo el término H_{elev_i} de la ecuación (3.4.4)

La pérdida de carga en las tuberías aguas arriba de la bomba son tomadas en consideración para calcular la *presión disponible de succión por encima de la presión de vapor*, $(H_s)_A$, luego de ser convertido su valor a las mismas unidades inglesas que los anteriores. Se llega entonces a la misma expresión que la ecuación (3.4.4):

$$(H_s)_{A_i} = H_{suction_i} + H_{elev_i} - H_{vapor_i} - h_{f_i} \quad (3.4.11)$$

La presión de descarga de la bomba, expresada como altura de carga, depende fundamentalmente de la presión nominal de la cámara de combustión. Sin embargo, si bien la pérdida de carga aguas abajo de la bomba es estimada y afecta la presión de descarga necesaria, otro aspecto de gran importancia es el tipo de inyectores seleccionado. Atendiendo al criterio general propuesto por [Yang et al. \(2004\)](#) y expuesto en la Sección 2.6.1, se calcula para la descarga:

$$H_{D_i} = 1,15 \frac{p_c}{\rho_i g} + h'_f \quad (3.4.12)$$

si se tienen inyectores tipo *swirl*, o bien

$$H_{D_i} = 1,25 \frac{p_c}{\rho_i g} + h'_f \quad (3.4.13)$$

para inyectores del tipo *impinging jets*, donde h'_f es la pérdida de carga estimada anteriormente.

El salto de presión a través de la bomba se calcula como la diferencia entre la presión de descarga y la presión disponible a la entrada:

$$H_{tp_i} = H_{D_i} - H_A \quad (3.4.14)$$

Luego se asume que la *presión requerida de succión*, $(H_s)_{R_i}$, es un 80 % de la presión disponible a la entrada de la bomba, a modo de evitar el fenómeno de cavitación. Es decir,

$$(H_s)_{R_i} = 0,8 H_a \quad (3.4.15)$$

lo que permite calcular la velocidad de rotación del eje:

$$N_i [rpm] = \frac{S (H_s)_{R_i}^{0,75}}{\sqrt{\bar{V}}} \quad (3.4.16)$$

Con este valor es posible obtener la *velocidad específica* de la bomba mediante la ecuación (3.4.2):

$$N_{s_i} = \frac{N \sqrt{\bar{V}}}{H_{tp}^{0,75}} \quad (3.4.17)$$

La determinación del rendimiento de la bomba se realizó a partir del gráfico en la Figura 3.4.3. Dichas curvas fueron digitalizadas utilizando el programa *G3Data*, permitiendo obtener un archivo de datos por cada curva. En la Figura 3.4.6 se muestran los puntos relevados.

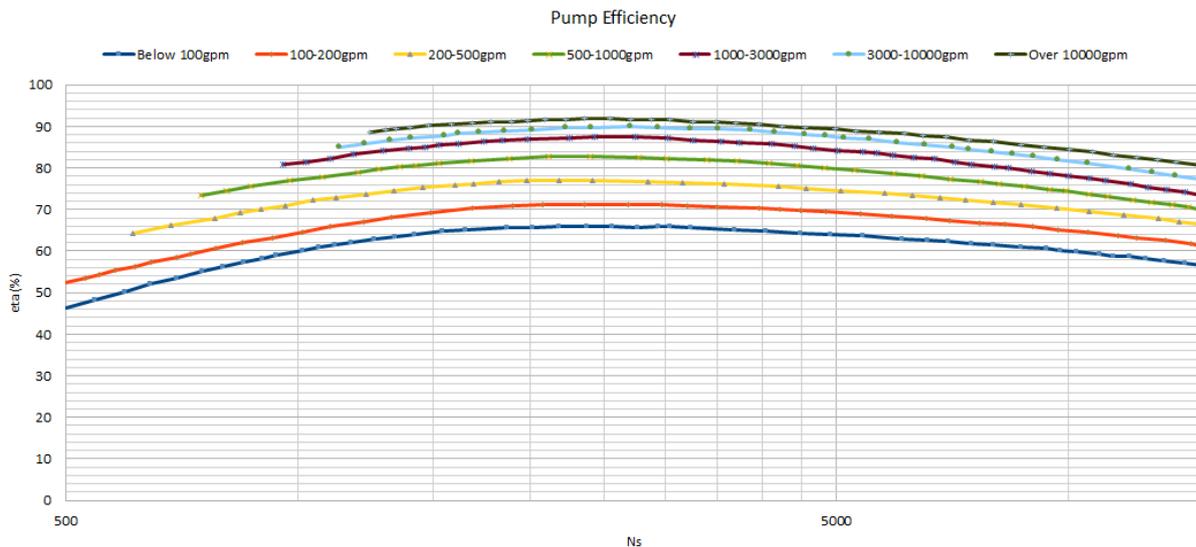


Figura 3.4.6: Digitalización de las curvas de la Figura 3.4.3

Para el valor de N_s calculado se realiza una interpolación entre los dos puntos más cercanos para obtener una aproximación del rendimiento η de la bomba.



Finalmente se calcula la potencia necesaria para obtener el salto de presión calculado:

$$P_i = \frac{\rho_i g \dot{V}_i H_{tp_i}}{\frac{\eta_i}{100}} \quad (3.4.18)$$

Para obtener la potencia en unidades del Sistema Internacional, dicho salto de presión es ingresado a la ecuación (3.4.18) luego de ser convertido de *pies* a *metros* ($[ft] \rightarrow [m]$).

El aumento de temperatura debido al paso por los conductos del interior de la bomba se puede obtener a partir de la potencia calculada y de las propiedades del propelente:

$$(\Delta T)_i = \frac{P_i \left(1 - \frac{\eta_i}{100}\right)}{c_{p_i} \dot{V}_i \rho_i} \quad (3.4.19)$$

La corrección de las pérdidas hidráulicas corriente abajo de cada bomba se realiza del mismo modo que el aplicado en la Sección 3.7, por lo que no será expuesto nuevamente.

3.4.2.2 Combustión en el generador de gases

El proceso de combustión y la determinación de las propiedades de los gases producidos en el generador de gases se simula utilizando la función *equilibrate* de *Cantera* (Goodwin et al., 2016). Previamente, sin embargo, es necesario realizar algunas estimaciones.

A partir de la relación de mezcla de propelentes, leída desde el archivo de datos de entrada, se puede determinar la fracción de masa de cada propelente inyectado al generador de gases:

$$r_{gg} = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F}$$

Entonces, para el combustible se tiene

$$Y_{F_{gg}} = \frac{1}{1 + r_{gg}} \quad (3.4.20)$$

y para el oxidante:

$$Y_{O_{gg}} = r_{gg} Y_{F_{gg}} \quad (3.4.21)$$

Con estos valores se calcula una primera aproximación de la presión de combustión del generador de gases:

$$p'_{gg} = Y_{F_{gg}} p_{F_{gg}} + Y_{O_{gg}} p_{O_{gg}} \quad (3.4.22)$$

donde $p_{F_{gg}}$ y $p_{O_{gg}}$ son las presiones de combustible y oxidante a la entrada del sistema de inyección del generador de gases.

Debido a las dificultades que presenta la simulación de la formación de gotas y su evaporación, se asume que ambos propelentes se encuentran en estado gaseoso inmediatamente después de ser inyectados a la cámara de combustión del generador de gases. Esto permite tratar a la combustión como un proceso instantáneo, a entalpía y presión constante.

Se utilizan inyectores tipo *impinging jets* para este componente debido a la simplicidad constructiva de los mismos y a que las condiciones operativas del generador de gases hacen que las inestabilidades

en la combustión no sean un problema. Por lo tanto, se estipula una caída de presión del 25 % de la presión de la cámara de combustión, que se consideró igual a la presión en el generador de gases.

Utilizando la función *combustor* se obtiene un objeto que contiene la información termodinámica de los gases contenidos en el generador de gases:

```
prop=combustor(type,fuel,oxidizer,fuelData,oxidData,combData,p,r,file)
```

Cada uno de los parámetros es descrito en el Manual de Usuario del programa (Apéndice A), ya que se utiliza el mismo prototipo de función para la obtención de las propiedades de la combustión en la cámara de combustión del motor.

3.4.2.3 Potencia entregada y Eficiencia de las turbinas

Luego de realizadas las correcciones a las pérdidas hidráulicas en el conducto que conecta la salida del generador de gases con la entrada a las toberas de cada una de las turbinas, se calcula la potencia que cada una es capaz de entregar para que cada bomba cumpla con su función.

La velocidad periférica de la primera etapa de la turbina (si hubiera más de una etapa) y la relación de presiones entre la entrada y la salida de la turbina son leídos desde el archivo de datos de entrada. Luego se calcula la velocidad teórica de salida de los gases de la turbina:

$$c_{0i} = \sqrt{2 c_{p_{gg}} T_{gg} \left[1 - \left(\frac{p_{out}}{p_{in}} \right)^{\frac{k_{gg}-1}{k_{gg}}} \right]} \quad (3.4.23)$$

donde $\frac{p_{in}}{p_{out}}$ es la relación de presiones entre la entrada y salida de la turbina y k_{gg} es la relación de calores específicos de los gases provenientes del generador de gases.

Llamando u a la velocidad periférica del rotor de la turbina, se calcula la relación

$$\phi_i = \frac{u}{c_0} \quad (3.4.24)$$

lo cual permite utilizar ahora la función *turbine*, la cual utiliza como argumentos al gas proveniente del generador de gases, el caudal, los valores calculados en las ecuaciones (3.4.23) y (3.4.24), la relación de presiones de la turbina y una bandera que especifica si se trata de una turbina de una única etapa con dos escalonamientos de velocidades o una o dos etapas con escalonamiento de presiones. Los valores de salida de la función son la potencia entregada y el rendimiento de la turbina:

```
[P,eta]=turbine(prop,mdot,phi,rhoT,opc)
```

La determinación de la eficiencia de la misma se realizó mediante el gráfico de la Figura 3.4.5. Del mismo modo que para la determinación de la eficiencia de la bomba, esta curva fue digitalizada utilizando el programa *G3Data*. Los puntos obtenidos se muestran en la Figura 3.4.7.

Para el valor de ϕ calculado en la ecuación (3.4.24) se realiza una interpolación del valor de la eficiencia entre los dos puntos más cercanos. La potencia erogada por la turbina está dada por

$$P_i = \frac{\eta}{100} \dot{m}_{gg} c_{p_{gg}} T_{gg} \left[1 - \left(\frac{p_{out}}{p_{in}} \right)^{\frac{k_{gg}-1}{k_{gg}}} \right] \quad (3.4.25)$$

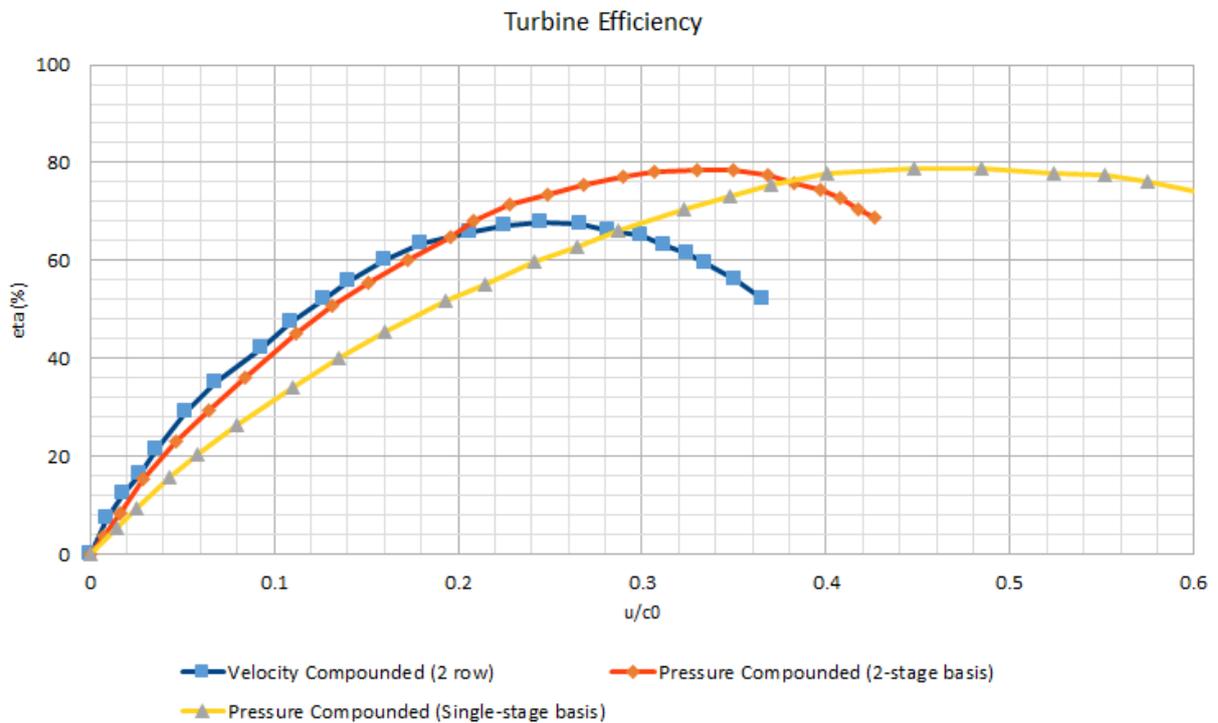


Figura 3.4.7: Digitalización de las curvas de la Figura 3.4.5

Es importante notar que en las ecuaciones (3.4.23) y (3.4.25) se utilizó la temperatura de los gases de combustión dentro del generador de gases como temperatura de estancamiento.

Si se diera el caso en que la potencia entregada por la turbina fuera menor a la requerida por la bomba, el programa entra en un proceso iterativo en el que aumenta progresivamente la relación de presiones de la turbina hasta que la potencia entregada sea, al menos, igual a la necesaria.

3.5 Inyección, Combustión y Refrigeración

En la Sección 2.6 se presentaron los distintos componentes que hacen a la cámara de empuje del motor. Es en ésta en la que se presentan las condiciones de los gases de escape que permiten estimar con mayor precisión los parámetros de eficiencia de un motor cohete.

3.5.1 Modelo Conceptual

El modelo de cámara de empuje fue planteado como el conjunto de la cámara de combustión con el sistema de inyección, que interactúa con el sistema de refrigeración y, al mismo tiempo, afecta a los parámetros de performance calculados en el proceso de expansión en la tobera.

3.5.1.1 Inyección

Debido a que el diseño de los inyectores, las propiedades de los propelentes y la caída de presión de éstos a través de los inyectores determinan la distribución de la cantidad de propelentes y del tamaño de las gotas dentro de la cámara, puede decirse que el inyector afecta la máxima eficiencia de la combustión obtenible en el motor, la tasa de transferencia de calor a las paredes de la cámara y la posibilidad de ocurrencia de inestabilidades de alta frecuencia. Es posible identificar entonces los principales parámetros que influyen en el diseño de inyectores: la presión de la cámara de combustión, la caída de presión a través de los inyectores, la combinación de propelentes y el estado de los mismos al momento de la inyección, la relación oxidante/combustible, el diámetro de la cámara de combustión y la performance deseada del motor.

El estudio del comportamiento de combustible y oxidante en los conductos de inyección es muy complejo y el diseño de los mismos llegó a convertirse, en la mayoría de los casos, en un proceso casi totalmente empírico, por lo que no hay un método general para el desarrollo de inyectores, aunque sí existen criterios de diseño basados en experiencia y prácticas anteriores y la posibilidad de realizar análisis computacionales. Para algunos casos más simples, sin embargo, es posible obtener aproximaciones con suficiente grado de precisión mediante el estudio de la mecánica de los fluidos a lo largo del inyector. El estado de los propelentes tiene relación directa con el tipo más adecuado de inyectores a utilizar y el diámetro de los mismos: cuando ambos propelentes se inyectan en estado líquido, es común utilizar cualquiera de los métodos mencionados en la Sección 2.6.1.

La cantidad y posición de los inyectores en la placa de inyectores depende del tamaño del motor y de los conductos de alimentación en dicha placa. De este modo, un sistema de distribución de mayor tamaño para la inyección implica menores velocidades de pasaje de los propelentes y permite un mejor suministro a través de la sección transversal de la cámara. Por otra parte, un sistema de distribución de menor tamaño permite un arranque más rápido del motor y una disminución en el peso estructural del sistema de inyección. La elección de una opción por sobre otra se corresponde con una solución de compromiso adoptada durante el proceso de diseño.

3.5.1.2 Combustión de los propelentes

Al igual que con el generador de gases, las propiedades de los gases de combustión se obtienen utilizando el software *Cantera*, mediante el método o función *equilibrate*, considerando que tanto el combustible como el oxidante se encuentran en estado gaseoso inmediatamente después de ingresar a la cámara de combustión. Al ser un modelo $0-D$ de combustión, el método se basa en determinar las condiciones de equilibrio termoquímico de la mezcla de gases en función de la presión fijada para la cámara de combustión y de la composición de cada uno de los gases inyectados, considerando un proceso con entalpía constante, por minimización de la energía libre de Gibbs (Goodwin et al., 2016).

3.5.1.3 Refrigeración

Si se decide prescindir de la hipótesis de que no hay transferencia de calor hacia el exterior de la cámara de combustión (ver Sección 2.1), se hace necesario plantear un modelo de refrigeración.

La elección del tipo de refrigeración a utilizar depende principalmente en la combinación de propelentes, la presión de la cámara de combustión, el sistema de alimentación de combustible y del material y la forma de la cámara de combustión. El diseño del sistema de enfriamiento es considerado una



especialidad y en este trabajo será tratado como una aproximación, debido a la compleja interrelación entre estos parámetros que tiene efecto sobre otros aspectos del diseño como la presión a la que deben inyectarse los propelentes, o la performance del motor. De este modo, debe tenerse en cuenta la forma general para expresar la transferencia de calor por conducción

$$q = -\kappa \frac{\Delta T}{t_w} \quad (3.5.1)$$

donde

q :	transferencia de calor por unidad de área,	$\left[\frac{W}{m^2}\right]$
$\frac{\Delta T}{t_w}$:	diferencia de temperatura a través del espesor de la pared sólida,	$\left[\frac{K}{m}\right]$
κ :	conductividad térmica del material de la pared,	$\left[\frac{W}{m^2 K}\right]$

3.5.2

Aplicación del modelo

Debido a las dificultades mencionadas con respecto al análisis del proceso de inyección de los propelentes, la caída de presión a través de los inyectores se estima en un 25 % de la presión de cámara para inyectores tipo *impinging jets* y en un 15 % de la presión de cámara para inyectores tipo *swirl* con el objeto de proveer un margen de seguridad que permita prevenir la ocurrencia de fenómenos que den origen a inestabilidades en la combustión.

Se calcula una presión de combustión en función de las fracciones de masa ingresadas de cada propelente y de la presión con que cada uno es inyectado. Si r es la relación oxidante/combustible, se tiene la fracción de masa de cada propelente de manera análoga a las ecuaciones (3.4.20) y (3.4.21)

$$Y_F = \frac{1}{1+r} \quad (3.5.2)$$

$$Y_O = r Y_F \quad (3.5.3)$$

y la presión de combustión estimada

$$p'_c = Y_F p_F + Y_O p_O \quad (3.5.4)$$

Teniendo como objetivo el cálculo simple y aproximado del aumento de temperatura del combustible líquido en el conducto de refrigeración, se propone un modelo de transferencia de calor por conducción, gobernado por la ecuación (3.5.1). Para ello, se realiza una primera aproximación del proceso de combustión con los propelentes inyectados a baja temperatura, luego se calcula el aumento de temperatura del combustible y se vuelve a simular el proceso de combustión para obtener una aproximación más precisa de la temperatura en el interior de la cámara.

Como se mencionó al presentar el modelo del generador de gases en la Sección 3.4.2.2, la función combustor es comentada en mayor detalle en el Manual de Usuario del programa, en el Apéndice A. El uso de la misma es análogo, a excepción de que la presión y relación de mezcla son las correspondientes a la cámara de combustión.

La presión recibida como argumento es aquella calculada en la ecuación (3.5.4), disminuida en el porcentaje correspondiente al tipo de inyectores seleccionado de la presión de diseño de la cámara.

$$p = p'_c - 0,15 p_c$$

para inyectores tipo *swirl*, o bien

$$p = p'_c - 0,25 p_c$$

para inyectores tipo *impinging jets*.

```
prop=combustor(type,fuel,oxidizer,fuelData,oxidData,combData,p,r,file)
```

La transferencia de calor se obtiene mediante el cálculo de la cantidad de energía por unidad de área en el interior de la cámara de combustión:

$$q \left[\frac{J \cdot s}{m^2} \right] = \kappa_t \frac{T_c - T_F}{t_w} \quad (3.5.5)$$

donde, como se definió en la Sección 3.5.1.3, κ_t es la conductividad térmica del material de la pared de la cámara de combustión y t_w su espesor.

Con esta cantidad de energía, el aumento de temperatura del combustible en el interior del conducto de refrigeración estará dado por

$$(\Delta T)_F \left[\frac{K}{m^2} \right] = \frac{q}{3 \dot{m}_F c_{pF}} \quad (3.5.6)$$

El factor 3 en el denominador de esta última ecuación tiene como propósito suponer que la transferencia de calor no se realiza a través de la totalidad de la superficie interior de las paredes de la cámara de combustión, sino que sólo un tercio del área de la misma está en contacto con los conductos del sistema de refrigeración.

Esto se realiza mediante el llamado a la función `cooling`:

```
dTL=cooling(gas,liq,T,mdot,k,tw)
```

La misma recibe como argumentos las propiedades termodinámicas de los gases en la cámara de combustión, las del líquido en los conductos de refrigeración, el caudal circulante por los mismos, la conductividad térmica del material de las paredes de la cámara y el espesor de éstas. Con estos parámetros se calcula el aumento de temperatura del combustible en estado líquido como en la ecuación (3.5.6).

3.6 Expansión en la Tobera

Una vez obtenidas las propiedades termodinámicas de los gases de combustión es posible determinar los parámetros de performance del motor, como el empuje producido y el impulso específico, entre otros, realizando el cálculo de la expansión de dichos gases a través de la tobera del motor.

3.6.1

Modelo Conceptual

Modelo Conceptual

Teniendo en cuenta la definición de la velocidad del sonido

$$a = \sqrt{kRT} \quad (3.6.1)$$



siendo R la constante del gas de interés, y la definición de número de Mach

$$M = \frac{v}{a} \quad (3.6.2)$$

se puede establecer la relación entre la temperatura en cualquier punto en una línea de corriente y la temperatura en la cámara de combustión. Como el flujo además es uniforme, se extiende la aplicación de la ecuación a la temperatura en una sección cualquiera de la tobera:

$$\frac{T_c}{T} = 1 + \frac{k+1}{2} M^2 \quad (3.6.3)$$

Aquí, T_c es la temperatura del gas en la cámara de combustión, T la temperatura en la sección considerada, k la relación de calores específicos del gas y M el número de Mach de la corriente en esa sección.

Como el movimiento es isoentrópico, se puede relacionar la presión y densidad del gas con la temperatura de la siguiente manera:

$$\frac{p}{p_c} = \left(\frac{\rho}{\rho_c}\right)^k = \left(\frac{T}{T_c}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3.6.4)$$

y por lo tanto

$$\frac{p_c}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3.6.5)$$

$$\frac{\rho_c}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (3.6.6)$$

La velocidad teórica de salida de los gases de la tobera, o *velocidad efectiva de escape* (Turner, 2009), puede obtenerse a partir de las condiciones de estancamiento por medio de la ecuación de Saint-Venant:

$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_c}{\rho_c} \left[1 - \left(\frac{p}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (3.6.7)$$

o expresada en función de la temperatura:

$$v_e = \sqrt{2c_p T_c \left(1 - \frac{T}{T_c}\right)} \quad (3.6.8)$$

donde c_p es el calor específico a presión constante del gas.

Se puede definir el caudal por unidad de área que atraviesa una sección de la tobera en función del número de Mach en la sección como

$$\frac{\dot{m}}{A} = \sqrt{\frac{k}{R}} \frac{p_c}{\sqrt{T_c}} M \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k+1}{2(1-k)}} \quad (3.6.9)$$

que se puede demostrar que tiene un valor máximo para $M = 1$ dado por

$$\left(\frac{\dot{m}}{A}\right)_{max} = \frac{p_c}{\sqrt{T_c}} \sqrt{\frac{k}{R}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \quad (3.6.10)$$

Si la tobera es ideal, entonces el gas alcanza la velocidad del sonido en la garganta de la misma, con lo que se cumple la condición $M = 1$ y la ecuación (3.6.10) se puede escribir

$$\left(\frac{\dot{m}}{A}\right)_{max} = \frac{\dot{m}}{A_t}$$

donde A_t es el área de la sección de la garganta de la tobera.

Con esto puede definirse la relación de áreas de la tobera como la relación entre el caudal por unidad de área máximo y el caudal por unidad de área en la sección de interés. Es decir:

$$\varepsilon = \frac{\left(\frac{\dot{m}}{A_t}\right)}{\left(\frac{\dot{m}}{A}\right)} = \frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{k+1}\right) \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (3.6.11)$$

Para todos estos casos la sección de interés para los cálculos es la de salida de la tobera ya que, por ejemplo, el empuje está directamente relacionado con la cantidad de movimiento de los gases de escape a la salida de la tobera. Denotando entonces con un subíndice e a las condiciones a la salida y con a a las condiciones del medio ambiente, se puede expresar el empuje como

$$F = p_c A_t \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + (p_e - p_a) A_e \quad (3.6.12)$$

A partir de esto se puede calcular el coeficiente de empuje de la tobera. El mismo tiene la ventaja de que puede servir para comparar la performance ideal de la real.

$$C_F = \frac{F}{p_c A_t} = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right) \varepsilon \quad (3.6.13)$$

Otro parámetro de utilidad para expresar la eficiencia de la conversión de energía química en energía cinética dentro de la cámara de combustión es la *velocidad característica*, definida como

$$c^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} = \left[k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{M_m}{R_u T_c} \right]^{-\frac{1}{2}} \quad (3.6.14)$$

donde M_m es la masa molecular del gas y R_u la constante universal de los gases ideales.

Es decir, la velocidad característica depende de la temperatura alcanzada en la cámara de combustión y de la combinación de propelentes elegida. De manera más específica, se obtienen mayores valores de velocidad característica con combinaciones de propelentes que permitan obtener alta temperatura de combustión y bajo peso molecular de los gases de escape. Mediante algunas operaciones con las ecuaciones (3.6.14) y (3.6.7) (o 3.6.8) se puede ver que la velocidad efectiva de escape y la velocidad característica se relacionan entre sí según

$$v_e = c^* C_F$$

lo que permite calcular el empuje como

$$F = \dot{m} v_e = \dot{m} c^* C_F \quad (3.6.15)$$



El *impulso específico* expresa el impulso obtenido por unidad de empuje y, en unidades del Sistema Internacional, se expresa en $\left[\frac{N \cdot s}{N}\right] = [s]$. Está relacionado directamente con la velocidad efectiva de escape de los gases y puede calcularse en función de ésta:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} = \frac{c^* C_F}{g_0} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \quad (3.6.16)$$

3.6.2 Aplicación del modelo

El cálculo de los parámetros de performance del motor se realiza utilizando la función `nozzle`, la cual calcula el empuje producido por un motor, el coeficiente de empuje obtenido, el impulso específico, la velocidad característica de los gases y la velocidad teórica de salida de los mismos, la relación de áreas de la tobera, el área de la garganta de la misma y el número de Mach en la sección de salida mediante la suposición de que la expansión de los gases se realiza de manera isoentrópica.

```
[F,CF,Isp,cst,vSal,epsilon,At,Ms]=nozzle(k,Mm,Tc,pc,rhoc,pcps,pa,mdot)
```

Los argumentos de la función son la relación de calores específicos del gas que evoluciona, su masa molecular, la temperatura, densidad y presión de combustión, que son tomados como valores de estancamiento, la relación de presiones entre la cámara de combustión y la sección de salida de la tobera, la presión ambiente y el caudal de propelente para un motor. Los primeros cinco argumentos son obtenidos mediante funciones propias del software *Cantera*, mientras que los demás son leídos del archivo de datos de entrada, o bien fueron calculados en bloques anteriores del programa.

El procedimiento de cálculo consiste en determinar la presión en la sección de salida de la tobera a partir de la relación de presiones de expansión ingresada como dato:

$$p_e = \frac{p_c}{p_e} \quad (3.6.17)$$

La constante del gas de la combustión, considerado como gas ideal, es

$$R = \frac{R_u}{M_m}$$

donde R_u es la constante universal de los gases ideales y M_m la masa molecular de los gases de la combustión.

Con esto puede calcularse el número de Mach en la sección de salida:

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (3.6.18)$$

donde $k = \frac{c_p}{c_v}$ es la relación de calores específicos del gas en expansión.

En función del número de Mach calculado puede obtenerse la relación de áreas de la tobera con la ecuación (3.6.11)

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{k+1} \right) \left(1 + \frac{k-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (3.6.19)$$

y el caudal por unidad de área, según la ecuación (3.6.9):

$$\frac{\dot{m}}{A} = \sqrt{\frac{k}{R}} \frac{p_c}{\sqrt{T_c}} M_e \left(1 + \frac{k-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{k+1}{2(1-k)}} \quad (3.6.20)$$

Las áreas de las secciones de salida y de garganta se obtienen de las ecuaciones (3.6.20) y (3.6.19), respectivamente. Es posible calcular los diámetros correspondientes con estos valores:

$$A_e = \frac{\dot{m}}{\frac{\dot{m}}{A}} \Rightarrow d_e = \sqrt{\frac{4 A_e}{\pi}} \quad (3.6.21)$$

$$A_t = \frac{A_e}{\varepsilon} \Rightarrow d_t = \sqrt{\frac{4 A_t}{\pi}} \quad (3.6.22)$$

Observando las ecuaciones (3.6.7), (3.6.12)–(3.6.14) y (3.6.16) se pueden calcular los parámetros de performance del motor. El empuje producido por un único motor viene dado por

$$F_1 = p_c A_t \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + (p_e - p_a) A_e \quad (3.6.23)$$

a partir de lo cual se puede calcular el impulso específico y el coeficiente de empuje

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \quad (3.6.24)$$

$$C_{F_1} = \frac{F}{p_c A_t} \quad (3.6.25)$$

Mientras tanto, la velocidad característica de los gases puede calcularse en función de las ecuaciones (3.6.24) y (3.6.25):

$$c^* = \frac{I_{sp} g_0}{C_{F_1}} \quad (3.6.26)$$

Por último, la velocidad teórica de salida de los gases en una expansión isentrópica responde a la ecuación de *Saint-Venant* (ecuación (3.6.7)):

$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_c}{\rho_c} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3.6.27)$$

3.6.2.1 Curvas teóricas de Empuje, Impulso Específico y Coeficiente de Empuje

Se calcula una representación de las curvas teóricas de la variación del empuje, impulso específico y coeficiente de empuje con la altitud de presión, asumiendo un modelo de Atmósfera Estándar Internacional (NASA, 1976) que se presenta en el Apéndice B. En dicho gráfico se superpone a las curvas los puntos correspondientes a los calculados a modo de comparación (ver Figura A.2.3 del Anexo A).

La función `expansion` no produce otra salida que el gráfico de estas curvas, a partir de los parámetros calculados con anterioridad:



expansion(npts, At, e, pc, pcps, pz, k, mdot, zp, F, CF, Isp)

3.7 Pérdidas hidráulicas en conductos

Las pérdidas de carga en el interior de tuberías son estimadas mediante fórmulas empíricas y modelos generales para el tratamiento de válvulas, entradas, descargas, codos y bifurcaciones de los conductos.

3.7.1 Modelo Conceptual

La pérdida de carga total en una tubería se calcula como la suma de las pérdidas primarias y las secundarias. Es decir,

$$h_L = h_f + h_{local} \quad (3.7.1)$$

Cada término de esta suma tiene la forma

$$h = K \frac{v^2}{2g} \quad (3.7.2)$$

donde v es la velocidad media de la corriente en el interior de la tubería. El factor K se denomina *coeficiente de resistencia* y tiene un valor distinto si se trata de pérdidas primarias o locales. La pérdida de carga no es afectada por la inclinación del conducto.

3.7.1.1 Pérdidas primarias

La caída de presión debida a la fricción en un tramo recto de tubería se calcula a partir de la pérdida de carga en dicho tramo:

$$\Delta p = \rho g [(z_2 - z_1) + h_f] \quad (3.7.3)$$

donde $(z_2 - z_1)$ es la diferencia de altura geométrica entre los extremos del tramo. Para un conducto recto y de sección constante, la pérdida de carga se calcula como

$$h_f = f \frac{L}{D} \frac{v^2}{2g} - (z_2 - z_1) \quad (3.7.4)$$

Comparando las ecuaciones (3.7.4) y (3.7.2) se puede ver que el coeficiente de resistencia puede ser calculado como

$$K = f \frac{L}{D} \quad (3.7.5)$$

donde f es el factor de fricción de Moody, L la longitud del tramo recto y D el diámetro del mismo.

En cuanto al factor de fricción f , su valor depende de si el flujo es laminar o turbulento. Puede ser estimado a partir del *Diagrama de Moody* (Figura 3.7.1), que es universal y aplicable tanto a líquidos como a gases, el cual presenta el valor del coeficiente de fricción en función del número de Reynolds y de la relación entre la altura media de la rugosidad del material del conducto y el diámetro.

Alternativamente, el factor de fricción puede aproximarse mediante fórmulas empíricas. Se puede obtener una primera estimación utilizando la fórmula de *Swamee-Jain*:

$$f_0 = \frac{0,25}{\left[\log_{10} \left(\frac{\varepsilon/D}{3,7} + \frac{5,74}{Re^{0,9}} \right) \right]^2} \quad (3.7.6)$$

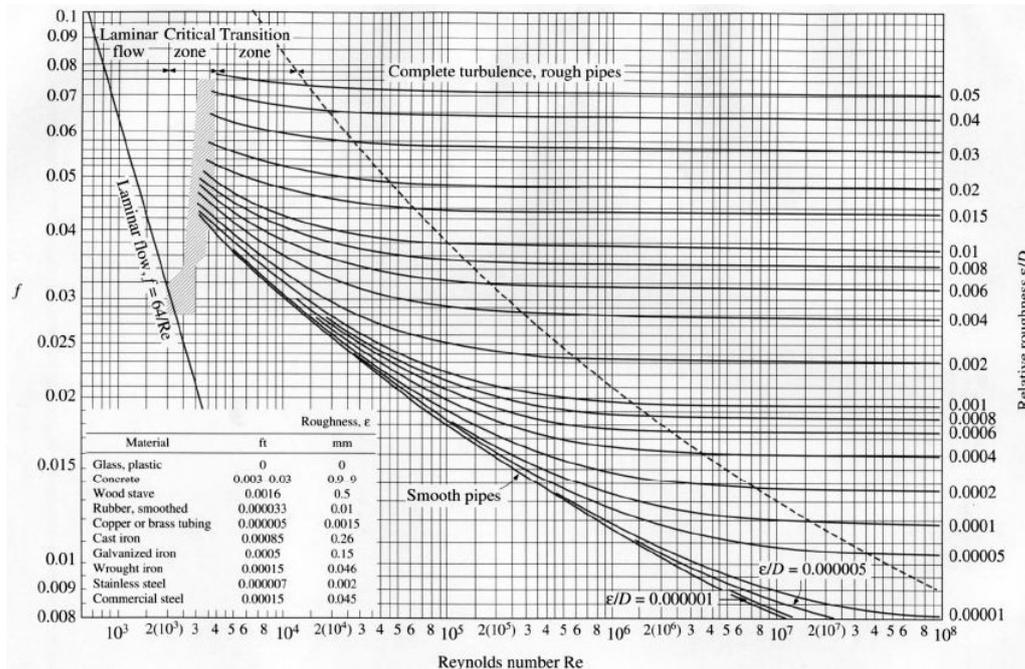


Figura 3.7.1: Diagrama de Moody

Para obtener una mayor precisión puede usarse el valor anterior como una primera aproximación, y recalcularse el factor de fricción mediante la fórmula de Colebrook

$$f = \frac{0,25}{\left[\log_{10} \left(\frac{\epsilon/D}{3,7} + \frac{2,51}{Re\sqrt{f_0}} \right) \right]^2} \tag{3.7.7}$$

para lo cual basta una sola iteración.

3.7.1.2 Pérdidas secundarias o locales

Provocan una disminución de la energía en dirección del movimiento. En este caso, la caída de presión tiene la misma forma que la ecuación (3.7.3), excepto que no es afectada por la inclinación del conducto:

$$\Delta p = \rho g h_{local} = K_{local} \frac{\rho v^2}{2} \tag{3.7.8}$$

Para este tipo de pérdidas, el coeficiente de resistencia K depende del tipo de resistencia presente. Esto significa que el valor de K será distinto para el caso de válvulas, cambios en la dirección del flujo, cambios en la sección del conducto, entrada y salida del mismo o bifurcaciones. Cabe destacar que la velocidad media del flujo se mantiene constante en conductos de sección constante, a pesar de la presencia de resistencias locales.



3.7.2

Aplicación del modelo

El archivo de datos de entrada debe incluir los diámetros que se prevén para los distintos tramos de los conductos por los que circule cada propelente. De acuerdo con los esquemas de la Figura 3.1.1, estos conductos son, para el sistema de combustible:

- Tramo entre la salida del tanque y la entrada de la bomba de combustible.
- Tramo principal, desde la salida de la bomba hasta el punto en que se divide el caudal y se conduce el combustible en partes iguales hacia cada motor.
- Tramo desde la bifurcación del conducto principal hasta la entrada al generador de gases.
- Tramo individual para cada motor, desde el conducto principal hasta la entrada al sistema de refrigeración de cada cámara de combustión.

y para el de oxidante:

- Tramo desde la salida del tanque hasta la entrada a la bomba de oxidante.
- Tramo principal, entre la salida de la bomba hasta el punto en que se divide el caudal y se conduce el oxidante en partes iguales hacia cada motor.
- Tramo desde la bifurcación del conducto principal hasta la entrada al generador de gases.
- Tramo individual para cada motor, desde el conducto principal hasta la placa de inyectores de cada motor.

Mediante la función `pipes` se obtiene la caída de presión en cada tramo, la pérdida de carga ocasionada por esta variación de presión y, en caso de ser necesario en otra sección del programa, la longitud del conducto:

```
[dP,hT,...]=pipes(line,prop,a,D,mDOT,mu,eD,tramo,...);
```

La función recibe como argumentos una bandera que indica si se trata de combustible u oxidante, el propelente que circula por el conducto, el radio del vehículo, el diámetro del tramo de tubería, el caudal másico de propelente, su viscosidad, la relación entre la rugosidad media del material y el diámetro del conducto y un identificador del tramo que debe ser calculado. En función del tramo a calcular, puede ser necesario un parámetro adicional: si se tratase del tramo entre el tanque de combustible (superior) y la bomba de combustible, el parámetro necesario es la longitud del tanque de oxidante, que es necesaria para calcular la pérdida primaria en dicho tramo; si el tramo a calcular fuera entre el conducto principal (aguas abajo de la bomba) y la entrada al motor (para el sistema de combustible, el tramo hacia el sistema de refrigeración; para el sistema de oxidante, el tramo hacia la placa de inyectores), el parámetro adicional es la cantidad de motores del vehículo.

El cálculo de las pérdidas hidráulicas se realiza considerando la presencia de tres válvulas de bola. Una a la salida de cada tanque, controlando la entrada de combustible y oxidante a cada una de las

bombas, y una a la salida del generador de gases, que permite simular el caudal de gases que impulsa a cada turbina. El cálculo del coeficiente de resistencia local K , definido en la página 14, se efectúa utilizando el método planteado en Crane Co. (1982)⁸. Este tipo de válvula se ilustra en la Figura 3.7.2.

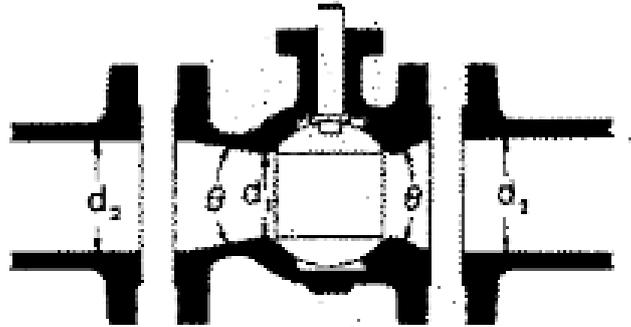


Figura 3.7.2: Válvula de bola

Definiendo

$$\beta = \frac{d_1}{d_2}$$

y θ como el ángulo de conicidad de la entrada y salida de la válvula, el método propone calcular el coeficiente de resistencia como

$$K = \frac{K_1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) [0,8(1 - \beta^2) + 2,6(1 - \beta^2)]}{\beta^4} \quad (3.7.9)$$

donde

$$K_1 = 3f$$

Fijando los valores $\beta = 0,75$ y $\theta = 30^\circ$, el coeficiente de resistencia local para cada válvula es

$$K_{l_{valve}} = \frac{3f + 0,2194}{0,3164} \quad (3.7.10)$$

Los tramos de entrada a cada conducto se asumen con forma redondeada (Figura 3.7.3). La relación entre el radio de empalme r y el diámetro del conducto d determina el coeficiente de resistencia local. Para todos los casos, se considera una relación

$$\frac{r}{d} = 0,1$$

obteniendo un coeficiente

$$K_{l_{in}} = 0,09 \quad (3.7.11)$$

⁸La información en este Reporte Técnico fue relevada de ensayos con agua. Se utilizan estos resultados debido a la falta de información sobre ensayos realizados con fluidos similares a los propelentes elegidos para este trabajo.

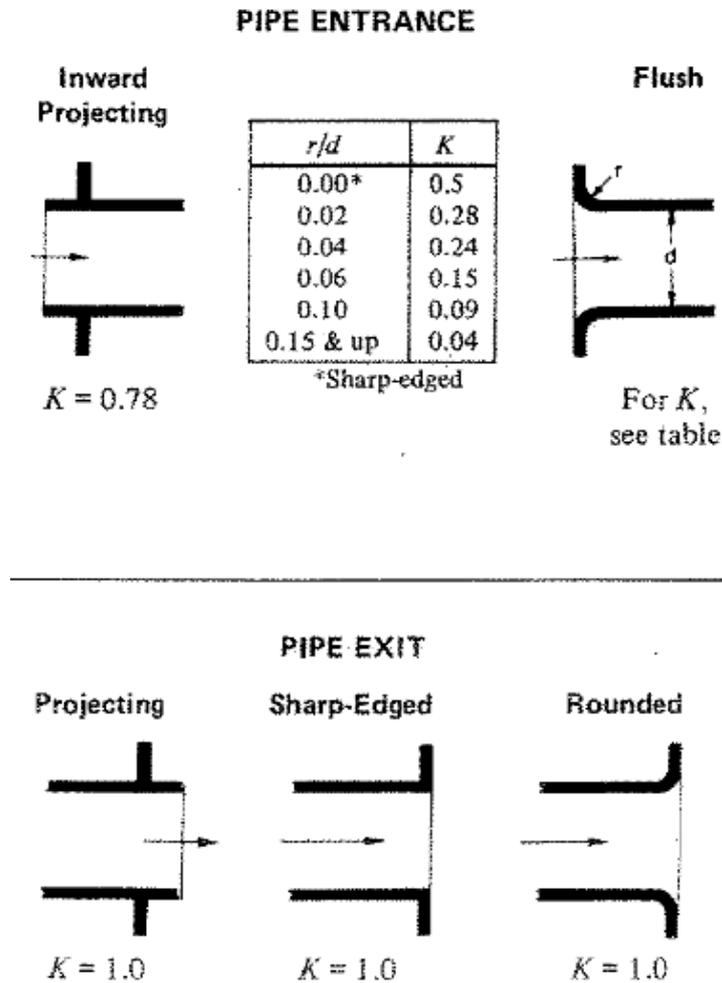


Figura 3.7.3: Coeficiente de resistencia para secciones de entrada y salida de tuberías

Para la descarga, como puede verse en la Figura 3.7.3, el coeficiente de resistencia es $K_{l_{out}} = 1$ independientemente de la forma del tramo.

Es necesario considerar también la pérdida de carga en el cambio de dirección del flujo y también la bifurcación de un conducto, como ocurre al desviar parte del caudal hacia el generador de gases. En Crane Co. (1982) se ofrece una aproximación del coeficiente de resistencia para estos casos.

Cabe aclarar que los cambios de dirección que no sean de 90° fueron tratados como de 45° , por ser ésta la única información disponible.

Resulta de utilidad notar que la resistencia hidráulica de cada conducto está determinada una vez que se define el diámetro del mismo y el caudal que lo atraviesa. El método general para calcular la pérdida de carga en los distintos tramos de tuberías del modelo consiste en:

1. Determinar el caudal volumétrico:

$$\dot{V} = \left(\frac{\dot{m}}{\rho} \right)_{propelente}$$

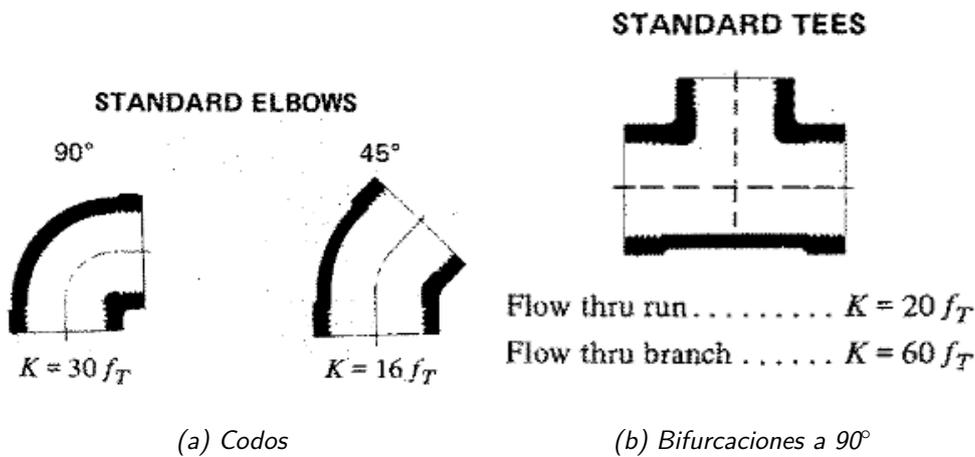


Figura 3.7.4: Distintos tipos de cambio de dirección del flujo

2. Calcular la velocidad media del flujo:

$$\bar{v} = 4 \frac{\dot{V}}{\pi D^2}$$

donde D es el diámetro del conducto.

3. Obtener el número de Reynolds del flujo:

$$Re = \frac{\rho_{propelente} \bar{v} D}{\mu}$$

4. Verificar si se trata de flujo laminar o turbulento, asumiendo que el mismo es turbulento si $Re \geq 5000$ y calcular el factor de fricción f :

- Flujo laminar:

$$f = \frac{64}{Re}$$

- Flujo turbulento (ecuaciones (3.7.6) y (3.7.7)):

$$f_0 = \frac{0,25}{\left[\log_{10} \left(\frac{\varepsilon/D}{3,7} + \frac{5,74}{Re^{0,9}} \right) \right]^2}$$

$$f = \frac{0,25}{\left[\log_{10} \left(\frac{\varepsilon/D}{3,7} + \frac{2,51}{Re \sqrt{f_0}} \right) \right]^2}$$

5. Identificar el tramo de tubería a calcular y si se trata del sistema de combustible o el de oxidante. De este modo se omite, cuando es necesario, el cálculo de pérdidas de carga locales que no estén presentes en dicho tramo.
6. Calcular las pérdidas primarias y locales que correspondan. La pérdida total resulta de la suma de todos los términos calculados.



Las pérdidas ocasionadas por la presencia de válvulas se obtienen entonces con

$$h_{valve} = \frac{3f + 0,2194}{0,3164} \frac{\bar{v}^2}{2g} \quad (3.7.12)$$

Aquellas debidas a la entrada a un tramo de tubería:

$$h_{in} = 0,09 \frac{\bar{v}^2}{2g} \quad (3.7.13)$$

Y en la sección de descarga:

$$h_{out} = \frac{\bar{v}^2}{2g} \quad (3.7.14)$$

Para el caso de codos y bifurcaciones, la forma general es

$$h_{elbow/bif} = C f \frac{\bar{v}^2}{2g} \quad (3.7.15)$$

donde C tendrá el valor correspondiente a cada caso, según la Figura 3.7.4.

Como se mencionó anteriormente, el modelo fue planteado de manera que las longitudes de los distintos tramos de conductos pudieran ser expresadas en función del radio del vehículo, como se muestra en la Figura 3.7.5, ya que éste es un parámetro de entrada del programa. Esto permite la estimación de la pérdida de carga primaria para cada conducto, según la ecuación (3.7.5):

$$K = f \frac{L}{D}$$

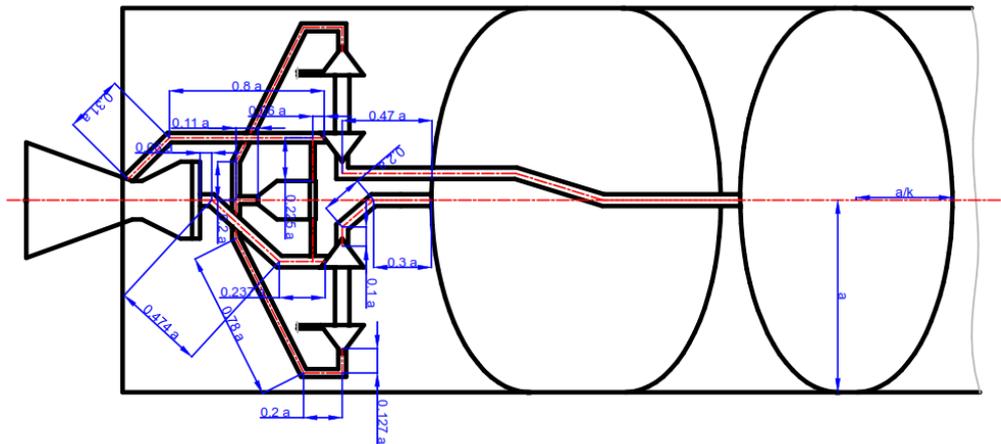


Figura 3.7.5: Dimensiones del modelo

Finalmente, con las consideraciones hechas en esta sección y con la ecuación (3.7.4), en la cual se omitió la diferencia de nivel entre entrada y salida, se calcula la pérdida total de carga en el tramo considerado y la caída de presión correspondiente.

$$h_{total} = h_f + h_{in} + h_{valve} + h_{elbow} + h_{bif} + h_{out}$$

$$\Delta p = h_{total} \rho_{prop} g$$

3.7.2.1 Aclaración sobre el proceso de cálculo

La estimación de las pérdidas hidráulicas en las tuberías del sistema tiene su principal utilidad en el cálculo de la potencia necesaria para cada bomba. Es decir, las bombas deben poder generar la succión suficiente en los tramos aguas arriba de las mismas para evitar daños por cavitación en material con que están construidas. Asimismo, deben poder entregar la energía necesaria para producir un aumento de presión tal que las pérdidas hidráulicas en los conductos aguas abajo de la descarga permitan al propelente llegar a la cámara de combustión con la presión necesaria para obtener el rendimiento de diseño del motor.

En este aspecto, las pérdidas aguas arriba de la bomba son calculadas por única vez. Por otra parte, las pérdidas corriente abajo de la descarga de la bomba son estimadas como primera aproximación en función de las propiedades físicas del propelente en el tanque de almacenamiento, para así realizar un cálculo estimativo del aumento de presión necesario de la bomba. Posteriormente, se calcula la pérdida de carga para el propelente con las propiedades físicas a la salida de la bomba. De esta manera se obtiene un cálculo conservativo, ya que al tener el fluido mayor energía luego de la descarga de la bomba, las pérdidas esperables aguas abajo serán menores a las estimadas anteriormente.

3.8 Comentario sobre el análisis dinámico

El análisis del comportamiento dinámico del sistema propulsivo se trata como una estimación del efecto que puede esperarse al abrir las válvulas que dan paso a los propelentes desde los tanques hacia el resto del sistema. Para ello se consideró que la puesta en funcionamiento consiste en conducir un gas proveniente de algún generador de gases de combustible sólido, no mostrado en los modelos de la Figura 3.1.1, hacia cada turbina, hasta que las mismas alcancen a desarrollar la potencia necesaria para que cada bomba pueda provocar el aumento de presión de los propelentes necesario. Una vez que las bombas tienen el caudal necesario, se abre la válvula del generador de gases para que cada turbina reciba el caudal adecuado para el funcionamiento estacionario del sistema completo.

Esto se logró generando tres funciones arbitrarias, cada una tomando valores entre 0 y 1, que afectan a los caudales que circulan por cada bomba y por el generador de gases, como en las ecuaciones (3.2.7), (3.2.11) y (3.2.12). Se incluyó la posibilidad de reemplazar estas funciones por una función sigmoide (ecuación 3.8.1) que representa a una función escalón.

$$f(x) = \frac{K}{1 + e^{-h(x-x_0)}} \quad (3.8.1)$$

donde

- e Número de Euler
- x_0 Abscisa del punto medio de la sigmoide
- K Valor máximo de la función
- h Pendiente de la curva

Cabe aclarar que el propósito de la inclusión de este tipo de análisis no es la determinación de parámetros como el tiempo de estacionamiento del sistema, errores estacionarios o márgenes de sobrepico, sino, como se dijo antes, ilustrar el efecto que tiene sobre el análisis la presencia de válvulas que abren el paso a los propelentes al inicio del funcionamiento del sistema propulsivo.



4 Resultados

Los resultados obtenidos con la aplicación del modelo son comparados con valores teóricos y empíricos a modo de verificación. Para ello se emplearon los valores teóricos presentados en [Sutton and Biblarz \(2010\)](#) referentes a las propiedades obtenibles con las distintas combinaciones de propelentes (ver Tablas 4.1, 4.2, 4.3, 4.4, 4.5 y 4.6). Cada tabla contiene los valores teóricos y los resultados del modelo estacionario y del dinámico, con la diferencia porcentual entre el valor estacionario y el teórico correspondiente, como también entre el valor estacionario con el dinámico.

Los valores presentados son:

T_c	Temperatura de los gases de combustión,	[K]
c^*	Velocidad característica,	[m/s]
M_m	Masa molecular de los gases de combustión,	[kg/kmol]
I_{sp}	Impulso específico,	[s]
k	Relación de calores específicos de los gases de combustión,	[-]
p_c	Presión en la cámara de combustión,	[Pa]
F	Empuje obtenido,	[N]
v_s	Velocidad teórica de salida de los gases,	[m/s]
T_{gg}	Temperatura de los gases en el generador de gases,	[K]
η_F	Eficiencia de la bomba de combustible,	[-]
η_O	Eficiencia de la bomba de oxidante,	[-]
N_F	Velocidad de rotación del eje de la turbobomba de combustible,	[rpm]
N_O	Velocidad de rotación del eje de la turbobomba de oxidante,	[rpm]

4.1 NTO – Hidracina

Se aplicó el modelo a esta combinación de propelentes para dos relaciones de mezcla distintas con los siguientes parámetros de entrada:

1. Presión de la cámara de combustión: $p_c = 6895kPa$
2. Temperatura del combustible en el tanque: $T_F = 288K$
3. Temperatura del oxidante en el tanque: $T_O = 288K$
4. Relación oxidante/combustible para el generador de gases: $r_{gg} = 0,35$
5. Caudal másico de propelente para un motor: $\dot{m}_1 = 95 \frac{kg}{s}$
6. Presión ambiente: $p_a = 101325Pa$

7. Relación de expansión para la tobera: $\frac{p_c}{p_e} = 68,0484$

8. Tipo de inyectores: *impinging jets*

Para la relación Oxidante/Combustible $r = 1,08$ se obtuvo el siguiente archivo de resultados, que se resume en la Tabla 4.1:

NT0-Hidracina-r108.txt

```

1 -----ANALISIS ESTACIONARIO-----
2          COMBINACION:          Hidracina          NTO
3          Temperatura:          288          288          [K]
4          Presion:              170          170          [kPa]
5          Caudal:               46.167          48.833          [kg/s]
6
7          TANQUES:
8          Extremos: Semi-elipsoidales:          a/b=          2
9          Volumen requerido:          5.74          6.0715          [m3]
10         Volumen del tanque:          16.7081          6.0715          [m3]
11         ESPESORES:
12         Pte. Cilindrica:          0          1.7041          [mm]
13         Discontinuidades:          0          2.5561          [mm]
14         Uniones:                2.0447          2.0449          [mm]
15         Domo:                   1.7039          1.7041          [mm]
16         Esp. Equiv.:            1.8743          1.8745          [mm]
17         Longitud:               1.9981          0.48398          [m]
18         Radio Interno:          1.9962          1.9966          [m]
19         Peso Tanque:            94.416          77.3235          [kg]
20         Peso Propelente:        5735.3292          6066.5208          [kg]
21
22         BOMBAS:
23         Potencia Necesaria:          494.1378          503.8422          [kW]
24         Vel. Esp. Succion:          18000          22000          (Huzel)
25         Velocidad Eje:           17343.7277          19913.5135          [rpm]
26         Aumento de Presion:        8363.4687          8289.9889          [kPa]
27         Eficiencia:              0.78203          0.80413
28
29         GENERADOR DE GASES:
30         Temp. Entrada Turbina:        2291.1071          [K]
31
32         TURBINAS:
33         Potencia Maxima:           1845.9367          1845.9367          [kW]
34         Relacion de expansion:        60          60
35         Eficiencia:               0.51998          0.51998
36
37         REFRIGERACION CC:
38         dT Combustible:            195.685          [K/m2]
39
40         CAMARA DE COMBUSTION:
41         Temperatura:              3372.2128          [K]
42         Presion:                   6771.073          [kPa]
43         Densidad:                   4.6329          [kg/m3]
44         Masa Molecular Gases:        19.1841          [kg/kmol]
45         cp/cv:                      1.2252

```



46				
47	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
48	Empuje:	272.3327		[kN]
49	Coeficiente de Empuje:	1.5809		
50	Impulso Especifico:	298.2836		[s]
51	Vel. Caracteristica:	1850.2667		[m/s]
52	Vel. Salida:	2929.3666		[m/s]
53	Mach de Salida:	3.2264		
54	Relacion de Areas:	8.4468		
55				
56	SISTEMA COMPLETO:			
57	Empuje:	272.3327		[kN]
58				
59	-----ANALISIS DINAMICO-----			
60	BOMBAS:			
61	Velocidad Eje:	17640.9043	20059.2454	[rpm]
62	Aumento de Presion:	8362.9539	8289.654	[kPa]
63	Eficiencia:	0.7822	0.80431	
64				
65	GENERADOR DE GASES:			
66	Temp. Entrada Turbina:	2290.7931		[K]
67				
68	CAMARA DE COMBUSTION:			
69	Temperatura:	3334.0366		[K]
70	Presion:	6770.7149		[kPa]
71				
72	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
73	Empuje:	270.4471		[kN]
74	Impulso Especifico:	296.2184		[s]
75	Vel. Caracteristica:	1837.1891		[m/s]
76	Vel. Salida:	2904.9103		[m/s]

r=1.08					
Parámetro	Valor Teórico	Aplicación del modelo			Error (Est/Teo)
		Estacionario	Dinámico	Error (Din/Est)	
Tc [K]	3258	3372.2128	3334.0366	-1.1450 %	3.3869 %
c* [m/s]	1765	1850.2667	1837.1891	-0.7118 %	4.6083 %
Mm [kg/kmol]	19.5	19.1841			-1.6467 %
lsp [s]	283	298.2836	296.2184	-0.6972 %	5.1238 %
k	1.26	1.2252			-2.8404 %
pc [Pa]	6895000	6771073	6770714.9	-0.0053 %	-1.8302 %
F [N]		272332.7	270447.1	-0.6972 %	
Vsal [m/s]		2929.3666	2904.9103	-0.8419 %	
Tgg [K]		2291.1071	2290.7931	-0.0137 %	
etaF		78.203	78.22	0.0217 %	
etaO		80.413	80.431	0.0224 %	
NF [rpm]		17343.728	17640.9043	1.6846 %	
NO [rpm]		19913.514	20059.2454	0.7265 %	

Tabla 4.1: NTO – Hidracina: r = 1,08

La segunda aplicación del modelo se realizó para la relación Oxidante/Combustible $r = 1,34$, obteniendo el siguiente archivo de resultados y resumido en la Tabla 4.2.

NTO-Hidracina-r134.txt

```

1 -----ANALISIS ESTACIONARIO-----
2      COMBINACION:      Hidracina      NTO
3      Temperatura:      288      288      [K]
4      Presion:          170      170      [kPa]
5      Caudal:           41.1937      53.8063      [kg/s]
6
7      TANQUES:
8      Extremos: Semi-elipsoidales:      a/b=      2
9      Volumen requerido:      5.1217      6.6898      [m3]
10     Volumen del tanque:      16.7081      6.6898      [m3]
11     ESPESORES:
12     Pte. Cilindrica:      0      1.7041      [mm]
13     Discontinuidades:      0      2.5561      [mm]
14     Uniones:              2.0447      2.0449      [mm]
15     Domo:                  1.7039      1.7041      [mm]
16     Esp. Equiv.:          1.8743      1.8745      [mm]
17     Longitud:              1.9981      0.53327      [m]
18     Radio Interno:        1.9962      1.9966      [m]
19     Peso Tanque:          94.416      80.3897      [kg]
20     Peso Propelente:      5117.4974      6684.3526      [kg]
21
22     BOMBAS:
23     Potencia Necesaria:      440.8814      555.7798      [kW]
24     Vel. Esp. Succion:      18000      22000      (Huzel)
25     Velocidad Eje:         18366.2893      18730.4506      [rpm]
26     Aumento de Presion:      8363.3238      8290.1038      [kPa]
27     Eficiencia:            0.78207      0.80324
28
29     GENERADOR DE GASES:
30     Temp. Entrada Turbina:      2291.1074      [K]
31
32     TURBINAS:
33     Potencia Maxima:        1845.937      1845.937      [kW]
34     Relacion de expansion:      60      60
35     Eficiencia:            0.51998      0.51998
36
37     REFRIGERACION CC:
38     dT Combustible:         225.8321      [K/m2]
39
40     CAMARA DE COMBUSTION:
41     Temperatura:            3447.2994      [K]
42     Presion:                 6767.1532      [kPa]
43     Densidad:                 4.8407      [kg/m3]
44     Masa Molecular Gases:      20.5029      [kg/kmol]
45     cp/cv:                    1.2208
46
47     PERFORMANCE PARA UN MOTOR:
48     Empuje:                   267.0606      [kN]
49     Coeficiente de Empuje:      1.5831
50     Impulso Especifico:        292.5091      [s]
51     Vel. Caracteristica:       1811.9421      [m/s]

```



52	Vel. Salida:	2872.8201	[m/s]
53	Mach de Salida:	3.2209	
54	Relacion de Areas:	8.519	
55			
56	SISTEMA COMPLETO:		
57	Empuje:	267.0606	[kN]
58			
59	-----ANALISIS DINAMICO-----		
60	BOMBAS:		
61	Velocidad Eje:	18711.0046	18861.829 [rpm]
62	Aumento de Presion:	8362.9099	8289.699 [kPa]
63	Eficiencia:	0.7822	0.80343
64			
65	GENERADOR DE GASES:		
66	Temp. Entrada Turbina:	2290.7931	[K]
67			
68	CAMARA DE COMBUSTION:		
69	Temperatura:	3412.7475	[K]
70	Presion:	6766.8294	[kPa]
71			
72	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:		
73	Empuje:	265.2965	[kN]
74	Impulso Especifico:	290.577	[s]
75	Vel. Caracteristica:	1799.5121	[m/s]
76	Vel. Salida:	2849.5868	[m/s]

r=1.34					
Parámetro	Valor Teórico	Aplicación del modelo			Error (Est/Teo)
		Estacionario	Dinámico	Error (Din/Est)	
Tc [K]	3152	3447.2994	3412.7475	-1.0124 %	8.5661 %
c* [m/s]	1782	1811.9421	1799.5121	-0.6907 %	1.6525 %
Mm [kg/kmol]	20.9	20.5029			-1.9368 %
lsp [s]	292	292.5091	290.577	-0.6649 %	0.1740 %
k	1.26	1.2208			-3.2110 %
pc [Pa]	6895000	6767153.2	6766829.4	-0.0048 %	-1.8892 %
F [N]		267060.6	265296.5	-0.6650 %	
Vsal [m/s]		2872.8201	2849.5868	-0.8153 %	
Tgg [K]		2291.1074	2290.7931	-0.0137 %	
etaF		78.207	78.22	0.0166 %	
etaO		80.324	80.343	0.0236 %	
NF [rpm]		18366.2893	18711.0046	1.8423 %	
NO [rpm]		18730.4506	18861.829	0.6965 %	

Tabla 4.2: NTO – Hidracina: r = 1,34

En este último caso se destaca una diferencia mayor al 8% entre la temperatura de combustión teórica y la obtenida en la simulación, tanto estacionaria como dinámica. La magnitud de esta discrepancia es atribuible al mecanismo de reacción química utilizado, ya que el mismo comprende reacciones genéricas para sistemas C-H-O-N (Yang et al., 2004; Burrows, 1968).

4.2 LOX – LH₂

Para la combinación de propelentes criogénicos se utilizaron los siguientes parámetros de entrada:

1. Presión de la cámara de combustión: $p_c = 6895 \text{ kPa}$
2. Temperatura del combustible en el tanque: $T_F = 17 \text{ K}$
3. Temperatura del oxidante en el tanque: $T_O = 70 \text{ K}$
4. Relación oxidante/combustible para el generador de gases: $r_{gg} = 0,9$
5. Caudal másico de propelente para un motor: $\dot{m}_1 = 95 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$
6. Presión ambiente: $p_a = 101325 \text{ Pa}$
7. Relación de expansión para la tobera: $\frac{p_c}{p_e} = 68,0484$
8. Tipo de inyectores: *impinging jets*

Para una relación Oxidante/Combustible $r = 3,4$, el programa generó el siguiente archivo de salida. Estos resultados se resumen en la Tabla 4.3.:

LOX-LH2-r340.txt

```

1 -----ANALISIS ESTACIONARIO-----
2           COMBINACION:           LH2           LOX
3           Temperatura:           17           70           [K]
4           Presion:               170           170           [kPa]
5           Caudal:                22.1591           72.8409       [kg/s]
6
7           TANQUES:
8           Extremos: Semi-elipsoidales:           a/b=           2
9           Volumen requerido:      37.0341           7.3152         [m3]
10          Volumen del tanque:      37.0341           7.3152         [m3]
11          ESPESORES:
12          Pte. Cilindrica:          1.7041           1.7041         [mm]
13          Discontinuidades:         2.5561           2.5561         [mm]
14          Uniones:                  2.0449           2.0449         [mm]
15          Domo:                     1.7041           1.7041         [mm]
16          Esp. Equiv.:              1.8745           1.8745         [mm]
17          Longitud:                 3.6182           0.58312        [m]
18          Radio Interno:            1.9966           1.9966         [m]
19          Peso Tanque:              195.2044           83.4909        [kg]
20          Peso Propelente:          2752.8239           9049.0261      [kg]
21

```



22	BOMBAS:			
23	Potencia Necesaria:	3197.3303	612.4922	[kW]
24	Vel. Esp. Succion:	18000	22000	(Huzel)
25	Velocidad Eje:	47677.3506	16236.5152	[rpm]
26	Aumento de Presion:	8365.6823	8358.5525	[kPa]
27	Eficiencia:	0.78	0.80358	
28	GENERADOR DE GASES:			
29	Temp. Entrada Turbina:	956.724	[K]	
30	TURBINAS:			
31	Potencia Maxima:	3198.4675	2396.2414	[kW]
32	Relacion de expansion:	3408.6805	60	
33	Eficiencia:	0.48646	0.48646	
34	REFRIGERACION CC:			
35	dT Combustible:	205.984	[K/m2]	
36	CAMARA DE COMBUSTION:			
37	Temperatura:	2966.8052	[K]	
38	Presion:	6805.5062	[kPa]	
39	Densidad:	2.4272	[kg/m3]	
40	Masa Molecular Gases:	8.7975	[kg/kmol]	
41	cp/cv:	1.2262		
42	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
43	Empuje:	377.1277	[kN]	
44	Coeficiente de Empuje:	1.5811		
45	Impulso Especifico:	413.0647	[s]	
46	Vel. Caracteristica:	2562.0366	[m/s]	
47	Vel. Salida:	4054.9548	[m/s]	
48	Mach de Salida:	3.2277		
49	Relacion de Areas:	8.4308		
50	SISTEMA COMPLETO:			
51	Empuje:	377.1277	[kN]	
52	-----ANALISIS DINAMICO-----			
53	BOMBAS:			
54	Velocidad Eje:	48982.9151	16365.2587	[rpm]
55	Aumento de Presion:	8364.3499	8357.9676	[kPa]
56	Eficiencia:	0.84961	0.80374	
57	GENERADOR DE GASES:			
58	Temp. Entrada Turbina:	1182.3302	[K]	
59	CAMARA DE COMBUSTION:			
60	Temperatura:	2954.813	[K]	
61	Presion:	6804.9242	[kPa]	
62	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
63	Empuje:	376.2759	[kN]	
64	Impulso Especifico:	412.1317	[s]	
65	Vel. Caracteristica:	2556.354	[m/s]	
66	Vel. Salida:	4041.6313	[m/s]	

r=3.4					
Parámetro	Valor Teórico	Aplicación del modelo			Error (Est/Teo)
		Estacionario	Dinámico	Error (Din/Est)	
Tc [K]	2959	2966.8052	2954.813	-0.4059 %	0.2631 %
c* [m/s]	2428	2562.0366	2556.354	-0.2223 %	5.2316 %
Mm [kg/kmol]	8.9	8.7975			-1.1651 %
Isp [s]	386	413.0347	412.1317	-0.2191 %	6.5454 %
k	1.26	1.2262			-2.7565 %
pc [Pa]	6895000	6805506.2	6804924.2	-0.0086 %	-1.3150 %
F [N]		377127.7	376275.9	-0.2264 %	
Vsal [m/s]		4054.9548	4041.6313	-0.3297 %	
Tgg [K]		956.724	1182.3302	19.0815 %	
etaF		78	84.961	8.1932 %	
etaO		80.358	80.374	0.0199 %	
NF [rpm]		47677.3506	48982.9151	2.6653 %	
NO [rpm]		16236.5152	16365.2587	0.7867 %	

Tabla 4.3: LOX – LH₂: r = 3,4

Para una relación Oxidante/Combustible $r = 4,02$ se obtuvo como resultado el siguiente archivo, resumido en la Tabla 4.4:

LOX-LH2-r402.txt

```

1 -----ANALISIS ESTACIONARIO-----
2           COMBINACION:           LH2           LOX
3           Temperatura:           17           70           [K]
4           Presion:               170           170           [kPa]
5           Caudal:                19.5458           75.4542       [kg/s]
6
7           TANQUES:
8           Extremos: Semi-elipsoidales:           a/b=           2
9           Volumen requerido:           32.6666           7.5776           [m3]
10          Volumen del tanque:           32.6666           7.5776           [m3]
11          ESPESORES:
12          Pte. Cilindrica:           1.7041           1.7041           [mm]
13          Discontinuidades:           2.5561           2.5561           [mm]
14          Uniones:                   2.0449           2.0449           [mm]
15          Domo:                       1.7041           1.7041           [mm]
16          Esp. Equiv.:               1.8745           1.8745           [mm]
17          Longitud:                   3.2701           0.60404         [m]
18          Radio Interno:              1.9966           1.9966           [m]
19          Peso Tanque:                173.5466           84.7923         [kg]
20          Peso Propelente:            2428.1768           9373.6732       [kg]
21

```



22	BOMBAS:			
23	Potencia Necesaria:	2820.11	634.4807	[kW]
24	Vel. Esp. Succion:	18000	22000	(Huzel)
25	Velocidad Eje:	50808.1853	15950.9503	[rpm]
26	Aumento de Presion:	8365.255	8358.6213	[kPa]
27	Eficiencia:	0.78	0.80357	
28				
29	GENERADOR DE GASES:			
30	Temp. Entrada Turbina:	956.7239	[K]	
31				
32	TURBINAS:			
33	Potencia Maxima:	2823.2914	2396.2413	[kW]
34	Relacion de expansion:	304.3444	60	
35	Eficiencia:	0.48646	0.48646	
36				
37	REFRIGERACION CC:			
38	dT Combustible:	238.9264	[K/m2]	
39				
40	CAMARA DE COMBUSTION:			
41	Temperatura:	3029.0216	[K]	
42	Presion:	6805.3162	[kPa]	
43	Densidad:	2.7072	[kg/m3]	
44	Masa Molecular Gases:	10.0185	[kg/kmol]	
45	cp/cv:	1.2167		
46				
47	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
48	Empuje:	359.1888	[kN]	
49	Coeficiente de Empuje:	1.586		
50	Impulso Especifico:	393.4164	[s]	
51	Vel. Caracteristica:	2432.6686	[m/s]	
52	Vel. Salida:	3862.1421	[m/s]	
53	Mach de Salida:	3.2158		
54	Relacion de Areas:	8.5862		
55				
56	SISTEMA COMPLETO:			
57	Empuje:	359.1888	[kN]	
58				
59	-----ANALISIS DINAMICO-----			
60	BOMBAS:			
61	Velocidad Eje:	52320.2907	16075.8826	[rpm]
62	Aumento de Presion:	8364.2131	8357.9946	[kPa]
63	Eficiencia:	0.84961	0.80374	
64				
65	GENERADOR DE GASES:			
66	Temp. Entrada Turbina:	1182.3302	[K]	
67				
68	CAMARA DE COMBUSTION:			
69	Temperatura:	3004.7397	[K]	
70	Presion:	6804.7971	[kPa]	
71				
72	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
73	Empuje:	357.5674	[kN]	
74	Impulso Especifico:	391.6405	[s]	
75	Vel. Caracteristica:	2421.8382	[m/s]	
76	Vel. Salida:	3840.681	[m/s]	

r=4.02					
Parámetro	Valor Teórico	Aplicación del modelo			Error (Est/Teo)
		Estacionario	Dinámico	Error (Din/Est)	
Tc [K]	2999	3029.0216	3004.7397	-0.8081 %	0.9911 %
c* [m/s]	2432	2432.6686	2421.8382	-0.4472 %	0.0275 %
Mm [kg/kmol]	10	10.0185			0.1847 %
lsp [s]	389.5	393.4164	391.6405	-0.4535 %	0.9955 %
k	1.26	1.2167			-3.5588 %
pc [Pa]	6895000	6805316.2	6804797.1	-0.0076 %	-1.3178 %
F [N]		359188.8	357567.4	-0.4535 %	
Vsal [m/s]		3862.1421	3840.681	-0.5588 %	
Tgg [K]		956.7239	1182.3302	19.0815 %	
etaF		78	84.961	8.1932 %	
etaO		80.357	80.374	0.0212 %	
NF [rpm]		50808.1853	52320.2907	2.8901 %	
NO [rpm]		15950.9503	16075.8826	0.7771 %	

Tabla 4.4: LOX – LH₂: r = 4,02

En ambos casos se pueden resaltar dos resultados que requieren mención:

1. La temperatura obtenida en el generador de gases arroja un resultado en el análisis dinámico un 19% mayor que para el análisis estacionario: puede ser atribuido a que durante el análisis dinámico se realiza la apertura de las válvulas de propelentes con un tiempo de retardo respecto al comienzo del funcionamiento de las turbobombas. Esto deriva en un aumento de temperatura en el generador de gases en los instantes en que el caudal inyectado no es el nominal.
2. La velocidad de rotación de la bomba de Hidrógeno es mucho mayor a los valores usuales para bombas utilizadas en la actualidad: se trata a los propelentes en el interior de los conductos de alimentación como líquidos. Sin embargo, el rango de temperaturas para el cual el software *Cantera* permite considerar al Hidrógeno en este estado es muy pequeño (aproximadamente entre 11K y 20K para presión ambiente). Al utilizar el modelo con los propelentes a presiones mayores a la ambiente, es posible que se llegue a obtener una fracción de vapor en el caso del Hidrógeno, lo cual haría disminuir la densidad del mismo al momento de estimar la velocidad de rotación de la turbobomba. Esto explicaría, además, el aumento en el rendimiento de la bomba de Hidrógeno de alrededor de 8% respecto al análisis estacionario.

4.3 LOX – Kerosene

A continuación se listan los parámetros de entrada utilizados para esta combinación.

1. Presión de la cámara de combustión: $p_c = 6895kPa$



2. Temperatura del combustible en el tanque: $T_F = 288K$
3. Temperatura del oxidante en el tanque: $T_O = 70K$
4. Relación oxidante/combustible para el generador de gases: $r_{gg} = 0,4$
5. Caudal másico de propelente para un motor: $\dot{m}_1 = 95 \frac{kg}{s}$
6. Presión ambiente: $p_a = 101325Pa$
7. Relación de expansión para la tobera: $\frac{p_c}{p_e} = 68,0484$
8. Tipo de inyectores: *impinging jets*

En la Tabla 4.5 se resumen los resultados obtenidos del archivo de salida del programa para una relación Oxidante/Combustible $r = 2,24$:

LOX-Kerosene-r224.txt

-----ANÁLISIS ESTACIONARIO-----				
1				
2	COMBINACION:	Kerosene	LOX	
3	Temperatura:	288	70	[K]
4	Presion:	170	170	[kPa]
5	Caudal:	30.0917	64.9083	[kg/s]
6				
7	TANQUES:			
8	Extremos:	Semi-elipsoidales:	a/b=	2
9	Volumen requerido:	3.7413	6.5185	[m3]
10	Volumen del tanque:	16.7081	6.5185	[m3]
11	ESPESORES:			
12	Pte. Cilindrica:	0	1.7041	[mm]
13	Discontinuidades:	0	2.5561	[mm]
14	Uniones:	2.0447	2.0449	[mm]
15	Domo:	1.7039	1.7041	[mm]
16	Esp. Equiv.:	1.8743	1.8745	[mm]
17	Longitud:	1.9981	0.51962	[m]
18	Radio Interno:	1.9962	1.9966	[m]
19	Peso Tanque:	94.416	79.5404	[kg]
20	Peso Propelente:	3738.2932	8063.5568	[kg]
21				
22	BOMBAS:			
23	Potencia Necesaria:	346.0718	545.755	[kW]
24	Vel. Esp. Succion:	18000	22000	(Huzel)
25	Velocidad Eje:	21447.0034	17205.9312	[rpm]
26	Aumento de Presion:	8363.8972	8358.3611	[kPa]
27	Eficiencia:	0.72785	0.80361	
28				
29	GENERADOR DE GASES:			
30	Temp. Entrada Turbina:	1454.746		[K]
31				
32	TURBINAS:			
33	Potencia Maxima:	530.098	545.9319	[kW]
34	Relacion de expansion:	60	68.9211	

35	Eficiencia:	0.57489	0.57489	
36				
37	REFRIGERACION CC:			
38	dT Combustible:	321.3899	[K/m2]	
39				
40	CAMARA DE COMBUSTION:			
41	Temperatura:	3500.0157	[K]	
42	Presion:	6805.8402	[kPa]	
43	Densidad:	5.4074	[kg/m3]	
44	Masa Molecular Gases:	23.1212	[kg/kmol]	
45	cp/cv:	1.2072		
46				
47	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
48	Empuje:	255.678	[kN]	
49	Coeficiente de Empuje:	1.591		
50	Impulso Especifico:	280.0419	[s]	
51	Vel. Caracteristica:	1726.1535	[m/s]	
52	Vel. Salida:	2749.1799	[m/s]	
53	Mach de Salida:	3.2038		
54	Relacion de Areas:	8.7461		
55				
56	SISTEMA COMPLETO:			
57	Empuje:	255.678	[kN]	
58				
59	-----ANALISIS DINAMICO-----			
60	BOMBAS:			
61	Velocidad Eje:	21958.6616	17301.5292	[rpm]
62	Aumento de Presion:	8363.7264	8357.8944	[kPa]
63	Eficiencia:	0.72785	0.80374	
64				
65	GENERADOR DE GASES:			
66	Temp. Entrada Turbina:	1466.563	[K]	
67				
68	CAMARA DE COMBUSTION:			
69	Temperatura:	3500.0142	[K]	
70	Presion:	6805.5855	[kPa]	
71				
72	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
73	Empuje:	255.6785	[kN]	
74	Impulso Especifico:	280.0425	[s]	
75	Vel. Caracteristica:	1726.1531	[m/s]	
76	Vel. Salida:	2746.2786	[m/s]	



r=2.24					
Parámetro	Valor Teórico	Aplicación del modelo			Error (Est/Teo)
		Estacionario	Dinámico	Error (Din/Est)	
Tc [K]	3571	3500.0157	3500.0142	0.0000 %	-2.0281 %
c* [m/s]	1774	1726.1535	1726.1531	0.0000 %	-2.7719 %
Mm [kg/kmol]	21.9	23.1212			5.2817 %
lsp [s]	285.4	280.0419	280.0425	0.0002 %	-1.9133 %
k	1.24	1.2072			-2.7170 %
pc [Pa]	6895000	6805840.2	6805585.5	-0.0037 %	-1.3100 %
F [N]		255678	255678.5	0.0002 %	
Vsal [m/s]		2749.1799	2746.2786	-0.1056 %	
Tgg [K]		1454.746	1466.563	0.8058 %	
etaF		72.785	72.785	0.0000 %	
etaO		80.361	80.374	0.0162 %	
NF [rpm]		21447.0034	21958.6616	2.3301 %	
NO [rpm]		17205.9312	17301.5292	0.5525 %	

Tabla 4.5: LOX – Kerosene: r = 2,24

Para una relación de mezcla $r = 2,56$ se obtuvo el siguiente resultado. Del mismo modo que los casos anteriores, los mismo se encuentran resumidos en la Tabla 4.6.

LOX-Kerosene-r256.txt

```

1 -----ANÁLISIS ESTACIONARIO-----
2 COMBINACION: Kerosene LOX
3 Temperatura: 288 70 [K]
4 Presion: 170 170 [kPa]
5 Caudal: 27.5088 67.4912 [kg/s]
6
7 TANQUES:
8 Extremos: Semi-elipsoidales: a/b= 2
9 Volumen requerido: 3.4202 6.7779 [m3]
10 Volumen del tanque: 16.7081 6.7779 [m3]
11 ESPESORES:
12 Pte. Cilindrica: 0 1.7041 [mm]
13 Discontinuidades: 0 2.5561 [mm]
14 Uniones: 2.0447 2.0449 [mm]
15 Domo: 1.7039 1.7041 [mm]
16 Esp. Equiv.: 1.8743 1.8745 [mm]
17 Longitud: 1.9981 0.54029 [m]
18 Radio Interno: 1.9962 1.9966 [m]
19 Peso Tanque: 94.416 80.8267 [kg]
20 Peso Propelente: 3417.4217 8384.4283 [kg]
21
22 BOMBAS:
23 Potencia Necesaria: 316.3656 567.4835 [kW]
24 Vel. Esp. Succion: 18000 22000 (Huzel)

```

25	Velocidad Eje:	22433.1222	16871.6857	[rpm]	
26	Aumento de Presion:	8363.8556	8358.4222	[kPa]	
27	Eficiencia:	0.72785	0.8036		
28					
29	GENERADOR DE GASES:				
30	Temp. Entrada Turbina:	1454.746		[K]	
31					
32	TURBINAS:				
33	Potencia Maxima:	530.098	568.3318	[kW]	
34	Relacion de expansion:	60	84.0145		
35	Eficiencia:	0.57489	0.57489		
36					
37	REFRIGERACION CC:				
38	dT Combustible:	375.4016		[K/m2]	
39					
40	CAMARA DE COMBUSTION:				
41	Temperatura:	3727.0472		[K]	
42	Presion:	6805.6814		[kPa]	
43	Densidad:	5.4387		[kg/m3]	
44	Masa Molecular Gases:	24.7639		[kg/kmol]	
45	cp/cv:	1.1957			
46					
47	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:				
48	Empuje:	256.837		[kN]	
49	Coefficiente de Empuje:	1.5973			
50	Impulso Especifico:	281.3114		[s]	
51	Vel. Caracteristica:	1727.1056		[m/s]	
52	Vel. Salida:	2761.7026		[m/s]	
53	Mach de Salida:	3.1891			
54	Relacion de Areas:	8.9479			
55					
56	SISTEMA COMPLETO:				
57	Empuje:	256.837		[kN]	
58					
59	-----ANALISIS DINAMICO-----				
60	BOMBAS:				
61	Velocidad Eje:	23017.511	16964.4979	[rpm]	
62	Aumento de Presion:	8363.7128	8357.9184	[kPa]	
63	Eficiencia:	0.72785	0.80374		
64					
65	GENERADOR DE GASES:				
66	Temp. Entrada Turbina:	1466.563		[K]	
67					
68	CAMARA DE COMBUSTION:				
69	Temperatura:	3704.5664		[K]	
70	Presion:	6805.4148		[kPa]	
71					
72	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:				
73	Empuje:	255.9858		[kN]	
74	Impulso Especifico:	280.379		[s]	
75	Vel. Caracteristica:	1721.3726		[m/s]	
76	Vel. Salida:	2749.5785		[m/s]	



r=2.56					
Parámetro	Valor Teórico	Aplicación del modelo			Error (Est/Teo)
		Estacionario	Dinámico	Error (Din/Est)	
Tc [K]	3677	3727.0472	3704.5664	-0.6068 %	1.3428 %
c* [m/s]	1800	1727.1056	1721.3726	-0.3330 %	-4.2206 %
Mm [kg/kmol]	23.3	24.7639			5.9114 %
lsp [s]	300	281.3114	280.379	-0.3325 %	-6.6434 %
k	1.24	1.1957			-3.7049 %
pc [Pa]	6895000	6805681.4	6805414.8	-0.0039 %	-1.3124 %
F [N]		256837	255985.8	-0.3325 %	
Vsal [m/s]		2761.7026	2749.5785	-0.4409 %	
Tgg [K]		1454.746	1466.563	0.8058 %	
etaF		72.785	72.785	0.0000 %	
etaO		80.36	80.374	0.0174 %	
NF [rpm]		22433.1222	23017.511	2.5389 %	
NO [rpm]		16871.6857	16964.4979	0.5471 %	

Tabla 4.6: LOX – Kerosene: $r = 2,56$

En ambos casos se aprecia una variación mayor a 5 % entre los resultados obtenidos de la simulación y los valores teóricos de la masa molecular de los gases de combustión, diferencia atribuible al método utilizado para estimar propiedades del combustible como la presión de vapor y la viscosidad mencionadas oportunamente. Es esperable entonces obtener discrepancias en los parámetros que involucren la composición del gas producido durante la combustión, como el impulso específico y la relación de calores específicos del gas.



5 Conclusiones

Durante el desarrollo de este trabajo se centró la atención en la obtención de un modelo de sistema propulsivo algo más realista que el obtenible mediante el análisis de un cohete ideal, contemplando aspectos como las pérdidas hidráulicas en los conductos, la caída de presión en los inyectores y la transferencia de calor a través de las paredes de la cámara de combustión. Se persiguió el desarrollo de modelos individuales simples para cada componente, con el objeto de prescindir de la necesidad de predimensionar algunos componentes como los conjuntos de turbobomba, el generador de gases y la cámara de empuje, pudiendo obtener, sin embargo, la estimación de parámetros que pueden facilitar la selección o el diseño de los mismos.

La comparación de los resultados obtenidos con el modelo presentado y los valores teóricos recopilados de la bibliografía muestra que el modelo conseguido logra ajustarse con márgenes aceptables a los resultados empíricos y a aquellos conseguibles mediante el estudio de un motor cohete ideal. Con esto se logró confeccionar una herramienta liviana que permite predecir aspectos de la performance de un sistema propulsivo utilizando sólo algunos parámetros de diseño, lo que lo hace de utilidad en la fase de proyecto de un motor cohete o a la hora de seleccionar un sistema propulsivo, ya que permite, además, realizar un análisis de sensibilidad de un sistema, comparando el impacto de la variación de uno o un conjunto de parámetros de diseño en los valores de performance generales del motor.

Sin embargo, las discrepancias de mayores magnitudes descritas anteriormente demuestran que es necesario un trabajo más detallado en algunos aspectos del modelo, como la determinación de mecanismos de reacción particulares para cada combinación de propelentes, así como la composición química más precisa de cada uno. Es también un aspecto sobre el cual pueden introducirse mejoras el análisis de los conjuntos de turbobomba, que son tratados en este modelo como máquinas ideales y sin inercia, lo cual da como resultado mayores eficiencias y velocidades de rotación que las esperables en sistemas reales.

En general, los resultados obtenidos por el modelo son satisfactorios, ya que las desviaciones encontradas respecto a valores teóricos, o bien respecto al análisis estacionario con el mismo modelo, son esperables y predecibles, debido a que se persiguió la realización de un modelo matemático que permita prescindir de algunas idealizaciones y tomar en cuenta fenómenos que incumben al diseño de los distintos elementos del sistema, como pérdidas de carga en conductos, tiempo de funcionamiento del sistema.

A N E X O



A Manual de Usuario

La utilización del programa requiere la creación de un archivo de entrada con extensión `.dat` que contendrá los valores necesarios para el funcionamiento del mismo. Este archivo de entrada tendrá la forma

Identificador	Valor	Unidad de medida
---------------	-------	------------------

A.1 Archivo de datos de entrada

El archivo de entrada contiene 45 valores necesarios para el correcto funcionamiento del modelo planteado en el programa. El ordenamiento del archivo es en 3 columnas, separadas por una tabulación:

- **Identificador:** Su contenido es arbitrario, aunque no debe superar una longitud de 25 caracteres ni utilizar espacios. Se sugiere utilizar un identificador que guarde relación mnemotécnica con el valor correspondiente.
- **Valor:** Debe ser un número Real, con punto decimal, que corresponda al valor de diseño elegido para el identificador. Se reserva un máximo de 20 caracteres, incluyendo al punto decimal y 4 posiciones decimales.
- **Unidad de medida:** Especifica la unidad de medida del valor ingresado en la columna anterior. *No debe ser modificado*, ya que el programa realiza cálculos asumiendo unidades del Sistema Internacional.

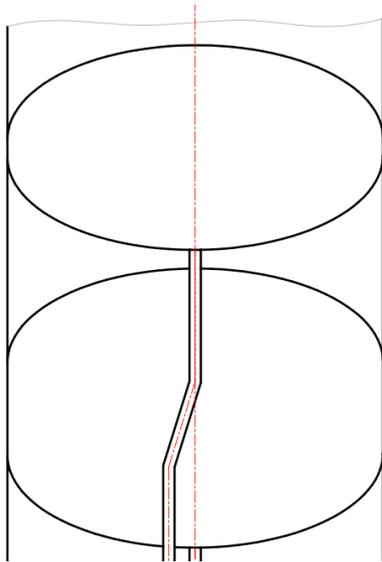
Los valores ingresados deben tener un orden estricto, ya que el archivo es leído línea por línea:

1. **Combinación de propelentes:** Se representa con un número que corresponde a la combinación elegida:
 - (1) NTO – Hidracina
 - (2) LOX – LH₂
 - (3) LOX – Kerosene
2. **Temperatura del combustible:** Corresponde a la temperatura a la que el combustible se encuentra almacenado en el tanque correspondiente. Debe ingresarse en $[K]$. A modo de ejemplo, algunos valores normales son:
 - **NTO – Hidracina** suelen almacenarse a temperatura ambiente.
 - **LOX:** El Oxígeno puede almacenarse en estado líquido a temperaturas entre 60K y 95K aproximadamente.

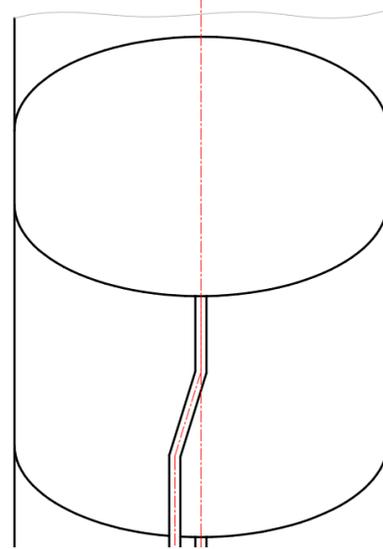
- **LH₂**: El Hidrógeno puede almacenarse en estado líquido a temperaturas menores a 20K aproximadamente.
 - **Kerosene**: Puede almacenarse en estado líquido a temperaturas entre 273K y 600K aproximadamente. Se recomienda almacenarlo a temperatura ambiente.
3. **Temperatura del oxidante**: IDEM Temperatura del combustible.
 4. **Relación de mezcla para el generador de gases**: El programa lee el valor de la relación entre los caudales de oxidante y combustible derivados del conducto principal hacia el generador de gases. Consideraciones para las distintas combinaciones de propelentes:
 - **NTO – Hidracina**: normalmente se utilizan valores entre 0,1 y 0,4.
 - **LOX – LH₂**: este valor puede encontrarse entre 0,75 y 1,45.
 - **LOX – Kerosene**: suelen usarse relaciones de mezcla entre 0,3 y 0,5.
 5. **Presión interna en el tanque de combustible**: Valor ingresado en $[Pa]$. Valores normales se encuentran comprendidos entre $70kPa$ y $340kPa$.
 6. **Presión interna en el tanque de oxidante**: IDEM Presión interna en el tanque de combustible.
 7. **Número de motores**: Cantidad de motores que se prevén para el sistema propulsivo.
 8. **Radio del vehículo**: Radio externo del vehículo, en $[m]$.
 9. **Aceleración**: Factor de carga dado por la relación entre la aceleración alcanzada por el vehículo en la fase estacionaria del funcionamiento y la aceleración de la gravedad. Debe ingresarse el factor adimensional $n = \frac{a}{g}$
 10. **Tiempo de funcionamiento**: En inglés, *burning time*. Representa el tiempo de funcionamiento continuo del sistema propulsivo, en $[s]$.
 11. **Relación de mezcla para el motor**: Relación entre los caudales totales de oxidante y combustible extraídos de los respectivos tanques, para ser inyectados en la totalidad de los motores fijados para el sistema. Es una cantidad adimensional y suele ser mayor a la ingresada en la línea 4 del archivo.
 12. **Caudal total de propelente para un motor**: Caudal de diseño para un motor, en $\left[\frac{kg}{s}\right]$
 13. **Presión ambiente**: Presión ambiente para la situación de interés, en $[Pa]$.
 14. **Presión de la cámara de combustión**: Presión de diseño para cada cámara de combustión, en $[Pa]$.
 15. **Relación de presiones para la tobera**: Relación entre la presión de la cámara de combustión y presión en la sección de salida de la tobera. Factor adimensional.
 16. **Porcentaje del caudal total destinado al generador de gases**: Generalmente se utilizan valores comprendidos entre 2% y 5% del caudal total.
 17. **Tipo de tanques de propelentes**: Identificador del tipo de estructura seleccionada para los tanques:



- (1) Tanques individuales (Figura A.1.1a).
- (2) Tanques en una única estructura con división rígida interna (Figura A.1.1b).



(a) Tanques individuales.



(b) Tanques en estructura integral, con división interna.

Figura A.1.1: Estructuras de los tanques de propelentes.

18. **Tensión de fluencia del material de los tanques:** Valor de la tensión de fluencia del material constructivo seleccionado para los tanques, en $[Pa]$.
19. **Tensión última del material de los tanques:** Valor de la tensión de rotura del material constructivo de los tanques, en $[Pa]$.
20. **Densidad del material de los tanques:** Valor de la densidad del material seleccionado, en $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$.
21. **Factor de seguridad 1:** Coeficiente de seguridad para fluencia para la estructura de los tanques.
22. **Factor de seguridad 2:** Coeficiente de seguridad para rotura para la estructura de los tanques.
23. **Extremos de los tanques:** Factor de forma para los extremos de los tanques, definido como la relación entre el radio mayor y el radio menor de un extremo ($k = \frac{a}{b}$).
24. **Diámetro del conducto entre el tanque y la bomba:** Diámetro del tramo entre la salida del tanque de *combustible* y la entrada a la bomba de *combustible*, en $[m]$.
25. **Diámetro del conducto entre la bomba y conductos de refrigeración:** Para el sistema de *combustible*. Corresponde al diámetro del conducto entre la descarga de la bomba y la entrada al sistema de refrigeración de la cámara de combustión, en $[m]$.
26. **Diámetro del conducto entre la bomba y el generador de gases:** Diámetro del tramo de conducto entre la derivación del conducto principal de *combustible* (en la descarga de la bomba) y la entrada al generador de gases, en $[m]$.

27. **Diámetro del conducto entre el generador de gases y la turbina:** Referido al conducto que une la salida del generador de gases y la entrada a las toberas de la turbina del sistema de *combustible*, en $[m]$.
28. **Rugosidad media del material:** Rugosidad media del material elegido para las tuberías del sistema de *combustible*, en $[m]$.
29. **Diámetro del conducto entre el tanque y la bomba:** Para el tramo entre el tanque de *oxidante* y la bomba de *oxidante*, en $[m]$.
30. **Diámetro del conducto entre la bomba y la entrada al sistema de inyección:** Para el tramo entre la bomba de *oxidante* y la entrada al sistema de inyección o placa de inyectores (si hubiera un único motor), en $[m]$.
31. **Diámetro del conducto entre la bomba y el generador de gases:** Para el tramo entre la derivación del conducto principal de *oxidante* y la entrada al generador de gases, en $[m]$.
32. **Diámetro del conducto entre el generador de gases y la turbina:** Para el tramo de conducto entre la salida del generador de gases y la entrada a las toberas de la turbina del sistema de *oxidante*, en $[m]$.
33. **Rugosidad media del material:** Rugosidad media del material elegido para las tuberías del sistema de *oxidante*, en $[m]$.
34. **Tipo de inyectores:** Identificador del tipo de inyectores elegidos:
- (1) *Impinging-jets injectors*.
 - (2) *Swirl injectors*.
35. **Velocidad específica de succión para la bomba de combustible:** Debe ingresarse en unidades imperiales, de acuerdo con [Huzel and Huang \(1992\)](#). Valores recomendados están comprendidos entre 10000 y 25000.
36. **Velocidad específica de succión para la bomba de oxidante:** IDEM Velocidad específica de succión para la bomba de combustible.
37. **Velocidad periférica de la turbina de combustible:** Correspondiente a la velocidad periférica de la primera etapa (si hubiera más de una) de la turbina de *combustible*, en $[\frac{m}{s}]$. Valores normales están comprendidos entre $400\frac{m}{s}$ y $700\frac{m}{s}$.
38. **Relación de presiones para la turbina de combustible:** Es la relación de expansión para la turbina: $\frac{presion\ entrada}{presion\ salida}$.
39. **Configuración de la turbina de combustible:** Identificador de la configuración elegida para la turbina:
- (1) Etapa única con dos escalonamientos de velocidad.
 - (2) Etapa única con escalonamiento de presión.
 - (3) Dos etapas con escalonamiento de presión.



40. **Velocidad periférica de la turbina de oxidante:** IDEM Velocidad periférica de la turbina de combustible.
41. **Relación de presiones para la turbina de oxidante:** IDEM Relación de presiones para la turbina de combustible.
42. **Configuración de la turbina de oxidante:** IDEM Configuración de la turbina de combustible.
43. **Conductividad térmica del material de la cámara de combustión:** Debe ingresarse en $\left[\frac{W}{m^2}\right]$.
44. **Espesor de la pared de la cámara de combustión:** Referido a la pared interna, entre el interior de la cámara de combustión y el conducto para refrigeración. Debe ingresarse en $[m]$.
45. **Tiempo de retardo:** Utilizado para el análisis dinámico. Representa el retardo para la apertura de las válvulas de combustible y oxidante, en $[s]$. La apertura de la válvula del generador de gases se realiza en $t = 0s$.

Para los items 24 a 33, ver la Figura A.1.2.

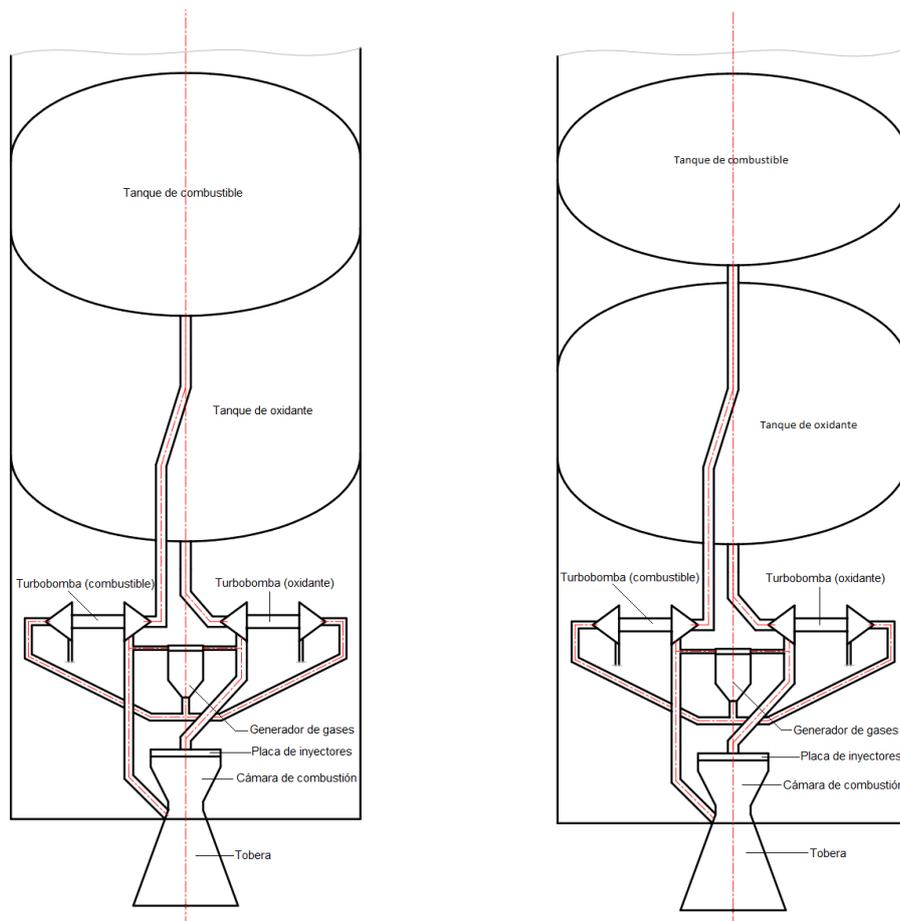


Figura A.1.2: Modelos de sistema propulsivo presentes en el programa

El siguiente es un ejemplo de archivo de entrada para la combinación *NTO – Hidracina*:

 NTO-Hidracina.dat

1	Combinacion:	1.0000	[-]
2	TempCombustible:	288.0000	[K]
3	TempOxidante:	288.0000	[K]
4	rGG:	0.3500	0/F
5	PresionTanqueComb:	170000.0000	[Pa]
6	PresionTanqueOxid:	170000.0000	[Pa]
7	NroMotores:	1.0000	[-]
8	RadioVehiculo:	2.0000	[m]
9	Aceleracion:	1.5000	a/g0
10	TiempoFunc:	120.0000	[s]
11	RelOF:	1.0800	0/F
12	CaudalMot:	95.0000	[kg/s]
13	Pamb:	101325.0000	[Pa]
14	PCC:	6895000.0000	[Pa]
15	p_c/p_sal:	68.0484	[-]
16	%CaudalGG:	2.0000	[%]
17	TipoTanques:	2.0000	[-]
18	TFluenciaMat:	241320000.0000	[Pa]
19	TUltimaMat:	289580000.0000	[Pa]
20	DensidadMat:	2795.6704	[kg/m3]
21	FactSeg1:	1.1500	[-]
22	FactSeg2:	1.3500	[-]
23	ExtrTanques:	2.0000	a/b
24	DtramoTB(F):	0.3500	[m]
25	DtramoBR(F):	0.4000	[m]
26	DtramoBG(F):	0.2500	[m]
27	DtramoGT(F):	0.3000	[m]
28	Rugosidad(F):	1.3000	[um]
29	DtramoTB(O):	0.3800	[m]
30	DtramoBI(O):	0.4200	[m]
31	DtramoBG(O):	0.2800	[m]
32	DtramoGT(O):	0.3000	[m]
33	Rugosidad(O):	1.3000	[um]
34	TipoInyec:	1.0000	[-]
35	VelEspSuccion(F):	18000.0000	(Huzel)
36	VelEspSuccion(O):	22000.0000	(Huzel)
37	VelPerifTurb(F):	450.0000	[m/s]
38	p_in/p_outT(F):	60.0000	[-]
39	ConfTurb(F):	1.0000	[-]
40	VelPerifTurb(O):	450.0000	[m/s]
41	p_in/p_outT(O):	60.0000	[-]
42	ConfTurb(O):	1.0000	[-]
43	CondTermCC:	359.3198	[W/m2]
44	EspesorCC:	0.0100	[m]
45	DelayTime:	1.0000	[s]



A.2 Interfaz

Al inicio del programa el usuario debe elegir entre dos opciones para dar comienzo al análisis (ver Figura A.2.1). La selección se realiza ingresando el número entre paréntesis indicado a la izquierda de cada opción:

1. Cargar archivo de entrada de datos.
2. Cargar el último archivo utilizado.

```
Command Window
Seleccione una opcion:
(1) Cargar archivo de entrada de datos.
(2) Cargar ultimo archivo utilizado.
fx Opcion: 1|
```

Figura A.2.1: Inicio del programa

Cabe aclarar que si el programa se utiliza por primera vez, el ingreso de la opción (2) resultará en un error que terminará la ejecución del programa.

A.2.1

Primera ejecución del programa

Asumiendo que, como se muestra en la Figura A.2.1, se ingresa la opción (1), el programa pide luego ingresar la ruta completa de la ubicación del archivo, incluyendo la extensión (o tipo de archivo) del mismo. Para ello debe tenerse en cuenta que si la ruta de trabajo de *Matlab* no contiene a la carpeta en que se encuentra el archivo de datos, debe darse la instrucción completa en la forma en que se indica en la Figura A.2.2, especificando con un punto (.) si debe buscarse el directorio en el interior de la carpeta en que se encuentra el programa. Si la ubicación del archivo fuera otra, indicar con (..) que debe buscarse en carpetas en niveles superiores del árbol de archivos.

El programa inicia el análisis estacionario y, al cabo de unos segundos, deberá mostrar una gráfica con curvas de predicción del empuje, impulso específico y coeficiente de empuje ideales, resaltando el punto en que se obtendría la expansión óptima con un asterisco de color rojo (*) y con asteriscos negros (*) los puntos calculados. Para el archivo de ejemplo se obtiene una Figura similar a la A.2.3.

Mientras tanto, en la Ventana de Comandos de *Matlab* (*Command Window*), se espera a que el usuario presione la tecla ENTER para dar comienzo al análisis dinámico (ver Figura A.2.4).

Los resultados del análisis se guardan en un archivo cuyo nombre por defecto es *default.txt*. El usuario tiene la posibilidad de cambiar dicho nombre y ubicación de un modo similar al utilizado para cargar el archivo de datos de entrada (ver Figura A.2.5). En este caso, sin embargo, no es necesario incluir la extensión del archivo: el mismo se guarda con extensión *.txt*.

```
Command Window

Seleccione una opcion:
(1) Cargar archivo de entrada de datos.
(2) Cargar ultimo archivo utilizado.
Opcion: 1

Ingrese la ruta completa del archivo con su extension:
./data/NTO-Hidracina.dat
```

Figura A.2.2: Indicación de la ubicación del archivo de datos

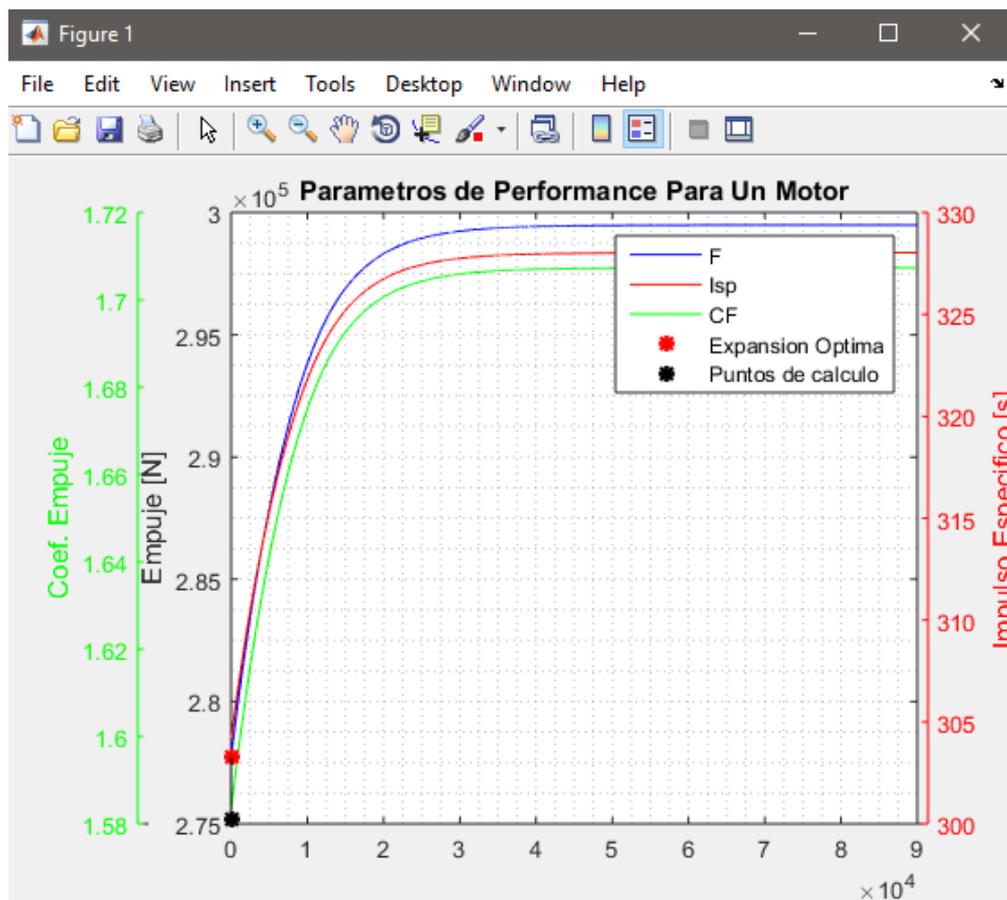


Figura A.2.3: Grafico de resultados del análisis estacionario



```
Command Window

Seleccione una opcion:
(1) Cargar archivo de entrada de datos.
(2) Cargar ultimo archivo utilizado.
Opcion: 1

Ingrese la ruta completa del archivo con su extension:
./data/NTO-Hidracina.dat

Presione ENTER para comenzar el analisis dinamico...
fx
```

Figura A.2.4: Finalización del análisis estacionario

```
Se guardaran los resultados en el archivo "defalut.txt"
Desea cambiar el nombre del archivo? (S/N): s
fx Ingrese el nombre del archivo: ./data/NTO-Hidracina
```

Figura A.2.5: Guardar resultados

Por último, el programa guarda una copia del archivo de entrada con el nombre de latest.dat, que puede ser cargado luego, al inicio del programa, ingresando la opción (2).

A.3 Archivo de resultados

Los resultados de los distintos modelos aplicados por el programa son impresos en un archivo de texto, cuyo nombre puede ser elegido por el usuario al finalizar el programa, como se mostró en la Figura A.2.5. El archivo se divide en dos partes. La primera de ellas resume los resultados del análisis estacionario; la segunda parte resume los valores alcanzados al finalizar el período transitorio del análisis dinámico.

Los resultados obtenidos del análisis estacionario (primera parte del archivo) son organizados de la siguiente manera:

1. Combinación de propelentes
2. Temperatura de cada propelente en el interior de los tanques
3. Presión de cada propelente en los tanques
4. Caudal másico total de cada propelente
5. Línea en blanco
6. Tanques de propelentes: Forma de los extremos y factor de forma
 - a) Volumen requerido para almacenar cada propelente

b) Espesores

- 1) Parte cilíndrica de cada tanque. Si el resultado es 0, el tanque no tiene parte cilíndrica.
- 2) Espesor calculado para contemplar discontinuidades en las paredes del tanque.
- 3) Espesor de las paredes del tanque en uniones de parte cilíndrica y extremos.
- 4) Espesor del domo de los extremos de cada tanque.
- 5) Espesor equivalente (ver [Huzel and Huang \(1992\)](#)).

c) Longitud total de cada tanque

d) Radio interno de cada tanque

e) Peso de la estructura de cada tanque

f) Peso de propelente almacenado

7. Línea en blanco

8. Bombas

a) Potencia necesaria

b) Velocidad específica de succión ([Huzel and Huang, 1992](#))

c) Velocidad de rotación del eje

d) Aumento de presión de cada propelente

e) Eficiencia

9. Línea en blanco

10. Turbinas

a) Potencia erogada

b) Relación de expansión

c) Eficiencia

11. Línea en blanco. Desde aquí el archivo se organiza en tres columnas

12. Generador de gases

a) Temperatura de los gases

13. Línea en blanco

14. Refrigeración de la cámara de combustión

- a) Aumento de temperatura del combustible líquido. El resultado se presenta en *Kelvin por metro cuadrado de superficie de contacto entre la cámara de combustión y los conductos de refrigeración*

15. Línea en blanco

16. Cámara de combustión

- a) Temperatura de los gases de combustión



- b) Presión interna
 - c) Densidad de los gases de combustión
 - d) Masa molecular de los gases de combustión
 - e) Relación de calores específicos $k=c_p/c_v$
17. Línea en blanco
18. Performance para un motor
- a) Empuje obtenido
 - b) Coeficiente de empuje
 - c) Impulso específico
 - d) Velocidad característica
 - e) Velocidad teórica de salida de los gases
 - f) Número de Mach de los gases en la sección de salida de la tobera
 - g) Relación de áreas de la tobera
19. Línea en blanco
20. Sistema completo
- a) Empuje total del sistema propulsivo

Los resultados del análisis dinámico se agregan a continuación del análisis estacionario, a modo de facilitar la comparación entre los resultados obtenidos con los dos enfoques. Los mismo se resumen de la siguiente forma:

1. Bombas
 - a) Velocidad del rotación eje de cada turbobomba
 - b) Aumento de presión de cada propelente
 - c) Eficiencia de cada bomba
2. Línea en blanco
3. Generador de gases
 - a) Temperatura de los gases
4. Línea en blanco
5. Cámara de combustión
 - a) Temperatura de los gases de combustión
 - b) Presión interna
6. Línea en blanco

7. Performance para un motor

- a) Empuje obtenido
- b) Impulso específico
- c) Velocidad característica
- d) Velocidad teórica de salida de los gases

El siguiente es un ejemplo obtenido con el archivo de entrada ejemplificado anteriormente:

NTO-Hidracina.txt

```

1 -----ANALISIS ESTACIONARIO-----
2 COMBINACION: HidracinaTetroxido de Dinitrogeno
3 Temperatura: 288 288 [K]
4 Presion: 170 170 [kPa]
5 Caudal: 46.167 48.833 [kg/s]
6
7 TANQUES:
8 Extremos: Semi-elipsoidales: a/b= 2
9 Volumen requerido: 5.74 6.0715 [m3]
10 Volumen del tanque: 16.7081 6.0715 [m3]
11 ESPEORES:
12 Pte. Cilindrica: 0 1.7041 [mm]
13 Discontinuidades: 0 2.5561 [mm]
14 Uniones: 2.0447 2.0449 [mm]
15 Domo: 1.7039 1.7041 [mm]
16 Esp. Equiv.: 1.8743 1.8745 [mm]
17 Longitud: 1.9981 0.48398 [m]
18 Radio Interno: 1.9962 1.9966 [m]
19 Peso Tanque: 94.416 77.3235 [kg]
20 Peso Propelente: 5735.3292 6066.5208 [kg]
21
22 BOMBAS:
23 Potencia Necesaria: 494.1378 503.8422 [kW]
24 Vel. Esp. Succion: 18000 22000 (Huzel)
25 Velocidad Eje: 17343.7277 19913.5135 [rpm]
26 Aumento de Presion: 8363.4687 8289.9889 [kPa]
27 Eficiencia: 0.78203 0.80413
28
29 GENERADOR DE GASES:
30 Temp. Entrada Turbina: 2291.1071 [K]
31
32 TURBINAS:
33 Potencia Maxima: 1845.9367 1845.9367 [kW]
34 Relacion de expansion: 60 60
35 Eficiencia: 0.51998 0.51998
36
37 REFRIGERACION CC:
38 dT Combustible: 195.685 [K/m2]
39
40 CAMARA DE COMBUSTION:
41 Temperatura: 3372.2128 [K]
42 Presion: 6771.073 [kPa]
43 Densidad: 4.6329 [kg/m3]

```



44	Masa Molecular Gases:	19.1841	[kg/kmol]	
45	cp/cv:	1.2252		
46				
47	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
48	Empuje:	272.3327	[kN]	
49	Coeficiente de Empuje:	1.5809		
50	Impulso Especifico:	298.2836	[s]	
51	Vel. Caracteristica:	1850.2667	[m/s]	
52	Vel. Salida:	2929.3666	[m/s]	
53	Mach de Salida:	3.2264		
54	Relacion de Areas:	8.4468		
55				
56	SISTEMA COMPLETO:			
57	Empuje:	272.3327	[kN]	
58				
59	-----ANALISIS DINAMICO-----			
60	BOMBAS:			
61	Velocidad Eje:	17640.9043	20059.2454 [rpm]	
62	Aumento de Presion:	8362.9539	8289.654 [kPa]	
63	Eficiencia:	0.7822	0.80431	
64				
65	GENERADOR DE GASES:			
66	Temp. Entrada Turbina:	2290.7931	[K]	
67				
68	CAMARA DE COMBUSTION:			
69	Temperatura:	3334.0366	[K]	
70	Presion:	6770.7149	[kPa]	
71				
72	PERFORMANCE PARA UN MOTOR:			
73	Empuje:	270.4471	[kN]	
74	Impulso Especifico:	296.2184	[s]	
75	Vel. Caracteristica:	1837.1891	[m/s]	
76	Vel. Salida:	2904.9103	[m/s]	

A.4 Cantera

Cantera es un programa *open-source* de utilidad para resolver problemas que involucren cinética química, termodinámica y procesos de transporte. Provee clases que representan fases de la materia, interfaces entre dichas fases, reactores y flujos unidimensionales. Puede ser utilizado para aplicaciones que incluyan procesos de combustión, detonaciones, plasmas, entre otras.

El software fue escrito en *C++* por [Goodwin et al. \(2016\)](#) y puede ser utilizado desde *Python*, *Matlab*, o desde aplicaciones escritas en *C++* o *Fortran 90*.

Para la manipulación de los propelentes incluidos en el modelo, es necesario un archivo que contenga las correspondientes composiciones químicas, propiedades termodinámicas y de transporte de cada propolente, además de las reacciones químicas propias del mecanismo de reacción utilizado para modelar la combustión. La forma de confeccionar dicho archivo se describe en la Documentación de *Cantera*, que puede encontrarse en <http://cantera.org/docs/sphinx/html/index.html>.



B Atmósfera Estándar

El modelo de atmósfera utilizado es el planteado por NASA (1976) como *U. S. Standard Atmosphere* y se utiliza en el programa para calcular la presión ambiente en función de la altitud de presión del vehículo, tomada como la altura geométrica.

El modelo está definido hasta una altura de $84,85km$ y permite calcular la presión ambiente de la siguiente manera:

$$p_z = \begin{cases} 101325 \left[1 - \left(\frac{0,0065 z}{288,15} \right) \right]^{\frac{-g_0}{-0,0065 R_{air}}} & \text{si } z \leq 11000m \\ p_{11000} e^{\frac{-g_0(z-11000)}{216,65 R_{air}}} & \text{si } 11000m < z \leq 20000m \\ p_{20000} \left[1 + \left(\frac{0,001(z-20000)}{216,65} \right) \right]^{\frac{-g_0}{0,001 R_{air}}} & \text{si } 20000m < z \leq 32000m \\ p_{32000} \left[1 + \left(\frac{0,0028(z-32000)}{288,65} \right) \right]^{\frac{-g_0}{0,0028 R_{air}}} & \text{si } 32000m < z \leq 47000m \\ p_{47000} e^{\frac{-g_0(z-47000)}{270,65 R_{air}}} & \text{si } 47000m < z \leq 51000m \\ p_{51000} \left[1 - \left(\frac{0,0028(z-51000)}{270,65} \right) \right]^{\frac{-g_0}{-0,0028 R_{air}}} & \text{si } 51000m < z \leq 71000m \\ p_{71000} \left[1 - \left(\frac{0,002(z-71000)}{214,65} \right) \right]^{\frac{-g_0}{-0,002 R_{air}}} & \text{si } 71000m < z \leq 84852m \\ 0,3725 e^{\frac{-g_0(z-84852)}{186,946 R_{air}}} & \text{si } z > 84852m \end{cases}$$

La determinación de la presión ambiente por medio de este modelo se realiza utilizando la función ISA76:

```
[pz, zp, npts]=ISA76(zmax, dz)
```

La función recibe como argumentos al valor de altitud máximo y la variación de altitud para realizar un cálculo discreto. Con esto se realiza el cálculo de dos vectores, uno de presión y otro de altitud, con la cantidad de puntos npts.



C Código del programa

C.1 Cuerpo Principal

```
clear all
close all
clc

%% Constantes
g0=9.80665;                % aceleracion de la gravedad [m/s2]
Ru=8.3144621;              %cte. universal de los gases [J/mol/K]
propFile='props.cti';     %archivo datos termoquimicos Cantera
%% Factores de conversion
m3s_gpm=13198.127997058;   % m3/s -> gpm
m_ft=3.280840;            % m -> ft
gpm_ft3s=0.0026757;      % gpm -> ft3/s
%% Inicio
msg={'Seleccione una opcion:';
    '(1) Cargar archivo de entrada de datos.';
    '(2) Cargar ultimo archivo utilizado.';
    'Opcion: '};
str=input(sprintf('\n%s',msg{:}));
switch str
case 1
    msg='Ingrese la ruta completa del archivo con su extension:';
    inputFile=input(sprintf('\n%s\n',msg),'s');
    [inFID,err]=fopen(inputFile,'r');
    if inFID==-1
        error('Author:Functin:OpenFile','No se pudo abrir el archivo %s',...
            inputFile,err);
    end
    dataIn=fscanf(inFID,'%s %f %s');
    dataIn=dataIn';
    fclose(inFID);
case 2
    check=exist('latest.dat','file');
    if check==2
        msg='Se cargaran datos de la ultima vez que se corrio el programa.';
        [inFID,err]=fopen('latest.dat','r');
        if inFID==-1
            error('Author:function:OpenFile',...
                'No se pudo abrir el archivo %s','latest.dat',err)
        end
        fprintf('\n%s\n',msg);
        dataIn=fscanf(inFID,'%s %f %s');
        fclose(inFID);
        str=2;
end
```

```

else
    error('Author:Function:File','No se encontro el archivo %',...
        'latest.dat');
end
end

propSel=dataIn(1);    %combinacion de propelentes: (1) NTO - Hidracina
                    %                               (2) LOX - LH2
                    %                               (3) LOX - Kerosene
tempF=dataIn(2);    %temperatura combustible en tanque
tempO=dataIn(3);    %temperatura oxidante en tanque

%Preparacion de la informacion para guardar archivo de entrada:
infoIn={'Combinacion:',propSel,'[-]'};
infoIn{end+1,1}='TempCombustible: ';infoIn{end,2}=tempF;infoIn{end,3}=' [K]';
infoIn{end+1,1}='TempOxidante: ';infoIn{end,2}=tempO;infoIn{end,3}=' [K]';

%Importacion de los datos termodinamicos de los propelentes:
data=propellants(propSel,tempF,tempO);

data.GG.r=dataIn(4);    %relacion O/F para generador de gases
data.fuel.pt=dataIn(5); %presion interna del tanque de combustible

%Preparacion de la informacion para guardar archivo de entrada:
infoIn{end+1,1}='rGG: ';infoIn{end,2}=data.GG.r;infoIn{end,3}='O/F';
infoIn{end+1,1}='PresionTanqueComb: ';infoIn{end,2}=data.fuel.pt;
infoIn{end,3}=' [Pa]';

%Creacion del objeto "Combustible"
fuel=propImport(1,propSel,data.comb,data.fuel,propFile);
fuelD=propImport(1,propSel,data.comb,data.fuel,propFile);

data.oxidizer.pt=dataIn(6); %presion interna del tanque de oxidante

%Preparacion de la informacion para guardar archivo de entrada:
infoIn{end+1,1}='PresionTanqueOxid: ';infoIn{end,2}=data.oxidizer.pt;
infoIn{end,3}=' [Pa]';

%Creacion del objeto "Oxidante"
oxidizer=propImport(2,propSel,data.comb,data.oxidizer,propFile);
oxidizerD=propImport(2,propSel,data.comb,data.oxidizer,propFile);

rhoF=density(fuel);
rhoO=density(oxidizer);

%Preparacion de la informacion para el archivo de salida (Resultados):
[infoOut,line]=writeInfo({},1,...
    '-----ANALISIS ESTACIONARIO-----');

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'COMBINACION:',name(fuel),...
    name(oxidizer));
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Temperatura:',...
    num2str(temperature(fuel)),num2str(temperature(oxidizer)),' [K]');

nmot=dataIn(7);
a=dataIn(8);
acel=dataIn(9);

```



```
tb=dataIn(10);
r=dataIn(11);
mdot1m=dataIn(12);
pa=dataIn(13);
pc=dataIn(14);
pcps=dataIn(15);
x=dataIn(16);

%%Preparacion de la informacion para guardar archivo de entrada:
infoIn{end+1,1}='NroMotores: ';infoIn{end,2}=nmot;infoIn{end,3}='[-]';
infoIn{end+1,1}='RadioVehiculo: ';infoIn{end,2}=a;infoIn{end,3}='[m]';
infoIn{end+1,1}='Aceleracion: ';infoIn{end,2}=acel;infoIn{end,3}='a/g0';
infoIn{end+1,1}='TiempoFunc: ';infoIn{end,2}=tb;infoIn{end,3}='[s]';
infoIn{end+1,1}='RelOF: ';infoIn{end,2}=r;infoIn{end,3}='O/F';
infoIn{end+1,1}='CaudalMot: ';infoIn{end,2}=mdot1m;infoIn{end,3}='[kg/s]';
infoIn{end+1,1}='Pamb: ';infoIn{end,2}=pa;infoIn{end,3}='[Pa]';
infoIn{end+1,1}='PCC: ';infoIn{end,2}=pc;infoIn{end,3}='[Pa]';
infoIn{end+1,1}='p_c/p_sal: ';infoIn{end,2}=pcps;infoIn{end,3}='[-]';
infoIn{end+1,1}='%CaudalGG: ';infoIn{end,2}=x;infoIn{end,3}='[%]';
%% Calculo de Caudales
[mdot,mdotF,mdotO,mdotF1m,mdotO1m,mdot_gg,mdotF_gg,mdotO_gg]=...
    flowCalc(nmot,mdot1m,r,x,data.GG.r,1,1,1);
%% Dimensionamiento de tanques
tankType=dataIn(17); %tipo de estructura de los tanques:
                    % (1) Tanques individuales
                    % (2) Tanques en estructura unica

infoIn{end+1,1}='TipoTanques: ';infoIn{end,2}=tankType;infoIn{end,3}='[-]';
Fy=dataIn(18); %tension de fluencia del material del tanque
Fu=dataIn(19); %tension de rotura del material del tanque
rhoMat=dataIn(20); %densidad del material del tanque

infoIn{end+1,1}='TFluenciaMat: ';infoIn{end,2}=Fy;infoIn{end,3}='[Pa]';
infoIn{end+1,1}='TUltimaMat: ';infoIn{end,2}=Fu;infoIn{end,3}='[Pa]';
infoIn{end+1,1}='DensidadMat: ';infoIn{end,2}=rhoMat;infoIn{end,3}='[kg/m3]';

matProp=[Fy;Fu;rhoMat];

fs1=dataIn(21); %coef. de seguridad para fluencia
fs2=dataIn(22); %coef. de seguridad para rotura

infoIn{end+1,1}='FactSeg1: ';infoIn{end,2}=fs1;infoIn{end,3}='[-]';
infoIn{end+1,1}='FactSeg2: ';infoIn{end,2}=fs2;infoIn{end,3}='[-]';

fs=[fs1;fs2];

kt=dataIn(23); %relacion radio_mayor/radio_menor para los extremos del tanque

infoIn{end+1,1}='ExtrTanques: ';infoIn{end,2}=kt;infoIn{end,3}='a/b';

[VT,V,tt,l,rint,kt,WT,WP,pt]=tank({fuel;oxidizer},tankType,...
    {mdotF+mdotF_gg;mdotO+mdotO_gg},tb,a,acel,matProp,fs,kt);

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Presion:',num2str(pt{1}/1000),...
    num2str(pt{2}/1000),'[kPa]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Caudal:',num2str(mdotF+mdotF_gg),...
    num2str(mdotO+mdotO_gg),'[kg/s]');line=line+1;
```

```

if kt~=1
    [infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'TANQUES:');
    [infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Extremos:','Semi-elipsoidales:',...
        'a/b=',num2str(kt));
else
    [infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'TANQUES:',...
        'Extremos semiesfericos:','a/b=',num2str(kt));
end

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Volumen requerido:',num2str(VT{1}),...
    num2str(VT{2}), '[m3]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Volumen del tanque:',num2str(V{1}),...
    num2str(V{2}), '[m3]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'ESPESORES:',num2str([]),num2str([]),...
    num2str([]));
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Pte. Cilindrica:',...
    num2str(tt{1}{1}*1000),num2str(tt{1}{2}*1000), '[mm]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Discontinuidades:',...
    num2str(tt{2}{1}*1000),num2str(tt{2}{2}*1000), '[mm]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Uniones:',num2str(tt{3}{1}*1000),...
    num2str(tt{3}{2}*1000), '[mm]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Domo:',num2str(tt{4}{1}*1000),...
    num2str(tt{4}{2}*1000), '[mm]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Esp. Equiv.:',num2str(tt{5}{1}*1000),...
    num2str(tt{5}{2}*1000), '[mm]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Longitud:',num2str(l{1}),num2str(l{2}), '[m]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Radio Interno:',num2str(rint{1}),...
    num2str(rint{2}), '[m]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Peso Tanque:',num2str(WT{1}),...
    num2str(WT{2}), '[kg]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Peso Propelente:',num2str(WP{1}),...
    num2str(WP{2}), '[kg]');line=line+1;

%Correccion de la presion interna de cada tanque
if pt{1}~=pressure(fuel)
    set(fuel,'T',tempF,'P',pt{1});
end
if pt{2}~=pressure(oxidizer)
    set(oxidizer,'T',tempO,'P',pt{2});
end
%% Tramo tuberias: Tanque de combustible – Bomba de combustible
D_TPF=dataIn(24);    %diametro del conducto tanque-bomba
D_PCJF=dataIn(25);  %diametro del conducto bomba-refrigeracion
D_PGF=dataIn(26);   %diametro del conducto bomba-generator de gases
D_GTF=dataIn(27);   %diametro del conducto generator de gases-turbina
eF=dataIn(28)/1e6;  %rugosidad media del material de las tuberias

infoIn{end+1,1}='DtramoTB(F) :';infoIn{end,2}=D_TPF;infoIn{end,3}=' [m] ';
infoIn{end+1,1}='DtramoBR(F) :';infoIn{end,2}=D_PCJF;infoIn{end,3}=' [m] ';
infoIn{end+1,1}='DtramoBG(F) :';infoIn{end,2}=D_PGF;infoIn{end,3}=' [m] ';
infoIn{end+1,1}='DtramoGT(F) :';infoIn{end,2}=D_GTF;infoIn{end,3}=' [m] ';
infoIn{end+1,1}='Rugosidad(F) :';infoIn{end,2}=eF*1e6;infoIn{end,3}=' [um] ';

[dp_TPF,h_TPF,L_TPF]=pipes('COMBUSTIBLE',fuel,a,D_TPF,mdotF+mdotF_gg,...
    data.fuel.mu,eF/D_TPF,1,l{2});

```



```
set (fuel, 'T', temperature (fuel), 'P', pressure (fuel)-abs (dp_TPF));
%% Estimacion de perdida de carga aguas abajo de la bomba
[~, h2F]=pipes ('COMBUSTIBLE', fuel, a, D_PCJF, mdotF, data.fuel.mu, eF/D_PCJF, 2);
[~, h3F]=pipes ('COMBUSTIBLE', fuel, a, D_PGF, mdotF_gg, data.fuel.mu, eF/D_PGF, 3);
[~, h5F]=pipes ('COMBUSTIBLE', fuel, a, D_PCJF/nmot, mdotF1m, data.fuel.mu, ...
    eF/(D_PCJF/nmot), 5, nmot);

hL0F=h2F+h3F+h5F;    %estimacion inicial de la perdida de carga en el conducto de
                    %combustible aguas abajo de la bomba
%% Tramo tuberias: Tanque de oxidante - Bomba de oxidante
D_TPO=dataIn(29);    %diametro del conducto tanque-bomba
D_PIO=dataIn(30);    %diametro del conducto bomba-inyectores
D_PGO=dataIn(31);    %diametro del conducto bomba-generator de gases
D_GTO=dataIn(32);    %diametro del conducto generator de gases-turbina
eO=dataIn(33)/1e6;    %rugosidad media del material de las tuberias

infoIn{end+1,1}='DtramoTB(O) :'; infoIn{end,2}=D_TPO; infoIn{end,3}=' [m]';
infoIn{end+1,1}='DtramoBI(O) :'; infoIn{end,2}=D_PIO; infoIn{end,3}=' [m]';
infoIn{end+1,1}='DtramoBG(O) :'; infoIn{end,2}=D_PGO; infoIn{end,3}=' [m]';
infoIn{end+1,1}='DtramoGT(O) :'; infoIn{end,2}=D_GTO; infoIn{end,3}=' [m]';
infoIn{end+1,1}='Rugosidad(O) :'; infoIn{end,2}=eO*1e6; infoIn{end,3}=' [um]';

[dp_TPO, h_TPO, L_TPO]=pipes ('OXIDANTE', oxidizer, a, D_TPO, mdotO+mdotO_gg, ...
    data.oxidizer.mu, eO/D_TPO, 1);

set (oxidizer, 'T', temperature (oxidizer), 'P', pressure (oxidizer)-abs (dp_TPO));
%% Estimacion de perdida de carga aguas abajo de la bomba de oxidante
[~, h20]=pipes ('OXIDANTE', oxidizer, a, D_PIO, mdotO, data.oxidizer.mu, ...
    eO/D_PIO, 2);
[~, h30]=pipes ('OXIDANTE', oxidizer, a, D_PGO, mdotO_gg, data.oxidizer.mu, ...
    eO/D_PGO, 3);
[~, h50]=pipes ('OXIDANTE', oxidizer, a, D_PIO/nmot, mdotO1m, data.oxidizer.mu, ...
    eO/(D_PIO/nmot), 5, nmot);

hL00=h20+h30+h50;    %estimacion inicial de la perdida de carga en el conducto de
                    %oxidante aguas abajo de la bomba
%% Bomba de COMBUSTIBLE
vdotF=(mdotF_gg+mdotF)/density(fuel);    %caudal volumetrico de combustible
vdotF_imp=vdotF*m3s_gpm;    %IDEM en unidades imperiales de [gpm]

inj=dataIn(34);    %tipo de inyectores:    (1) Impinging-jets
                    %                    (2) Swirl
SF=dataIn(35);    %velocidad especifica de succion de la bomba

infoIn{end+1,1}='TipoInyec: '; infoIn{end,2}=inj; infoIn{end,3}=' [-]';
infoIn{end+1,1}='VelEspSuccion(F) :'; infoIn{end,2}=SF; infoIn{end,3}=' (Huzel)';

fuelPumpData=[vdotF, vdotF_imp];

[powerFP, dTF, NF, dP_FP, etaFP]=pump (fuelPumpData, fuel, 'COMBUSTIBLE', ...
    propSel, data.vaporPressure, pc, inj, L_TPF+l{1}, acel, h_TPF, hL0F, SF);

data.fuel.temp=data.fuel.temp+dTF;
data.fuel.p=data.fuel.pt+dP_FP;
set (fuel, 'T', temperature (fuel)+dTF, 'P', pressure (fuel)+dP_FP);
%% Bomba de OXIDANTE
vdotO=(mdotO_gg+mdotO)/density(oxidizer);    %caudal volumetrico de oxidante
```

```

vdotO_imp=vdotO*m3s_gpm;           %IDEM en unidades imperiales [gpm]

oxidPumpData=[vdotO,vdotO_imp];

SO=dataIn(36);           %velocidad especifica de succion de la bomba

infoIn{end+1,1}='VelEspSuccion(O)';infoIn{end,2}=SO;infoIn{end,3}='(Huzel)';

[powerOP,dTO,NO,dP_OP,etaOP]=pump(oxidPumpData,oxidizer,'OXIDANTE',...
    propSel,data.vaporPressure,pc,inj,L_TPO+1{2},aceL,h_TPO,hL00,SO);

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'BOMBAS:',num2str([],num2str([],...
    num2str([]));
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Potencia Necesaria:',...
    num2str(powerFP/1000),num2str(powerOP/1000),'[kW]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Vel. Esp. Succion:',num2str(SF),...
    num2str(SO),'(Huzel)');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Velocidad Eje:',num2str(NF),...
    num2str(NO),'[rpm]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Aumento de Presion:',...
    num2str(dP_FP/1000),num2str(dP_OP/1000),'[kPa]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Eficiencia:',num2str(etaFP/100),...
    num2str(etaOP/100),num2str([]));line=line+1;

data.oxidizer.temp=data.oxidizer.temp+dTO;
data.oxidizer.p=data.oxidizer.pt+dP_OP;
set(oxidizer,'T',temperature(oxidizer)+dTO,'P',pressure(oxidizer)+dP_OP);
%% Tramo piping: Bomba combustible - Refrigeracion
[dp_PCJF,h_PCJF]=pipes('COMBUSTIBLE',fuel,a,D_PCJF,mdotF,data.fuel.mu,...
    eF/D_PCJF,2);
[dp_C,h_C]=pipes('COMBUSTIBLE',fuel,a,D_PCJF/nmot,mdotF1m,data.fuel.mu,...
    eF/(D_PCJF/nmot),5,nmot);
PF=pressure(fuel)-dp_PCJF-dp_C;
%% Tramo Piping: Bomba combustible - GG
[dp_PGF,h_PGF]=pipes('COMBUSTIBLE',fuel,a,D_PGF,mdotF_gg,data.fuel.mu,...
    eF/D_PGF,3);
PFgg=pressure(fuel)-dp_PGF;
%% Tramo piping: Bomba oxidante - inyectores
[dp_PIO,h_PIO]=pipes('OXIDANTE',oxidizer,a,D_PIO,mdotO,data.oxidizer.mu,...
    eO/D_PIO,2,nmot);
[dp_IO,h_IO]=pipes('OXIDANTE',oxidizer,a,D_PIO/nmot,mdotO1m,data.oxidizer.mu,...
    eO/(D_PIO/nmot),5,nmot);
PO=pressure(oxidizer)-dp_PIO-dp_IO;
%% Tramo Piping: Bomba oxidante - GG
[dp_PGO,h_PGO]=pipes('OXIDANTE',oxidizer,a,D_PGO,mdotO_gg,data.oxidizer.mu,...
    eF/D_PGO,3);
POgg=pressure(oxidizer)-dp_PGO;
%% Generador de Gases
set(fuel,'T',temperature(fuel),'P',PFgg);
set(oxidizer,'T',temperature(oxidizer),'P',POgg);

YF_gg=1/(1+data.GG.r); %fraccion de masa de combustible en el GG
YO_gg=data.GG.r*YF_gg; %IDEM oxidante

pIn_gg=YF_gg*PFgg+YO_gg*POgg; %estimacion de la presion en el GG

prop_gg=combustor(1,fuel,oxidizer,data.fuel,data.oxidizer,data.comb,...

```



```
pIn_gg=.25*pc,data.GG.r,propFile);

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'GENERADOR DE GASES:');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Temp. Entrada Turbina:',...
    num2str(temperature(prop_gg),'[K]');line=line+1;
%% Tramo Piping: GG - Turbina combustible
[dp_GTF,h_GTF]=pipes('COMBUSTIBLE',prop_gg,a,D_GTF,mdot_gg/2,...
    viscosity(prop_gg),eF/D_GTF,4);
p_gg=pressure(prop_gg);
set(prop_gg,'T',temperature(prop_gg),'P',pressure(prop_gg)-abs(dp_GTF));
%% Turbina COMBUSTIBLE
uTF=dataIn(37);    %velocidad periferica de la primera etapa de la turbina
rhoFT=dataIn(38); %relacion de expansion

%Velocidad teorica de expulsion de los gases:
c0=sqrt((2*cp_mass(prop_gg)*temperature(prop_gg)*(1-(1/rhoFT))^...
    (((cp_mass(prop_gg)/cv_mass(prop_gg))-1)/(cp_mass(prop_gg)/...
    cv_mass(prop_gg)))));

phi=uTF/c0;

opc=dataIn(39);    %configuracion de la turbina:
% (1) Dos escalonamientos de velocidad en una unica etapa
% (2) Escalonamiento de presiones en una unica etapa
% (3) Escalonamiento de presiones en dos etapas

infoIn{end+1,1}='VelPerifTurb(F) :';infoIn{end,2}=uTF;infoIn{end,3}='[m/s]';
infoIn{end+1,1}='p_in/p_outT(F) :';infoIn{end,2}=rhoFT;infoIn{end,3}='[-]';
infoIn{end+1,1}='ConfTurb(F) :';infoIn{end,2}=opc;infoIn{end,3}='[-]';

[powerFT,etaFT]=turbine(prop_gg,mdot_gg/2,phi,rhoFT,opc);

%Correccion de la relacion de expansion de la turbina si la potencia es
%insuficiente
while powerFT<powerFP
    rhoFT=rhoFT*1.02;
    [powerFT,etaFT]=turbine(prop_gg,mdot_gg/2,phi,rhoFT,opc);
end
%% Tramo Piping: GG - Turbina oxidante
set(prop_gg,'T',temperature(prop_gg),'P',p_gg);
[dp_GTO,h_GTO]=pipes('OXIDANTE',prop_gg,a,D_GTO,mdot_gg/2,viscosity(prop_gg),...
    eO/D_GTO,4);
p_gg2=pressure(prop_gg);
set(prop_gg,'T',temperature(prop_gg),'P',pressure(prop_gg)-abs(dp_GTO));
%% Turbina OXIDANTE
uTO=dataIn(40);    %velocidad periferica de la primera etapa de la turbina
rhoOT=dataIn(41); %relacion de expansion de la turbina

%Velocidad teorica de expulsion de los gases
c0=sqrt((2*cp_mass(prop_gg)*temperature(prop_gg)*(1-(1/rhoOT))^...
    (((cp_mass(prop_gg)/cv_mass(prop_gg))-1)/(cp_mass(prop_gg)/...
    cv_mass(prop_gg)))));

phi=uTO/c0;

opc=dataIn(42);    %configuracion de la turbina: IDEM turbina de combustible
```

```

infoIn{end+1,1}='VelPerifTurb(0) :'; infoIn{end,2}=uTO; infoIn{end,3}=' [m/s]';
infoIn{end+1,1}='p_in/p_outT(0) :'; infoIn{end,2}=rhoOT; infoIn{end,3}=' [-]';
infoIn{end+1,1}='ConfTurb(0) :'; infoIn{end,2}=opc; infoIn{end,3}=' [-]';

[powerOT,etaOT]=turbine(prop-gg,mdot-gg/2,phi,rhoOT,opc);

%Correccion de la relacion de expansion de la turbina si la potencia fuera
%insuficiente
while powerOT<powerOP
    rhoOT=rhoOT*1.02;
    [powerOT,etaOT]=turbine(prop-gg,mdot-gg/2,phi,rhoOT,opc);
end

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'TURBINAS:',num2str([],num2str([],...
    num2str([]));
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Potencia Maxima:',...
    num2str(powerFT/1000),num2str(powerOT/1000),' [kW]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Relacion de expansion:',...
    num2str(rhoFT),num2str(rhoOT));
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Eficiencia:',num2str(etaFT/100),...
    num2str(etaOT/100),num2str([]));line=line+1;
%% Camara de Combustion
set(fuel,'T',temperature(fuel),'P',PF);
set(oxidizer,'T',temperature(oxidizer),'P',PO);

YF=1/(1+r);           %fraccion de masa de combustible en la CC
YO=r*YF;              %IDEM oxidante

pIn=YF*PF+YO*PO;     %estimacion de la presion de la CC

%Factor que determina la caida de presion en los inyectores
if inj==1             %Impinging-jets
    fInj=0.25;
else                  %Swirl
    fInj=0.15;
end

prop=combustor(2,fuel,oxidizer,data.fuel,data.oxidizer,data.comb,pIn-fInj*pc,...
    r,propFile);

ktc=dataIn(43);       %conductividad termica del material de la CC
tw=dataIn(44);        %espesor de la pared

infoIn{end+1,1}='CondTermCC: '; infoIn{end,2}=ktc; infoIn{end,3}=' [W/m2]';
infoIn{end+1,1}='EspesorCC: '; infoIn{end,2}=tw; infoIn{end,3}=' [m]';

%Calculo del aumento de temperatura del combustible en el conducto de
%refrigeracion
[dTl]=cooling(prop,fuel,data.fuel.temp,mdotFlm,...
    ktc,tw);

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'REFRIGERACION CC:');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'dT Combustible:',num2str(dTl),' [K/m2]');
line=line+1;

data.fuel.temp=data.fuel.temp+dTl;
set(fuel,'T',data.fuel.temp,'P',pressure(fuel));

```



```
%Correccion de la estimacion de la combustion con la temperatura de
%inyeccion corregida
prop=combustor(2,fuel,oxidizer,data.fuel,data.oxidizer,data.comb,pIn-fInj*pc,...
    r,propFile);

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'CAMARA DE COMBUSTION:');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Temperatura:',...
    num2str(temperature(prop),'[K]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Presion:',...
    num2str(pressure(prop)/1000,'[kPa]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Densidad:',...
    num2str(density(prop),'[kg/m3]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Masa Molecular Gases:',...
    num2str(meanMolecularWeight(prop),'[kg/kmol]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'cp/cv:',...
    num2str(cp_mass(prop)/cv_mass(prop)));line=line+1;
%% Tobera
k=cp_mass(prop)/cv_mass(prop);          %relacion de calores especificos cp/cv del
                                         %gas de combustion

Mm=meanMolecularWeight(prop);           %masa molecular del gas de combustion
Tc=temperature(prop);                   %temperatura en la CC

%Calculo de la expansion isoentropica del gase en la tobera
[F1m,CF1m,Isp,cst,vs,epsilon,At,Ms]=nozzle(k,Mm,Tc,presure(prop),...
    density(prop),pcps,pa,mdotF1m+mdotO1m);

[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'PERFORMANCE PARA UN MOTOR:');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Empuje:',num2str(F1m/1000),'[kN]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Coeficiente de Empuje:',num2str(CF1m));
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Impulso Especifico:',num2str(Isp),'[s]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Vel. Caracteristica:',num2str(cst),...
    '[m/s]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Vel. Salida:',num2str(vs),'[m/s]');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Mach de Salida:',num2str(Ms));
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Relacion de Areas:',num2str(epsilon));
line=line+1;
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'SISTEMA COMPLETO:');
[infoOut,line]=writeInfo(infoOut,line,'Empuje:',num2str(F1m*nmot/1000),'[kN]');
line=line+1;
%% Grafico
hmax=90e3;
dh=10;
[pz,zp,n]=ISA76(hmax,dh);
expansion(n,At,epsilon,pc,pcps,pz,k,mdotF1m+mdotO1m,zp,F1m,CF1m,Isp);
%% Calculos dinamicos
fprintf('\n%s\n','Presione ENTER para comenzar el analisis dinamico...');
input('');

tspan=[0 tb/10];      %tiempo de simulacion
f0=[0 0 0];
td=dataIn(end);      %delay de apertura de valvulas de F y O

infoIn{end+1,1}='DelayTime: ';infoIn{end,2}=td;infoIn{end,3}='[s]';

%Se supone que se abren las valvulas. Genera factores que multiplican a los
```

```

%caudales correspondientes
opciones=odeset('RelTol',1e-6,'AbsTol',1e-3,'Stats','on');
[t,f]=ode45(@dfdt,tspan,f0,opciones,td);

[nrowf,~]=size(f);
fgg=zeros(nrowf,1);
fF=zeros(nrowf,1);
fO=zeros(nrowf,1);
for i=1:nrowf
    if f(i,1)<0
        fgg(i)=0;
    elseif f(i,1)>1
        fgg(i)=1;
    else
        fgg(i)=f(i,1);
    end
    if f(i,2)<0
        fF(i)=0;
    elseif f(i,2)>1
        fF(i)=1;
    else
        fF(i)=f(i,2);
    end
    if f(i,3)<0
        fO(i)=0;
    elseif f(i,3)>1
        fO(i)=1;
    else
        fO(i)=f(i,3);
    end
end

massFlowRates=zeros(nrowf,8);    %[mT,mF,mO,mF1,mO1,mgg,mggF,mggO]
flowRates=zeros(nrowf,4);        %[vF,vF_imp,vO,vO_imp]
propVol=zeros(nrowf,2);          %[VF,VO]
mass=zeros(nrowf,3);              %[massF,massO,massTotal]
pipesHeadLoss=zeros(nrowf,4);    %[dp_F hp_F dp_O hp_O]
dPPump=zeros(nrowf,8);           %[dT_FP N_FP dp_FP etaF dT_OP N_OP dp_OP etaO]
fCarga=zeros(nrowf,2);           %[nF nO]
prsn=zeros(nrowf,2);             %[presion_comb presion_oxid]
pGG=zeros(nrowf,1);              %[presion GG]
TGG=zeros(nrowf,1);              %[temperatura GG]
TC=zeros(nrowf,1);               %[temperatura CC]
PC=zeros(nrowf,1);               %[presion CC]

%Inicializacion de los vectores
p0=[pressure(fuelD) pressure(oxidizerD)];
T0=[temperature(fuelD) temperature(oxidizerD)];
FD=zeros(nrowf,1);
IspD=zeros(nrowf,1);
cstD=zeros(nrowf,1);
vsD=zeros(nrowf,1);
for i=1:nrowf
    prsn(i,:)= [pressure(fuelD) pressure(oxidizerD)];
    pGG(i)=pa;
    TGG(i)=288;
    TC(i)=288;
end

```



```
PC(i)=pa;
propVol(i,:)=[VT{1} VT{2}];
mass(i,:)=[WT{1}+WP{1} WT{2}+WP{2} WT{1}+WT{2}+WP{1}+WP{2}];
end

%Calculo de la variacion de las distintas propiedades listadas
gg=false;
for i=1:nrowf
    if fF(i)>0 || fO(i)>0
        set(fuelD,'T',T0(1),'P',p0(1));
        set(oxidizerD,'T',T0(2),'P',p0(2));
        [mT,mF,mO,mF1,mO1,mgg,mggF,mggO]=flowCalc(nmot,mdot1m,r,x,data.GG.r,...
            fgg(i),fF(i),fO(i));
        massFlowRates(i,:)=[mF+mO+mgg mF mO mF1 mO1 mgg mggF mggO];
        flowRates(i,:)=[mF/rhoF mF*m3s_gpm/rhoF mO/rhoO mO*m3s_gpm/rhoO];
        propVol(i,:)=[VT{1}-flowRates(i,1)*t(i) VT{2}-flowRates(i,3)*t(i)];
        mass(i,:)=[WT{1}+WP{1}-massFlowRates(i,2)*t(i) WT{2}+WP{2}-...
            massFlowRates(i,3)*t(i) WT{1}+WT{2}+WP{1}+WP{2}-(mF+mO+mgg)*t(i)];
        [pipesHeadLoss(i,1),pipesHeadLoss(i,2)]=pipes('combustible',fuelD,a,...
            D.TPF,mF+mggF,data.fuel.mu,eF/D.TPF,1,1{2});
        pressF=pressure(fuelD)-pipesHeadLoss(i,1);
        [pipesHeadLoss(i,3),pipesHeadLoss(i,4)]=pipes('oxidante',oxidizerD,a,...
            D.TPO,mO+mggO,data.oxidizer.mu,eO/D.TPO,1);
        pressO=pressure(oxidizerD)-pipesHeadLoss(i,3);
        prsn(i,:)=[pressF pressO];
        %
        if t(i)>1.5*td
            fCarga(i,1)=pi*rint{1}*rint{1}*prsn(i,1)/(mass(i,3)*g0);
            [~,dPPump(i,1),dPPump(i,2),dPPump(i,3),dPPump(i,4)]=pump(...
                [flowRates(i,1) flowRates(i,2)],fuelD,'combustible',propSel,...
                data.vaporPressure,pc,inj,L.TPF+1{1},acel,pipesHeadLoss(i,2),...
                hL0F,SF);
            prsn(i,1)=pressF+fF(i)*dPPump(i,3);
            fCarga(i,2)=pi*rint{2}*rint{2}*prsn(i,2)/(mass(i,3)*g0);
            [~,dPPump(i,5),dPPump(i,6),dPPump(i,7),dPPump(i,8)]=pump(...
                [flowRates(i,3) flowRates(i,4)],oxidizerD,'oxidante',propSel,...
                data.vaporPressure,pc,inj,L.TPO+1{2},acel,pipesHeadLoss(i,4),...
                hL0O,SO);
            prsn(i,2)=pressO+fO(i)*dPPump(i,7);
            gg=true;
            if gg %&& t(i)>1.8*td
                set(fuelD,'T',tempF,'P',prsn(i,1));
                set(oxidizerD,'T',tempO,'P',prsn(i,2));
                pgg=(YF_gg*(prsn(i,1)-dp_PGF)+YO_gg*(prsn(i,2)-dp_PGO))*fgg(i);
                check=isfield(data.comb,'importGasName');
                if check~=0
                    importName=data.comb.importGasName;
                end
                if isfield(data.fuel,'gasSpecies')
                    spF=data.fuel.gasSpecies;
                else
                    spF=data.fuel.species;
                end
                spO=data.oxidizer.species;
                hyp=data.comb.hypergolic;
                propD_gg=Solution(propFile,importName);
                set(propD_gg,'T',TGG(i),'P',pGG(i));
                fIndex=speciesIndex(propD_gg,spF);
            end
        end
    end
end
```

```

oIndex=speciesIndex(propD_gg, sp0);
nsp=nSpecies(propD_gg);
Ygg=zeros(nsp,1);
Ygg(fIndex)=1;
Ygg(oIndex)=data.GG.r;
if (pgg-0.25*pc)>0
    set(propD_gg, 'P', (pgg-0.25*pc), 'Y', Ygg);
    Ygg=massFractions(propD_gg);
    cp_gg=Ygg(fIndex)*cp_mass(fuelD)+Ygg(oIndex)*...
        cp_mass(oxidizerD);
    T_gg=(Ygg(fIndex)*temperature(fuelD)*cp_mass(fuelD)+...
        Ygg(oIndex)*cp_mass(oxidizerD)*...
        temperature(oxidizerD))/cp_gg;
    set(propD_gg, 'T', TGG(i), 'P', (pgg-0.25*pc)/f_gg(i));
    equilibrate(propD_gg, 'HP', 1);
    pGG(i)=pressure(propD_gg);
    TGG(i)=temperature(propD_gg);
end
if mF>0.6*mdotF1m
    qF=ktc*(TC(i)-temperature(fuelD))/tw;
    TF=qF/(mF1*cp_mass(fuelD)*3);
    % TC(i)=TC(i)+TF;
    [dpcjf, ~, ~]=pipes('combustible', fuelD, a, D_PCJF, mF, ...
        data.fuel.mu, eF/D_PCJF, 2);
    [dpc, ~, ~]=pipes('combustible', fuelD, a, D_PCJF/nmot, mF1, ...
        data.fuel.mu, eF/(D_PCJF/nmot), 5, 1);
    set(fuelD, 'T', temperature(fuelD)+TF, 'P', pressure(fuelD)-...
        fF(i)*fF(i)*(dpcjf+dpc));
    [dpio, ~, ~]=pipes('oxidante', oxidizerD, a, D_PIO, mO, ...
        data.oxidizer.mu, eO/D_PIO, 2);
    [dpi, ~, ~]=pipes('oxidante', oxidizerD, a, D_PIO/nmot, mO1, ...
        data.oxidizer.mu, eO/(D_PIO/nmot), 5, 1);
    set(oxidizerD, 'T', temperature(oxidizerD), 'P', ...
        pressure(oxidizerD)-fO(i)*fO(i)*(dpio-dpi));
    prsn(i, :)= [pressure(fuelD) pressure(oxidizerD)];
    if isfield(data.comb, 'Tmin')
        TmD=data.comb.Tmin;
    end
propD=Solution(propFile, importName);
fIndex=speciesIndex(propD, spF);
oIndex=speciesIndex(propD, spO);
nsp=nSpecies(propD);
Y=zeros(nsp,1);
Y(fIndex)=1;
Y(oIndex)=r;
YF=1/(1+r);
YO=r*YF;
pcD=YF*pressure(fuelD)+YO*pressure(oxidizerD);
set(propD, 'P', pcD, 'Y', Y);
Y=massFractions(propD);
cpD=Y(fIndex)*cp_mass(fuelD)+Y(oIndex)*cp_mass(oxidizerD);
TcD=(Y(fIndex)*temperature(fuelD)*cp_mass(fuelD)+...
    Y(oIndex)*temperature(oxidizerD)*...
    cp_mass(oxidizerD))/cpD;
if pcD-fInj*pc>0
    set(propD, 'T', TcD, 'P', (pcD-fInj*pc));
    equilibrate(propD, 'HP', 1);

```



```
        if ~hyp
            set(propD, 'T', TmD, 'P', (pcD-fInj*pc));
            equilibrate(propD, 'HP', 1);
        end
        TC(i)=temperature(propD);
        PC(i)=pressure(propD);
        k=cp_mass(propD)/cv_mass(propD);
        Mm=meanMolecularWeight(propD);
        [FD(i),~, IspD(i), cstD(i), vsD(i),~,~,~]=nozzle(k, Mm, ...
            TC(i), PC(i), density(propD), PC(i)/(pc/pcps), pa, mF1+mO1);
    end
end
end
end
%     end
end
end
FD=real(FD);
IspD=real(IspD);
cstd=real(cstD);
vsD=real(vsD);
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, ...
    '-----ANALISIS DINAMICO-----');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'BOMBAS:', num2str([], num2str([], ...
    num2str([])));
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Velocidad Eje:', ...
    num2str(dPPump(end, 2)), num2str(dPPump(end, 6)), '[rpm]');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Aumento de Presion:', ...
    num2str(dPPump(end, 3)/1000), num2str(dPPump(end, 7)/1000), '[kPa]');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Eficiencia:', ...
    num2str(dPPump(end, 4)/100), num2str(dPPump(end, 8)/100)); line=line+1;

[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'GENERADOR DE GASES:');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Temp. Entrada Turbina:', ...
    num2str(TGG(end)), '[K]'); line=line+1;

[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'CAMARA DE COMBUSTION:');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Temperatura:', ...
    num2str(TC(end)), '[K]');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Presion:', ...
    num2str(PC(end)/1000), '[kPa]'); line=line+1;

[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'PERFORMANCE PARA UN MOTOR:');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Empuje:', ...
    num2str(FD(end)/1000), '[kN]');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Impulso Especifico:', ...
    num2str(IspD(end)), '[s]');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Vel. Caracteristica:', ...
    num2str(cstD(end)), '[m/s]');
[infoOut, line]=writeInfo(infoOut, line, 'Vel. Salida:', ...
    num2str(vsD(end)), '[m/s]');
%% Guardar info salida
msg={'Se guardaran los resultados en el archivo "defalut.txt";
    'Desea cambiar el nombre del archivo? (S/N): '};
opc=input(sprintf('\n%s', msg{:}), 's');
if strcmpi(opc, 's')
    msg='Ingresa el nombre del archivo: ';
    fileOutName=input(sprintf('\n%s', msg), 's');
```

```

    if isempty(strfind(msg, '.txt'))
        fileOut=[fileOutName '.txt'];
    end
else
    fileOut='default.txt';
end
[FIDout,errOut]=fopen(fileOut,'w');
if FIDout==-1
    fprintf('\n%s\n','No se pudo generar el archivo %s',fileOut);
end
[nrow,~]=size(infoOut);
for i=1:nrow
    fprintf(FIDout, '%30s %20s %20s %10s\r\n',infoOut{i,:});
end
fclose(FIDout);
%% Guardar info entrada
[nrow,ncol]=size(infoIn);
[FID1,err]=fopen('latest.dat','w');
if FID1==-1
    msg='No se pudo generar el archivo "latest.dat".';
    fprintf('\n%s',msg,err);%;
else
    for i=1:nrow
        fprintf(FID1, '%25s\t %20.4f\t %8s\r\n',infoIn{i,:});
    end
    fclose(FID1);
end
end

```

C.2 Funciones

C.2.1

Importación de Información

importación de información

C.2.1.1 La función propellants

```

function [prop] = propellants(propSel,TF,TO)
%PROPELLANTS    Contiene los datos necesarios para la importacion de los
%                propelentes
% Argumentos
%                propSel    Identificador de la combinacion de propelentes
%                            elegida: 1-NTO/Hidracina; 2-LOX/LH2; 3-LOX/RP1
%                TF        Temperatura del combustible en el tanque
%                TO        Temperatura del oxidante en el tanque
% Salida
%                prop      Estructura con la informacion de los
%                            propelentes elegidos

prop.fuel.temp=TF;
prop.oxidizer.temp=TO;
switch propSel
    case 1
        prop.comb.importName='HydrazineNTO (L)';
        prop.comb.importGasName='HydrazineNTO';
        prop.fuel.species='N2H4';

```



```
prop.fuel.name='Hidracina';
prop.oxidizer.species='N2O4';
prop.oxidizer.name='NTO';
prop.comb.name='Hidracina - Tetroxido de Nitrogeno';
prop.fuel.Tb=[101325 689e3 3.45e6 6.89e6; 387 455 540 588];
%Viscosidad hidracina @300K [Pa s](no tengo mas datos, pero varia poco)
prop.fuel.mu=0.000876;
%Viscosidad tetroxido de nitrogeno f(T):
prop.oxidizer.mu=0.001*(7.533-((6.167e-2)*TO)+...
    ((2.055e-4)*TO^2)-...
    ((3.234e-7)*TO^3)+...
    ((1.966e-10)*TO^4));
prop.comb.hypergolic=true;
A(1)=5.01105;
prop.vaporPressure.A=A;
B(1)=1724.782;
prop.vaporPressure.B=B;
C(1)=-41.833;
prop.vaporPressure.C=C;
case 2
prop.comb.importGasName='LHLOX';
prop.fuel.species='H2';
prop.fuel.name='LH2';
prop.oxidizer.species='O2';
prop.oxidizer.name='LOX';
prop.comb.name='Hidrogeno - Oxigeno';
prop.fuel.Tb=20.3; %Temp. ebullicion @ 1 atm
%Viscosidad de Hidrogeno [cP] para 14K < T < 33K:
prop.fuel.mu=10^(-7.0154+(40.791/TF)+(0.23714*...
    TF)-(4.083e-3)*(TF^2));
%Viscosidad de Hidrogeno [Pa s]:
prop.fuel.mu=prop.fuel.mu*0.001;
%Viscosidad de Oxigeno [cP] para 54K < T < 150K
prop.oxidizer.mu=10^(-5.0957+(179.83/TO)+...
    (0.039779*TO)-...
    ((1.4664e-4)*TO^2));
%Viscosidad de Oxigeno [Pa s]:
prop.oxidizer.mu=prop.oxidizer.mu*0.001;
prop.comb.hypergolic=false;
prop.comb.Tmin=3000;
A(1)=3.54314;
B(1)=99.395;
C(1)=-7.726;
A(2)=3.9523;
B(2)=340.024;
C(2)=-4.144;
prop.vaporPressure.A=A;
prop.vaporPressure.B=B;
prop.vaporPressure.C=C;
case 3
prop.comb.importName='RP1LOX(L)';
prop.comb.importGasName='RP1LOX';
prop.fuel.species='RP-1(L)';
prop.fuel.gasSpecies='RP-1';
prop.fuel.name='Kerosene';
prop.oxidizer.species='O2';
prop.oxidizer.name='LOX';
```

```

prop.comb.name='Kerosene - Oxigeno';
prop.fuel.Tb=[101325 689e6 1.38e6; 490 603 651];
%Viscosidad kerosene (1-Deceno) [cP] para 273K < T < 617K
prop.fuel.mu=10^(-9.8845+(1100.3/TF)+...
    0.01434*TF-(1.352e-5)*TF^2);
%Viscosidad kerosene [Pa s]:
prop.fuel.mu=prop.fuel.mu*0.001;
%Viscosidad de Oxigeno [cP] para 54K < T < 150K
prop.oxidizer.mu=10^(-5.0957+(179.83/TO)+...
    (0.039779*TO)-...
    ((1.4664e-4)*TO^2));
%Viscosidad de Oxigeno [Pa s]:
prop.oxidizer.mu=prop.oxidizer.mu*0.001;
prop.comb.hypergolic=false;
prop.comb.Tmin=3500;
A(1)=4.08526;
B(1)=1501.872;
C(1)=-75.572;
A(2)=3.9523;
B(2)=340.024;
C(2)=-4.144;
prop.vaporPressure.A=A;
prop.vaporPressure.B=B;
prop.vaporPressure.C=C;
end
end

```

C.2.1.2 La función propImport

```

function prop = propImport(type,propSel,combData,propData,file)
%PROPIMPORT Importa el propelente correspondiente
% Argumentos
% type Identificador del tipo de propelente:
% 1-Combustible; 2-Oxidante
% propSel Identificador de la combinacion de propelentes
% elegida. Ver Manual de Usuario
% combData Estructura con informacion sobre la combinacion de
% propelentes
% propData Estructura con informacion sobre el propelente
% individual
% file Nombre del archivo *.cti que contiene los datos
% requeridos por Cantera para la importacion del
% propelente
% Salida
% prop Objeto que representa al propelente importado

check=isfield(combData,'importName');
if check~=0
    importName=combData.importName;
end
species=propData.species;
temp=propData.temp;
p=propData.pt;
name=propData.name;
switch type

```



```
case 1 %Combustible
    if propSel==2
        prop=Hydrogen();
        set(prop, 'T', temp, 'P', p);
    else
        prop=importPhase(file, importName);
        nsp=nSpecies(prop);
        fuelIndex=speciesIndex(prop, species);
        yF=zeros(nsp,1);
        yF(fuelIndex,1)=1;
        set(prop, 'T', temp, 'P', p, 'Y', yF);
    end
    setName(prop, name);
case 2 %Oxidante
    if propSel==2 || propSel==3
        prop=Oxygen();
        set(prop, 'T', temp, 'P', p);
    else
        prop=importPhase(file, importName);
        nsp=nSpecies(prop);
        oxidIndex=speciesIndex(prop, species);
        yO=zeros(nsp,1);
        yO(oxidIndex,1)=1;
        set(prop, 'T', temp, 'P', p, 'Y', yO);
    end
    setName(prop, name);
end
end
```

C.2.2 Cálculo de caudales

C.2.2.1 La función flowCalc

```
function [mdot,mdotF,mdotO,mdotF1m,mdotO1m,mdot_gg,mdotF_gg,mdotO_gg]=...
    flowCalc(nmot,mdot1m,r,x,rgg,k,c1,c2)
% FLOWCALC Calcula los valores de caudales necesarios para las funciones
% subsecuentes del programa
% Argumentos
% nmot Numero de motores del sistema
% mdot1m Caudal para un motor
% r Relacion O/F para el sistema
% x Porcentaje del caudal total destinado al GG
% rgg Relacion O/F del GG
% k Factor que determina el grado de apertura de la
% valvula del GG
% c1 IDEM para la valvula del sistema de combustible
% c2 IDEM para la valvula del sistema de oxidante
% Salida
% mdot Caudal total que ingresa a todos los motores
% mdotF Caudal total de combustible
% mdotO Caudal total de oxidante
% mdotF1m Caudal de combustible para un motor
% mdotO1m Caudal de oxidante para un motor
% mdot_gg Caudal que ingresa al generador de gases
```

```

%           mdotF_gg      Caudal de combustible que ingresa al GG
%           mdotO_GG     Caudal de oxidante que ingresa al GG

%% Calculo de caudales
mdotT=nmot*mdot1m;
mdot_gg=k*(x/100)*mdotT;
mdotF_gg=mdot_gg*(1/(1+rgg));
mdot=mdotT-mdotF_gg;
mdotO_gg=mdot_gg*(rgg/(1+rgg));
mdot=mdot-mdotO_gg;
mdotF=c1*mdot*(1/(1+r));
mdotO=c2*mdot*(r/(1+r));
mdotF1m=mdotF/nmot;
mdotO1m=mdotO/nmot;
end

```

C.2.3

Dimensionamiento de tanques

Dimensionamiento de tanques

C.2.3.1 La función tank

```

function [VT,V,tt,l,r1,k,WT,WP,pres] = tank(prop,type,mdot,tFunc,a,ac,...
    mat,fs,k)
%TANK   Calcula las dimensiones necesarias de los tanques de propelentes
% Argumentos
%       prop           Cell array con los objetos que representan a
%                       cada propelente
%       type           Identificador del tipo de tanques seleccionado.
%                       Ver Manual de Usuario
%       mdot           Cell array con los caudales totales de combustible y
%                       oxidante
%       tFunc          Tiempo de funcionamiento del sistema
%       a              Radio del vehiculo
%       ac             Factor de carga para el funcionamiento
%                       estacionario
%       mat            Vector con las propiedades del material
%                       constructivo de los tanques. Ver Manual de
%                       Usuario
%       fs             Vector con los factores de seguridad para fluencia
%                       y rotura del material de los tanques
%       k              Factor de forma para el extremo de los tanques.
%                       Ver Manual de Usuario
% Salida
%       VT            Cell array con el volumen necesario de
%                       propelente de cada tanque
%       V             Cell array con el volumen calculado para cada
%                       tanque
%       tt           Cell array con los espesores de las paredes de
%                       cada tanque
%       l            Cell array con la longitud total de cada tanque
%       r1           Cell array con los radios internos de cada
%                       tanque
%       k            Factor de forma para el extremo de los tanques
%       WT           Cell array con el peso de la estructura de cada

```



```
%
%           WP           tanque
%           pres        Cell array con el peso de cada propelente
%           tanque      Cell array con la presión interna de cada
%           tanque

g0=9.80665;
ew=0.95;     %eficiencia de soldaduras fijada en 95%

Sw=SwCalc(mat,fs); %SwCalc calcula las tensiones admisibles del material

pres={pressure(prop{1});pressure(prop{2})};

nn={1;1};   %factor de carga para cada tanque
Vr={0;0};   %volumen de propelente requerido para el funcionamiento del motor
T={0;0};
U={0;0};
B={0;0};
VT={0;0};
WP={0;0};

for i=1:length(Vr)
    Vr{i}=mdot{i}*tFunc/density(prop{i});
    T{i}=0.01*Vr{i};
    U{i}=0.025*(Vr{i}+T{i});
    VT{i}=Vr{i}+T{i}+U{i}+B{i};
    WP{i}=VT{i}*density(prop{i});
end

lc={0;0};   %longitud de la parte cilíndrica
Vc={0;0};   %volumen de la parte cilíndrica
tc={0;0};   %espesor de la parte cilíndrica
tdisc={0;0}; %espesor de discontinuidades
tk={0;0};   %espesor en las uniones
tcr={0;0};  %espesor del domo
teq={0;0};  %espesor equivalente
Wc={0;0};   %peso de la parte cilíndrica
Wext={0;0}; %peso de los extremos
V1ext={0;0}; %volumen de un extremo
l={0;0};    %longitud total
V={0;0};    %volumen total
r1={a;a};   %radio interno
r2={a/k;a/k}; %radio menor del extremo

fnsh=false;
x=1;
n=1;
ind=1;

% Proceso de dimensionamiento de cada tanque
while n<ac
    if pres{ind}~=pressure(prop{ind})
        set(prop{ind}, 'T', temperature(prop{ind}), 'P', pres{ind});
    end
    while ~fnsh
        for i=1:length(r1)
            if k~=1
                if k>=2 || k<1
```

```

        K=1.2;
        Ed=5.52;
    else
        r2{i}=r1{i}/k;
        K=16.571*(k^6)-143.64*(k^5)+513.62*(k^4)-969.53*(k^3)+...
            1019*(k^2)-565.21*k+123.83;
        Ed=2*k+(1/sqrt(k*k-1))*log((k+sqrt(k*k-1))/(k-sqrt(k*k-1)));
    end
else
    r2{i}=r1{i};
    K=0.67;
    Ed=4;
end
Vlext{i}=(2/3)*pi*r2{i}*r1{i}^2;
end

if type==2 %tandem c/ division interna
    %considero que el volumen del tanque de abajo equivale al volumen
    %de un cilindro:
    Vc{2}=VT{2};
    V{2}=VT{2};
    lc{2}=Vc{2}/(pi*r1{2}^2);
    tc{2}=pressure(prop{2})*r1{2}/(Sw*ew);
    tdisc{2}=1.5*tc{2};
    Wc{2}=2*pi*r1{2}*lc{2}*tc{2}*mat(3);
    lc{1}=(VT{1}-2*Vlext{1})/(pi*r1{1}^2);
    if lc{1}<0
        lc{1}=0;
    else
        tc{1}=pressure(prop{1})*r1{1}/(Sw*ew);
        tdisc{1}=1.5*tc{1};
        Wc{1}=2*pi*r1{1}*lc{1}*tc{1}*mat(3);
    end
    Vc{1}=pi*lc{1}*r1{1}^2;
    V{1}=2*Vlext{1}+Vc{1};
    tk{1}=K*pressure(prop{1})*r1{1}/(Sw*ew);
    tk{2}=K*pressure(prop{2})*r1{2}/(Sw*ew);
    tcr{1}=pressure(prop{1})*k*r1{1}/(2*Sw*ew);
    tcr{2}=pressure(prop{2})*k*r1{2}/(2*Sw*ew);
    teq{1}=(tk{1}+tcr{1})/2;
    teq{2}=(tk{2}+tcr{2})/2;
    Wext{1}=pi*r1{1}*teq{1}*Ed*mat(3)/(2*k);
    Wext{2}=pi*r1{2}*teq{2}*Ed*mat(3)/(2*k);
    l={lc{1}+2*r2{1};lc{2}};
    WT{1}=1.04*(2*Wext{1}+Wc{1});
    WT{2}=1.04*(Wc{2}+Wext{2});
else %tandem individuales (por defecto)
    for i=1:length(VT)
        lc{i}=(VT{i}-2*Vlext{i})/(pi*r1{i}^2);
        if lc{i}<0
            lc{i}=0;
        else
            tc{i}=pressure(prop{i})*r1{i}/(Sw*ew);
            tdisc{i}=1.5*tc{i};
            Wc{i}=2*pi*r1{i}*lc{i}*tc{i}*mat(3);
        end
        Vc{i}=pi*lc{i}*r1{i}^2;
    end
end

```



```
V{i}=2*Vl{ext}{i}+Vc{i};
tk{i}=K*pressure(prop{i})*r1{i}/(Sw*ew);
tcr{i}=pressure(prop{i})*k*r1{i}/(2*Sw*ew);
teq{i}=(tk{i}+tcr{i})/2;
Wext{i}=pi*r1{i}*r1{i}*teq{i}*Ed*mat(3)/(2*k);
l{i}=lc{i}+2*r2{i};
WT{i}=1.04*(2*Wext{i}+Wc{i});
end
end
for i=1:length(r1)
    if lc{i}==0
        r1{i}=r1{i}-teq{i};
    else
        r1{i}=r1{i}-tc{i};
    end
    r2{i}=r1{i}/k;
end
x=x+1;
if x>2
    fnsh=true;
end
end

m=WP{1}+WP{2}+WT{1}+WT{2};
for i=1:length(nn)
    nn{i}=(pressure(prop{i})*pi*r1{i}^2)/(m*g0);
end
if nn{1}<nn{2}
    n=nn{1};
    ind=1;
else
    n=nn{2};
    ind=2;
end
if n<ac
    pres{ind}=pressure(prop{ind})*10e3;
    fnsh=false;
end
end
tt={tc;tdisc;tk;tcr;teq};
end

function sw=SwCalc(F,S)
x=[0,0];
for i=1:length(x)
    x(i)=F(i)/S(i);
end
sw=min(x);
end
```

C.2.4 Pérdidas hidráulicas

C.2.4.1 La función pipes

```
function [dP,hT,varargout] = pipes(line,prop,a,D,mdot,mu,eD,tramo,varargin)
%PIPES Calcula las perdidas hidraulicas en el interior de los conductos de
% alimentacion de propelentes
% Argumentos
% line Cadena que actua como bandera para identificar el
% sistema a calcular: 'oxidante' o 'combustible'
% prop Objeto que representa al propelente considerado
% a Radio del vehiculo
% D Diametro del conducto
% mdot Caudal de propelente que atraviesa el conducto
% mu Coeficiente de viscosidad dinamica del propelente
% eD Rugosidad especifica del material del conducto
% tramo Identificador del tramo considerado
% varargin Argumento opcional: Ver Manual de Usuario
% Salida
% dP Caída de presión calculada para el tramo
% hT Pérdida de altura de carga
% varargin Parametro opcional: Ver Manual de Usuario

g0=9.80665; %Acel. de la gravedad [m/s2]

vdot=mdot/density(prop); %caudal volumetrico
V=4*vdot/(pi*D^2); %velocidad media del flujo
Re=density(prop)*V*D/mu; %numero de Reynolds del flujo

% Determinacion del coeficiente de friccion
if Re>=5000 %flujo turbulento
    f0=0.25/(log10((eD/3.7)+(5.74/(Re^0.9))))^2;
    f=0.25/(log10((eD/3.7)+(2.51/(Re*sqrt(f0))))^2;
else
    f=64/Re; %flujo laminar
end

hIn=0.09*V*V/(2*g0); %perdida en entrada (r/d=0.1 -> K=0.09)
hValve=((3*f+0.2194)/.3164)*V*V/(2*g0); %perdida en valvula
fm=1; %factor que afecta la descarga del ultimo tramo segun cantidad de motores
if strcmpi(line,'combustible')
    if tramo==1 %tramo tanque-bomba
        Ltank0=varargin{1};
        L=Ltank0+0.48*a;
        n=2; %nro de codos a 45 en el tramo
        m=1; %nro de codos a 90 en el tramo
        p=0;
    elseif tramo==2 %tramo bomba-refrig
        L=0.8*a;
        n=0;
        m=0;
        p=20; %valor de K para camino directo en bifurcacion
    elseif tramo==3 %tramo bomba-GG
        L=(0.06+0.225)*a;
```



```
n=0;
m=0;
p=60; %valor de K para camino deflectado en
hValve=0;
elseif tramo==4 %GG-turbinas
L=1.307*a;
n=2;
m=1;
p=60;
elseif tramo==5 %hacia refrigeracion
L=0.31*a*varargin{1};
hIn=0;
hValve=0;
n=0;
m=0;
p=0;
fm=varargin{1};
end
elseif strcmpi(line,'oxidante')
if tramo==1 %tramo tanque-bomba
L=0.6*a;
n=2;
m=0;
p=0;
elseif tramo==2 %bomba-inyectores
L=(0.237+0.474)*a;
n=1;
m=0;
p=20;
elseif tramo==3 %bomba-GG
L=(0.06+0.225)*a;
n=0;
m=0;
p=60;
hValve=0;
elseif tramo==4 %GG-turbina
L=1.307*a;
n=2;
m=1;
p=60;
elseif tramo==5 %hacia inyectores
L=0.06*varargin{1}*a;
n=0;
m=0;
p=0;
hIn=0;
hValve=0;
fm=varargin{1};
end
end
varargout{1}=L;
k=n*16+m*30;
hElbow=k*f*V*V/(2*g0); %perdida en codos
hBif=p*f*V*V/(2*g0); %perdida de carga en bifurcaciones
hL=f*(L/D)*0.5*V*V/g0; %perdida de carga en tramo recto
hD=V*V*fm/(2*g0); %perdida de carga en seccion de descarga de la tuberia (K=1)
hT=hL+hIn+hValve+hElbow+hBif+hD; %perdida de carga total
```



```
dP=(hT)*density(prop)*g0;
end
```

C.2.5

Propiedades de la turbobomba

Ποιότητες της τουρβομπίνας

C.2.5.1

La función pump

```
function [P,dT,N,tpHead,eta,varargout]=pump(pumpData,prop,casus,propSel,vp,...
    pc,inj,l,n,h0,h,S)
%PUMP Calcula las propiedades de una bomba generica para el propelente
%      seleccionado
% Argumentos
%      pumpData      Vector con los valores de caudal
%                    volumetrico en unidades del SI y gpm
%      prop           Objeto que representa el propelente a ser
%                    impulsado
%      casus          Cadena de caracteres que actua como bandera
%                    identificadora del caso correspondiente:
%                    'oxidante' o 'combustible'
%      propSel        Identificador de la combinacion de
%                    propelentes seleccionada. Ver Manual de
%                    Usuario
%      vp             Coeficientes que permiten la estimacion de
%                    la presion de vapor del propelente
%      pc             Presion necesaria en la CC
%      inj            Identificador del tipo de inyectores. Ver
%                    Manual de Usuario
%      l             Altura del nivel de columna de propelente
%                    por encima de la entrada de la bomba
%      n             Factor de carga seleccionado para el
%                    funcionamiento estacionario
%      h0            Perdida de carga aguas arriba de la bomba
%      h             Perdida de carga estimada aguas abajo de la
%                    bomba
%      S             Velocidad especifica de succion
% Salida
%      P             Potencia requerida para el funcionamiento
%                    de la bomba
%      dT            Aumento de temperatura del propelente a
%                    traves de la bomba
%      tpHead        Aumento de presion del propelente
%      eta           Eficiencia de la bomba
%      varargout     Parametro opcional. Ver Manual de Usuario

%% Factores de conversion
% f1=13198.127997058;      %m3/s->gpm
f2=3.28084;              %m->ft
%%
g0=9.80665;
vdot=pumpData(1);
vdot_imp=pumpData(2);
p=pressure(prop);
done=false;
```



```
suctionHead=n*p*f2/(density(prop)*g0);

% Determinacion de la presion de vapor
if strcmpi(casus,'combustible')
    i=1;
    pVapor=10^(vp.A(i)-(vp.B(i)/(temperature(prop)+vp.C(i))));    %[bar]
    pVapor=pVapor*1e5;
else
    if propSel~=1
        i=2;
        pVapor=10^(vp.A(i)-(vp.B(i)/(temperature(prop)+vp.C(i))));    %[bar]
        pVapor=pVapor*1e5;
    else
        pVapor=10^(9.82372-(2331.98/temperature(prop))+(84567/...
            temperature(prop)^2));    %[mmHg]
        pVapor=pVapor*101325/760;    %[Pa]
    end
end

elevHead=1*f2;

vaporHead=f2*pVapor/(density(prop)*g0);
frictionHead=h;
avHead=suctionHead+vaporHead;
avSuctionHead=suctionHead+elevHead-vaporHead-h0*f2;
if avSuctionHead<0
    avSuctionHead=0;
end

% Presion de descarga
if inj==2    %swirl
    dischargeHead=(1.15*(pc/(density(prop)*g0))+frictionHead)*f2;
else    %impinging jets
    dischargeHead=(1.25*(pc/(density(prop)*g0))+frictionHead)*f2;
end
tpHead=dischargeHead-avHead;

reqSuctionHead=0.8*avHead;    %Ver ejemplo 8.10 (Sutton)
N=S*((reqSuctionHead)^0.75)/(sqrt(vdot_imp));    %Velocidad de rotacion

% Determinacion de la posicion en la curva
if vdot_imp<=100
    fileIn='eficBomba_B100.dat';
elseif vdot_imp>100 && vdot_imp<=200
    fileIn='eficBomba_100-200.dat';
elseif vdot_imp>200 && vdot_imp<=500
    fileIn='eficBomba_200-500.dat';
elseif vdot_imp>500 && vdot_imp<=1000
    fileIn='eficBomba_500-1000.dat';
elseif vdot_imp>1000 && vdot_imp<=3000
    fileIn='eficBomba_1000-3000.dat';
elseif vdot_imp>3000 && vdot_imp<=10000
    fileIn='eficBomba_3000-10000.dat';
else
    fileIn='eficBomba_10000+.dat';
end
[fid,err]=fopen(fileIn,'r');
```

```

if fid==--1
    error('Author:Function:OpenFile','No se pudo abrir el archivo: %s',...
        fileIn,err);
end
efic=fscanf(fid,'%f %f',[2 inf]);
fclose(fid);
sz=size(efic);

while ~done
    Ns=N*sqrt(vdot_imp)/(tpHead^0.75);    %Velocidad especifica

    for i=1:sz(1,2)-1
        if efic(1,i)<Ns && Ns<15000
            a1=efic(1,i);
            fa=efic(2,i);
            b=efic(1,i+1);
            fb=efic(2,i+1);
            m=(fb-fa)/(b-a1);
            n=fa-m*a1;
            eta=m*Ns+n;
        elseif abs(efic(1,i)-Ns)<25
            eta=efic(2,i);
        end
    end
    if ~exist('eta','var')
        eta=78;
    end

    if reqSuctionHead>avSuctionHead
        N=N-1000;
        reqSuctionHead=(N*sqrt(vdot_imp)/S)^(4/3);
        if reqSuctionHead<avSuctionHead
            done=true;
        else
            done=false;
        end
    else
        done=true;
    end
end
varargout{1}=N;
P=density(prop)*g0*vdot*(tpHead/f2)/(eta/100);
dT=P*(1-(eta/100))/(cp_mass(prop)*vdot*density(prop));
tpHead=(tpHead/f2)*g0*density(prop);
end

```

C.2.5.2 La función turbine

```

function [P,eta] = turbine(prop,mdot,phi,rhoT,opc)
%TURBINE    Calcula la potencia entregada por la turbina para impulsar la
%           bomba correspondiente
% Argumentos
%           prop      Objeto que representa el fluido proveniente del
%                   generador de gases
%           mdot      Caudal de gas que impulsa a la turbina

```



```
%          phi          Coeficiente de velocidad isoentropica. Ver
%          Manual de Usuario
%          rhoT         Relacion de presiones de la turbina
%          (entrada/salida)
%          opc          Identificador de la configuracion elegida para
%          la turbina. Ver Manual de Usuario
% Salida
%          P            Potencia entregada por la turbina
%          eta          Eficiencia de la turbina

switch opc
  case 1
    fileIn='eficTurbina_VC2row.dat';
  case 2
    fileIn='eficTurbina_PC1st.dat';
  case 3
    fileIn='eficTurbina_PC2st.dat';
  otherwise
    fileIn='eficTurbina_VC2row.dat';
end
[fid,err]=fopen(fileIn,'r');
if fid==-1
  error('Author:Funcin:OpenFile','No se pudo abrir el archivo: %s',...
    fileIn,err)
end
efic=fscanf(fid,'%f %f',[2 inf]);
fclose(fid);
sz=size(efic);
for i=1:sz(1,2)-1
  if efic(1,i)<phi && efic(1,i+1)>=phi
    a=efic(1,i);
    fa=efic(2,i);
    b=efic(1,i+1);
    fb=efic(2,i+1);
    m=(fb-fa)/(b-a);
    n=fa-m*a;
    eta=m*phi+n;
  elseif abs(efic(1,i)-phi)<0.01
    eta=efic(2,i);
  end
end
P=(eta/100)*mdot*cp_mass(prop)*temperature(prop)*(1-(1/rhoT)^...
  (((cp_mass(prop)/cv_mass(prop))-1)/(cp_mass(prop)/cv_mass(prop))));
end
```

C.2.6

Propiedades de la combustión

Propiedades de la combustión

C.2.6.1

La función combustor

```
function prop = combustor(type,fuel,oxidizer,fuelData,oxidData,...
  combData,p,r,file)
%COMBUSTOR Crea propelentes en estado gaseoso, considerados como gases
% ideales, los mezcla y calcula las condiciones de equilibrio
```

```

%         termoquimico para considerar al gas resultante como el producto
%         de la combustion de ambos propelentes.
% Argumentos:
%         type           Cadena que indica a la funcion si se trata del
%                        generador de gases o la camara de combustion.
%         fuel           Objeto que representa al combustible en el GG
%         oxidizer       Objeto que representa al oxidante en el GG
%         fuelData       Estructura que contiene informacion sobre el
%                        combustible
%         oxidData       Estructura que contiene informacion sobre el
%                        oxidante
%         combData       Estructura que contiene informacion sobre la
%                        mezcla esperada
%         p              Presion estimada para el caso definido por
%                        "type"
%         r              Relacion de mezcla Oxidante/Combustible
%         file           Archivo que contiene la base de datos
%                        termodinamicos de Cantera
% Salida
%         prop           Objeto que representa los gases producidos en
%                        la combustion

```

```

check=isfield(combData,'importGasName');
if check~=0
    importName=combData.importGasName;
end
if isfield(fuelData,'gasSpecies')
    speciesF=fuelData.gasSpecies;
else
    speciesF=fuelData.species;
end
speciesO=oxidData.species;
tF=fuelData.temp;
tO=oxidData.temp;
name=combData.name;
hypergolic=combData.hypergolic;

switch type
case 1 %Generador de gases
    prop=Solution(file,importName);
    fuelIndex=speciesIndex(prop,speciesF);
    oxidIndex=speciesIndex(prop,speciesO);
    nsp=nSpecies(prop);
    Y=zeros(nsp,1);
case 2 %camara de combustion
    if isfield(combData,'Tmin')
        Tmin=combData.Tmin;
    end
    fuel=Solution(file,importName); %reemplaza al argumento
    oxidizer=Solution(file,importName); %reemplaza al argumento
    prop=Solution(file,importName);
    fuelIndex=speciesIndex(prop,speciesF);
    oxidIndex=speciesIndex(prop,speciesO);
    nsp=nSpecies(prop);
    Y=zeros(nsp,1);
    YF=zeros(nsp,1);
    YO=zeros(nsp,1);

```



```
%Especifica combustible puro
YF(fuelIndex)=1;
set(fuel, 'T', tF, 'P', pressure(fuel), 'Y', YF);

%Especifica oxidante puro
YO(oxidIndex)=1;
set(oxidizer, 'T', tO, 'P', pressure(oxidizer), 'Y', YO);
end

%Especifica relacion de mezcla
Y(fuelIndex)=1;
Y(oxidIndex)=r;
set(prop, 'P', p, 'Y', Y);
Y=massFractions(prop);

% Aproximacion inicial del valor del cp de la mezcla
cpProp=Y(fuelIndex)*cp_mass(fuel)+Y(oxidIndex)*cp_mass(oxidizer);

% Aproximacion de la temperatura de la mezcla luego de la inyeccion
tempProp=(Y(fuelIndex)*temperature(fuel)*cp_mass(fuel)+Y(oxidIndex)*...
    temperature(oxidizer)*cp_mass(oxidizer))/cpProp;

set(prop, 'T', tempProp, 'P', p);
setName(prop, name);

equilibrate(prop, 'HP', 1);
if ~hypergolic && type==2
    set(prop, 'T', Tmin, 'P', p);
    equilibrate(prop, 'HP', 1);
end
end
```

C.2.6.2 La función cooling

```
function [dTl] = cooling(gas, liq, T, mdot, k, tw)
%COOLING Calcula la transferencia de calor en el sistema de refrigeracion
% Argumentos
%           gas           Objeto que representa el propelente en
%                           estado gaseoso en el interior de la CC
%           liq           Objeto que representa el combustible
%                           liquido en el sistema de refrigeracion
%           T             Temperatura del combustible liquido
%           mdot          Caudal de un motor
%           k             Conductividad termica de la pared de la CC
%           tw            Espesor de la pared de la CC
% Salida
%           dTL          Aumento de temperatura del combustible
%                           liquido

q=k*(temperature(gas)-T)/tw;      %[J/m2/s]
dTl=q/(mdot*cp_mass(liq)*3);     %[K/m2]
% como el resultado da por unidad de area, estoy suponiendo que un tercio
% del area de la CC esta en contacto con los conductos de refrigerante
end
```

C.2.7

Expansión en la tobera
 Expansion en la tobera

C.2.7.1

La función nozzle

```

function [F,CF,Isp,cst,vSal,epsilon,At,Ms] = nozzle(k,Mm,Tc,pc,rhoc,pcps,pa,...
    mdot)
%NOZZLE      Calcula los parametros de performance de un motor considerando la
%             expansion isoentropica de los gases producidos en la CC
% Argumentos
%           k      Relacion de calores especificos de los gases de
%                   combustion
%           Mm     Masa molecular de los gases de combustion
%           Tc     Temperatura de combustion
%           pc     Presion en la CC
%           rhoc   Densidad de los gases de combustion
%           pcps   Relacion de presiones entre la CC y la seccion de
%                   salida
%           pa     Presion ambiente
%           mdot   Caudal para un motor
% Salida
%           F      Empuje
%           CF     Coeficiente de empuje
%           Isp    Impulso especifico
%           cst    Velocidad caracteristica
%           vSal   Velocidad teorica de salida de los gases
%           epsilon Relacion de areas de la tobera (salida/garganta)
%           At     Area de la seccion de garganta
%           Ms     Mach en la seccion de salida de la tobera

Ru=8.3144624; %Cte. Univ. Gases [J/K/mol]
g0=9.80665; %Acel. de la gravedad [m/s2]

ps=pc/pcps; %Presion en la seccion de salida de la tobera
R=1000*Ru/Mm; %Cte. del gas en evolucion

Ms=sqrt((2/(k-1))*((pcps^((k-1)/k))-1)); %Nro de Mach en la seccion de salida
epsilon=(1/Ms)*((2/(k+1))*(1+.5*(k-1)*Ms*Ms))^((k+1)/(2*(k-1))); %Rel. Areas

%Caudal por unidad de area
mdot_A=sqrt(k/R)*(pc/sqrt(Tc))*Ms*(1+.5*(k-1)*Ms*Ms)^((k+1)/(2*(1-k)));

As=mdot/mdot_A; %Area de salida
At=As/epsilon; %Area de garganta

% Calculo del empuje
f=At*pc;
g=(2*k*k/(k-1));
h=(2/(k+1))^((k+1)/(k-1));
i=(1/pcps)^((k-1)/k);
F=f*sqrt(g*h*(1-i))+(ps-pa)*As;

Isp=F/(mdot*g0); %Impulso especifico
CF=F/(pc*At); %Coeficiente de empuje
cst=Isp*g0/CF; %Velocidad caracteristica

```



```
% Velocidad teorica de salida de los gases
vSal=sqrt((2*k/(k-1))*(pc/rhoc)*(1-(1/pcps)^((k-1)/k)));
end
```

C.2.7.2 La función expansion

```
function expansion(npts,At,e,pc,pcps,pz,k,mdot,zp,F,CF,Isp)
%EXPANSION Grafica las curvas ideales de empuje, coeficiente de empuje e
% impulso especifico en funcion de la altitud de presion, tomada
% como altura geometrica, para un solo motor.
% Argumentos
% npts Numero de puntos a calcular
% At Area de la garganta de la tobera
% e Relacion de areas de la tobera (salida/garganta)
% pc Presion en la CC
% pcps Relacion de presiones de la tobera (entrada/salida)
% pz Vector con npts valores de presion segun ISA
% k Relacion de calores especificos del gas en
% evolucion
% mdot Caudal en un motor
% zp Vector con npts valores de altitud de presion
% F Empuje calculado para la condicion ingresada al
% programa
% CF Coeficiente de empuje para la condicion ingresada
% al programa
% Isp Impulso especifico para la condicion ingresada al
% programa

g0=9.80665;
As=e*At;
ps=pc/pcps;
Fz=zeros(npts,1);
CFz=zeros(npts,1);
Ispz=zeros(npts,1);
for i=1:npts
    Fz(i)=At*pc*sqrt((2*k*k/(k-1))*(2/(k+1))^(k+1)/(k-1))*(1-(1/pcps)^...
        ((k-1)/k)))+(ps-pz(i))*As;
    Ispz(i)=Fz(i)/(mdot*g0);
    CFz(i)=Fz(i)/(pc*At);
end
figure(1);
hold on
grid minor
plot(zp,Fz,'b')
addaxis(zp,Ispz,'r')
addaxis(zp,CFz,'g')

% Determina la posicion del valor de Fz mas proximo a F:
indx=find(abs(F-Fz)<=min(abs(F-Fz)));

% IDEM con Isp
indx2=find(abs(Isp-Ispz)<=min(abs(Isp-Ispz)));

% IDEM con CF
```

```

indx3=find(abs(CF-CFz)<=min(abs(CF-CFz)));

% Determina el indice para el cual la tobera se encuentra correctamente
% expandida
indx4=find(abs(ps-pz)<=min(abs(ps-pz)));

% Grafico
addaxisplot(zp(indx4),Fz(indx4),1,'r*','linewidth',2)
addaxisplot(zp(indx),F,1,'k*','linewidth',2)
line([zp(indx4) zp(indx4) 0],[0 Fz(indx4) Fz(indx4)],'Color','k')
addaxisplot(zp(indx2),Isp,2,'k*','linewidth',2)
addaxisplot(zp(indx3),CF,3,'k*','linewidth',2)
addaxislabel(1,'Empuje [N]')
addaxislabel(2,'Impulso Especifico [s]')
addaxislabel(3,'Coef. Empuje')
xlabel('Altitud [m]')
leg={'F';'Isp';'CF';'Expansion Optima';'Puntos de calculo'};
legend(leg)
title('Parametros de Performance Para Un Motor')
end

```

C.2.8 Escritura del archivo de salida

C.2.8.1 La función writeInfo

```

function [info,line]= writeInfo(info,row,varargin)
%WRITEINFO Escribe la informacion en el archivo de salida

ncol=length(varargin);
for i=1:ncol
    info{row,i}=varargin{i};
end
line=row+1;
end

```

C.2.9 Modelo de Atmósfera Estándar

C.2.9.1 La función ISA76

```

function [pz,zp,npts] = ISA76(zmax,dz)
%ISA76 Determina la variacion de la presion ambiente en una atmosfera
%      standard en funcion de la altitud
% Argumentos
%      zmax      Altura maxima para el modelo
%      dz        Variacion de altura para el calculo
% Salida
%      pz        Vector con los valores de presion calculados
%      zp        Vector con los valores de altitud
%      npts      Numero de puntos calculados

```



```
Ra=287.06;
zlim=84852;
g0=9.80665;
npts=round(zmax/dz)+1;
zp=linspace(0,zmax,npts)';
pz=zeros(npts,1);
for i=1:npts
    if zp(i)<=11000
        pz(i)=101325*(1-(.0065*zp(i)/288.15))^(g0/(-.0065*Ra));
        j=i;
    elseif zp(i)>11000 && zp(i)<=20000
        pz(i)=pz(j)*exp(-g0*(zp(i)-11000)/(216.65*Ra));
        jj=i;
    elseif zp(i)>20000 && zp(i)<=32000
        pz(i)=pz(jj)*(1+(.001*(zp(i)-20000)/216.65))^(g0/(.001*Ra));
        j=i;
    elseif zp(i)>32000 && zp(i)<=47000
        pz(i)=pz(j)*(1+(.0028*(zp(i)-32000)/228.65))^(g0/(.0028*Ra));
        jj=i;
    elseif zp(i)>47000 && zp(i)<=51000
        pz(i)=pz(jj)*exp(-g0*(zp(i)-47000)/(270.65*Ra));
        j=i;
    elseif zp(i)>51000 && zp(i)<=71000
        pz(i)=pz(j)*(1-(.0028*(zp(i)-51000)/270.65))^(g0/(-.0028*Ra));
        jj=i;
    elseif zp(i)>71000 && zp(i)<=zlim
        pz(i)=pz(jj)*(1-(.002*(zp(i)-71000)/214.65))^(g0/(-.002*Ra));
        j=i;
    else
        pz(i)=.3725*exp(-g0*(zp(i)-zp(j))/(186.946*Ra));
        jj=i;
    end
end
end
```


Bibliografía

- Arianespace. 2016. *Ariane 5 Cryogenic Stage*. <http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2016/03/3-25-2016-va230-1.jpg>.
- Brown, C. D. 2002. *Elements of spacecraft design*, Education Series, AIAA.
- Burrows, M. C. 1968. *Mixing and reaction studies of hydrazine and nitrogen tetroxide using photographic and spectral techniques*, Technical Report D-4467, NASA.
- Coker, A. 2010. *Ludwig's applied process design for chemical and petrochemical plants*, 4th ed., Vol. 2: Distillation, packet towers, petroleum fractionation, gas processing and dehydration, Elsevier.
- Crane Co. 1982. *Flow of Fluids through Valves, Fittings and Pipe*, Technical Report 410M, Crane Co.
- Furst, R. B. 1973. *Liquid rocket engine centrifugal flow turbopumps*, Technical Report SP-8109, NASA.
- Goodwin, D. G., H. K. Moffat, y R. L. Speth. 2016. *Cantera: An object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes*. <http://www.cantera.org>. Version 2.2.1.
- Gordon, S. y B. J. McBride. 1994. *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*, Technical Report 1311, NASA.
- Huzel, D. y D. Huang. 1992. *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, AIAA.
- Karassik, I. J., J. P. Messina, P. Cooper, y C. C. Heald (eds.) 2001. *Pump handbook*, Third, McGraw-Hill.
- Khrunichev State Research and Production Space Center. 2016. *Proton M Launch Vehicle*. <http://www.khrunichev.ru/img/al/1223524448.jpg>.
- Ley, W., K. Wittmann, y W. Hallmann (eds.) 2009. *Handbook of space technology*, John Wiley & Sons, Ltd.
- Luche, Jocelyn. 2003. *Obtention de modèles cinétiques réduits de combustion. Application à un mécanisme du kérosène*, Ph.D. Thesis.
- NASA. 1976. *U. S. Standard Atmosphere, 1976*, Technical Report TM-X-74335, National Oceanic and Atmospheric Administration, NASA, USAF.
- National Institute of Standards and Technology. 2016. *NIST Standard Reference Database*. <http://webbook.nist.gov/>.
- Sobin, A. J. y W. R. Bissel. 1974. *Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines*, Technical Report SP-8107, NASA Space Vehicle Design Monograph, Lewis Research Center.
- SpaceX. 2016. *Falcon 9 First Stage*. http://www.spacex.com/sites/spacex/files/styles/media_gallery_large/public/crs6_hangar.jpg?itok=MCwEtMJQ.
- Sutton, G. P. y O. Biblarz. 2010. *Rocket Propulsion Elements*, 8th ed., John Wiley & Sons, Inc.
- Svebla, R. A. y R. S. Brokaw. 1966. *Thermodynamic and transport properties for the $N_2O_4 \rightleftharpoons 2NO_2 \rightleftharpoons 2NO + O_2$ system*, Technical Report D-3327, NASA Lewis Research Center.
- Tamagno, J., W. Schulz, y S. Elaskar. 2013. *Dinámica de los gases*, Serie Ingeniería, vol. 1, Flujo Unidimensional Estacionario, Universitas.
- Turner, M. 2009. *Rocket and spacecraft propulsion. principles, practice and new developments*, 3rd ed., Springer-Praxis Books in Astronautical Engineering, Praxis Publishing Ltd.
- Wright, A. C. 1977. *Nitric acid/Nitrogen Tetroxide Oxidizers*, Technical Report AFRPL-TR-76-76, USAF Propellant Handbooks, Denver, Colorado. Vol. II.
- Yang, V., M. Habiballah, J. Hulka, y M. Popp (eds.) 2004. *Liquid rocket thrust chambers: Aspects of modeling, analysis, and design*, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 200, AIAA.