

FECHA	
-------	--

NUMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA

AUTOR (ES)	MAIRONGO ORTIZ, Julio Jairo
TITULO	DISEÑO DE UN COHETE PARA REGÍMENES DE VELOCIDAD SUBSÓNICAS.

PALABRAS CLAVES	
-----------------	--

Agotamiento (Cut Off)

Aleta

Centro de gravedad

Cohetería amateur (aficionado)

Combustible líquido

Cuerpo del cohete

Curva de tiempo-empuje

Empuje

Empuje promedio

Garganta

Impulso total

Micro turborreactor

Modelo de cohete

Modelo de cohetes de combustible sólido

Nariz-cono (ojiva)

Plataforma de lanzamiento

Perfil

Propelente sólido

Tobera

Vuelo inercial

Vuelo potenciado

#### DESCRIPCIÓN

La prospectiva hacia la ingeniería aeroespacial de la ingeniería aeronáutica parece ser el paso inmediato en su evolución o ampliación dentro de los alcances de esta profesión, por lo tanto es pertinente apoyar este proceso de transición adelantando proyectos que impulsen al programa de ingeniería aeronáutica hacia la ingeniería aeroespacial.

Con este proyecto se busca complementar el material de estudio de los grupos y semilleros de investigación de la facultad y específicamente del programa de ingeniería aeronáutica que trabaja en área aeroespacial o que inicia el proceso dentro de la universidad.

Por otra parte, la academia tiene el deber de impulsar la industria nacional en diferentes áreas del conocimiento, en este caso aeroespacial, que sean de aplicación inmediata o a largo plazo.

#### FUENTES BIBLIOGRÁFICAS

##### Libros:

- Norma técnica Colombiana ICONTEC. NTC 1486 (Quinta actualización), NTC 1487 (Segunda actualización), NTC 4490.
- PÉREZ CRUSELLS, SEBASTIÁN. Calculo de motores cohetes con propulsor sólido. (2000).
- PHILIP, HILL. Mechanics and Thermodynamics of propulsion, 2ª edition (Junio de 1965) – Disponible en biblioteca de la Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C.
- STECKIN B.S, KAZANDZAN P.K, ALEKSEEV L.P, GOVOROV A.N, KONOVALOV N.E, NECAEV N, FEDEROV R.M. Teoría de los motores de reacción, procesos y características; traducción: Claudio Mataix (Madrid – 1964.) Calculo de un turboreactor para un determinado régimen de vuelo. – Disponible en biblioteca Luís Ángel Arango, Bogotá D.C.

##### Paginas Web:

- BARROWMAN, JIM. Calculating the Center of Pressure, Technical Information [on line] (1968) – Disponible en internet: <URL

<http://my.execpc.com/~culp/rockets/Barrowman.html>>

- Ecuación de TSIOLKOVSKY, Movimiento vertical de un cohete [on line] - Disponible en Internet: <URL: <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/dinamica/cohete3/cohete3.html>>
- Enciclopedia libre WIKIPEDIA [on line] (2001) – Disponible en Internet: <URL: [www.wikipedia.es](http://www.wikipedia.es)>
- FLEEMAN, EUGENE L. Tactical missile Design 1º ed. AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics [on line]. Disponible en diferentes sitios de Internet: <URL: [www.amazon.com](http://www.amazon.com); [www.AIAA.org](http://www.AIAA.org); [www.barnesandnobles.com](http://www.barnesandnobles.com)>.
- Liquid Fuel Rocket Engine. Ecuaciones de diseño de un motor cohete [on line] - Disponible en Internet: <URL: líquido. <http://gramlich.net/projects/rocket/>>
- Modelismo espacial Cóndor Tec. [on line] (2007) – Disponible en Internet: <URL: [www.condor-tec.com.ar](http://www.condor-tec.com.ar)>
- NAKKA, RICHARD. Experimental rocketry site [on line]. Solid propellant rocket motor design and testing [on line] (2007) – Disponible en internet: <URL: <http://www.nakka-rocketry.net/>>. Disponible también en Internet y en español: <URL: [www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)>.
- PARCZESVWSKI, JUAN. Programas para calcular el centro de presión (2002) – Disponible en Internet: <URL: <http://www.jpcoheteria.com.ar>>
- Toberas en turbinas [on line] – Disponible en Internet: <URL: [http://www.cec.uchile.cl/~roroman/cap\\_09/turbi01.htm](http://www.cec.uchile.cl/~roroman/cap_09/turbi01.htm)>

FECHA	
-------	--

NUMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERIA AERONAUTICA

<b>CONTENIDO</b>
------------------

**DESARROLLO INGENIERIL**

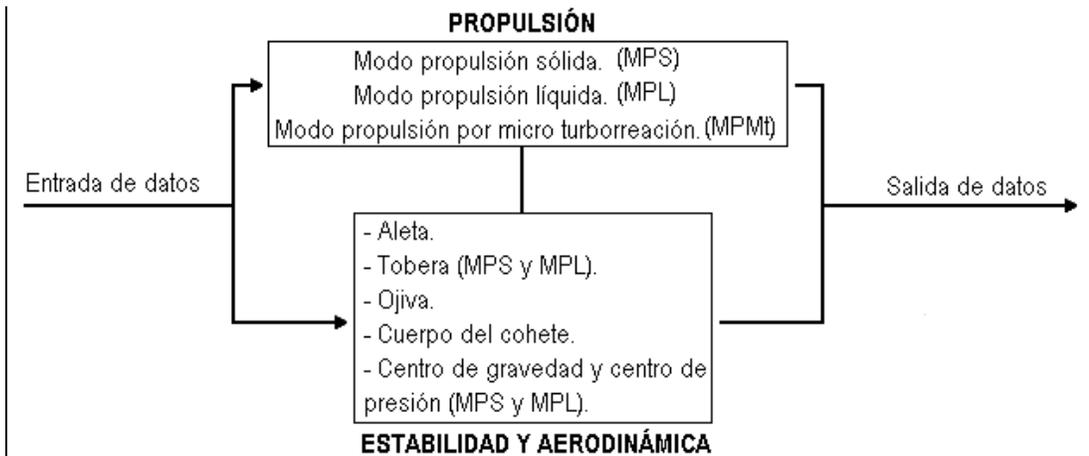
Se expone el proyecto de acuerdo al estudio de diferentes conceptos de modelamiento de diferentes autores del campo de cohetes; a partir del interés de los puntos designados se estructura una secuencia de cálculo o un orden lógico de diseño del cohete.

```
graph LR; A[Entrada de datos] --> B[Funcionalidad: Diseño lógico ó algoritmo de cálculo]; B -- Salida de datos --> C[Programa computacional para construcción del modelo]; C --> D[Presentación de resultados];
```

Se estructura el modelo matemático general de diseño o dimensionamiento de las partes del cohete conteniendo elementos de propulsión, estabilidad y aerodinámica; de esta forma se definen las ecuaciones, parámetros y variables que permiten calcular, aletas, disposición geométrica y número de estas, así como la forma de la nariz. En la parte propulsiva se calcula el motor cohete en 3 diferentes modos: Propulsión por combustible sólido (consistente de una barra propelente sólida), propulsión por combustible líquido (consistente de la mezcla líquida de un oxidante y un combustible), y propulsión por micro turboreacción, dos modos consistente de una cámara de combustión, tobera y un modo por micro construcción de geometría propia del motor a chorro; finalmente en la sección de estabilidad se calculan las posiciones de los centros de presión y de gravedad.

La razón de los cálculos anteriores permiten llegar a un diseño preliminar del vehículo cohete, pero para poder ejecutarlos de manera eficiente se desarrolla una hoja de cálculo que agiliza los procesos de cómputo.

Se inicia el cálculo con la sección de propulsión desde los tres modos de potenciación con la finalidad de hallar todos los parámetros generales de operación de la parte propulsiva de modelo del cohete con respecto al diseño que se propulso en este proyecto. Igualmente se desarrolla el cálculo la sección de estabilidad y aerodinámica para complementar el diseño total del cohete, nótese que el cálculo de propulsión con el cálculo de estabilidad y aerodinámica están correlacionados de tal forma que los datos que se digitan y datos arrojados en una sección también se utilizan en la otra sección.



La realización de la hoja de cálculo fue una de las mejores opciones para realizar este trabajo que a diferencia del uso de programas son más complejos ya que en los mismos hay que ir definiendo cada valor y luego proceder a obtener el valor siendo que para ello hay que evaluar 15 o más alternativas de diseño que se transforma en un proceso largo y tedioso, mientras que con la hoja de cálculo hay que definir los valores de entradas y salidas y la misma hoja arroja las respuesta de modo instantáneo debido al recalcado automático.

Todos los cálculos de dimensionamiento parten de establecer una misión de vuelo que permite fijar los objetivos de diseño de manera concreta, lo cual permite también hacer las suposiciones ingenieriles convenientes al introducir primeros valores en algunas de las ecuaciones del modelo matemático general. La hoja de cálculo y el modelo se prueban con línea base tomados de la página de Richard Nakka (fuentes bibliográficas).

La base de datos es la clave fundamental en el desarrollo del cálculo, en ella descansan todos los datos ingenieriles que se utilizan en cohetaría amateur de forma organizada y ordenada por grupos para una mejor utilización de la misma, consta de todas las propiedades mecánicas y termoquímicas de los materiales empleados en la fabricación de cohetes; todos estos materiales tienen sus especificaciones y usos típicos, datos de propiedades físicas, mecánicas, químicas y térmicas; tiene registro de todos los tipos de las mezclas de propulsor sólido y propulsor líquido, sus símbolos, unidades y valores estándares con los que comprende el combustible a utilizar.

El algoritmo de cálculo se construyo de tal forma que toda la información entrante y saliente tuviera una mejor organización y lógica posible, la conexión entre las dos secciones de cálculo son empleadas para corroborar y actualizar la veracidad de los datos que son digitados y los datos que son arrojados en la hoja de cálculo. La forma lógica del cálculo consta de:

- Desarrollo del combustible propulsor.
- Desarrollo del rango de alcance del modelo de cohete.
- Desarrollo del rendimiento termoquímico del motor.
- Desarrollo de los parámetros generales de la operación del motor.

- Desarrollo del cálculo geométrico y aerodinámico del modelo de cohete.

## **PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS**

Esta sección contempla toda la información, cálculo y trabajo que arrojo del desarrollo ingenieril. Para la consecución de la geometría y dibujo del cohete, se recurrió a programas computacionales que se alimentaron con la información obtenida en la hoja de cálculo.

Se describe todo el paso a paso del calculo en la sección de propulsión, bajo los tres modos de potenciación y en la sección de estabilidad y aerodinámica:

Propulsor sólido, planteamiento el propulsor se va a utilizar para llevar a cabo el cálculo, estableciendo el grano del propulsor y calculando las condiciones específicas térmicas para el tipo de grano elegido, también establece un rango de alcance para la operación del cohete y calcula el dimensionamiento del propulsor elegido, separa el cálculo en secciones donde se desarrolla las entradas de datos para el cálculo de las condiciones en la cámara de combustión en donde se separa también en varios subíndices como las propiedades mecánicas y termoquímicas.

Propulsor líquido, planteamiento del tipo de mezcla de combustible que se va a utilizar para llevar a cabo el cálculo, calcula las condiciones específicas térmicas para el tipo la mezcla elegida estableciendo un rango de alcance para la operación del cohete y se calcula las condiciones del rendimiento del motor partiendo del análisis de la cámara de combustión y calcula los parámetros generales de la tobera de acuerdo al cálculo que se planteó para la cámara de combustión.

Propulsor por micro turborreacción, establece los parámetros iniciales y las condiciones de vuelo de motor, referencia los estudios establecidos en condición de atmósfera estándar para inicializar el desarrollo del cálculo, inicia el calcular por las secciones que tiene el motor y establece todos los parámetros y trabajos correspondientes a cada sección para lograr un resultado óptimo; y se desarrolla el cálculo en la última sección de la tobera para obtener el empuje que genera el motor.

Estabilidad y aerodinámica, sigue el paso a paso para desarrollar el cálculo de la superficie aerodinámica del cohete donde se elige el conjunto de aletas, el tipo de cono que responde a los cálculos desarrollados anteriormente en la sección del cálculo del motor de la sección de propulsión, establece los datos de entrada para la geometría de las aletas y de la tobera, define los datos de entrada para la geometría del cuerpo del cohete y se calculó la distancia que tendría el centro de presión y centro de gravedad del cohete.

Por ultimo, presenta el diseño geométrico del modelo del cohete, muestra todos los planos longitudinales desde las partes específicas o unidades de cada sección del cohete hasta el ensamble total del modelo.

## METODOLOGÍA

1. Este proyecto esta enfocado a la investigación empírico-analítica debido a que se pretende transformar una teoría que es casi compleja a una forma más sencilla aunque la información del tema en este campo tiene límites y esta estructurada en idiomas diferente al español.

Línea de investigación USB: Tecnologías actuales y sociedad.

Sub-línea de la facultad: Instrumentación y Control de Procesos.

Campo temático del programa: Diseño y Construcción de Motores/Aeronaves

2. La recolección de información es suministrada por textos, libros, fuentes de Internet u otras fuentes literarias de apoyo básico en el campo de cohería. La sustentación sólida de este punto esta referente en la parte de bibliografía.

3. La población y muestra de este proyecto no se aplica.

4. Hipótesis

El cohete requerido para la misión de vuelo consiste en:

- un dispositivo de 2.5 metro de largo con un diámetro de 30 cm, con una masa de propelente sólido de 3 kilogramos consistente en mezcla de nitrato de potasio y azúcar (con respecto al modo de propulsión sólida), una mezcla de masa de propelente líquida de 3,5 kilogramos consistente en mezcla de Alcohol metílico y Oxígeno líquido (con respecto al modo de propulsión líquida), y parámetro de rendimiento hasta 1 kilómetro en condiciones atmosféricas estándar (con respecto al modo de propulsión por micro turborreacción).
- El cohete posee 4 aletas tipo delta, nariz de forma ojival y el cuerpo con transición cónica determinada para contener separadamente las partes de propulsión y de carga del modelo, donde el algoritmo de diseño sustenta las dimensiones para el diseño del cohete.
- El cohete alcanza una altura mínima durante el vuelo potenciado de al menos 1000 metros.
- Se establece que el cohete se lanza con una velocidad en régimen subsónico.
- El centro de presión está más abajo que el centro de gravedad, porque de esta forma, el cohete tiene un ascenso vertical cercano a un movimiento rectilíneo.

5. Variables:

Variables independientes: nitrato de potasio y azúcar como el tipo de propulsor sólido, mezcla líquida de Alcohol metílico y Oxígeno líquido, fuerza de gravedad, tiempo inicial de combustión, valores de las masas del propulsor y los materiales de estructura y aerodinámica empleados en este proyecto.

Variables dependientes: valores de salida del cohete correspondientes al

cálculo de:

- Propulsión: parámetros térmicos de los combustibles, longitud del propulsor, longitud de la cámara, tiempo en las marcas de vuelo, altura máxima alcanzada, velocidad potencial.
  - Estructura: geometrías de nariz, aletas, tobera y cuerpo.
6. Aerodinámica: centro de gravedad y centro de presión.

## CONCLUSIONES

Desde diferentes autores en el campo de la cohetaría amateur se establecieron ecuaciones con diferentes definiciones que requerían relación con el funcionamiento y dimensionamiento del cohete, este punto está apoyado en el marco teórico de este proyecto.

A partir de estas ecuaciones, se diseñó y se desarrolló un orden de modo que se elaborara una secuencia de cálculo con entradas y salidas de datos correspondientes a resultados para régimen subsónico.

La metodología de cálculo se estructuró con base a la hipótesis, se dividió por secciones y se definió el orden de cálculo de acuerdo con los requerimientos planteados de tal manera que los cálculos que se realizaban en una primera sección, pudieran ser utilizados en las secciones siguientes con el fin de que todos los datos pudieran ser confiables.

Las secciones del algoritmo de diseño parten de la definición de los conceptos en función de criterios de ingeniería para el desarrollo del cálculo con relación a la propulsión como primer paso, a la misión del vuelo o requerimientos de desempeño con relación matemática de un modelo para establecer el rango de operación del cohete como un segundo paso, a desarrollo aerodinámico y visualización gráfica mediante desarrollo de planos como un tercer paso.

Se planteó el uso de programas computacionales para el desarrollo del algoritmo de cálculo para correlacionar los datos que se requerían para el desarrollo de este orden, se llegó a la conclusión de que la programación computacional para este tipo de metodología se convierte en una operación compleja y de difícil uso.

Se optó por la elaboración de un algoritmo de cálculo programado desde una hoja en Excel, en donde el cálculo de estas secciones se desarrolló de una manera automática.

Se desarrollaron teóricamente tres modos de propulsión con el fin de establecer el mejor desempeño que pueda ofrecer la potencia de un cohete para alcanzar la altura deseada para la cohetaría a nivel amateur.

A partir de los datos arrojados correspondientes a la propulsión y aerodinámica del cohete, se desarrollaron planos de geometría sustentados por el algoritmo del cálculo obtenido en el desarrollo ingenieril de este proyecto.

**DISEÑO DE UN COHETE PARA REGÍMENES DE VELOCIDAD  
SUBSÓNICAS**

**JULIO JAIRO MAIRONGO ORTIZ**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ, D.C.**

**2008**

**DISEÑO DE UN COHETE PARA REGÍMENES DE VELOCIDAD  
SUBSÓNICAS**

**JULIO JAIRO MAIRONGO ORTIZ**

**Trabajo de grado para optar al título de  
Ingeniero aeronáutico**

**Asesor**

**ING. Arnold Escobar Garzón**

**Ingeniero Aeronáutico**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ, D.C.**

**2008**

***Nota de Aceptación***

---

---

---

---

---

---

---

***Firma del presidente del jurado***

---

***Firma del jurado***

---

***Firma del jurado***

***Bogotá D.C. 31 de Octubre de 2008***

Este trabajo se lo dedico a mis padres; Segundo Julio Mairongo, quien es mi mentor de paciencia y responsabilidad, por darme la oportunidad de estudiar y ser alguien en esta vida; y Nubia Isabel Ortiz quien es mi fuente de fortaleza, sabiduría, y dedicación para llevar este trabajo a cabo, sus ayudas desinteresadas me convirtió en una persona constructora de saber escoger un camino de fáciles fundamentos y respeto, y vivir una vida digna de acciones; no me alcanzaran las palabras de agradecimiento por tantas cosas y tantos momentos que me han brindado de manera abnegada durante toda sus vidas.

Julio Jairo Mairongo Ortiz

## **AGRADECIMIENTOS**

Mis más sinceros agradecimientos al Ing. Wilson Pinzón Velasco por su paciencia y por toda la ayuda que me brindó para la realización de este trabajo. De la misma forma mi gratitud para el Ing. Arnold Escobar Garzón por darme la oportunidad de realizar este trabajo de una forma más concreta y extensa a los inconvenientes encontrados, y por el apoyo que me brindó durante la realización de la misma, a los dos, muchas gracias.

A todos los directivos y profesores del programa de Ingeniería Aeronáutica y Ciencias Básicas por todo el apoyo y confianza que me brindaron durante los estudios que realice en la Universidad, muchas gracias a todos y por todo.

## **TABLA DE CONTENIDO**

	Pág.
INTRODUCCIÓN	31
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	32
1.1. ANTECEDENTES	32
1.2. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN	33
1.3. JUSTIFICACIÓN	33
1.4. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN	34
1.4.1. Objetivo general	34
1.4.2. Objetivos específicos	34
1.5. ALCANCES Y LIMITACIONES	34
1.5.1. Alcances	34
1.5.2. Limitaciones	34
2. MARCO DE REFERENCIA	35
2.1 MARCO TEÓRICO – CONCEPTUAL.	35
2.1.1. Cohetería amateur.	35
2.1.2. Aerodinámica.	38
2.1.3. Cohete de Etapa simple.	40
2.1.4. Velocidad de exostación de los gases.	44
2.1.5. Flujo másico del propelente.	44
2.1.6. Velocidad Característica.	44
2.1.7. Coeficiente de empuje.	45
2.1.8. Diseño de una tobera.	46

2.1.9. Motor Cohete de propelente sólido a nivel aficionado.	48
2.1.10. Grano del propelente.	49
2.1.11. Cámara para cohetes químicos de propelente sólido.	51
2.1.12. Análisis teórico.	52
2.1.13. Calculo de un turborreactor.	53
2.1.14. Cálculo de un motor cohete de combustible líquido.	60
2.1.15. Estabilidad del cohete.	64
2.1.16. Diseño geométrico del cohete.	69
<b>3. METODOLOGÍA</b>	<b>75</b>
3.1. ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN.	75
3.2. LÍNEA DE LA INVESTIGACIÓN.	75
3.3. TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE LA INFORMACIÓN.	75
3.4. HIPÓTESIS.	75
3.5. VARIABLES.	76
3.5.1. Variables independientes.	76
3.5.2. Variables dependientes.	76
<b>4. DESARROLLO INGENIERIL.</b>	<b>77</b>
4.1. ALGORITMO DE DISEÑO.	77
4.1.1. Cálculo del motor cohete	77
4.2. VALIDACIÓN DEL ALGORITMO.	82
4.3. DISEÑO DEL COHETE REQUERIDO PARA LA MISIÓN.	82
4.3.1. Especificación de la misión.	82
4.3.2. Datos de entrada y datos de salida.	82

4.4. CÁLCULO DEL MOTOR COHETE CON TURBORREACTOR.	100
4.4.1. Cálculos termogasdinamicos para una micro turbina.	103
4.5. CÁLCULO DEL MOTOR COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO.	124
4.5.1. Datos de entrada y datos de salida.	129
4.6. CÁLCULO DE SUPERFICIES AERODINÁMICAS.	146
4.6.1. Estabilidad y aerodinámica	148
5. PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS.	164
5.1. RESULTADO HOJAS DE EXCEL.	164
5.1.1. Descripción del diseño del motor de combustible sólido.	165
5.1.2. Descripción del diseño del motor de combustible líquido.	167
5.1.3. Descripción del diseño del motor cohete con turborreactor.	170
5.1.4. Descripción del diseño aerodinámico.	172
5.2. DISEÑO GEOMÉTRICO DEL COHETE.	172
5.2.1. Planos de vista longitudinal.	172
6. CONCLUSIONES.	190
7. RECOMENDACIONES.	191
7.1. RECOMENDACIONES PARA EL MODO PROPULSIVO.	191
BIBLIOGRAFÍA.	192
ANEXOS.	194
Anexo A. Tobera de Laval clásica.	194
Anexo B. Tobera con caída presión lineal.	195
Anexo C. Micro turbina.	196
Anexo D. Formas del núcleo del propelente.	196

## **LISTA DE FIGURAS**

	Pág.
Figura 1. Cohete básico.	35
Figura 2. Tipos de conos.	36
Figura 3. Componentes del motor cohete.	36
Figura 4. Formas de aletas de un cohete.	37
Figura 5. Etapas del vuelo del cohete.	38
Figura 6. Resistencia aerodinámica.	38
Figura 7. Tipos de conos (narices), según su forma.	38
Figura 8. Fuerzas aerodinámicas del cohete.	40
Figura 9. Fundamento físico del cohete.	40
Figura 10. Fuerzas actuantes en el motor cohete.	41
Figura 11. Área de sección transversal de una tobera.	46
Figura 12. Grafico del número de Mach Vs. $A/A^*$ .	47
Figura 13. Tipo de combustibles sólidos.	49
Figura 14. Forma inicial del grano / área de combustión.	49
Figura 15. Grafico de la presión de la cámara.	51
Figura 16. Identificación de componentes de una micro turbina.	59
Figura 17. Configuración del motor cohete.	60
Figura 18. Inyectores de combustible para los motores espaciales.	63
Figura 19. Posiciones positivas de estabilidad.	65
Figura 20. Posiciones negativas de estabilidad.	65
Figura 21. Tipo de cohete de Jim Barrowman.	66

Figura 22. Sección transversal de una tobera.	70
Figura 23. Forma geométrica de la ojiva.	72
Figura 24. Cilindro (Cuerpo del cohete).	73
Figura 25. Diagrama de Flujo para el diseño de motor cohete.	77
Figura 26. Diagrama de Flujo del diseño de motor con turborreactor.	100
Figura 27. Diagrama de flujo del motor cohete de combustible líquido.	124
Figura 28. Diagrama de flujo de las superficies aerodinámicas.	146
Figura 29. Diseño del motor cohete en sólido en la hoja de cálculo.	164
Figura 30. Diseño del motor cohete en líquido en la hoja de cálculo.	166
Figura 31. Diseño del motor con micro turborreactor en la hoja.	168
Figura 32. Algoritmo de diseño del cuerpo del cohete.	171
Figura 33. Aleta.	172
Figura 34. Conector Aleta-cuerpo.	173
Figura 35. Cuerpo del cohete. Sección superior.	173
Figura 36. Cuerpo del cohete. Sección cónica.	174
Figura 37. Cuerpo del cohete. Sección inferior.	174
Figura 38. Cono. Sección superior.	175
Figura 39. Cono. Sección inferior.	175
Figura 40. Caja del sistema sujetador del cono.	176
Figura 41. Palanca del sistema sujetador del cono.	176
Figura 42. Pasador del sistema sujetador del cono.	177
Figura 43. Retenedor del resorte y brazos del sist. Sujetador del cono.	177
Figura 44. Sujetador del motor cohete de combustible sólido.	178

Figura 45. Tapa del contenedor del propulsor.	178
Figura 46. Tobera del motor de combustible sólido.	179
Figura 47. Tubo contenedor del propulsor solido.	179
Figura 48. Tanque del oxidante de motor de combustible liquido.	180
Figura 49. Tanque del combustible de motor de combustible liquido.	180
Figura 50. Tobera del motor de combustible liquido.	181
Figura 51. 1ª alabe de la turbo bomba.	181
Figura 52. 2ª alabe de la turbo bomba.	182
Figura 53. 1ª tapa de la turbo bomba.	182
Figura 54. 2ª tapa de la turbo bomba.	183
Figura 55. 3ª tapa de la turbo bomba.	183
Figura 56. Tornillo sujetador de la turbo bomba.	184
Figura 57. Tuerca sujetadora de la turbo bomba.	184
Figura 58. Ensamble total de la aleta.	185
Figura 59. Ensamble total del cuerpo del cohete.	185
Figura 60. Ensamble total de la turbo bomba.	186
Figura 61. Ensamble total del propulsor sólido.	186
Figura 62. Ensamble total del propulsor líquido.	187
Figura 63. Ensamble total del sistema sujetador del cono.	187
Figura 64. Ensamble total del cohete de combustible sólido.	188
Figura 65. Ensamble total del cohete de combustible líquido.	189

## ***LISTA DE TABLAS***

	Pág.
Tabla 1. Tipos de narices de cohetes (según su forma).	39
Tabla 2. Propiedades mecánicas de materiales utilizables en cohetería.	81
Tabla 3. Diferencias entre cálculos de Richard Nakka y el proyecto.	82
Tabla 4. Registro del tipo de propelente utilizado en el diseño.	83
Tabla 5. Registro de los valores de las mezclas de los combustibles disponible en el diseño.	129
Tabla 6. Registro de la mezcla elegida para el cálculo en el diseño.	129

## GLOSARIO

$D$  : Radio de combustible quemado desde la cámara de combustión.

$m_0$  : Masa total.

$m_\ell$  : Masa de carga paga; masa de carga útil.

$m_p$  : Masa del propelente.

$m_e$  : Masa estructural.

$m_q$  : Masa remanente.

$\mathfrak{R}$  : Relación de masa por ecuación de Tsiolkovsky.

$v_e$  : Velocidad de exostación de los gases.

$\dot{m}$  : Flujo másico.

$C^*$  : Velocidad característica de los gases de salida.

$C_f$  : Coeficiente de empuje.

$k$  : Radio de calor específico del combustible propulsor.

$A^*$  : Área crítica de la garganta de la tobera.

$A_e$  : Área de salida de la tobera.

$P_e ; P_{atm}$  : Presión del ambiente.

$P_{01}$  : Presión en la cámara.

$M$  : Número de Mach.

$R'$  : Constante universal del gas.

$R$  : Constante específica del gas.

$T^\circ_{id}$  : Temperatura ideal de combustión.

$T_{ac}^{\circ}$  : Temperatura actual en la cámara.

$M'$  : Peso molecular efectivo.

$\rho^{**}$  : Radio de densidad (Actual-Ideal).

$\rho'$  : Densidad ideal del combustible.

$\rho; \rho_p$  : Densidad del combustible.

$g; g_c$  : Aceleración debido a la gravedad.

$t'_0$  : Tiempo inicial de quemado de vuelo.

$t_0$  : Tiempo de vuelo del cohete bajo el régimen inercial.

$t_T$  : Tiempo total de vuelo.

$W_T$  : Peso del cohete.

$F_q$  : Empuje máxima bajo el régimen de potenciado.

$I_{esp}$  : Impulso específico.

$R_{e-p}$  : Relación empuje – peso.

$X_0$  : Altura máxima inicial bajo el régimen de potenciado.

$X_t$  : Altura máxima total del cohete.

$V_0$  : Velocidad máxima inicial bajo el régimen de potenciado.

$V_t$  : Velocidad máxima total del cohete.

$Di_c$  : Diámetro de la cámara.

$Di_e$  : Diámetro exterior.

$Di_n$  : Diámetro del núcleo.

$N_s$  : Numero de segmentos del cohete.

$S_e$  : Número de inhibición o exposición de la superficie exterior del propulsor.

$N_u$  : numero de inhibición o exposición del extremo encendedor del propulsor.

$L_p ; L_s$  : Longitud del segmento – longitud de propulsor a utilizar.

$L_{c-c}$  : Longitud del contenedor (cámara de combustión).

$V_{gr}$  : Volumen del grano.

$m_{gr}$  : Masa del grano.

$W_p$  : Peso del combustible a utilizar.

$A_{qf}$  : Área de propelente quemado final.

$A_{qn}$  : Área de propelente quemado en su núcleo.

$A_{qse}$  : Área de propelente quemado en superficie exterior.

$A_{qt}$  : Área de quemado total.

$e$  : Espesor de la pared.

$F_{sd}$  : Factor de seguridad de diseño.

$F_{sq}$  : Factor de seguridad de quemado.

$V_c$  : Volumen de la cámara.

$F_{rend}$  : Esfuerzo de rendimiento.

$F_{ult}$  : Esfuerzo ultimo.

$E$  : Modulo de elasticidad.

$\nu$  : Radio de Poisson.

$\alpha$  : Angulo de inclinación de la sección convergente de la tobera.

$\beta$  : Angulo de inclinación de la sección divergente de la tobera.

$\alpha$  : Coeficiente de exceso de aire.

$\beta$  : Radio de esfuerzo del material elegido.

$P_d$  : Presión de diseño.

$P_q$  : Presión de quemado.

$P_t$  : Presión total.

$A_g$  : Área de la garganta – sección transversal.

$A_s$  : Área de sección transversal a la salida de la tobera.

$A_q$  : Área de sección transversal de quemado de la tobera.

$A_{qt}$  : Área total de la garganta.

$A_{st}$  : Área de la salida de la tobera.

$D_{t-g}$  : Diámetro de la garganta de la tobera.

$Di_{gi}$  : Diámetro de sección transversal de la garganta – diámetro inicial de la garganta.

$Di_{fg}$  : Diámetro final de la garganta.

$D_{t-s}$  : Diámetro de la salida de la cámara.

$A_c$  : Área de sección transversal de la cámara.

$R'$  : Radio de la sección crítica de la garganta.

$t_e$  : Espesor bruto de la pared de la cámara.

$T_{01}$ : Temperatura en la zona crítica de la tobera.

$T_s$ : Temperatura a la salida de la tobera.

$P_c$ : Presión en la cámara de combustión.

$P_{01}$ : Presión en la zona crítica.

$P_c$ : Presión a la salida de la tobera.

$v_{crit}$ : Velocidad en la zona crítica.

$R_d$ : Radio de descarga del flujo.

$R_{eynolds}$ : Numero de Reynolds.

$\eta$ : Viscosidad de la mezcla del propulsor.

$R^*$ : Radio de curvatura de la garganta.

$R_c$ : Radio de la sección crítica de la garganta.

$C_d$ : Coeficiente de descarga del flujo.

$w$ : Radio de flujo del propulsor.

$Q$ : Calor total transferido.

$C_p$ : Radio de calor específico de la mezcla del combustible.

$V_i$ : Velocidad de inyección del combustible que sale por la garganta.

$(C_N)_T$ : Condiciones de transición.

$(C_N)_C$ : Condiciones del cono.

$(C_N)_F$ : Condiciones de la aleta.

$X_T$ : Longitud de la transición.

$X_F$  : Longitud de la aleta.

$X_{CG}$  : Longitud del centro de gravedad.

$M_a$  : Momento del cohete hasta a distancia.

$M_b$  : Momento del cohete hasta b distancia.

$M_c$  : Momento del cohete hasta c distancia.

$M_T$  : Momento total del cohete

$W_T$  : Suma de los pesos totales de cada sección del cuerpo del cohete.

$X_{CP}$  : Longitud del centro de presión.

$T_0$  : Temperatura del ambiente.

$\rho_0$  : Densidad del ambiente.

$P_0$  : Presión del ambiente.

$T_1$  : Temperatura en la primera sección del turborreactor.

$T_1^*$  : Temperatura crítica en la entrada del compresor.

$T_2^*$  : Temperatura en la segunda sección del motor.

$P_2$  : Presión en la segunda sección del motor.

$T_3$  : Temperatura en la tercera sección del motor.

$P_3$  : Presión en la tercera sección del motor.

$T_4$  : Temperatura en la cuarta sección del motor.

$P_4$  : Presión en la cuarta sección del motor.

$L_C$  : Trabajo específico realizado por la turbina.

$L_T$  : Trabajo específico realizado por el compresor.

$\delta_{CC}$  : Radio de rendimiento de la cámara de combustión.

$\delta_{diff}$  : Radio de rendimiento del difusor.

$\pi_C$  : Grado de compresión.

$\pi_T$  : Grado de expansión.

$C_p$  : Calor específico.

$\eta_m$  : Coeficiente de rendimiento del motor.

$\eta_C$  : Eficiencia del compresor.

$\eta_T$  : Eficiencia de la turbina.

$V_s : c_s$  : Velocidad de los gases de salida.

$\varphi_c$  : Coeficiente de velocidad de la tobera.

$v_{refrig}$  : Radio de refrigeración del motor.

$v_{sangrado}$  : Radio de sangrado del motor.

$k_g$  : Coeficiente del gas.

$R_g$  : Constante específica del gas.

$\xi$  : Rendimiento de la combustión.

$\tau$  : Gasto del combustible.

$H_v$  : Capacidad de calor latente.

$\xi_{cc}$  : Transferencia de calor de la cámara de combustión.

$Bypass_b$  : Radio de by pass beta.

$k_{frio}$  : Radio del calor específico del aire en frío.

$k_{caliente}$  : Radio del calor específico del aire en caliente.

$k'$  : Modulo de gama en frio para valores de potencia.

$k''$  : Modulo de gama en caliente para valores de potencia.

**AGOTAMIENTO (CUT OFF):** punto en el que un motor de cohete deja de producir empuje, por lo general, el punto en el que todos los propulsores se han quemado totalmente.

**ALETA:** unidad que estabiliza y guía un modelo de cohete (que podría estar en forma simétrica de tres, cuatro o posiblemente de más numero y hecho del papel, de balsa o plástico reforzada), y su superficie aerodinámica proyecta el cuerpo con el fin de dar estabilidad direccional al cohete.

**CENTRO DE GRAVEDAD:** punto en un cohete en que el peso es equilibrado; el momento en que un modelo de cohete tiene equilibrio en un filo.

**COHETERÍA AMATEUR (AFICIONADO):** actividades de cohetería llevadas a cabo por aficionados y profesionalmente supervisada.

**CUERPO DEL COHETE:** estructura cilíndrica que es el principal marco para un cohete.

**CURVA DE TIEMPO-EMPUJE:** expresión gráfica de la relación entre el empuje producido por un motor cohete y el tiempo, un gráfico muestra el empuje producido por un motor cohete en cada instante de su operación.

**MODELO DE COHETE:** prototipo de cohete con propósitos experimentales para sustentar una teoría.

**EMPUJE:** fuerza de propulsión desarrollado por un motor de cohete en funcionamiento ocasionado por la expulsión de los gases hacia atrás durante el proceso de combustión.

**EMPUJE PROMEDIO:** cantidad total del empuje desarrollado en un motor de cohete, determinado para medir el área debajo de la curva de empuje-tiempo del motor, o multiplicando el empuje promedio por la duración de tiempo agotamiento del combustible (quemado).

**GARGANTA:** porción de una tobera del motor cohete que tiene el área seccionada transversalmente más pequeña.

**IMPULSO TOTAL:** cantidad total de la idea desarrollada por un motor de cohete, determinado por la medición de la zona bajo el empuje del motor de tiempo de la curva, o multiplicando el empuje medio de la duración de combustión.

**MODELO DE COHETE:** estructura de cohete reducido para vuelos deportivos o experimentales.

**MODELO DE COHETES DE COMBUSTIBLE SÓLIDO:** cohete hecho de materiales ligeros como papel, madera, plástico o goma, sin el uso de importantes metal, accionado por un motor cohete de propulsor sólido manufacturado comercialmente, levantándose sin la necesidad de elevar sustentadores de superficie aerodinámica, y conteniendo un dispositivo de recuperación para bajarlo con seguridad de nuevo a la tierra.

**NARIZ-CONO (OJIVA):** primera superficie de un modelo de cohete, generalmente de forma cónica para permitir la abertura de paso de aire, por lo general, son fabricados de plástico o balsa.

**PLATAFORMA DE LANZAMIENTO:** estructura usada para apoyar y para dirigir un modelo de cohete en una trayectoria vertical durante los primeros pies del vuelo hasta que alcance a estabilizar velocidad, incluye la desviación de la ráfaga para desviar el extractor del cohete.

**PERFIL:** sección transversal de un cuerpo diseñado para producir una fuerza de sustentación perpendicular a la superficie cuando hay un movimiento relativo entre éste y el aire circundante.

**PROPELENTE SÓLIDO:** material utilizado para la combustión en cohetería. Esta combustión precisa una temperatura en la superficie que oscile entre 400 y 800 °C, que se puede conseguir por la radiación del calor procedente de un objeto o medio de temperatura elevada.

**SISTEMA DE RECUPERACIÓN:** dispositivo incorporado a un modelo de cohete con el propósito de regresarlo a la tierra de una manera segura. Todos los modelos de cohete deben emplear un sistema de recuperación (por ejemplo, un paracaídas).

**TOBERA:** conducto de extracción de la cámara de combustión del cohete en la cual los gases se aceleran a velocidades muy altas.

**VUELO INERCIAL:** se realiza con el empuje inicial. Periodo donde termina la combustión del propelente y alcanza su máxima altura de forma inercial hasta el descenso del vuelo.

**VUELO POTENCIADO:** periodo en el cuál existe combustión. La aceleración es positiva.

## ***INTRODUCCIÓN***

Se estudian diferentes conceptos y propuestas de modelamiento y cálculo de manera que a partir de estos se construye una secuencia de cálculo para ordenar el algoritmo de diseño de un cohete.

El mencionado algoritmo de cálculo se ha orientado con base en la división del cohete en secciones de diseño, las cuales son propulsión, estructura y aerodinámica. Los cálculos pertinentes se han programado en una hoja de cálculo en Excel, lo que permitió la estimación de parámetros y cálculo de variables de una manera automática por lo que no se presentan ecuaciones desarrolladas numéricamente, salvo en contadas excepciones.

El algoritmo de cálculo correspondiente a la propulsión del cohete se clasifica en tres modos, las cuales constan de propulsión por combustible sólido, propulsión por combustible líquido y propulsión por micro turborreacción; este cálculo se realiza con el fin de tener múltiples opciones para el cual se estudia la posibilidad de elegir el que sea necesario con respecto a la misión que se le asigne.

Para la consecución de la geometría y dibujo del cohete, se recurre a programas computacionales que se alimentan con la información obtenida en la hoja de cálculo.

## 1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

### 1.1 ANTECEDENTES

John Wickman<sup>1</sup> ha elaborado un proceso de cálculo en el cual está disponible en internet como aplicación de compra en línea, donde desarrolla programas computacionales y como hoja de cálculo en la que se establece una secuencia de diseño particular que contiene análisis aerodinámicos, de estructura y propulsión.

Richard Nakka<sup>2</sup> trabaja la “*teoría de motores cohetes de propelente sólido*” en la que desarrolla un proceso metodológico de fabricación de un motor, el cuerpo del cohete y los sistemas adicionales que lo componen. También desarrolla programas computacionales que agilizan los cálculos de diseño que a su vez soportan elementos de construcción al mismo tiempo que se toman en cuenta los materiales de construcción facilitando diversas posibilidades de diseño al manejar diferentes criterios ingenieriles durante el diseño y construcción de prototipos.

Eugene L. Fleeman<sup>3</sup> presenta un esquema de diseño detallado para misiles en el cual comprende un algoritmo que interrelaciona elementos de aerodinámica, propulsión, dinámica de vuelo y estabilidad y control, pero el inconveniente que tiene es que los coeficientes y parámetros en los modelos matemáticos son totalmente inadecuados para cohetes amateur y subsónicos.

Bustos Rentería<sup>4</sup>, trabajó la *metodología matemática para el análisis aerodinámico de cohetes*, con la cual se logra el diseño conceptual, a partir de teorías, criterios de diseño y tecnologías para la aerodinámica de cohetes. El estudio consistió en lo fundamental, en replicar e implementar la aerodinámica de un ala de bajo concepto de radio de aspecto de aeronaves en con cohetes de alas pequeñas, utilizando análisis computacional.

---

<sup>1</sup>WICKMAN, JOHN. Wickman Spacecraft & Propulsion Company [on line]. How to make amateur rockets 2º ed. (Junio de 1999) - (Citado en Marzo de 2008). Disponible en internet: <URL: <http://www.space-rockets.com/>>. Disponible también en internet: <URL: [www.space-rockets.com/newbook.html](http://www.space-rockets.com/newbook.html)>.

<sup>2</sup> NAKKA, RICHARD. Experimental rocketry site [on line]. Solid propellant rocket motor design and testing (Julio de 2007) – (Citado en Marzo de 2008) Disponible en internet: <URL: <http://www.nakka-rocketry.net/>>. Disponible también en internet y en español: <URL: [www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)>.

<sup>3</sup> FLEEMAN, EUGENE L. Tactical missile Design 1º ed. AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics) (Agosto 1, 2001) - (Citado en Marzo de 2008). Disponible en diferentes sitios de internet: <URL: [www.amazon.com](http://www.amazon.com/); [www.AIAA.org](http://www.AIAA.org); [www.barnesandnobles.com](http://www.barnesandnobles.com)>.

<sup>4</sup> BUSTOS RENTERÍA, SERGIO ANDRÉS. Metodología matemática para el análisis aerodinámico de cohetes, Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C. – (Diciembre de 2005) – (Citado en Abril de 2008). Disponible en internet, en biblioteca virtual de la universidad de san buenaventura: <URL: <http://www.usbbog.edu.co>>

Espejo Cañón y Martínez Cristancho<sup>5</sup>, presentaron la *medición de variables para el desarrollo de un vehículo cohete no tripulado*, usando programas computacionales de ambiente grafico, desarrollaron un sistema metodológico definiendo entradas y salida de datos para cada situación que plantearon en la investigación, diseñaron un sistema de sensores para diferentes parámetros con el fin medir puntos en el cual arrojaban datos en el comportamiento del vehiculo cohete durante la etapa de vuelo de ascenso, maximizando los recursos de almacenamiento de datos correspondientes a datos entrantes relacionados con datos salientes en un sistema de sensórica y manejo de datos.

## **1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA**

Existen diversas fuentes de información además de libros acerca de teoría de cohetes que manejan conceptos básicos mecánicos, termodinámicos, aerodinámicos, dinámicos, etc., relacionados con el diseño y fabricación en diferente nivel (aficionado y profesional), pero hasta, donde ha podido validar el autor de este trabajo, no existe algún manual de diseño y construcción de cohetes a nivel aficionado (amateur) y paso a paso, en español, accesible y orientado a estudiantes de ingeniería aeronáutica especialmente.

*¿Cuáles son las dimensiones y detalles del diseño de un cohete a nivel aficionado que logre el desempeño teórico establecido en este proyecto?*

## **1.3 JUSTIFICACIÓN**

La prospectiva hacia la ingeniería aeroespacial de la ingeniería aeronáutica parece ser el paso inmediato en su evolución o ampliación dentro de los alcances de esta profesión, por lo tanto es pertinente apoyar este proceso de transición adelantando proyectos que impulsen al programa de ingeniería aeronáutica hacia la ingeniería aeroespacial.

Con este proyecto se busca complementar el material de estudio de los grupos y semilleros de investigación de la facultad y específicamente del programa de ingeniería aeronáutica que trabaja en área aeroespacial o que inicia el proceso dentro de la universidad.

Por otra parte, la academia tiene el deber de impulsar la industria nacional en diferentes áreas del conocimiento, en este caso aeroespacial, que sean de aplicación inmediata o a largo plazo.

---

<sup>5</sup> ESPEJO CAÑÓN, ELVIA CATHERINE. *Medición de variables para el desarrollo de un vehículo cohete no tripulado*, Universidad de San Buenaventura Bogotá D.C – (Diciembre de 2005) - (Citado en Abril de 2008). Disponible en internet, en biblioteca virtual de la universidad de san buenaventura: <URL: <http://www.usbbog.edu.co>>.

## **1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN**

**1.4.1 OBJETIVO GENERAL:** Diseñar detalladamente un cohete para regímenes de velocidad subsónicas y que logre alcanzar una altura máxima de 1.5 Km.

### **1.4.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS**

- Desarrollar el orden del diseño del cohete para tipo amateur (aficionado).
- Estructurar una metodología de cálculo básico para el diseño detallado.
- Establecer un algoritmo de cálculo sustentado teóricamente para el diseño de un cohete bajo tres modos en la sección de propulsión y un modo en la sección aerodinámica para regímenes de velocidad subsónicas.
- Dibujar la geometría del cohete recurriendo a programas computacionales con base a la información obtenida del cálculo metodológico.

## **1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO**

**1.5.1 Alcances:** dentro del proyecto se llegará los diseños de las partes de un prototipo de cohete no optimizado. Adicionalmente se entregará un diseño automatizado del cálculo.

- El diseño responde a las características de desempeño establecidas en un rango de vuelo vertical, propulsado para los primeros 1000 mts de ascenso vertical, con una masa total del cohete de 8 kg al despegue.
- El diseño corresponde a cohetes de nivel aficionado debido a su sistema de propulsión, materiales usados y desempeño requerido.

**1.5.2 Limitaciones:** No se hará un proceso de optimización de diseño ni de construcción debido a que no se cuenta con un presupuesto amplio que permita la realización de estudios experimentales de retroalimentación por ensayo y error así como pruebas destructivas para establecer el mejor material a utilizar.

- Se maneja una profundidad teórica que no permitirá desarrollar modelos matemáticos para optimización.
- No se hará construcción del prototipo.

## 2. MARCO DE REFERENCIA

### 2.1 MARCO TEÓRICO-CONCEPTUAL

**2.1.1 Cohetería amateur<sup>6</sup>:** *La Cohetería Amateur es la actividad relativa al estudio y la experimentación al nivel aficionado, de la cohetería comprendiendo el diseño, el ensayo y la fabricación de todas las partes del cohete, incluyendo al motor cohete y el propulsor.*

*Es experimental porque no se suele basar en diseños ya estudiados ni elementos prefabricados*

Las actividades que se emplean para el desarrollo de un cohete aficionado están ligadas con campos de acción como son la química, física, matemáticas, aerodinámica, circuitos eléctricos, geometría de dibujos y la utilización de programas computacionales de simulación y la fabricación de piezas sólidas.

#### Partes del modelo de un cohete básico<sup>7</sup>:

Esta sección se toma textualmente de la fuente mencionada debido a que los conceptos que están en este apartado explican claramente los componentes básicos del cohete y facilitan la comprensión del contenido posterior en el texto.

Figura 1. Cohete básico.



Fuente: URL:<http://www.rcmaterial.com/pdfs/ManualCohetemodelismo.pdf>> [on line] (Noviembre de 2007) - (Citado en Enero de 2008)

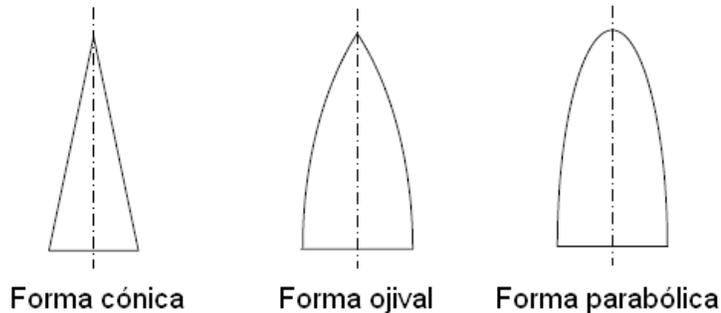
<sup>6</sup> Fuente: cohetería amateur [on line] (Junio de 2003) - (citado Noviembre de 2007). Disponible en internet: <URL:<http://www.jpcoheteria.com.ar/que.htm>>

<sup>7</sup> Fuente: partes de un cohete. [on line] (Noviembre de 2007) - (Citado en Enero de 2008) <URL:<http://www.rcmaterial.com/pdfs/ManualCohetemodelismo.pdf>>

• **Cono:** es la parte del modelo del cohete que “abre camino” en el curso del vuelo, por lo que debe tener una forma lo más aerodinámica posible.

Básicamente existen tres tipos de cono tal como se muestra en la figura 2, para un modelo de cohete en función de su forma:

Figura 2. Tipos de conos.



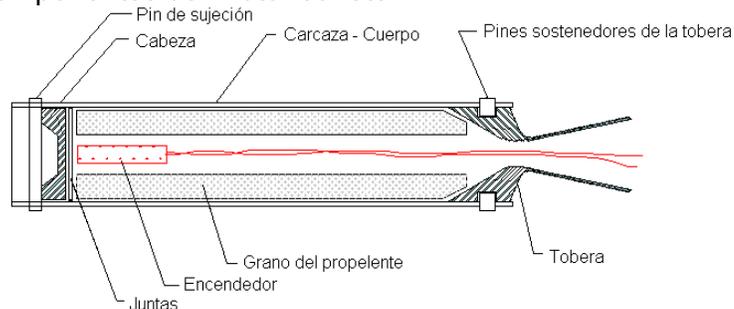
Elaborado en dibujo de Paint.

Cada una de estas formas tiene su propio coeficiente de rozamiento y ubicación del centro de presión (CP). En este proyecto se escogió la nariz de tipo ojival (ver tabla 1), pues la velocidad máxima estimada para el cohete es de 0.67 Mach.

• **El cuerpo:** el cuerpo de un modelo de cohete básico consiste en un cilindro hueco o tubo de una determinada longitud, en cuyo interior se aloja el soporte del motor, sistema de encendido y sistema de recuperación.

El soporte del motor consiste en una porción de tubo cuyo interior se introduce el propulsor de combustible sólido o motor que está sujeto al interior del cuerpo del cohete mediante piezas en forma de aro que se ajustan al diámetro de la base del cohete. El compartimiento del encendido consiste en un cableado justo encima del tubo que descansa el motor para proporcionar la chispa suficiente para encender el propulsor del motor.

Figura 3. Componentes del motor cohete.

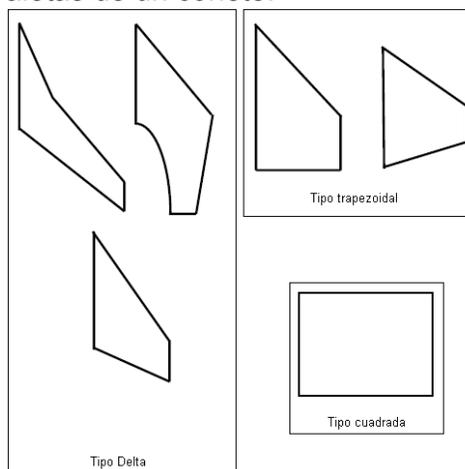


Fuente: URL: <http://members.aol.com/ricnakk/engine1.html> [on line] (Marzo de 2002) - (Citado en Mayo de 2008).

El modelo del motor cohete<sup>8</sup> de la figura concibe la forma de desarrollar la propulsión del cohete que para los casos de cohetes de propulsor sólido, utiliza nitrato de potasio y azúcar (oxidante y combustible respectivamente) necesarios para impulsar el modelo hasta cierta altura diseñada por el aficionado, donde dispone de la tobera, dispositivo en el cual actúa de acelerante de los gases de salida; encendedor, fuente que provoca la chispa necesaria para iniciar el proceso de combustión; pines de seguridad, para sujetar el contenedor del propulsor de su tapa y de la tobera; el cuerpo contenedor del propulsor del motor y el grano propelente.

• **Las aletas:** *las aletas sirven para estabilizar y mantener el modelo de cohete en la dirección de vuelo adecuada. El número y la forma de las mismas puede ser variable (Figura 4), pero deben ser superficies lisas y deben estar perfectamente adosadas al exterior del cuerpo.*

Figura 4. Formas de aletas de un cohete.



Elaborado en dibujo de Paint.

El tipo de aleta utilizada en este proyecto es la aleta tipo delta, la forma aerodinámica, el área y envergadura de este tipo de aleta definen un máximo desempeño en bajas y altas velocidades en cohetes de vuelo vertical.

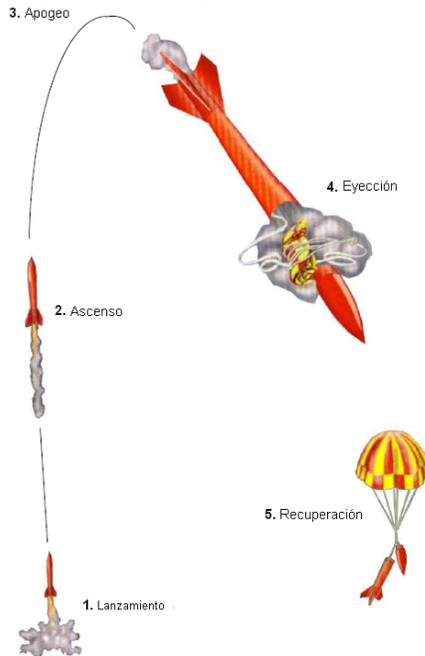
• **Etapas de vuelo:** 1ª etapa: al iniciarse la combustión, se desarrolla la fase de empuje durante un tiempo determinado hasta agotarse el propelente en una relación de empuje contra tiempo que depende del diseño del grano del propulsor (Figura 5).

- 2ª etapa: después de que el propelente se quema en su totalidad, empieza el ascenso inercial con desaceleración progresiva hasta alcanzar la máxima altura donde la velocidad se hace cero.

<sup>8</sup>Motor cohete [on line] (Marzo de 2002) - (Citado en Mayo de 2008). Disponible en Internet: <URL: <http://members.aol.com/ricnakk/engine1.html>>

- 3ª etapa: después del régimen potenciado, el modelo alcanza su máxima altura (apogeo) por movimiento inercial y empieza a caer.
- 4ª etapa: al llegar a su máxima altura e inclinarse ciertos grados para caer, se despliega el sistema de recuperación por accionamiento retardado del circuito electrónico.
- 5ª etapa: el modelo desciende lentamente a tierra de forma segura.

Figura 5. Etapas del vuelo del cohete.



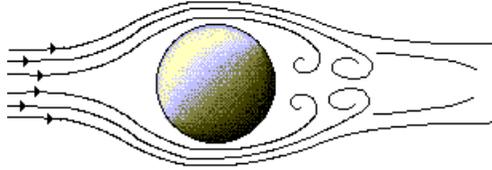
Fuente: URL:<http://www.rcmaterial.com/pdfs/ManualCohetemodelismo.pdf> [on line] (Noviembre de 2007) - (Citado en Enero de 2008)

**2.1.2 Aerodinámica<sup>9</sup>**: estudio que se ocupa de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en ciertos fluidos. Un ejemplo común es el movimiento o desplazamiento del aire sobre el plano de un avión.

La forma del cohete es importante en su diseño; por ejemplo, el cono del cohete es primordial porque es la parte del cohete que por su forma le abre camino a todo el conjunto para volar lo más aerodinámicamente posible, como la forma cilíndrica del fuselaje con la capacidad de transportar la carga que sea conveniente para cualquier misión. Según los ejemplos de la figura 6, el modelo de cohete que se desarrolla y que se apoyan de teoría aerodinámica como el coeficiente de sustentación, coeficiente de resistencia al avance, flujo turbulento, etc., sería ideal si se elige para su desempeño, cierta similitud entre sus aletas y el plano aerodinámico, e igualmente la forma del cuerpo y el tipo ojival con respecto al cono.

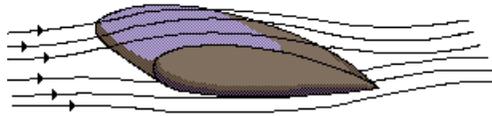
<sup>9</sup> Fuente: Aerodinámica de un cohete [on line] (2004) – (Citado en Noviembre de 2007). Disponible en internet: <URL: <http://www.angelfire.com/scifi2/coheteria/aerodinamica/aerodinamica.htm>>

Figura 6. Resistencia aerodinámica.



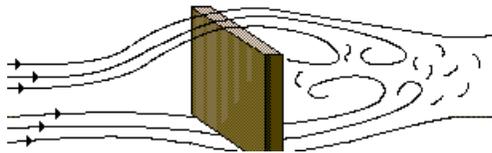
**Esfera:**

Los objetos redondos como una pelota, experimentan una resistencia aerodinámica media.



**Plano aerodinámico:**

La forma del ala de un avión minimiza la resistencia aerodinámica.



**Superficie cuadrangular:**

Los objetos planos con aristas marcadas, como una caja, experimentan una elevada resistencia al avance.

Fuente: URL: <http://www.angelfire.com/scifi2/coheteria/aerodinamica/aerodinamica.htm> [on line]- (Citado en Noviembre de 2007)

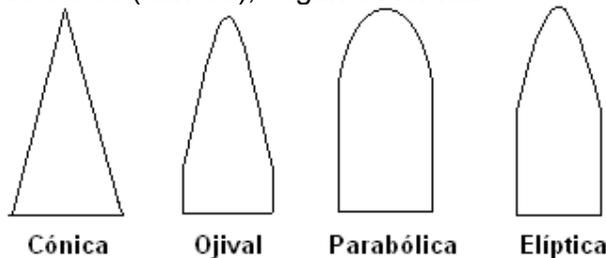
En la tabla 1 se hace referencia el coeficiente de resistencia al aire de los distintos tipos de conos que usualmente se utiliza en diseño de cohetes y en la figura 7 se muestran los tipos de conos que se emplean.

Tabla 1. Tipos de narices de cohetes (según su forma) y sus coeficientes de resistencias al aire. Métodos de cálculo del Centro de Presión Cp.

Tipos de narices, según su forma	Coficiente de resistencia (sin unidades)	Régimen de velocidad
Cónicas	0.667	Supersónica
Ojivales	0.446	Subsónica
Parabólicas	0.5	Transónica- Subsónica
Elípticas	0.333	Subsónica

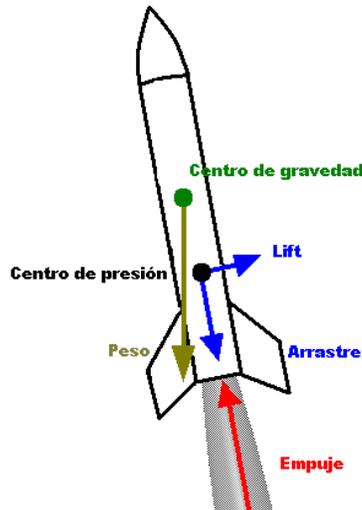
Fuente: URL: <http://www.angelfire.com/scifi2/coheteria/aerodinamica/aerodinamica.htm> [on line]- (Citado en Noviembre de 2007)

Figura 7. Tipos de conos (narices), según su forma.



Fuente: URL: <http://www.angelfire.com/scifi2/coheteria/aerodinamica/aerodinamica.htm> [on line]- (Citado en Noviembre de 2007)

Figura 8. Fuerzas aerodinámicas del cohete.



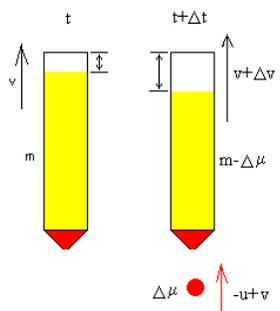
Elaborado en dibujo de Paint.

### 2.1.3. Cohete de Etapa simple.

#### Presentación de la ecuación de TSIOLKOVSKY<sup>10</sup>.

Para un cohete en el instante  $t$ , con masa  $m$ , velocidad  $v$  respecto a un Sistema de Referencia Inercial, en el instante  $t+\Delta t$ , expulsará una masa  $\Delta\mu$  de combustible con una velocidad constante  $-u$  relativa al cohete, de modo que la velocidad del cohete se incrementa en  $v+\Delta v$ .

Figura 9. Fundamento físico del cohete.



Elaborado en dibujo de Paint.

El momento lineal es  $p(t) = mv$  pero para dejar el momento definido en función del tiempo se debe precisar que En el instante  $t + \Delta t$

<sup>10</sup>Fuente: Movimiento vertical de un cohete [on line] - (Citado en Noviembre de 2007). Disponible en Internet: <URL: <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/dinamica/cohete3/cohete3.html>>

El cohete tiene una masa  $m - \Delta\mu$ , su velocidad es  $v + \Delta v$ . La masa expulsada  $\Delta\mu$  lleva una velocidad  $-u$  respecto del cohete o una velocidad  $-u + v$ , respecto de Tierra

Ahora sí, el momento lineal en este nuevo instante es

$$p(t + \Delta t) = (m - \Delta\mu)(v + \Delta v) + \Delta\mu(-u + v + \Delta v)$$

El cambio de momento lineal entre los instantes  $t$  y  $t + \Delta t$  es

$$\Delta p = p(t + \Delta t) - p(t) = m * \Delta v - u * \Delta\mu - \Delta\mu * \Delta v$$

En el límite cuando  $\Delta t$  tiende a 0

$$\frac{dp}{dt} = m \frac{dv}{dt} - u \frac{d\mu}{dt}$$

El momento lineal cambia debido a la fuerza de atracción gravitatoria, que va en dirección contraria al momento lineal).

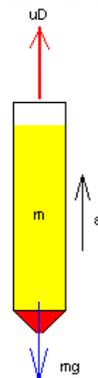
$$\frac{dp}{dt} = -mg$$

La masa  $M$  del sistema formado por el cohete  $m$  y el combustible expulsado  $\mu$  es constante  $M = \mu + m$ , entonces  $d\mu + dm = 0$ . La masa del cohete se reduce en  $dm$  y se incrementa la masa del combustible expulsado en la misma cantidad.

Finalmente, la ecuación del movimiento del cohete se puede escribir como

$$-mg = m \frac{dv}{dt} + u \frac{dm}{dt}$$

Figura 10. Fuerzas actuantes en el motor cohete.



Elaborado en dibujo de Paint.

Si la cantidad de combustible quemado en la unidad de tiempo,  $D$ , es constante, se puede expresar diferencialmente como  $D = -\frac{dm}{dt}$ , lo que permite expresar la ecuación del cohete en función de esta masa consumida y del tiempo:

La masa  $m$  del cohete en el instante  $t$  valdrá  $m = m_0 - Dt$ .

Donde  $m_0$  es la suma de la carga útil más el combustible inicial, y

$Dt$  es el combustible quemado al cabo de un cierto tiempo  $t$ .

$$m \frac{dv}{dt} = uD - mg$$

Un cohete está sometido a dos fuerzas de la misma dirección pero de sentidos contrarios el empuje de los gases  $uD$  y el peso  $mg$ , al tiempo que su masa  $m$  es variable.

La ecuación anterior la podemos escribir

$$\frac{dv}{dt} = -g + u \frac{D}{m_0 - Dt}$$

Que al integrar queda:

$$v = v_0 - gt + u \ln \frac{m_0}{m_0 - Dt}$$

Si se vuelve a integrar se obtiene una expresión muy útil para el desplazamiento vertical del cohete en función del tiempo:

$$x = x_0 + v_0 t - \frac{1}{2} g t^2 + u \ln m_0 + \frac{u}{D} [(m_0 - Dt) \ln(m_0 - Dt) + Dt - m_0 \ln m_0]$$

Un cohete mono etapa debe cumplir la condición dada en la ecuación de desigualdad correspondiente a la ecuación 1 para que las relaciones de masas (masa de carga útil o carga paga, masa de propelente y masa de estructura) sean correctas y no se tenga un diseño errado desde el punto de vista de peso y estructura<sup>11</sup>:

---

<sup>11</sup>Fuente: PHILIP, HILL. Mechanics and Thermodynamics of propulsion, 2ª edition (Junio de 1965) – (Citado en Mayo de 2006). Disponible en biblioteca de la Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C.

$$1 > 1 - \left( \frac{\lambda}{1 - \varepsilon} \right) > 0 \quad (1)$$

Donde  $\lambda$  es:

$$\lambda = \frac{m_p}{m_0} \quad (2)$$

Entre más pequeño sea  $\varepsilon$ , más eficiente es el diseño, pues el coeficiente estructural  $\varepsilon$  mide la habilidad del diseñador del vehículo, al lograr bajo peso de estructura y alta resistencia.

$$\varepsilon = \frac{m_e}{m_p + m_e} = \frac{m_q - m_\ell}{m_0 - m_\ell} \quad (3)$$

De este modo se expresa la ecuación de masa total inicial del conjunto cohete como:

$$m_0 = m_\ell + m_p + m_e \quad (4)$$

$m_\ell$  es la masa de la carga paga,  $m_p$  es la masa del propelente,  $m_e$  es la masa estructural.

Se conoce como masa remanente  $m_q$ , la masa total menos la masa del propelente, lo que equivale a la suma de las masas de carga paga y estructural.

$$m_q = m_\ell + m_e \quad (5)$$

La relación de masas de la ecuación de Tsiolkovsky queda definida por " $\mathfrak{R}$ "

$$\mathfrak{R} = \frac{m_0}{m_q} \approx \frac{m_0}{m_\ell + m_e} \quad (6)$$

*"Ningún cohete o misión de cohete tiene la masa del motor despreciable, el coeficiente estructural y el radio de carga paga tienden a depender de la misión y el combustible".*

**2.1.4. Velocidad de exostación de los gases<sup>12</sup>:** Simplificando el análisis de empuje en relación con la cámara de combustión y tobera de escape (figura 9) se asume que:

- el fluido que trabaja es un gas perfecto de composición constante.
- la reacción química es equivalente al proceso de suministro de calor a presión constante.
- el proceso de expansión es estable, unidimensional e isentrópico.

La velocidad de salida de los gases se expresa como

$$v_e = \sqrt{2T_0 \left( \frac{R'}{M'} \right) \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (7)$$

Donde  $T_0$  es la temperatura de combustión del propulsor,  $R'$  es la constante universal del gas,  $M'$  es el peso molecular de los gases de combustión,  $k$  es el radio de calor específico para el gas de combustión,  $P_e$  es la presión ambiente y  $P$  es la presión en la cámara de combustión.

En donde se asume flujo isentrópico unidimensional de los gases desde la cámara de combustión hasta la salida de los mismos por la tobera.

**2.1.5. Flujo másico del propelente  $\dot{m}$ :** está dado en términos de las propiedades del fluido que pasa por la cámara de combustión y el área de la garganta de la tobera por:

$$\dot{m} = \frac{A^* P_{02}}{\sqrt{RT_{02}}} \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{(k+1)}{(k-1)}}} \quad (8)$$

Donde  $A^*$  es el área de la garganta de la tobera y  $R = R'/M'$ ,  $R$  es la constante específica del gas,  $R'$  es la constante universal del gas,  $M'$  es el peso molecular de los gases de salida;  $P_{02}$  es la presión a la salida de la tobera,  $T_{02}$  es la temperatura a la salida de la tobera y  $k$  es el radio de calor específico para el gas de combustión.

**2.1.6. Velocidad Característica<sup>13</sup>:** un cohete ideal, proporciona bases para compararlos con los cohetes verdaderos. Para describir por separado el

<sup>12</sup>Fuente: PHILIP, HILL. Mechanics and Thermodynamics of propulsion, 2ª edition (Junio de 1965) – (Citado en Mayo de 2006). Disponible en biblioteca de la Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C.

<sup>13</sup>Fuente: PHILIP, HILL. Mechanics and Thermodynamics of propulsion, 2ª edition (Junio de 1965) – (Citado en Mayo de 2006). Disponible en biblioteca de la Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C.

funcionamiento de cada componente de la cámara de empuje, dos coeficientes serán definidos.

Para la cámara de combustión, la velocidad característica  $C^*$  es definida como:

$$C^* = \frac{p_0 A^*}{\dot{m}} \quad (9)$$

Utilizando las ecuaciones 7 y 9 obtenemos para un cohete ideal:

$$C^* = \sqrt{\frac{1}{k} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{(k+1)}{k-1}} \frac{RT_0}{M'}} \quad (10)$$

Donde  $R = R'/M'$ ,  $R$  es la constante específica del gas,  $R'$  es la constante universal del gas,  $M'$  es el peso molecular de los gases de salida;  $T_0$  es la temperatura de combustión del propulsor y  $k$  es el radio de calor específico para el gas de combustión.

Así,  $C^*$  es primariamente una función de las “propiedades” de la cámara de combustión. La temperatura de la combustión indicada es una temperatura de flujo constante adiabática de combustión, referente a condiciones típicas del propulsor y a una presión del compartimiento de 6.89 MPa (1000 psia).

**2.1.7. Coeficiente de empuje:** para la tobera, el coeficiente de empuje  $C_\tau$ , es definida como:

$$C_\tau = \frac{\tau}{p_0 A^*} \quad (11)$$

Usando las ecuaciones 9 y 10, tenemos que para un cohete ideal:

$$C_\tau = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{(k+1)}{k-1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} \right]} + \frac{p_e - p_a}{p_0} \frac{A_e}{A^*} \quad (12)$$

Donde  $k$  es el radio de calor específico para el gas de combustión,  $A^*$  es el área de la garganta de la tobera,  $A_e$  es el área de salida de la tobera,  $p_e$  es la presión ambiente y  $p_0$  es la presión en la cámara de combustión.

Podemos ver que  $C_\tau$  es una función solo de la geometría de la tobera, desde la variable  $\frac{P_e - P_a}{P_0}$  puede verse como una medida de cuán bien la medida de la tobera satisface al radio de presión actual. Combinando las ecuaciones 11 y 12 encontramos que el empuje de un cohete es dado por:

$$\tau = \dot{m} c^* C_\tau \quad (13)$$

$C^*$  y  $C_\tau$  son características de rendimiento de la cámara de combustión y de la tobera, respectivamente. Para un cohete real, la comparación entre  $C^*$  y  $C_\tau$ , calculados de las ecuaciones 9 y 10 con valores ideales de las ecuaciones 11 y 12, indican cuán bien cada componente de la cámara de empuje se está realizando.

### 2.1.8. Diseño de una tobera

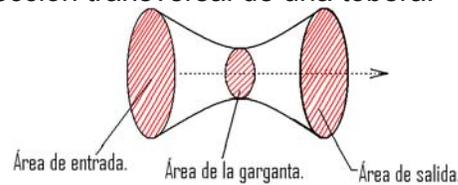
• **Teoría sobre toberas<sup>14</sup>**: El propósito de una tobera es dirigir y acelerar los gases de la combustión producidos por el propulsor con el fin de incrementar la velocidad del escape a la salida lo más alta posible. La tobera ideal para un cohete es la conocida como *convergente-divergente* o *Tobera de Laval*, cumple con esta característica con una simple *geometría*, o sea, que lo hace variando la sección transversal de una forma exacta.

Las propiedades del fluido, como la velocidad, densidad, presión y temperatura, en un flujo de un fluido compresible, están afectadas por

- Cambio del área seccionada transversalmente.
- Fricción.
- Pérdida de calor con los alrededores

Las áreas seccionadas de una tobera ideal son mostradas en la figura 11.

Figura 11. Área de sección transversal de una tobera.



Fuente: URL: [www.nakka-rocketry.net/articulos/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articulos/teoria_de_los_motores_cohete.pdf) [on line] – (Citado en Marzo de 2008).

<sup>14</sup>Fuente: NAKKA, RICHARD. Teoría de los motores cohetes [on line] – (Citado en Marzo de 2008). Disponible en internet y en español: <URL: [www.nakka-rocketry.net/articulos/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articulos/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)>.

La velocidad sónica local ( $a$ ), y el número de Mach ( $M$ ), (definido como la relación de la velocidad de flujo con la velocidad sónica local), está dada por

$$a = \sqrt{kRT} \quad M = \frac{v}{a} \quad (14)$$

Donde  $k$  es el radio de calor específico para el gas de combustión,  $R$  es la constante específica del gas,  $v$  es la velocidad del flujo en el punto de referencia y  $T$  es la temperatura en el punto de referencia.

Desarrollando ecuaciones ideales de temperatura, presión, densidad y velocidad, y número de Mach, es posible expresar la relación de área  $A/A^*$ , en términos del número de Mach del fluido.

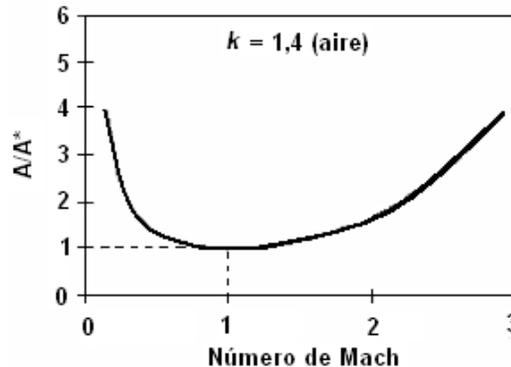
La relación de área es el área seccionada transversalmente en cualquier punto  $x$  en la tobera, con el área seccionada transversalmente de la garganta donde la existe la condición crítica ( $M=1$ ):

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} M^2}{1 + \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (15)$$

Donde  $A^*$  es el área crítica de la garganta de la tobera,  $A$  es el área de salida de la tobera,  $k$  es el radio de calor específico para el gas de combustión y  $M$  es el número de Mach.

El gráfico de  $A/A^*$  y el número de Mach (Fig. 12), muestra los resultados que corresponden a esta relación cuando un flujo de fluido alcanza la velocidad sónica a través de la sección de la garganta de la tobera.

Figura 12. Grafico del número de Mach Vs.  $A/A^*$ .



Fuente: URL: [www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf) [on line] – (Citado en Marzo de 2008).

Esta grafica muestra el pasaje *convergente-divergente* de una sección con un *área mínima* que es requerida para acelerar el flujo de una velocidad subsónica a una supersónica.

Para la mayoría de los cohetes amateur, como  $P_e$  es tomado como la presión atmosférica ambiente, entonces  $P_e = P_a = 1$  atmósfera.

Las ecuaciones anteriores son aplicables en todos los conceptos para hallar el empuje máximo del cohete con solo reemplazar  $k^{15}$  por el valor correspondiente al cálculo, en particular:

$k = 1,4$  para aire.

$k = 1,33$  para vapor sobrecalentado.

$k = 1,135$  para vapor saturado seco.

$k = 1,035 + 0,1 x$  para vapor con título inicial  $x$ .

En los dos últimos casos la expansión va acompañada de condensación, lo cual hace variar  $x$  al mismo tiempo que la presión  $p$ .

Las típicas toberas *de Laval* tienen un perfil semicircular en la zona convergente hasta la garganta y luego una salida cónica con un divergente con un ángulo de vértice de  $8^\circ$  a  $10^\circ$ .

Desde el punto de vista de pérdidas por roce, en especial en el caso de compresores, es preferible tratar de obtener una caída de presión lineal. Ambas soluciones se esquematizan en los anexos a y b de este proyecto.

Estas toberas deben tener una expansión adecuada para evitar la generación de ondas de choque o de contracción dentro del flujo.

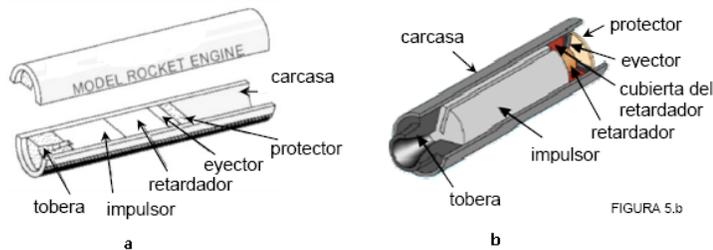
**2.1.9. Motor Cohete de propelente sólido a nivel aficionado<sup>16</sup>:** los propelentes sólidos son un tipo de combustible empleado tanto en cohetaría como en balística, consiste en un pequeño tubo conectado a una tobera a un extremo, donde los gases característicos que se queman por un compuesto sólido basado en nitrato sólido o algún material equivalente, este compuesto sólido proporciona la fuerza necesaria para lanzar el cohete.

Existen dos tipos de motores de combustible sólido que se emplean normalmente: los llamados convencionales o de pólvora, que cumple perfectamente las necesidades de los que se inician en el hobby (Fig. 13a) y los "composite" cuyo combustible, a igualdad de cantidad o volumen, pueden duplicar o triplicar la potencia total de los primeros (Fig. 13b).

<sup>15</sup>Fuente: Toberas en turbinas [on line] - (citado en Abril de 2008). Disponible en internet: <URL:[http://www.cec.uchile.cl/~roroman/cap\\_09/turbi01.htm](http://www.cec.uchile.cl/~roroman/cap_09/turbi01.htm)>

<sup>16</sup>Fuente: partes de un cohete. [on line] (Noviembre de 2007) - (Citado en Enero de 2008)<URL:<http://www.rcmaterial.com/pdfs/ManualCohetemodelismo.pdf>>

Figura 13. Tipo de combustibles sólidos.



Fuente: URL:<http://www.rcmaterial.com/pdfs/ManualCohetemodelismo.pdf> [on line] (Noviembre de 2007) - (Citado en Enero de 2008).

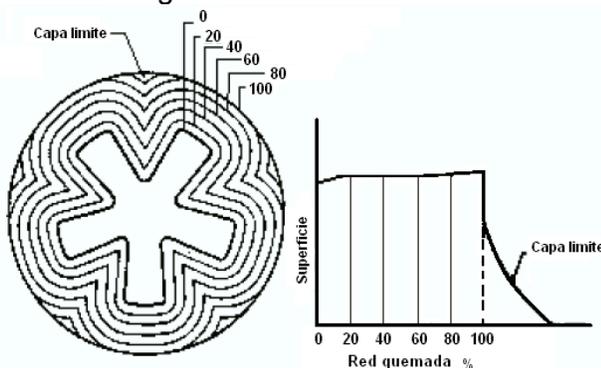
**2.1.10. Grano del propelente<sup>17</sup>:**

El propulsor de los motores cohete amateur puede estar mezclado de una composición simple, donde esta la combinación de dos materiales principales (combustible y oxidante); como es el caso de los propulsores con bases de "sacarosa", *compuestos* (contenidos por oxidantes de varios tipos), o compuestos con aditivos en pequeños porcentajes.

El núcleo esta constituido por muchos tipos de formas como se muestra en el anexo D de este proyecto, pero de cualquier manera, para los motores amateur, la forma más comúnmente usada es la circular.

*La superficie en combustión en cualquier punto sigue la dirección normal (perpendicular) a la superficie en ese punto, siendo el resultado una relación entre la superficie en combustión y la distancia quemada que depende casi exclusivamente de la forma inicial del grano y los comportamientos restrictos (inhibidos).* Este importante concepto se muestra en la figura 14.

Figura 14. Forma inicial del grano / área de combustión.



Elaborado en dibujo de Paint.

<sup>17</sup>Fuente: NAKKA, RICHARD. Teoría de los motores cohetes [on line] – (Citado en Marzo de 2008). Disponible en internet y en español: <URL: [www.nakka-rocketry.net/articulos/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articulos/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)>.

El propósito de un grano propelente es producir los gases de la combustión a una relación de flujo prescrita como:

$$M_g = A_b \rho_p r \quad (16)$$

$\rho_p$  es la densidad de la masa del propelente,  $A_b$  es el área de combustión, y  $r$  es la velocidad de quemado del propelente.

Una *propiedad física* importante del grano propelente es la densidad de masa, para el caso de mezcla de elementos, la densidad ideal está dada por:

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{f_0}{\rho_0} + \frac{f_f}{\rho_f}} \quad (17)$$

Donde  $\rho$  es la densidad,  $f$  es la fracción de masa y los subíndices 0 y  $f$  se refieren al oxidante y el combustible respectivamente.

Si un propelente está compuesto de más de dos materiales, entonces la densidad ideal está dada por:

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{f_a}{\rho_a} + \frac{f_b}{\rho_b} + \frac{f_c}{\rho_c} + \dots} \quad (18)$$

Donde a, b, c son los prefijos individuales de cada material.

La *densidad real* puede ser obtenida pesando un grano para determinar su masa, y midiendo su volumen con la densidad, la ecuación estaría dada en:

$$\rho_p = \frac{m_{grano}}{v_{grano}} \quad (19)$$

Y...

$$v_{grano} = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) L \quad (20)$$

Donde  $m$  es la masa del propelente,  $v$  es el volumen,  $D$  es diámetro externo,  $d$  es el diámetro interno (núcleo),  $L$  es el largo del grano para un grano hueco cilíndrico.

La densidad real es generalmente un porcentaje poco menor que la densidad ideal (típicamente un 94% - 97%), pudiendo haber pequeños vacíos en el grano, y depende de la técnica de fabricación.

### 2.1.11. Cámara para cohetes químicos de propelente sólido a nivel aficionado.

• **Presión de la cámara**<sup>18</sup>: la presión de la cámara que genera un motor cohete es importante para su funcionamiento debido a que no solo tiene gran influencia en la rata de combustión del propulsor, eficiencia termogasodinámica y el empuje, sino que la presión de cámara tiene mucha responsabilidad estructural en las paredes del motor cuando se llevan a un punto crítico de diseño.

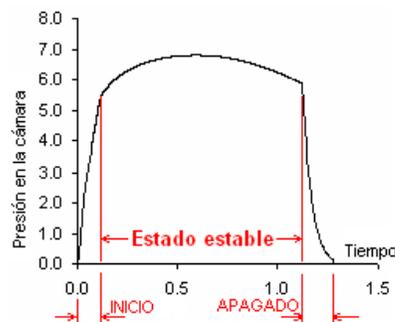
Comprender la naturaleza de la generación de la presión de cámara y predecirla precisamente, es una de las claves para un satisfactorio diseño del motor cohete.

*El concepto flujo obstruido en la magnitud de la presión de cámara nos provee de los medios necesarios para calcular la presión de cámara, y es válido tanto para el modo de operación estática como el modo transitorio.*

En el grafico de presión de la cámara con respecto a la duración en el funcionamiento de un motor cohete (figura 15), se puede ver tres fases diferentes de operación.

Figura 15. Gráfico de la presión de la cámara.

$P_{cc}$  / tiempo



Fuente: URL: [www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf) [on line] – (Citado en Marzo de 2008).

*La curva de presión del motor cohete muestra una conducta de estado constante y de transición. Las fases transitorias son cuando la presión cambia con el tiempo durante el arranque y fase de encendido, y*

<sup>18</sup> Fuente: NAKKA, RICHARD. Teoría de los motores cohetes [on line] – (Citado en Marzo de 2008). Disponible en internet y en español: <URL: [www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)>.

*completando (o casi completando) el consumo del propelente cuando la presión cae al nivel del ambiente.*

El cambio del valor de la presión de la cámara en la fase de combustión en estado constante está dada por el cambio de la geometría del grano propulsor con el cambio en la tasa de combustión ligada a la geometría del grano. La erosión ocasionada por la salida de gases a alta velocidad es otro factor en el cambio de la presión.

**2.1.12 Análisis teórico:** El análisis teórico de un motor cohete de propelente sólido necesita ciertas simplificaciones, esto es, asumir un *motor cohete ideal*. Un motor cohete ideal asume lo siguiente:

- La combustión del propelente es completa y no varía en lo asumido por la ecuación de combustión.
- Los productos de la combustión obedecen la *ley de los gases perfectos*.
- La combustión y el flujo en el motor y la tobera son *adiabáticos*, esto significa, que no existe una pérdida de calor a los alrededores.
- Existen condiciones de *estado constante* durante la operación del motor. Esto significa que las condiciones y procesos que ocurren no cambian con el tiempo (dadas para unas condiciones geométricas) durante la combustión.
- La expansión de los productos de escape ocurre de una forma uniforme sin discontinuidades o choques.
- El flujo a través de la tobera es unidimensional y no rotacional.
- La velocidad, presión y densidad del flujo es uniforme a lo largo de cualquier sección normal al eje de la tobera.
- El equilibrio químico es establecido en la cámara de combustión y no varía en su flujo a través de la tobera. Esto se conoce como condiciones de "equilibrio congelado".
- La combustión del propelente siempre progresa normal (perpendicular) a la superficie en combustión, y ocurre de manera uniforme a lo largo de toda el área superficial expuesta a la combustión.

Cualquier otro punto de vista que pueda llegar a ser requerida será aclarado cuando sea necesaria en los análisis posteriores.

**2.1.13 Calculo de un turborreactor para un determinado régimen de vuelo**<sup>19</sup>: los valores que se fijan principalmente para calcular un turborreactor son: el numero de Mach de vuelo, la altura del vuelo caracterizada por la presión  $P_0$  y la temperatura  $T_0$ , la temperatura en la parte de adelante de la turbina  $T_3^*$  y el grado de compresión  $\pi_c^*$ .

La temperatura de estancamiento de la corriente de aire a la entrada del compresor, si no hay intercambio de calor con el medio exterior, se determina por la ecuación:

$$T_1 = T_0 \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) \quad (21)$$

Donde  $T_0$  es la temperatura del ambiente,  $k$  es el radio de calor específico del aire,  $M$  es el número de Mach de la corriente de aire.

Para determinar la presión total en la entrada del compresor, se debe establecer, partiendo de un análisis de datos experimentales correspondientes, la presión total en la entrada del compresor se establecería por la ecuación:

$$P_1 = \delta_{diff} * P_0 \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (22)$$

Donde  $P_0$  es la presión del ambiente,  $k$  es el radio de calor específico del aire,  $M$  es el número de Mach de la corriente de aire y  $\delta_{diff}$  es el radio de rendimiento del difusor definido por la ecuación:

$$\delta_{diff} = \left[ \frac{1 - \frac{k-1}{k+1} * \frac{\lambda_1^2}{\zeta_1^2}}{1 - \frac{1.4-1}{1.4+1} * \lambda_1^2} \right]^{\frac{k}{k-1}}$$

Por tabla, el coeficiente de pérdida (rendimiento de la combustión)  $\zeta_1$  tiene un valor de 0,96 y la velocidad relativa  $\lambda_1$  tiene un valor de 0,6.

Debe advertirse que las velocidades de vuelo subsónicas y supersónicas no relativamente grandes,  $\delta_{diff}$  difiere un poco de 1,0. En este caso, los parámetros del motor se determinan frecuentemente sin tener en cuenta las

<sup>19</sup>Fuente: STECKIN B.S, KAZANDZAN P.K, ALEKSEEV L.P, GOVOROV A.N, KONOVALOV N.E, NECAEV N, FEDEROV R.M. Teoría de los motores de reacción, procesos y características; traducción: Claudio Mataix (Madrid – 1964.) – (Citado en Septiembre de 2008). Disponible en biblioteca Luis Ángel Arango, Bogotá D.C.

pérdidas en el dispositivo de admisión, introduciendo después las correcciones correspondientes para llevarlo a cabo en el cálculo del cohete o de un avión.

Es posible determinar los parámetros del aire detrás del compresor, por medio del conocido grado de compresión  $\pi_c^*$  en el mismo, fijando a base de los datos experimentales un valor para el rendimiento del compresor  $\eta_c^*$ .

La presión total detrás del compresor se determina por la ecuación:

$$P_2 = \pi_c^* P_{1T} \quad (23)$$

Donde  $P_{1T}$  es la presión en la entrada del compresor y  $\pi_c$  es el grado de compresión en diferentes valores.

La temperatura total en esta sección se calcula teniendo en cuenta la ecuación:

$$T_2^* = T_1^* \left( 1 + \frac{e_c^* - 1}{\eta_c} \right) \quad (24)$$

Para hallar la temperatura crítica de la ecuación 24 de una forma más clara, se requiere determinar otros parámetros de trabajo:

$$\frac{e_c - 1}{\eta_c} = L_c \left( \frac{k - 1}{kRT_1^*} \right)$$

Se sustituye en la ecuación 24:

$$T_2^* = T_1^* \left( 1 + L_c \left( \frac{k - 1}{kRT_1^*} \right) \right)$$

$$T_2^* = T_1^* + T_1^* \cdot L_c \left( \frac{k - 1}{kRT_1^*} \right)$$

Y se obtiene la ecuación en la sección del compresor:

$$T_2^* = T_1^* + L_c \left( \frac{k - 1}{kR} \right) \quad (25)$$

Donde  $T_1^*$  es la temperatura crítica en la entrada del compresor,  $k$  es el radio de calor específico del aire,  $R$  es la constante específica del gas y  $L_c$  es el trabajo específico realizado por la turbina. El concepto del trabajo realizado por la turbina se desarrollará más adelante.

Para determinar los parámetros a la entrada de la turbina es necesario evaluar las pérdidas en la cámara de combustión, estas pérdidas suelen caracterizarse por los valores de rendimiento de la combustión  $\xi_1$  y del

coeficiente de recuperación de la presión total  $\delta_{CC} = \frac{P_3^*}{P_2^*}$ .

Ya establecido el valor de la temperatura del gas en la parte de adelante de la turbina  $T_3^*$ , y los valores conocidos de  $T_2^*$  y  $\xi_1$  se determina la cantidad de calor comunicada en 1 kilogramo de aire.

La presión total en esta sección se desarrolla de la ecuación:

$$P_3^* = \delta_{CC} * P_2^* \quad (26)$$

Donde  $P_2^*$  es la presión crítica detrás del compresor y el valor de  $\delta_{CC}$  depende del número de Mach a la entrada de la cámara de combustión, del grado de calentamiento del aire en la cámara y de las pérdidas hidráulicas (puesto que en los número de Mach a la entrada de la cámara y los grados de calentamiento del aire son pequeños); en los cálculos puede asumirse como un valor entre 0,92 y 0,97.

El calor específico<sup>20</sup> se determina por la ecuación:

$$C_p = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (T_{3T} + 0.48T_{2T})) \quad (27)$$

Conociendo la temperatura y la presión de estancamiento de la corriente del gas antes de la turbina, se hallan los parámetros correspondientes detrás de la misma, por la condición de que el trabajo desarrollado por la turbina se invierte en el accionamiento del compresor y de aparatos auxiliares del componente; esta condición puede definirse como:

$$L_c = (1 + \tau - \nu) * \eta_m * L_T \quad (28)$$

Con estos valores se pueden calcular el valor del trabajo específico del compresor separadamente del trabajo específico de la turbina, con cada valor del coeficiente de compresibilidad  $\eta_m$  que se le asigne; estos valores corresponden a:

$$L_c = \frac{k}{k-1} * RT_0^* * \left( \frac{e_c - 1}{\eta_c^*} \right)$$

Y...

---

<sup>20</sup>Escritos de la clase de teoría de motores a reacción II, 2º semestre de 2005.

$$L_T = \frac{k_g}{k_g - 1} * R_g T_3^* * \left(1 - \frac{1}{e_T^*}\right) \eta_T^*$$

Sustituyendo en la ecuación de la igualdad de los trabajos efectivos del compresor y de la turbina, las expresiones de  $L_C$  y  $L_T$  se obtiene:

$$\frac{k}{k-1} * R T_0^* * \left(\frac{e_c - 1}{\eta_C^*}\right) = \frac{k_g}{k_g - 1} * R_g T_3^* * \left(1 - \frac{1}{e_T^*}\right) \eta_T^* * \eta_m * (1 + \tau - \nu)^*$$

La anterior ecuación permite determinar el grado de expansión en la turbina con la ecuación:

$$\pi_T^* = e_T^* \frac{k_g}{k_g - 1} \quad (29)$$

Y la presión en esta sección estaría dada por la ecuación:

$$P_4^* = \frac{P_3^*}{\pi_T^*} \quad (30)$$

La temperatura en esta sección se establece por la ecuación:

$$T_{4T} = T_3^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{e_T^*}\right) \eta_T^*\right] \quad (31)$$

Cuando la expansión del gas en la tobera es completa, la presión en la sección de la salida de la tobera es igual a la atmosférica, y la velocidad de salida de los gases se calcula mediante la ecuación:

$$v_s = \varphi_c \sqrt{\frac{2 * k * R}{k - 1} * T_4^* * \left(1 - \pi_T^* \frac{1-k}{k}\right)} \quad (32)$$

Donde  $\varphi_c$  es el coeficiente de velocidad de la tobera, cuyo valor se encuentra ordinariamente entre 0,96 y 0,98; y  $\pi_i$  son los grados de compresión en diferentes valores.

Sustituyendo los valores de  $e_c$  en las ecuaciones del trabajo específico de la turbina y en la ecuación del grado de expansión en la turbina, se determina que:

$$e_c = \pi \frac{k-1}{k}$$

Entonces:

$$L_C = \frac{k}{k-1} * RT_1^* * \left( \frac{e_c - 1}{\eta_c^*} \right)$$

Reemplazando en término  $e_c$  en la anterior ecuación, tenemos que:

$$L_C = \frac{k}{k-1} * RT_1^* * \left( \frac{\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_c} \right) \quad (33)$$

Donde  $k$  es el radio de calor específico del aire,  $R$  es la constante específica del gas,  $T_1^*$  es la temperatura crítica en la entrada del compresor,  $\pi_c$  es el grado de compresión en diferentes valores y  $\eta_c$  es el valor de la eficiencia del compresor comprendido entre 0,96 y 0,98.

Desde la ecuación 28, el trabajo específico de la turbina resulta:

$$L_T = \left( \frac{L_C}{(1 + \tau - \nu) * \eta_M} \right)$$

Se desarrolla  $\nu$  de manera que:

$$L_T = \left( \frac{L_{C_T}}{(1 + \tau) * (1 - \nu_{refrig} - \nu_{sangrado}) * \eta_M} \right) \quad (34)$$

Donde  $L_C$  es el trabajo específico realizado por la turbina,  $\tau$  es la relación del gasto del combustible,  $\nu_{refrig}$  es el valor del radio de refrigeración del motor comprendido entre 0,02 y 0,04,  $\nu_{sangrado}$  es el radio de sangrado del motor comprendido entre 0,02 y 0,05 y  $\eta_M$  es el coeficiente de rendimiento del motor cuyo valor oscila entre 0,98 y 0,99.

Se conoce que:

$$e_c = \pi^{\frac{k-1}{k}}$$

Y luego de reemplazar esta ecuación en las condiciones de trabajo específicos tanto de la turbina como del compresor, las ecuaciones tienen forma como:

$$L_T = \left( \frac{L_C}{(1 + \tau - \nu) * \eta_M} \right)$$

Y...

$$L_C = \frac{k}{k-1} * RT_0^* * \left( \frac{e_c - 1}{\eta_c^*} \right)$$

Las dos ecuaciones se igualan:

$$\frac{k}{k-1} * RT_0^* * \left( \frac{e_c - 1}{\eta_c^*} \right) = \frac{k_g}{k_g - 1} * R_g T_3^* * \left( 1 - \frac{1}{e_T^*} \right) \eta_T^* * \eta_m^* * (1 + \tau - \nu)^*$$

Entonces:

$$\frac{L_c}{\eta_m^* * (1 + \tau - \nu)} = \frac{k_g}{k_g - 1} * R_g T_3^* * \left( 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k_g}{k_g - 1}}} \right) \eta_T^*$$

$$\frac{L_T * (k_g - 1)}{k_g * R_g T_3^* * \eta_T^*} = \left( 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k_g}{k_g - 1}}} \right)$$

Después de reemplazar todos los términos, se determina la ecuación del grado de expansión de la turbina en la cual, tal ecuación resulta como:

$$\pi = \left( 1 - \frac{L_T * (k_g - 1)}{k_g * R_g T_3^* * \eta_T^*} \right)^{\frac{k_g}{1 - k_g}} \quad (35)$$

Para el cálculo térmico de un motor o para el trazado de sus características se debe determinar el gasto de combustible y el coeficiente de exceso de aire correspondiente a una temperatura  $T_3^*$  a la salida de la cámara.

Si en la cámara tuviera lugar un proceso de calentamiento de un gas de composición fija, la cantidad de calor necesaria, según la ecuación de la energía, se determinaría por la ecuación de igualdad:

$$Q = I_3^* - I_2^* = C_p (T_3^* - T_2^*)$$

Donde  $C_p$  es el calor específico medio del gas en el intervalo de temperatura dado.

Si además, se supone que el calor liberado por kilogramo es  $\xi H_v$  Kcal, donde  $\xi$  es el rendimiento de la combustión, la relación de los gastos de combustible y de aire se determinaría por la siguiente ecuación:

$$\tau = \frac{G_C}{G} = \frac{Q}{\xi H_v} = \frac{C_p (T_3^* - T_2^*)}{\xi H_v} \quad (36)$$

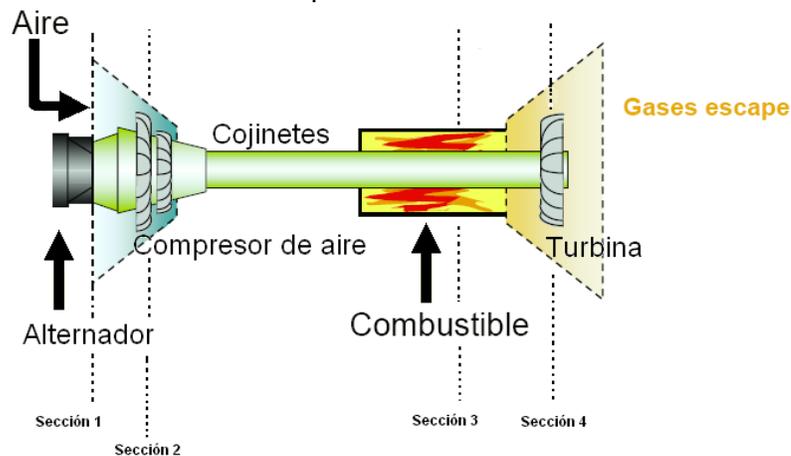
Donde  $C_p$  es el calor específico,  $\xi$  es el rendimiento de la combustión y  $H_v$  es la capacidad de calor latente.

Pero, en realidad, el proceso de combustión va acompañado por la variación no solo de la cantidad sino también de la composición química del gas. Esto complica notablemente el problema de la determinación del calor específico del proceso y respectivamente el gasto del combustible.

El coeficiente total del exceso de aire está ligado con la magnitud del gasto del combustible por la relación evidente:

$$\alpha = \frac{G}{G_c L_T} = \frac{1}{\tau L_T} \quad (37)$$

Figura 16. Identificación de componentes de una micro turbina.



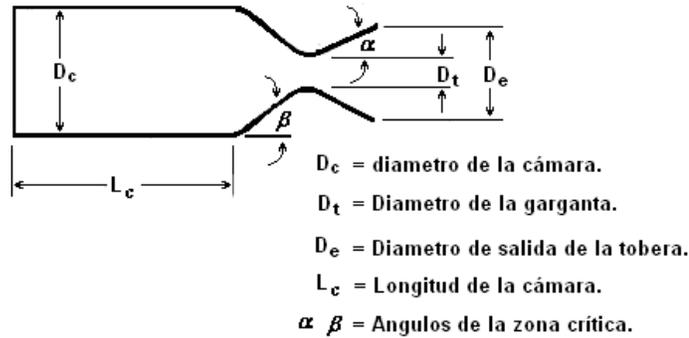
Elaborado en dibujo de Paint.

El esquema del micro turborreactor se detalla mejor en el anexo C de este proyecto.

**2.1.14 Cálculo de un motor cohete de combustible líquido<sup>21</sup>:** esta sección detalla las ecuaciones simplificadas para el diseño de los motores pequeños del cohete de combustible líquido. La nomenclatura para el diseño del motor se demuestra en la figura 17.

<sup>21</sup>Fuente: <http://gramlich.net/projects/rocket/> (Traducido)

Figura 17. Configuración del motor cohete.



Elaborado en dibujo de Paint.

El área total de sección transversal de la garganta de la tobera puede ser calculada si se sabe el caudal total del propulsor y se han elegido los propulsores y las condiciones de funcionamiento. Teoría perfecta asumida de la ley del gas:

$$A_t = \frac{W_t}{P_t} \sqrt{\frac{RT_t}{kg_c}} \quad (38)$$

Donde  $R$  es la constante específica del gas,  $T_t$  es la temperatura de los gases en la tobera,  $k$  es el radio de calor específico del aire, y  $g_c$  es la aceleración debido a la gravedad,  $P_t$  es la presión total en la cámara,  $W_t$  es el peso del cohete.

La presión en la garganta del inyector es mayor que en la cámara de combustión debido a la aceleración del gas a la velocidad del sonido local (número de mach = 1) en la garganta. Por lo tanto:

$$P_t = P_c \left[ 1 + \frac{(k+1)}{2} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (39)$$

Donde  $P_c$  es la presión en la cámara,  $k$  es el radio de calor específico del combustible.

Los gases calientes se expanden en la sección divergencia de la tobera para obtener el empuje máximo. La presión de estos gases disminuirá del modo que se utilice la energía que acelera el gas, y debemos ahora encontrar el área del inyector donde es igual la presión de gas a la presión atmosférica, esta área entonces será el área de salida del inyector.

El área de salida de la tobera corresponde al número de Mach de la salida, resultante del valor de la presión en la cámara que está dada por la ecuación:

$$A_e = \frac{A_t}{M_c} \left[ \frac{1 + \frac{(k+1)}{2} M^2}{\frac{(k+1)}{2}} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (40)$$

El diámetro de la garganta de la tobera se da por la ecuación:

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} \quad (41)$$

Y el diámetro de la salida de la cámara se da por la ecuación:

$$D_e = \sqrt{\frac{4A_e}{\pi}} \quad (42)$$

Para reducir las pérdidas debido a la velocidad del flujo de gases dentro de la cámara, el área representativa de la cámara de combustión debe ser por lo menos tres veces el área de la garganta de la tobera. Este cociente se conoce como "cociente de la contracción".

El área de sección transversal de la cámara de combustión se da por la ecuación:

$$A_c = \frac{\pi D_c^2}{4} \quad (43)$$

El volumen de la cámara se da por la ecuación:

$$V_c = 1.1(A_c L_c)$$

Para cámaras de combustión pequeñas el volumen convergente es cerca de 1/10 del volumen de la porción cilíndrico del compartimiento, de modo que:

$$V_c = 1.1(A_c L_c) \quad (44)$$

El diámetro de la cámara para cámaras de combustión pequeñas (empuje menos de 75 libras) debe ser tres a cinco veces el diámetro de la garganta del inyector así que el inyector tendrá área usable de la cara.

La cámara de combustión debe soportar la presión interna de los gases caliente de combustión. La cámara de combustión debe también unir físicamente a la chaqueta que se refresca y, por lo tanto, el grueso de pared de la cámara debe ser suficiente grande para la soldadura o los propósitos

de esa misma índole. Puesto que la cámara puede ser una cáscara cilíndrica, el esfuerzo de trabajo en la pared se da por la ecuación:

$$t_w = PD/16000 \quad (45)$$

Donde  $P$  es la presión en la cámara de combustión (que descuida el efecto de la presión del líquido refrigerador en el exterior de la cáscara),  $D$  es el diámetro malo del cilindro, y  $t_w$  es el grueso de la pared del cilindro.

$t_w$  es el grueso mínimo tomando en cuenta los factores de soldadura y diseño otras consideraciones (tales como anillos o, surcos, etc.) pero para ello se requiere paredes más gruesas que las indicadas para aliviar los esfuerzos que se generan en el material que tiene la cámara.

La liberación de energía por unidad de volumen de cámara de un motor de cohete es muy grande, y puede superar 250 veces el valor que la de una buena caldera de vapor o cinco veces la de una turbina de gas cámara de combustión. La tasa de transferencia de calor de un motor de cohete normalmente es de 20 a 200 veces mayor que la de una buena caldera.

El calor total de transferencia del compartimiento al agua que se refrescaba se da por la ecuación:

$$Q = qA = wC_p(T - T_i) \quad (46)$$

Donde  $Q$  es el calor total transferido,  $w$  es el radio del flujo del propulsor,  $C_p$  es el radio de calor específico de la mezcla del combustible, considerada también en este proyecto como  $k$ ;  $T$  es la temperatura ideal de la mezcla del combustible, considerada también en este proyecto como  $T_{id}^{\circ}$ ;  $T_i$  actual de la mezcla del combustible, considerada también en este proyecto como  $T_{ac}^{\circ}$ .

La función del **inyector** es introducir la presión en la cámara de combustión de tal forma que al introducirse la combustión pueda ocurrir el empuje deseado para el cohete.

$$w = C_d A \sqrt{2g\rho\Delta P} \quad (47)$$

Donde  $w$  es el radio del flujo del propulsor,  $A$  es el área total de la garganta de la tobera,  $\Delta P$  es el cambio de presión a través del orificio,  $\rho$  es la densidad de combustible propulsor,  $g$  es la aceleración debido a la gravedad,  $C_d$  es el coeficiente de la descarga.

La velocidad de la inyección, o la velocidad de la corriente líquida que publica del orificio, se da cerca:

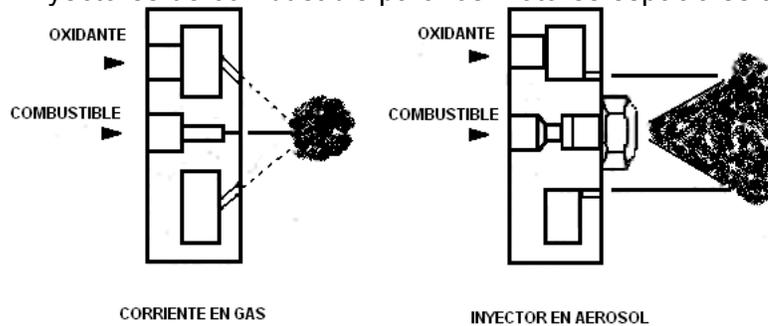
$$V_i = C_d * \sqrt{2 * g * \frac{\Delta P}{\rho}} \quad (48)$$

Donde  $\Delta P$  es el cambio de presión a través del orificio,  $\rho$  es la densidad de combustible propulsor,  $g$  es la aceleración debido a la gravedad,  $C_d$  es el coeficiente de la descarga.

La caída de presión de la inyección debe ser lo suficientemente alta para eliminar la inestabilidad de combustión en el interior de la cámara de combustión, pero no debe ser tan elevado tal que el tanque y el sistema de presurización utilizada para el suministro de combustible al motor no se vean perjudicados.

Para establece que la velocidad de inyección a la cámara de combustión, el mejor dispositivo de pulverización del combustible es el uso de los inyectores de aerosol (spray) comerciales para los motores espaciales construidos para aficionados como se muestra en la figura 18.

Figura 18. Inyectores de combustible para los motores espaciales amateur.



Elaborado en dibujo de Paint.

El coeficiente de descarga<sup>22</sup> del inyector estrangulado se puede deducir su magnitud del grueso típico de la dislocación de la garganta de inyector por los coeficientes adiabático de descarga experimental que está correlacionado absolutamente por la ecuación:

$$C_d = 1 - \left(\frac{k+1}{2}\right)^{3/4} * \left[ \left(\frac{-2,128}{k+1}\right) + 3,266 \right] * R_d^{-(1/2)} + 0,9428 * \frac{(k+1) * (k+2)}{(k+1)^{1/2}} * R_d^{-1} \quad (49)$$

<sup>22</sup>Fuente: PHILIP, HILL. Mechanics and Thermodynamics of propulsion, 2ª edition (Junio de 1965) – (Citado en Septiembre de 2006). Disponible en biblioteca de la Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C.

Donde  $k$  es el radio de calor específico de la mezcla del combustible,  $R_d$  es el radio de descarga del flujo.

El radio de descarga del flujo es un coeficiente de descarga en el cual se expresa con la ecuación:

$$R_d = R_{eynolds} \left( \frac{R^*}{R_c} \right)^{1/2} \quad (50)$$

Donde  $R_{eynolds}$  es el número de Reynolds que pasa por la garganta de la tobera,  $R^*$  es el radio de curvatura de la garganta y  $R_c$  es el radio de la sección crítica de la garganta.

El número de Reynolds se ha diseñado para operaciones con valores de  $5 \times 10^5$ . Describiendo el número de Reynolds como:

$$R_{eynolds} = \frac{\rho * V * D}{\eta_{combustible}} \quad (51)$$

Donde  $\rho$  es la densidad ideal de la mezcla del propulsor,  $V$  es velocidad total del recorrido del cohete,  $D$  es el diámetro de la cámara de combustión y  $\eta$  es la viscosidad de la mezcla del propulsor.

### 2.1.15. Estabilidad del cohete

•**Estabilidad**<sup>23</sup>: *la estabilidad de un modelo de cohete en vuelo garantiza la seguridad de las personas alrededor del lanzamiento del cohete y de sus propiedades.*

La estabilidad es la parte principal y de preocupación en la aerodinámica del modelo del cohete; la falta de atención en la construcción de un modelo, el escaso interés dedicado al concepto de estabilidad, la imprudencia en el transporte y manipulación de los motores y la conducta bizarra en lanzar un modelo en lugares poco despejados o inadecuados son factores principales en los accidentes de cohetería en donde la mayoría de daños los reciben las personas cerca o alrededor.

Para tener una idea de lo que es estabilidad, se pone como ejemplo una bola sobre el seno de una superficie curva; inicialmente si dejamos la bola en la superficie curva sin que ninguna fuerza actúe sobre ella, se dice que la bola está en *posición neutral* (figura 19a.), si se lleva la bola a un extremo de la

<sup>23</sup>Fuente: partes de un cohete. [on line] (Noviembre de 2007) - (Citado en Enero de 2008)<URL:<http://www.rcmaterial.com/pdfs/ManualCohetemodelismo.pdf>>

superficie curva, estará en *posición desplazada* (figura 19b.), soltamos la bola y esta se desplaza rodando hasta que logre volver a su estado inicial, se llamara *oscilación positiva* (figura 19c.).

Figura 19. Posiciones positivas de estabilidad.



Elaborado en dibujo de Paint.

En otro análisis, tenemos la misma bola pero en la superficie convexa de la superficie curva y la dejamos estática, esta se llamara *posición neutral inicial* (figura 20a.), después se desplaza hacia un lado la bola sin soltarla, esta posición se denomina *posición desplazada* (figura 20b.), y si soltamos la bola, se notara que sale rodando a otro lugar hasta que logre estabilizarse menos a su posición inicial entonces este movimiento se llamara *oscilación negativa* (figura 20c.).

Figura 20. Posiciones negativas de estabilidad.



Elaborado en dibujo de Paint.

**Cálculo de la posición del CP:** Las ecuaciones de Barrowman<sup>24</sup> permiten determinar la estabilidad del cohete encontrando la ubicación del centro de presión (CP). El valor calculado es la distancia desde la punta del cono del cohete al CP. Con el fin de que el cohete sea estable, ya encontrado el CP también se puede hallar el centro de gravedad (CG).

Se puede encontrar el CG de un cohete simplemente encontrando el punto de equilibrio después de la carga del motor y del sistema de recuperación. (Literalmente se puede equilibrar el cohete en su mano, o dedo de la mano o poniéndolo en el filo de una regla, y ese es el CG).

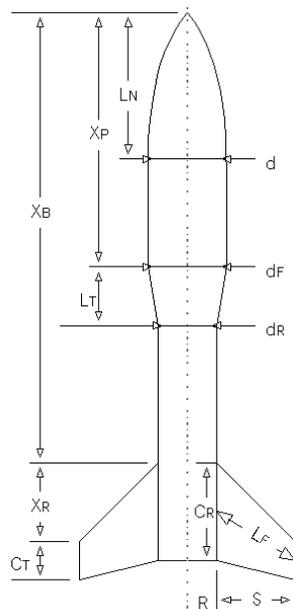
Se puede medir desde la punta de la nariz del cohete al CG o a una distancia desde la plataforma de lanzamiento o en el lugar donde descansa el cohete

<sup>24</sup> BARROWMAN, JIM. Calculating the Center of Pressure, Technical Information (1968) – (Citado en Marzo de 2008). Disponible en internet: <URL <http://my.execpc.com/~culp/rockets/Barrowman.html>>

hasta el CG. Si se toma la medida de ubicación del CG desde la punta del cono, la distancia calculada del CP debe ser mayor que el medido al CG. A esto se le llama "un calibre estabilidad".

En conclusión, la ubicación longitudinal del CG debe estar más cercana a la nariz o cono y por debajo del CP para que la estabilidad del cohete en vuelo garantice un despegue vertical y la seguridad de las personas alrededor del mismo.

Figura 21. Tipo de cohete de Jim Barrowman.



Fuente: URL <http://my.execpc.com/~culp/rockets/Barrowman.html> [on line] -(Citado en Marzo de 2008)

El término en las ecuaciones se definen a continuación (apoyado por la figura 21):

$L_N$  = Longitud de la nariz.

$d$  = Diámetro en la base de la nariz.

$d_F$  = Diámetro en la parte delantera de la transición.

$d_R$  = Diámetro en la parte trasera de la transición.

$L_T$  = Longitud de la transición.

$X_P$  = Distancia de la punta de la nariz hasta el inicio de la transición.

$C_R$  = raíz acorde de la aleta.

$C_T$  = punta acorde de la aleta.

$S$  = envergadura de la aleta.

$L_F$  = Longitud de la cuerda media de la aleta.

$R$  = Radio final del cuerpo del cohete.

$X_R$  = Distancia entre la punta superior hasta punta inferior de la aleta.  
 $X_B$  = Distancia de la punta del cono a la punta de la aleta.  
 $N$  = Número de las aletas.

Los Términos de la Ojiva son:

$$(C_N)_N = 2$$

$$\text{Para Cono: } X_N = 0.666L$$

$$\text{Para Ojiva: } X_N = 0.466L$$

Las condiciones de transición cónica están dadas por:

$$(C_N)_T = 2 \left[ \left( \frac{d_R}{d} \right)^2 - \left( \frac{d_F}{d} \right)^2 \right] \quad (52)$$

$$X_T = X_P + \frac{L_T}{3} \left[ 1 + \frac{1 - \frac{d_F}{d_R}}{1 - \left( \frac{d_F}{d_R} \right)^2} \right] \quad (53)$$

Las condiciones de las aletas están dadas como:

$$(C_N)_F = \left[ 1 + \frac{R}{S + R} \right] \left[ \frac{4N \left( \frac{S}{d} \right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left( \frac{2L_F}{C_R + C_T} \right)^2}} \right] \quad (54)$$

$$X_F = X_B + \frac{X_R}{3} \frac{(C_R + 2C_T)}{(C_R + C_T)} + \frac{1}{6} \left[ (C_R + C_T) - \frac{(C_R C_T)}{(C_R + C_T)} \right] \quad (55)$$

Para encontrar el Centro de la presión se resume los coeficientes:

$$(C_N)_R = (C_N)_N + (C_N)_T + (C_N)_F.$$

Entonces se puede buscar CP en una distancia desde la punta de la nariz:

$$X_{CP} = \frac{(C_N)_N X_N + (C_N)_T X_T + (C_N)_F X_F}{(C_N)_R} \quad (56)$$

Las dos variables que determinan la estabilidad de un cohete son: la ubicación del centro de gravedad (CG), y la del centro de presión (CP). La relación entre estos dos centros, determina la estabilidad de un cohete.

De modo que el Centro de Gravedad (CG) debe estar por delante del Centro de Presión (CP) y más cercana al cono para tener una estabilidad perfecta.

• **Cálculo de la posición del centro de gravedad (CG)** <sup>25</sup>: Un modelo de cohete sea o no inestable dependerá de la ubicación de los centro de presión y centro de gravedad y la distancia entre los dos para que tener un correcto desempeño aerodinámico.

Como se ha mencionado en párrafos anteriores, la mejor manera para que un modelo de cohete logre un óptimo desempeño dinámico es que el centro de gravedad esté por delante del centro de presión y cercano al cono para tener un vuelo verticalmente nivelado, debe tenerse en cuenta que al despegar el modelo de cohete, el mismo está sometido a diferentes fuerzas aerodinámicas que influyen a que el cohete gane ángulo de ataque diferente al inicial.

Al estar sometido a diferentes fuerzas aerodinámicas procedentes de diferentes direcciones, se evaluaron diferentes parámetros físicos que debían mantenerse en cuenta, entre ellas los momentos que se generaban al instante en que el cohete abandonaba la plataforma de lanzamiento.

Físicamente la dimensión fundamental de los momentos es, típicamente, la fuerza generada por el motor y la distancia comprendida desde el soporte estructural y las dimensiones del mismo cohete; no obstante, con el momento de masa contenido en el motor se puede usar en unidades de masa por distancia.

El siguiente análisis se basa en la evaluación de Jim Barrowman para hallar los centros de presión y de gravedad. El CG de una forma homogénea, se calcula determinando su centroide de volumen.

En la vida real, la mayoría de los objetos no son homogéneos, así que el CG debe ser calculado sumando los momentos de cada uno de los tres ejes.

Los momentos quedarían expresados como:

$$M_a = W_a * D_a \quad (57)$$

$$M_b = W_b * D_b \quad (58)$$

$$M_c = W_c * D_c \quad (59)$$

---

<sup>25</sup>Fuente: Cálculo de la posición del CG (2007) [on line] – (Citado en Febrero de 2008). Disponible en internet: <URL: <http://www.elettrorava.es/espanol/docum/MOI-CG/secc-2.htm>>

M es el momento en cada uno de los componentes del cuerpo, W es el peso y D es la distancia desde algún eje de referencia al punto localizado en los diferentes componentes.

Obtenidos los valores de los momentos correspondientes a cada componente del cuerpo, el momento total resultaría de la suma total de todos los componentes, cuya ecuación estaría dada como:

$$M_T = M_a + M_b + M_c \quad (60)$$

Así como el anterior calculo, el peso total del cuerpo resulta de la suma total de los pesos de cada uno de los componentes del cuerpo, su ecuación estaría dada:

$$W_T = W_a + W_b + W_c \quad (61)$$

Por consiguiente la Posición del CG = Momento total ÷ Peso total:

$$X_{CG} = \frac{M_T}{W_T} \quad (62)$$

Nótese que los elementos no tienen por qué ser del mismo diámetro para ser simétricos a los largo.

Se puede medir desde la punta de la nariz del cohete a la CG. La distancia calculada CP debería ser mayor que el medido CG distancia por un cohete diámetro. A esto se le llama "un calibre estabilidad".

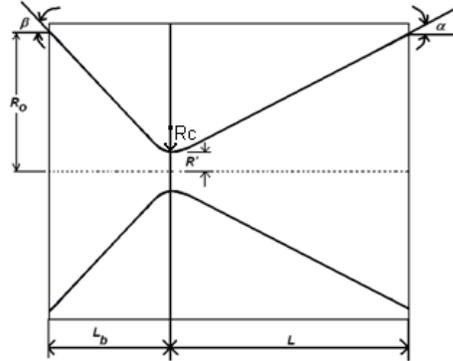
#### 2.1.16. Diseño geométrico del cohete.

• **Calculo del perfil de una tobera<sup>26</sup>**: es muy importante considerar la relación de área de una sección transversal cualquiera de una tobera con el área de la sección crítica (figura 22), calcular el perfil de la sección divergente-convergente de una tobera se evalúa con las siguientes expresiones:

---

<sup>26</sup>Fuente: PÉREZ CRUSELLS, SEBASTIÁN. Calculo de motores cohetes con propulsor sólido. (2000) – (Citado en Marzo de 2006).

Figura 22. Sección transversal de una tobera.



Elaborado en dibujo de Paint.

Si se aplica una ecuación al párrafo anterior de considerar un área de sección transversal y en el caso particular de la sección de salida, tenemos que:

$$A_e = \frac{A^*}{L_{ae} \left[ \frac{k+1}{2} \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \right) L_{ae}^2 \right]^{1/k-1}} \quad (63)$$

Donde  $A_e$  es el área de salida de la tobera,  $A^*$  es el área crítica de la garganta de la tobera,  $L_{ae}$  es el número de Laval en la sección crítica y  $k$  es el radio de calor específico para el gas de combustión.

El numero de Laval representa el cociente entre la velocidad de una sección cualquiera de la tobera,  $v$ , a la sección crítica  $v^*$ .

$$L_a = v/v^*$$

Para el caso de la sección crítica de la salida de la tobera, la ecuación viene siendo:

$$L_{ae} = v_e/v^* \quad (64)$$

Donde  $v_e$  es la velocidad de salida de los gases y  $v^*$  es la velocidad crítica.

La velocidad de salida en una tobera se determina mediante la expresión ya conocida en la ecuación 7.

La velocidad crítica  $v^*$ , se expresaría como:

$$v^* = \sqrt{k.R.T^*} \quad (65)$$

Con la expresión de la ecuación 63, se puede calcular  $A_e$ , área de la sección de la salida de la tobera, y con ella se puede hallar el radio de la sección citada.

$$R_e = \sqrt{\frac{A_e}{\pi}} \quad (66)$$

La posición de la sección de salida, respecto a la sección crítica se representa por  $L$ , magnitud que se mide sobre el eje axial de la tobera como se muestra en la figura 22. La tobera, a partir del punto  $O'$ , se calcula la expresión como

$$L = n.R^* \quad (67)$$

$R^*$  es el radio de la sección crítica,  $n^{27}$  es el número asignado en el valor de 8.19 para una tobera acampanada de óptimo rendimiento.

Por otra parte, designado por  $L_b$ , la distancia existente entre los puntos  $O$  y  $O'$ , se puede calcular esta distancia como

$$L_b = 1.207R_0 + 0.414R^* \quad (68)$$

Se puede describir la longitud total de la tobera, con la expresión

$$\begin{aligned} L_T &= L_b + L \\ L_T &= n.R^* + 1.207R_0 + 0.414R^* \end{aligned} \quad (69)$$

Remontándonos otra vez a la figura 22, los parámetros expresados en ella tienen valores de

$$R_b = 0.45R^* \quad (70)$$

$$\beta = 45^\circ \quad (71)$$

$$\alpha_T = 25^\circ < \alpha < 30^\circ \quad (72)$$

(Grados establecidos entre 25 y 30)

• **Calculo geométrico del perfil del cono-ojiva<sup>28</sup>**: Una ojiva, en geometría elemental, es una figura formada por la revolución de dos arcos de círculos

<sup>27</sup>n: 8.19. G.V.R. Rao "Exhaust Nozzle contour for Optimum Flight", Jet Propulsion, 28, No. 6, (1958) – (Citada en Abril de 2008).

iguales que cortándose de un extremo presentan concavidad como se muestra en la figura 23.

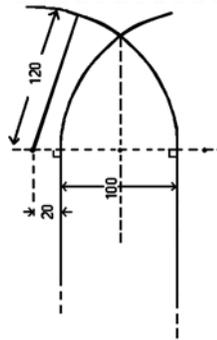
El cono<sup>29</sup> se representa en un sistema de coordenadas cartesianas mediante una ecuación de tipo:

$$\left(\frac{x^2}{a^2}\right) + \left(\frac{y^2}{b^2}\right) - \left(\frac{z^2}{c^2}\right) = 0$$

El volumen  $V$  del cono de radio  $r$  y altura  $h$  es  $1/3$  del volumen del cilindro con las mismas dimensiones:

$$V = \frac{\pi \cdot r^2 \cdot h}{3} \tag{73}$$

Figura 23. Forma geométrica de la ojiva.



Fuente: URL: <http://es.wikipedia.org/wiki/Ojiva> [on line]-(Citada en Abril de 2008)

La fórmula se obtiene mediante  $\int_0^h A(x)dx$ , donde  $A(x)$  es el área de la sección perpendicular a la altura, con relación a la altura  $h$ , en este caso.

$$A(x) = \pi \left(\frac{rx}{h}\right)^2$$

El área de la superficie total del cono es:

$$A = A_{base} + A_{lateral} = \pi r^2 + \pi r g \tag{74}$$

$r$  es el radio de la base,  $h$  es la altura y  $g$  la longitud de la generatriz del cono, que viene siendo la hipotenusa del triángulo rectángulo que forma el cono, cuya medida es

<sup>28</sup>Fuente: Wikipedia.es [on line]-(Citada en Abril de 2008). Disponible en internet: <URL:<http://es.wikipedia.org/wiki/Ojiva>>

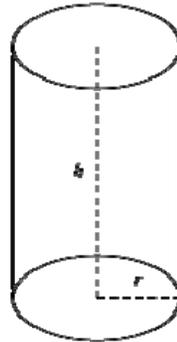
<sup>29</sup>Fuente: Wikipedia.es [on line]-(Citada en Abril de 2008). Disponible en internet: <URL:[http://es.wikipedia.org/wiki/Cono\\_\(geometr%C3%ADa\)](http://es.wikipedia.org/wiki/Cono_(geometr%C3%ADa))>

$$g = \sqrt{(h^2 + r^2)} \quad (75)$$

La representación de los dos métodos, tanto la ojiva como el cono, forma una nueva figura llamada forma ojival equilátera, el cual es la fusión de las dos formas geométricas para dar una nueva figura.

• **Calculo del perfil del cilindro del cuerpo del cohete<sup>30</sup>**: Un cilindro es una figura geométrica de las denominadas superficies cuádricas. Un cilindro es una superficie formada por rectas paralelas, cada una de las cuales contiene un solo punto de una curva plana denominada directriz del cilindro. Cada una de las rectas paralelas se denominan generatriz.

Figura 24. Cilindro (Cuerpo del cohete).



Elaborado en dibujo de Paint.

El área de un cilindro consta de la ecuación:

$$A = A_l + 2 \cdot A_b = 2\pi r h + 2\pi r^2 \quad (76)$$

Donde  $A_l$  es la base lateral del cilindro y  $A_b$  es el área de la base del cilindro.

El volumen del cilindro esta dado por la ecuación:

$$V = \pi r^2 h \quad (77)$$

En el sentido más usual, el cilindro es la figura geométrica obtenida por la revolución de un rectángulo alrededor de uno de sus lados. De manera equivalente, es también obtenida por la revolución de un segmento alrededor de un eje paralelo a él.

Para efectos de cilindro hueco, al radio de la base (R) se le quita el espesor (r) y se lo eleva al cuadrado, después se lo multiplica por 3.1416 (pi) y por la altura del cilindro, tal ecuación quedaría como:

<sup>30</sup>Fuente: Wikipedia.es [on line]-(Citada en Abril de 2008). Disponible en internet: <URL: <http://es.wikipedia.org/wiki/Cilindro>>

$$V = \pi(R - r)^2 h \quad (78)$$

### **3. METODOLOGÍA**

#### **3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN**

Este proyecto esta enfocado a la investigación empírico-analítica debido a que se pretende transformar una teoría que es casi compleja a una forma más sencilla aunque la información del tema en este campo tiene límites y esta estructurada en idiomas diferente al español.

#### **3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DEL PROYECTO USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA.**

*LÍNEA DE INVESTIGACIÓN USB:* Tecnologías actuales y sociedad.

*SUB-LÍNEA DE LA FACULTAD:* Instrumentación y Control de Procesos.

*CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA:* Diseño y Construcción de Motores/Aeronaves

#### **3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN**

La recolección de información será suministrada por textos, libros, fuentes de Internet u otras fuentes literarias de apoyo básico en el campo de coherencia. La sustentación sólida de este punto esta referente en la parte de bibliografía.

#### **3.4 HIPÓTESIS**

El cohete requerido para la misión de vuelo consiste en:

- un dispositivo de 2.5 metro de largo con un diámetro de 30 cm, con una masa de propelente solido de 3 kilogramos consistente en mezcla de nitrato de potasio y azúcar (con respecto al modo de propulsión solida), una mezcla de masa de propelente liquida de 3,5 kilogramos consistente en mezcla de Alcohol metílico y Oxígeno liquido (con respecto al modo de propulsión liquida), y parámetro de rendimiento hasta 1 kilometro en condiciones atmosféricas estándar (con respecto al modo de propulsión por micro turborreacción).
- El cohete posee 4 aletas tipo delta, nariz de forma ojival y el cuerpo con transición cónica determinada para contener separadamente las partes de propulsión y de carga del modelo, donde el algoritmo de diseño sustenta las dimensiones para el diseño del cohete.
- El cohete alcanza una altura mínima durante el vuelo potenciado de al menos 1000 metros.
- Se establece que el cohete se lanza con una velocidad en régimen subsónico.
- El centro de presión está más abajo que el centro de gravedad, porque de esta forma, el cohete tiene un ascenso vertical cercano a un movimiento rectilíneo.

### **3.5 VARIABLES**

#### **3.5.1 Variables independientes:**

Nitrato de potasio y azúcar como el tipo de propulsor sólido, mezcla líquida de Alcohol metílico y Oxígeno líquido, fuerza de gravedad, tiempo inicial de combustión, valores de las masas del propulsor y los materiales de estructura y aerodinámica empleados en este proyecto.

#### **3.5.2 Variables dependientes**

Valores de salida del cohete correspondientes al cálculo de:

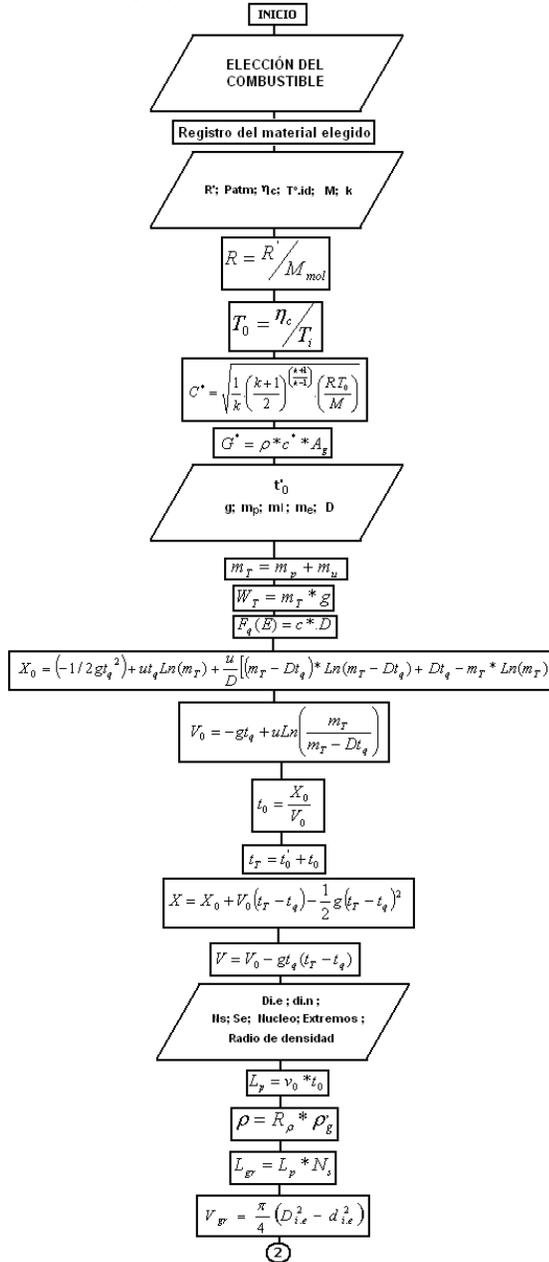
- Propulsión: parámetros térmicos de los combustibles, longitud del propulsor, longitud de la cámara, tiempo en las marcas de vuelo, altura máxima alcanzada, velocidad potencial.
- Estructura: geometrías de nariz, aletas, tobera y cuerpo.
- Aerodinámica: centro de gravedad y centro de presión.

## 4. DESARROLLO INGENIERIL

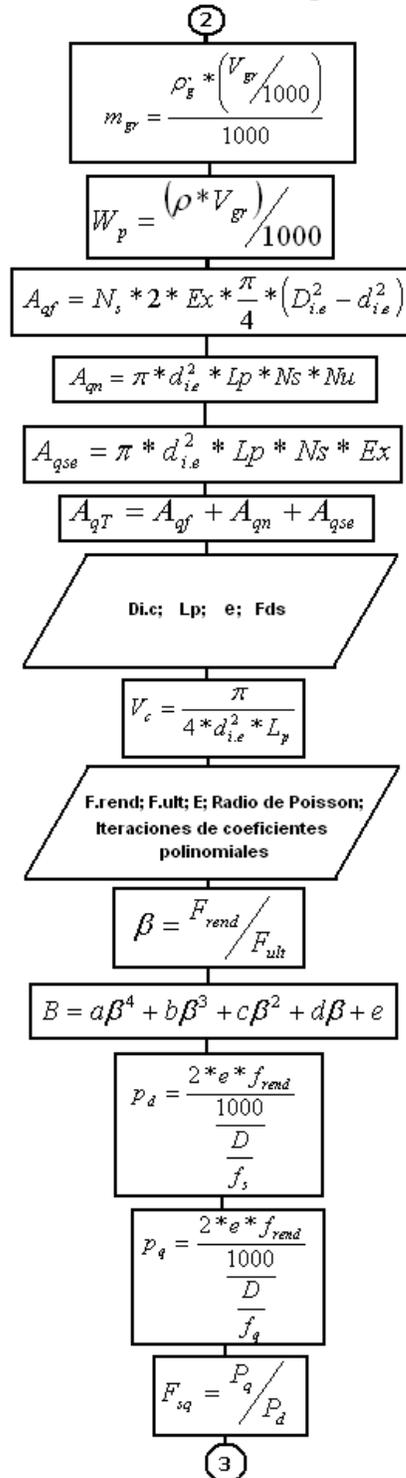
**4.1. Algoritmo de diseño:** se estructuró la secuencia de ecuaciones según se presenta en los diagramas de flujo siguiente:

### 4.1.1 Cálculo del motor cohete de propelente sólido:

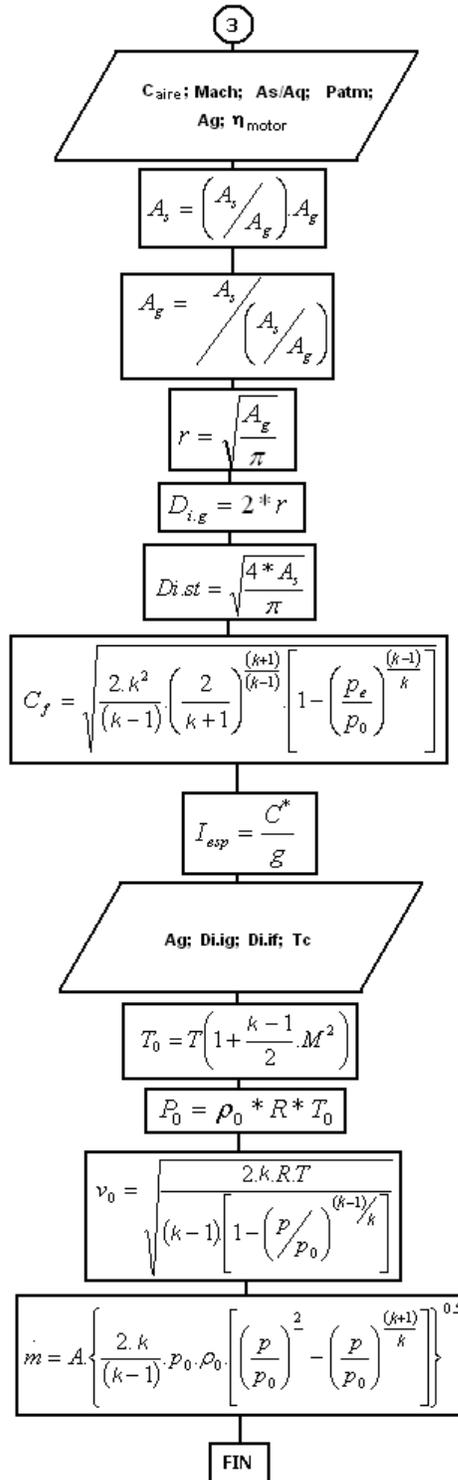
Figura 25. Diagrama de Flujo para el diseño de motor cohete.



Continuación del diagrama.



Continuación del diagrama.



**Descripción:** en el diagrama de flujo anterior se presenta el paso a paso que se sigue para efectuar el cálculo del motor cohete; se plantea primero el propelente que se va a utilizar, se establece el grano propulsor, se calcula las condiciones específicas térmicas para el tipo de grano elegido, se establece un rango de alcance para la operación del cohete y se calcula el dimensionamiento del propulsor elegido, se separa el cálculo en secciones donde son desarrolladas para calcular las condiciones generales de la cámara de combustión y que a su vez también es separada en varios subíndices como las propiedades del material, la presión y el rendimiento del mismo motor con respecto a la cámara; finalmente se calculan los parámetros generales de la tobera de acuerdo al cálculo que se planteó para la cámara de combustión.

Los datos de entrada para el cálculo de diseño se establecen de acuerdo al requerimiento del diseño que se presenta como objetivo de diseño planteado en los alcances de este proyecto.

Los valores de entrada y salida de datos que se desarrollaron en este diagrama de flujo son presentados en la sección 4.3.2.

Tabla 2. Propiedades mecánicas de materiales utilizables en cohetaría.

Material		Especificación	Uso Típico	Propiedades para materiales típicos del casco del motor										
				Temperatura ambiente (80°F); Propiedades mecánicas del material.										
				Esfuerzo de rendimiento		Esfuerzo Ultimo		Mod. Elasticidad		Radio de Poisson	Densidad	Calor específico		
F.rend	F.ult	E	E	v										
				ksi	Mpa	ksi	Mpa	Msi	MPa					
Steel, low carbon	C 1010 Hot rolled tubing	General purpose	24	165	43	296	29	200100	0.32	0.28287	0.00783	434 J/Kg - °K		
Steel, low carbon	C 1010 Cold drawn seamless tubing	General purpose	60	414	72	496	29	200100	0.32	0.284	0.00786	393.5 J/Kg - °K		
Steel, low carbon	C 1015 Hot rolled tubing	General purpose	33	228	55	379	29	200100	0.32	0.2901	0.00803			
Steel, low carbon	C 1015 Normalized tubing	General purpose	35	241	50	345	29	200100	0.32	0.284	0.00786	486 J/Kg - °C		
Steel, low carbon	C 1015 Cold drawn seamless tubing	General purpose	65	448	80	552	29	200100	0.32	0.282	0.00783			
Steel, low carbon	C 1025 Hot Rolled tubing	General purpose	45	310	67	462	29	200100	0.32	0.2838	0.007858			
Steel, low carbon	C 1025 Normalized tubing	General purpose	48	331	65	448	29	200100	0.32	0.284	0.00786			
Steel, low carbon	C 1025 Cold drawn seamless tubing	General purpose	70	483	85	586	29	200100	0.32	0.282	0.00738			
Stainless steel	SAE 30304 tubing	Hydraulics	75	517	105	724	27	186300	0.27	0.289	0.00799	500 J/Kg - °C		
Stainless steel	SAE 301, 1/4 hard, tubing	General purpose	75	517	125	862	27	186300	0.27	0.284	0.00786	500 J/Kg - °K		
Steel, low alloy	ASTI 4130 Normalized (MIL-T-8736) tubing	Aerospace	75	517	95	655	29	200100	0.32	0.284	0.00786	837 J/Kg - °C		
Steel, low alloy	ASTI 4130 Cold drawn (MIL-T-8736) tubing	Aerospace	90	621	100	690	29	200100	0.32	0.283	0.00783	114 J/Kg - °C		
Aluminum alloy	6061-T4 drawn tubing	Aerospace	16	110	30	207	9.9	68310	0.33	0.0975	0.00269	886 J/Kg - °C		
Aluminum alloy	6061-T6 drawn tubing	Aerospace	35	241	42	290	9.9	68310	0.33	0.098	0.00271	886 J/Kg - °C		
Aluminum alloy	6061-T6511 extruded tubing	Aerospace	35	241	38	262	9.9	68310	0.33	0.098	0.00271			
Aluminum alloy	2024-T3 drawn tubing	Aerospace	45	310	66	455	10.5	72450	0.33	0.1	0.00276	875 J/Kg - °C		
Aluminum alloy	2024-T42 drawn tubing	Aerospace	38	262	62	427	10.5	72450	0.33	0.098	0.00271			
Aluminum alloy	7075-T6 (ww-T-700) drawn tubing	Aerospace	66	455	77	531	10.4	71760	0.33	0.102	0.00282	960 J/Kg - °C		
Aluminum alloy	7075-T73 (ww-T-700) drawn tubing	Aerospace	56	386	66	455	10.4	71760	0.33	0.102	0.00282	960 J/Kg - °C		
Polyvinyl chloride (PVC)	Rigid pipe, schedule 40	Water pipe	6	41	7.45	51	0.42	2698	0.41	0.0513	0.00142	17.2 J/Kg - °K		
Kompatible Buxadene Styrene (ABS)	Rigid pipe	Drain pipe	5.1	35	5.9	41	0.29	2001	-	0.03793	0.00105	12.5 J/Kg - °K		
Paperboard	Spiral wound tube	Carpet roll	-	-	2.0	14	-	-	-	0.042	0.00116			
EHT, see note [1]	Similar to C1015 annealed	Electrical conduit	43	286	57	393	29	200100	0.32					
EHT, see note [2]	Similar to C1015 as-rolled	Electrical conduit	45	310	60	414	29	200100	0.32					

Elaborado en Hoja de Excel.

**Descripción:** esta tabla registra los valores de los materiales que son empleados en cohertería amateur, de esta misma tabla se desprenden los valores que son utilizados para el dimensionamiento tanto en el cálculo del material del motor cohete y para definir la aerodinámica del conjunto del cohete.

**4.2. Validación del algoritmo:** se comparó los resultados de la hoja de cálculo elaborada en este trabajo con los resultados del cálculo del diseño ejecutado por la hoja de cálculo elaborada por Richard Nakka, encontrándose una diferencia en porcentaje de error entre los dos cálculos aceptable bajo la tabla.

Tabla 3. Diferencias entre cálculos de Richard Nakka y el proyecto.

	Richard Nakka		Algoritmo de calculo del Diseño de este trabajo		Porcentaje de error (%)
	Datos de entrada	Datos de salida	Datos de entrada	Datos de salida	
Grano propelente	Di. <sub>e</sub> = 3,2	$\rho = 1,767$	Di. <sub>e</sub> = 3,2	$\rho = 1,75$	1
	di. <sub>n</sub> = 1,5	L <sub>gr</sub> = 13,24	di. <sub>n</sub> = 1,5	L <sub>gr</sub> = 13,24	0
	L <sub>p</sub> = 13,24	V <sub>gr</sub> = 83,085	L <sub>p</sub> = 13,24	V <sub>gr</sub> = 83,06	0,1
	No. <sub>a</sub> = 1	m <sub>gr</sub> = 0,147	No. <sub>a</sub> = 1	m <sub>gr</sub> = 0,00015	99,2
	Se = 1	A <sub>gr</sub> = 12,55	Se = 1	A <sub>gr</sub> = 12,55	0
	Nucleo = 1	A <sub>qn</sub> = 62,39	Nucleo = 1	A <sub>qn</sub> = 62,38	0,1
	Extremo = 1	A <sub>qse</sub> = 13,31	Extremo = 1	A <sub>qse</sub> = 62,38	5,3
		A <sub>qt</sub> = 208,05		A <sub>qt</sub> = 137,30	3,35
Cámara de combustion	Di. <sub>c</sub> = 3,2	V <sub>c</sub> = 0,001145	Di. <sub>c</sub> = 3,2	V <sub>c</sub> = 0,005387	5,2
	L <sub>c</sub> = 14,24		L <sub>c</sub> = 14,24		
	e = 0,2		e = 0,2		
	F <sub>sd</sub> = 1,2		F <sub>sd</sub> = 1,2		
Características del combustible	R = 8314	R = 208,4	R' = 8314,4	R = 208,38	0,01
	P <sub>atm</sub> = 0,101	T <sub>°ac</sub> = 1520	P <sub>atm</sub> = 0,101	T <sub>°ac</sub> = 1520	0
	$\gamma_c = 0,95$	c* = 914	$\gamma_c = 0,95$	c* = 1469,66	1,5
	T <sub>°id</sub> = 1600	G* = 998	T <sub>°id</sub> = 1600	G* = 1028,14	1
	M = 39,9		M = 39,90		
	k = 1,042		k = 1,34		

Elaborado en Hoja de Excel.

**4.3. Diseño del cohete requerido para la misión establecida en este trabajo.**

**4.3.1 Especificación de la misión:** como se había dicho anteriormente en la hipótesis de este trabajo, se requiere un cohete con una misión de vuelo consistente en un modelo de 2,5 metro de largo con un diámetro de 30 cm, con una masa de propelente de 3 kilogramos consistente en mezcla de nitrato de potasio y azúcar, con 4 aletas tipo delta, nariz de forma ojival y el cuerpo determinado para contener todas las partes del modelo, donde el algoritmo de diseño sustenta las dimensiones para el diseño del cohete.

**4.3.2 Datos de entrada y datos de salida:** para el requerimiento especificado en este trabajo se tomo como datos de entrada las siguientes tabulaciones:

Tabla 4. Registro del tipo de propelente utilizado en el diseño.

Tipo de propelente			2
	Simbolo	Unidades	KN/Azucar
Densidad del grano / ideal	$\rho_p$	g/cm <sup>3</sup>	1,841
Radio de Calor Especifico	$\kappa$	-	1,34
Peso molecular efectivo	M	Kg/Kmol	39,9
Temperatura en la Cámara	T	K	1600

Elaborado en Hoja de Excel.

**Descripción:** esta tabla registra el valor del tipo de grano propulsor que se eligió utilizar para empezar a desarrollar el algoritmo de cálculo, en este caso, se eligió el propelente constituido por Nitrato de potasio y azúcar (opción 2).

• **Diseño detallado:** obedeciendo al algoritmo de desarrollo estructurado como primera sección en propulsión, luego en estabilidad y aerodinámica, a continuación se desarrolla todo el esquema de orden lógico de las partes que conforman el cohete.

Para desarrollar las características específicas del combustible, se dirige el desarrollo de los parámetros establecidos en la tabla 4 requeridos para la entrada de datos a los valores de parámetros universales que los podemos encontrar generalmente de tablas que constan las leyes de gases perfectos, los datos de entrada se rigen como:

- $R' = 8314,4 \text{ J/mol-K}$ . establecido como la constante universal del gas.
- $P_{abs} = 101 \text{ Pa}$ , establecido como una atmósfera correspondiente a la presión ambiente.
- $\eta_c = 0,95$ . correspondiente a la eficiencia del motor para gases perfectos.
- $T_{id}^{\circ} = 1600 \text{ K}$ , establecida como la temperatura ideal para el material escogido.
- $M_{mol} = 39,9 \text{ Kg/Kmol}$ , establecido como el peso molecular efectivo del propelente.
- $k = 1,34$ . establecido como el radio de calor especifico en su valor promedio del propelente.

Basado en el tipo de propelente que se utiliza en este proyecto (Nitrato de potasio y azúcar), tenemos que la ecuación de constante específica del gas es definida como:

$$R = \frac{R'}{M_{mol}};$$

$$R = \frac{8314,4 \text{ J/mol-}^\circ\text{K}}{39,9 \text{ Kg/Kmol}}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$R = 208,38 \text{ J/Kg-}^\circ\text{K}$$

La ecuación de temperatura que actúa en la cámara de combustión en el momento que se inicia el proceso de combustión está definida como:

$$T_{ac}^\circ = \eta_c * T_{id}^\circ ;$$

$$T_{ac}^\circ = 0,95 * 1600^\circ\text{K}, \text{ cuyo calor resulta:}$$

$$T_{ac}^\circ = 1520^\circ\text{K}$$

La velocidad característica está definida también como la velocidad de los gases de salida mencionada en la primera sección en definición de la misión, su ecuación está establecida como:

$$C^* = \sqrt{\frac{1}{k} \cdot \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left(\frac{RT_0}{M}\right)} ;$$

$$C^* = \sqrt{\frac{1}{1,34} \cdot \left(\frac{1,34+1}{2}\right)^{\frac{1,34+1}{1,34-1}} \cdot \left(\frac{208,38 \text{ J/Kg-}^\circ\text{K} * 1520^\circ\text{K}}{39,9 \text{ Kg/Kmol}}\right)}, \text{ donde su valor data}$$

como:

$$C^* = 856,20 \text{ m/s}$$

El radio de gasto en el área de quemado es debido al factor corrosivo (erosión) que provoca los gases de salida procedente de la cámara de combustión, la ecuación se define como:

$$G^* = \rho * c^* * A_g ;$$

$$G^* = 1,75 \text{ g/cm}^3 * 856,20 \text{ m/s} * 9,75 \text{ cm}^2, \text{ cuyo valor es:}$$

$$G^* = 14597,18 \text{ g/s}$$

## Propulsión

• **Misión:** Para iniciar el desarrollo del algoritmo de diseño del cohete, primero se establece la misión de motor cohete para considerar la parte de consumo competente a la altura máxima de propulsión y carga útil más la masa estructural utilizada para obtener la misión deseada.

Considerando despreciable el tubo contenedor del propulsor momentáneamente para la misión, se puede definir las primeras variantes para el diseño del motor. Los datos iniciales de entradas son comprendidos como los parámetros que son entregados por el operador de la hoja de cálculo desarrollados de tal forma que:

- $g = 9,81$  m/s, establecido como la aceleración debido a la gravedad.
- $t'_0 = 3$  seg, comprendido en un intervalo entre 0.8 y 1.5 seg, establecidos como el tiempo inicial.
- $m_p = 3,5$  Kg, establecido como la masa del propelente utilizable.
- $m_e = 1,5$  Kg, establecido como la masa estructural.
- $m_i = 1,5$  Kg, establecido como la masa útil.
- $D = 0,5$  Kg/seg, comprendido en un intervalo de 0.1 y 0.9 Kg/s, establecido como el combustible quemado en la cámara de combustión.

Empezando a desarrollar el cálculo en el cual tenemos establecidos los principales parámetros de la misión, se definen los parámetros de datos de salida como:

Velocidad inicial de los gases de salida, correspondiente a la ecuación:

$$C^* = \sqrt{\frac{1}{k} \cdot \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left(\frac{R \cdot T_0}{M}\right)};$$
$$C^* = \sqrt{\frac{1}{1,34} \cdot \left(\frac{1,34+1}{2}\right)^{\frac{1,34+1}{1,34-1}} \cdot \left(\frac{208,38 \text{ J/Kg} \cdot \text{K}^* 1520^\circ \text{ K}}{39,9 \text{ Kg / Kmol}}\right)}, \text{ cuyo valor está}$$

como:

$$C^* = 856,20 \text{ m/s}$$

Esta ecuación depende de los valores de entrada correspondiente a los parámetros gasodinámicos del tipo de propelente que se utilizan para realizar este proyecto que este caso se utilizar la mezcla de nitrato de potasio y azúcar.

La masa total del cohete definida como la suma de la masa del propelente utilizable, masa de carga útil y masa estructural, establecido por los datos iniciales data como:

$$m_0 = m_p + m_l + m_e ;$$

$$m_0 = 3,5Kg + 1,5Kg + 1,5Kg , \text{ valor estipulado como:}$$

$$m_0 = 6,5Kg$$

Establecido el tiempo inicial en que tarda el cohete en agotar su combustible durante el trayecto de vuelo potenciado, se evalúa el análisis del peso del cohete empleado en Newton, donde:

$$W_T = m_0 * g ;$$

$$W_T = 6,5Kg * 9,81 \frac{m}{s} , \text{ cuyo valores se aplican como:}$$

$$W_T = 63,77N$$

De la misma forma se puede hallar el valor calculado para magnitud de la fuerza de empuje del cohete dado que:

$$F_q(E) = c * .D ;$$

$$F_q(E) = 856,20 \frac{m}{s} * 0,5 \frac{Kg}{s} , \text{ cuyo valor está estimado como:}$$

$$F_q(E) = 428,10N$$

La relación de potencia de empuje con respecto al peso del cohete está comprendida, dado que

$$F_q(E) \gg W_T$$

Para esta forma, entonces estaría dada que  $F_q$  es 6,71 veces mayor que  $W_t$

Para establecer el impulso específico en definición de la relación de la velocidad de los gases de salida y la fuerza de gravitación, tenemos que:

$$I_{sp} = \frac{C^*}{g} ;$$

$$I_{sp} = \frac{856,20 \frac{m}{s}}{9,81 \frac{m}{s^2}} , \text{ donde su respectivo valor estaría dado como:}$$

$$I_{sp} = 87,28$$

La altura bajo el régimen de potenciado dada por la ecuación:

$$X_0 = \left(-1/2gt_q^2\right) + ut_q \ln(m_T) + \frac{u}{D} \left[ (m_T - Dt_q) * \ln(m_T - Dt_q) + Dt_q - m_T * \ln(m_T) \right]$$

El valor para este parámetro está evaluado bajo los términos de los datos de entrada iniciales como

$$X_0 = \left(-1/2 * 9,81 \text{ m/s} * (3 \text{ seg})^2\right) + 856,20 \text{ m/s} * 3 \text{ seg} * \ln(6,5 \text{ Kg})$$

$$+ \frac{856,20 \text{ m/s}}{0,5 \text{ Kg/s}} \left[ \left( 6,5 \text{ Kg} - \left( 0,5 \text{ Kg/s} * 3 \text{ seg} \right) \right) * \ln \left( 6,5 \text{ Kg} - \left( 0,5 \text{ Kg/s} * 3 \text{ seg} \right) \right) \right]$$

$$\left[ + \left( 0,5 \text{ Kg/s} * 3 \text{ seg} \right) - 6,5 \text{ Kg} * \ln(6,5 \text{ Kg}) \right]$$

$$X_0 = 278,09 \text{ m}$$

La acción de velocidad bajo el régimen de potenciado está dada con la ecuación

$$V_0 = -gt_q + u \ln \left( \frac{m_T}{m_T - Dt_q} \right);$$

$$V_0 = -9,81 \text{ m/s} * 3 \text{ seg} + 856,20 \text{ m/s} * \ln \left( \frac{6,5 \text{ Kg}}{6,5 \text{ Kg} - 0,5 \text{ Kg/s} * 3 \text{ seg}} \right), \text{ cuyo valor}$$

es correspondiente a

$$V_0 = 195,21 \text{ m/s}$$

El tiempo bajo el régimen de vuelo inercial para obtener la altura deseada está dado por la ecuación:

$$t_0 = \frac{X_0}{V_0};$$

$$t_0 = \frac{278,09 \text{ m}}{195,21 \text{ m/s}}, \text{ donde su valor corresponde a}$$

$$t_0 = 1,42 \text{ seg}$$

Obtenidos tanto el tiempo inicial establecido por el calculador y el tiempo del vuelo inercial, tenemos también el tiempo total de la duración del cohete desde el encendido del propulsor hasta su altura máxima alcanzada, establecida por la ecuación:

$$t_T = t'_0 + t_0;$$

$$t_T = 3 \text{ seg} + 1,42 \text{ seg}, \text{ cuyo parámetro tiene valor de}$$

$$t_T = 4,42 \text{seg}$$

Establecidos los parámetros que comprendían el régimen potenciado, se puede hallar los parámetros de régimen inercial correspondiente a la altura máxima y velocidad máxima que alcanza el cohete durante su trayecto en vertical como, dada la ecuación de altura máxima como:

$$X_t = X_0 + V_0(t_T - t_q) - \frac{1}{2} g(t_T - t_q)^2 ;$$

$$X_t = 278,09m + 195,21 \frac{m}{s} * (4,42 \text{seg} - 3 \text{seg}) - \frac{1}{2} 9,81 \frac{m}{s} (4,42 \text{seg} - 3 \text{seg})^2 ,$$

donde el valor máximo de la altura es:

$$X_t = 546,23m$$

Y la ecuación de velocidad inercial correspondiente a:

$$V_t = V_0 - g t_q (t_T - t_q) ;$$

$$V_t = 195,21 \frac{m}{s} - 9,81 \frac{m}{s} * 3 \text{seg} * (4,42 \text{seg} - 3 \text{seg}) , \text{ cuyo valor es:}$$

$$V_t = 133,37 \frac{m}{s}$$

Dando paso al planteamiento de la relación de masa correspondiente a las ecuaciones 2 y 3, tenemos que:

$$\lambda = \frac{m_p}{m_o}$$

Y

$$\varepsilon = \frac{m_e}{m_p + m_e} = \frac{m_q - m_\ell}{m_0 - m_\ell}$$

Entonces:

$$\lambda = \frac{3,5Kg.}{6,5Kg.} = 0,53Kg.$$

Y

$$\varepsilon = \frac{1,5Kg.}{3,5Kg. + 1,5Kg.} = 0,3Kg.$$

Aplicando la regla de masas empleada por la ecuación 1 tenemos que:

$$1 > 1 - \left( \frac{\lambda}{1 - \varepsilon} \right) > 0$$

Entonces:

$$1 > 1 - \left( \frac{0,53}{1 - 0,3} \right) > 0 = 0,67$$

La condición de un cohete mono propelente se cumple debido a la relación de masa.

• **Dimensionamiento del Combustible propulsor:** Como se había mencionado anteriormente, el propelente a utilizar para este proyecto está establecido en base a la mezcla de nitrato de potasio y azúcar como se registra en la tabla 4.

Los parámetros correspondientes a los datos de entrada para calcular el propelente propulsor dirigidos al diseño de la cámara de combustión y entregados por el operador son digitados en la hoja de cálculo, desarrollados de tal forma que:

- $Di_e = 22$  cm, establecido como el diámetro exterior.
- $di_n = 5$  cm, establecido como el diámetro del núcleo del propulsor.
- $N_s = 1$ , establecido como el número de segmentos, comprendido de esta manera debido a que el cálculo del cohete para este proyecto se remite a solo una fase.
- $S_e = 1$ , establecido como el número de la inhibición o exposición de la superficie exterior del propulsor.
- $Nu = 1$ , establecido como el número de la inhibición o exposición del núcleo del propulsor.
- $Ex = 1$ , establecido como el número de la inhibición o exposición del extremo encendedor del propulsor.
- $\rho^{**} = 0.95$ , comprendido como el radio de la densidad para la mezcla nitrato de potasio y azúcar con valores entre valores de 0.92 a 0.98.
- $\rho' = 1,84$  g/cm<sup>3</sup>, establecido como la densidad del grano ideal para la mezcla de azúcar y nitrato de potasio extraído de tablas.

Estableciendo la longitud del propulsor, se desarrolla la ecuación para hallar el valor correspondiente a su longitud dependiente de los valores de velocidad inercial y tiempo inercial del cálculo correspondiente a la misión, se da como:

$$L_p = V_0 * t_0;$$

$L_p = 195,21 \frac{m}{s} * 1,42 \text{seg}$ , donde el valor para este parámetro, y reduciendo su valor a unidades de centímetro, se establece como:

$$L_p = 27,81 \text{cm}$$

Establecida la densidad ideal del propelente, se emplea la densidad normal ideal grano estimada con la ecuación siguiente como:

$$\rho = R_{\rho} * \rho_g ;$$

$$\rho = 0,95 * 1,84 \frac{g}{cm^3} , \text{ cuyo valor se define como:}$$

$$\rho = 1,75 \frac{g}{cm^3}$$

La longitud del grano se define por la ecuación dada como

$$L_{gr} = L_p * N_s ;$$

$$L_{gr} = 27,81cm * 1 , \text{ donde esta ecuación arroja un valor de:}$$

$$L_{gr} = 27,81cm$$

Volumen del grano es consta de la ecuación:

$$V_{gr} = \frac{\pi}{4} (D_{i.e}^2 - d_{i.e}^2) * L_{gr} ;$$

$$V_{gr} = \frac{\pi}{4} * ((22 cm)^2 - (5 cm)^2) * 27,81 cm , \text{ cuyo valor esta dado como:}$$

$$V_{gr} = 10025,19 cm^3$$

La masa del gramo está definida como

$$m_{gr} = \rho_g * \left( \frac{V_{gr}}{1000} \right) ;$$

$$m_{gr} = 1,75 \frac{g}{cm^3} * \left( \frac{10025,19 cm^3}{1000} \right) , \text{ donde el valor se convierte en unidades de Kilogramo, esta dado como:}$$

$$m_{gr} = 18,45 Kg$$

El peso del propelente propulsor se define por la ecuación

$$W_p = \frac{(\rho * V_{gr})}{1000} ; \tag{79}$$

$$W_p = \frac{\left( 1,75 \frac{g}{cm^3} * 10025,19 cm^3 \right)}{1000}$$

Cuyo valor esta dado como:

$$W_p = 17,53Kg$$

En esta ecuación, todo el término se divide en 1000 debido a que la densidad del grano está dado en unidades de gramos, para convertirlo a unidades de kilogramos se divide por este valor.

El área final del propelente quemado definida por la ecuación:

$$A_{qf} = N_s * 2 * Ex * \frac{\pi}{4} * (D_{i.e}^2 - d_{i.e}^2);$$

$$A_{qf} = 1 * 2 * 1 * \frac{\pi}{4} * ((22cm)^2 - (5cm)^2), \text{ donde el valor data como:}$$

$$A_{qf} = 721cm^2$$

La ecuación del área de quemado en núcleo está dado como:

$$A_{qn} = \pi * d_{i.e}^2 * Lp * Ns * Nu;$$

$$A_{qn} = \pi * (5cm)^2 * 27,81cm * 1 * 1, \text{ y su valor está dado como:}$$

$$A_{qn} = 436,83cm^2$$

El área de quemado en su superficie exterior está dado como

$$A_{qse} = \pi * d_{i.e}^2 * Lp * Ns * Ex;$$

$$A_{qse} = \pi * (5cm)^2 * 27,81cm * 1 * 1, \text{ cuyo valor se define como:}$$

$$A_{qse} = 436,83cm^2$$

Finalmente el área de quemado total está dado por la ecuación

$$A_{qT} = A_{qf} + A_{qn} + A_{qse};$$

$$A_{qT} = 721cm^2 + 436,83cm^2 + 436,83cm^2, \text{ donde el valor consta de:}$$

$$A_{qT} = 1594,65cm^2$$

• **Diseño de la cámara de combustión del cohete:** En el desarrollo del cálculo anterior correspondiente al combustible, se fijaron varios parámetros para el diseño del propelente propulsor, no obstante, para medir el diseño del volumen de la cámara de combustión, se utilizan casi todos los valores que se emplearían para este apartado, definidos por el diámetro exterior (Di.e) y la longitud del propulsor.

Como datos de entrada para este desarrollo se digitan valores como:

- $e = 0,4$  cm. establecido como el espesor de la pared de la misma cámara de combustión.
- $F_{sd} = 1,2$ . establecido como el factor de seguridad de diseño de los materiales aeronáuticos oscilante en 1,2 y 2,5.

Iniciando el desarrollo del diseño de la cámara, se evalúa el volumen de la cámara dado como:

$$V_c = \frac{\pi}{4} * D_{i.e}^2 * L_p ;$$

$$V_c = \frac{\pi}{4} * (22cm)^2 * 27,81cm , \text{ cuyo valor está definido como:}$$

$$V_c = 10951,35cm^3$$

Los materiales con los que se trabajan en el campo de coherencia comprende una lista extensa de tipos de estos materiales, las propiedades físicas del material con que se va a trabajar en este proyecto y que para entonces el mejor material que se analizo es la **aleación de aluminio 7075 T6**, los datos de entrada que comprenden este material están dadas como:

- $F_{rend} = 455$  MPa, establecido como el esfuerzo de rendimiento.
- $F_{ult} = 531$  MPa, establecido como el esfuerzo último.
- $E = 10,4$  Msi (71760 Mpa), establecido como el modulo de elasticidad.
- $\nu = 0,33$ , establecido como el radio de Poisson.

Para medir la resistencia mecánica debido a la fuerza de presión del material que se utiliza para el diseño de la cámara de combustión, se realizan análisis de factores de ruptura para el cilindro, estos valores son obtenido por el análisis que realizo el ingeniero Richard Nakka en su hoja de cálculo donde evalúa los diferentes valores comprendidos a partir del análisis entre la diferencia de esfuerzo de rendimiento y esfuerzo ultimo.

Los valores correspondientemente al factor de quemado originando los datos bajo las iteraciones de ecuaciones polinomiales establecidas en hoja de cálculo se establecen como:

- a** = 10. Numero comprendido entre 7 y 10.
- b** = -40. Numero comprendido entre -20 y -40.
- c** = 50. Numero comprendido entre 30 y 50.
- d** = -30. Numero comprendido entre -20 y -30.
- e** = 10. Numero comprendido entre 0 y 10.

A partir de estos parámetros tendríamos la ecuación del radio de esfuerzo del material (Beta):

$$\beta = \frac{F_{rend}}{F_{ult}} ;$$

$$\beta = \frac{455MPa}{531MPa}, \text{ donde su resultado es}$$

$$\beta = 0,857$$

Factor de quemado  $B = a\beta^4 + b\beta^3 + c\beta^2 + d\beta + e ;$

$$B = (10 * (0,857^4)) + (-40 * (0,857^3)) + (50 * (0,857^2)) + (-30 * 0,857) + 10$$

, donde su resultado es

$$B = 1,231$$

Con los parámetros anteriores podemos hallar la presión en la cámara de combustión, correspondiente a la ecuación:

$$p_d = \frac{2 * e * f_{rend}}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{D}{f_s} \right)} \right)} ;$$

$$p_d = \frac{2 * 0,4 * 455MPa}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{22cm}{1,2} \right)} \right)}, \text{ definido por el valor:}$$

$$p_d = 19854,55KPa$$

El factor de seguridad del material está establecido como se mencionó anteriormente por 1,2 en el diagrama de esfuerzo y deformación del material escogido. La ecuación de presión de quemado se ruge por:

$$p_q = \frac{2 * e * f_{rend}}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{D}{B} \right)} \right)} ;$$

$$p_q = \frac{2 * 0,4 * 455 MPa}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{22cm}{1,231} \right)} \right)} , \text{ cuyo valor es:}$$

$$p_q = 20360,95 KPa$$

El factor de seguridad de quemado es el valor hallado de la diferencia de las presiones de diseño y quemado, defino como:

$$F_{sq} = \frac{P_d}{P_q} ;$$

$$F_{sq} = \frac{19854,55 KPa}{20360,95 KPa} , \text{ cuyo valor es:}$$

$$F_{sq} = 1,03$$

• **Rendimiento del motor:** Desarrollando el diseño del rendimiento del motor se evaluando los parámetros para la entrada de datos como los valores estándar regidos por ISO para valores a nivel del mar y valores comprendidos a diferentes alturas. Los datos de entrada para esta sección están dados como:

-  $C_{aire\_1} = 340$  m/s, establecido como la velocidad del sonido en el aire a 20 °C.

-  $C_{aire\_2} = 331$  m/s, establecido como la velocidad del sonido en el aire a 0 °C.

-  $M_T = 1$ , establecido como el número de Mach en la tobera.

-  $\eta_{motor} = 0,95$ , establecido como la efectividad del motor durante el proceso de encendido.

- $\frac{A_s}{A_q}^{31} = 1$ , establecido como el radio de expansión de la tobera. Este parámetro está establecido en la gráfica de diseño de toberas respecto al número de Mach del trabajo de Richard Nakka.
- $P_{atm} = 0,101$  MPa, establecido como la presión del ambiente.
- $A_g = 9,75$  cm<sup>2</sup>, establecido como el área de garganta de la sección transversal.

La ecuación del área de salida de la tobera correspondiente a la sección transversal está definida como:

$$A_s = \left( \frac{A_s}{A_g} \right) * A_g ;$$

$A_s = 1 * 9,75 \text{cm}^2$ , cuyo valor corresponde a:

$$A_s = 9,75 \text{cm}^2$$

De la misma forma podemos hallar el valor para el área de quemado de la sección transversal de la garganta, dado como la ecuación:

$$A_q = \left( \frac{A_s}{A_g} \right) * A_s ;$$

$A_q = 1 * 9,75 \text{cm}^2$ , donde el valor es:

$$A_q = 9,75 \text{cm}^2$$

Obtenidos los valores de las respectivas áreas, podemos ahora hallar el valor del radio de la sección crítica de la garganta, definido por la ecuación:

$$r = \sqrt{\frac{A_g}{\pi}} ;$$

$$r = \sqrt{\frac{9,75 \text{cm}}{\pi}}, \text{ cuyo valor está definido como:}$$

$$r = 1,76 \text{cm}$$

En la misma línea de cálculo se puede definir el diámetro de la misma sección crítica de la garganta definido como dos veces el radio:

---

<sup>31</sup>Fuente: NAKKA, RICHARD. Teoría de los motores cohetes [on line] – (Citado en Marzo de 2008). Disponible en internet y en español: <URL: [www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)>. Pág. 22

$$D_{i,g} = 2 * r ;$$

$$D_{i,g} = 2 * 1,76cm , \text{ con valor de:}$$

$$D_{i,g} = 3,52cm$$

El diámetro de la salida de la tobera se define de la misma forma consecuentemente al área de salida de la tobera, con la ecuación:

$$Di_{.st} = \sqrt{\frac{4 * A_s}{\pi}} ;$$

$$Di_{.st} = \sqrt{\frac{4 * 9,75cm^2}{\pi}} , \text{ donde su valor es:}$$

$$Di_{.st} = 3,52cm$$

Obtenidos los valores geométricos de la sección crítica antes y después de la garganta, podemos calcular el valor del coeficiente máximo de empuje definido por la ecuación de coeficiente de empuje máximo:

$$C_f = \sqrt{\frac{2.k^2}{(k-1)} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{(k+1)}{(k-1)}} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{(k-1)}{k}}\right]} ;$$

$$C_f = \sqrt{\frac{(2 * (1,34)^2)}{(1,34-1)} * \left(\frac{2}{1,34+1}\right)^{\frac{(1,34+1)}{(1,34-1)}} \cdot \left[1 - \left(\frac{0,101MPa}{20360,954KPa}\right)^{\frac{(1,34-1)}{1,34}}\right]} , \text{ cuyo valor}$$

es:

$$C_f = 1,09$$

El valor del empuje máximo es definido inicialmente en la misión del cohete para establecer el régimen potenciado de empuje.

• **Parámetros generales de la tobera:** El desarrollo de los parámetros de diseño de la tobera, y en cuanto a los datos de entrada, los valores son dependiente directamente del cálculo del rendimiento del motor como parte del algoritmo de cálculo de la tobera, para ello se definen como datos de entrada en:

-  $A_g = 9,75 \text{ cm}^2$ , establecido como el área de la sección transversal de la garganta y dependiente del cálculo anterior.

-  $D_{i_g} = 3,52$  cm, establecido como el diámetro inicial de la garganta y dependiente del cálculo anterior.

-  $D_{i_f} = 3,52$  cm, establecido como el diámetro final de la garganta y dependiente del cálculo anterior.

El análisis térmico de la tobera es planteado a partir de la relación de parámetros estándar de acuerdo a ISO teniendo en cuenta valores paramétricos térmicos de presión, velocidad y temperatura, ya calculados estos valores en secciones anteriores, se pueden tomarlos como parte del desarrollo para el cálculo térmico de la tobera:

El valor de la temperatura en la cámara de combustión se remite al valor de la temperatura actual en la cámara evaluado en la sección de presión general en la cámara, cuyo valor corresponde a:

$$T_{ac}^{\circ} = \eta_c * T_{id}^{\circ} ;$$

$$T_{ac}^{\circ} = 0,95 * 1600^{\circ} K , \text{ cuyo valor resulta:}$$

$$T_{ac}^{\circ} = 1520^{\circ} K$$

La ecuación de temperatura en la zona crítica está dada como:

$$T_{01} = T \left( 1 + \frac{k-1}{2} . M^2 \right) ;$$

$$T_{01} = 1520^{\circ} K * \left( 1 + \frac{1,34-1}{2} . (1)^2 \right) , \text{ cuyo valor es:}$$

$$T_{01} = 1778,40^{\circ} K$$

El valor de la temperatura a la salida de la tobera se remite al valor de la temperatura ideal de combustión evaluado en la sección de presión general en la cámara, cuyo valor corresponde a:

$$T_s = 1600^{\circ} K$$

El valor correspondiente a la presión en la cámara de combustión es el valor evaluado en la sección de presión de quemado en la cámara cuyo valor es:

$$p_d = \frac{2 * e * f_{rend}}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{D}{f_s} \right)} \right)} ;$$

$$p_d = \frac{2 * 0,4 * 455 MPa}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{22 cm}{1,2} \right)} \right)}, \text{ definido por el valor:}$$

$$p_d = 19854,55 KPa$$

La ecuación de presión en la zona crítica está definida por:

$$P_{01} = \rho_0 * R * T_0;$$

$$P_{01} = 1,75 \frac{g}{cm^3} * 208,38 \frac{J}{Kg \cdot ^\circ K} * 1520^\circ K, \text{ cuyo valor es:}$$

$$P_{01} = 553960,76 MPa$$

El valor correspondiente a la presión a la salida de la tobera se remite a la sección evaluada de presión de quemado en la cámara, cuyo valor es:

$$p_s = \frac{2 * e * f_{rend}}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{D}{B} \right)} \right)};$$

$$p_s = \frac{2 * 0,4 * 455 MPa}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{22 cm}{1,231} \right)} \right)}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$p_s = 20360,95 KPa$$

La ecuación de velocidad en la zona crítica está dada como:

$$v_{crit} = \sqrt{\frac{2 * k * R * T}{(k-1) \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}}$$

$$v_{crit} = \sqrt{\frac{2 * 1,34 * 208,38 \text{ J/Kg} \cdot \text{K} * 1778,40^\circ \text{ K}}{(1,34 - 1) \left[ 1 - \left( \frac{19854,55 \text{ KPa}}{553960,76 \text{ MPa}} \right)^{\frac{(1,34 - 1)}{1,34}} \right]}}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$v_{crit} = 2263,25 \text{ m/s}$$

De la misma forma se puede establecer la velocidad de los gases para esta sección que ya fue resuelta en la sección de presión general en la cámara del motor, en el cual está definida como:

$$C^* = \sqrt{\frac{1}{k} \cdot \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{(k+1)}{(k-1)}} \cdot \left( \frac{RT_0}{M} \right)};$$

$$C^* = \sqrt{\frac{1}{1,34} \cdot \left( \frac{1,34+1}{2} \right)^{\frac{(1,34+1)}{(1,34-1)}} \cdot \left( \frac{208,38 \text{ J/Kg} \cdot \text{K} * 1520^\circ \text{ K}}{39,9 \text{ Kg / Kmol}} \right)}, \text{ donde su valor data}$$

como:

$$C^* = 856,20 \text{ m/s}$$

Y finalmente obtener el flujo másico por gases ideales:

$$\dot{m} = A \cdot \left\{ \frac{2 \cdot k}{(k-1)} \cdot p_0 \cdot \rho_0 \cdot \left[ \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{(k+1)}{k}} \right] \right\}^{0,5}$$

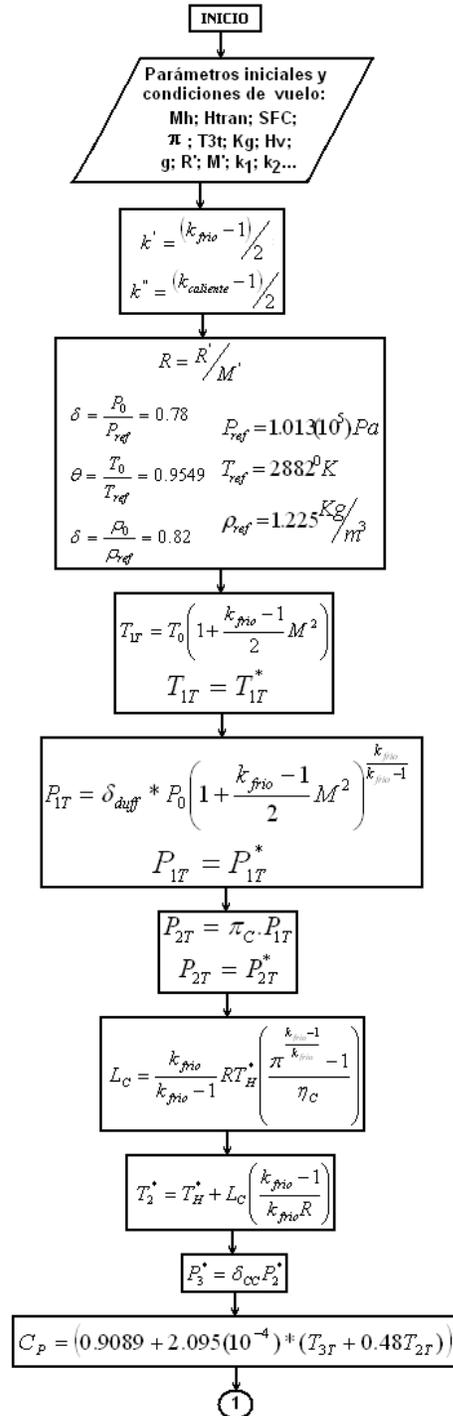
$$\dot{m} = 0,40 \text{ cm}^2 * \left\{ \frac{2 * 1,34}{(1,34 - 1)} * 553960,76 \text{ MPa} * 1,75 \text{ g/cm}^3 \right. \\ \left. * \left[ \left( \frac{19854,55 \text{ KPa}}{553960,76 \text{ MPa}} \right)^{\frac{2}{1,34}} - \left( \frac{19854,55 \text{ KPa}}{553960,76 \text{ MPa}} \right)^{\frac{(1,34+1)}{1,34}} \right] \right\}^{0,5},$$

cuyo valor es

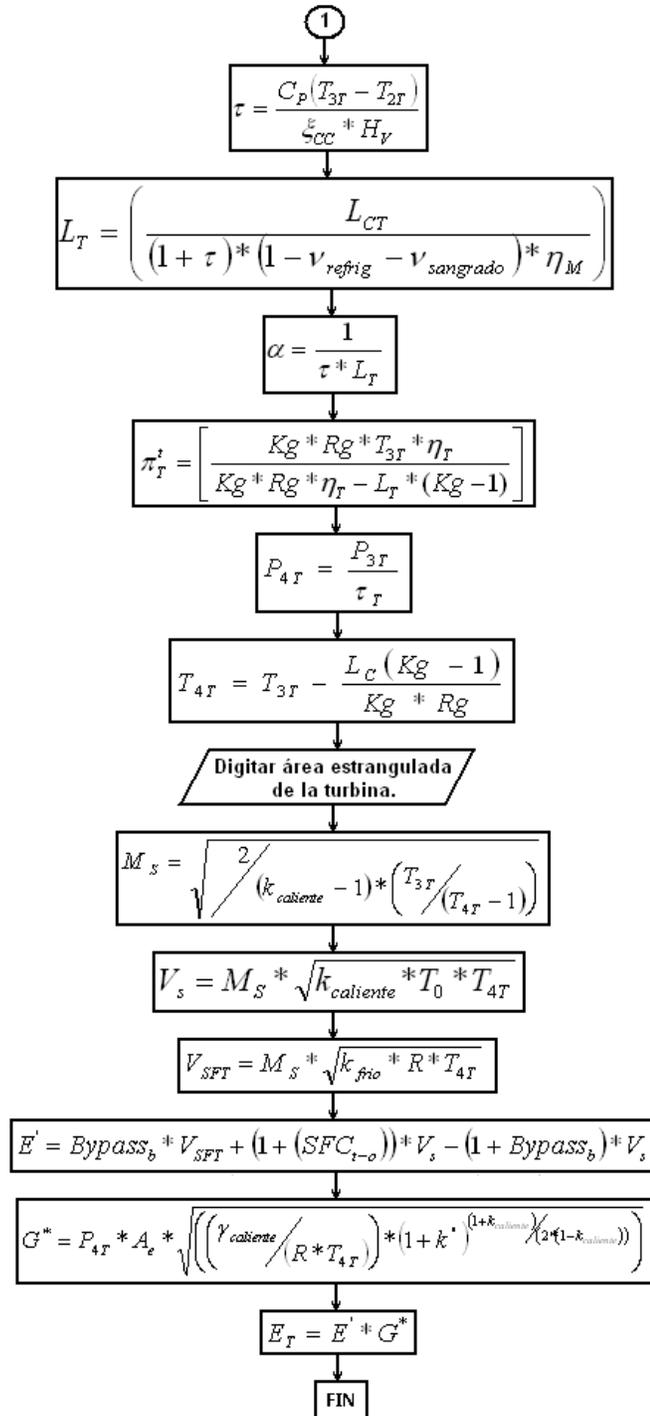
$$\dot{m} = 295300,26 \text{ Kg/s}$$

#### 4.4. Cálculo del motor cohete con turborreactor:

Figura 26. Diagrama de Flujo del diseño de motor cohete con turborreactor.



Continuación del diagrama.



**Descripción:** en el diagrama de flujo anterior se presenta el paso a paso que se sigue para efectuar el cálculo del motor cohete con turborreactor; se plantea primero los parámetros iniciales y las condiciones de vuelo que se pretenden utilizar, se establecen las condiciones de vuelo como el número de Mach, la altura a la que se quiere llegar, el radio de consumo del combustible y el radio de evaluación de temperatura de la tercera sección, se establecen también los parámetros estándar de operación como la aceleración debido a la gravedad y la constante específica del gas, se calcula las presiones y temperaturas de cada sección del motor, se experimentan todas las iteraciones para llevar a los trabajos específicos de la cámara de combustión u de la turbina, se plantea una determinada área para calcular el número de mach a la salida del motor, las velocidades internas en él para lograr finalmente el empuje total.

Los valores de entrada y salida de datos que se desarrollaron en este diagrama de flujo son presentados en la sección 4.4.1.

#### 4.4.1 Cálculos termodinámicos para una micro turbina con relación de compresión de 10 y temperatura en la 3ª sección de 1250° .

Parámetros iniciales y condiciones de vuelo.

$$M_H T_{LAB} = 0.2$$

$$H_{TRANS} = 1km$$

$$(SFC)_{T-O} = 0.460 \frac{kg}{h * kW}$$

$$\pi^T = 6-16 / 4-5 \text{ Valores}$$

$$T_{3T} = 1150 - 1500^\circ K , \text{ con 5 Valores}$$

Para obtener presión, temperatura y densidad iniciales, recurrimos al apéndice A del libro ELEMENTS OF GAS TURBINE PROPULSIÓN de Jack Mattingly:

$$\delta = \frac{P_0}{P_{ref}} = 0.8870 \quad P_{ref} = 1.01310^5 Pa$$

$$\theta = \frac{T_0}{T_{ref}} = 0.9774 \quad T_{ref} = 2882^0 K$$

$$\delta = \frac{\rho_0}{\rho_{ref}} = 0.9075 \quad \rho_{ref} = 1.225 \frac{Kg}{m^3}$$

• Radio de rendimiento del difusor:

$$\delta_{diff} = \left[ \frac{1 - \frac{k-1}{k+1} * \lambda_1^2}{1 - \frac{1.4-1}{1.4+1} * \lambda_1^2} \right]^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\delta_{diff} = \left[ \frac{1 - \frac{1.4-1}{1.4+1} * 0.6^2}{1 - \frac{1.4-1}{1.4+1} * 0.96^2} \right]^{\frac{1.4}{1.4-1}}$$

$$\delta_{diff} = 0,98$$

- Radio de rendimiento del difusor:  $\delta_{diff} = 0,98$
- Radio de rendimiento de la cámara de combustión:  $\delta_{cc} = 0.95$
- Eficiencia del compresor:  $\eta_c = 0.97$

- Eficiencia del motor:  $\eta_m = 0.98$
- Coeficiente del gas:  $Kg = 1.33$
- Constante específica del gas:  $Rg = 289.3$
- Eficiencia de la turbina:  $\eta_T = 0.92$
- Capacidad de calor latente:  $H_v = 42900 \text{ KJ/Kg}$ .
- Transferencia de calor de la cámara de combustión:  $\xi_{cc} = 0.98$
- Valor del radio de refrigeración del motor:  $v_{refrigeración} = 0.03$
- Valor del radio de sangrado del motor:  $v_{sangrado} = 0.04$
- Radio de by pass beta:  $Bypass_b = 10$
- Coeficiente de velocidad de la tobera:  $\varphi_c = 0,97$ ; valor comprendido entre 0,96 y 0,98.
- Aceleración debido a la gravedad:  $g = 9.81 \text{ m/s}^2$
- Constante universal del gas:  $R' = 8314.4$
- Peso molecular del aire:  $M' = 28.8$
- Radio del calor específico del aire en frío:  $k_{frio} = 1.44$
- Radio del calor específico del aire en caliente:  $k_{caliente} = 1.33$
- Modulo de gama en frio para valores de potencia:  $k' = \frac{(k_{frio} - 1)}{2} = 0,22$
- Modulo de gama en caliente para valores de potencia:  
 $k'' = \frac{(k_{caliente} - 1)}{2} = 0,165$

La primera variante para encontrar son los parámetros iniciales en condiciones normales de ambiente, como:

$$R = \frac{R'}{M'}$$

$$R = \frac{8314,4 \text{ J/mol} \cdot \text{K}}{28,8 \text{ Kg/Kmol}}$$

$$R = 288.69 (\text{J / Kg} \cdot \text{K})$$

$$P_0 = 89853,10 \text{ Pa} = 89,58 \text{ KPa}$$

$$T_0 = 281,7^0 \text{ K}$$

$$\rho_0 = 1.12 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$$

Paso siguiente es hallar temperatura en  $T_{IT}$ , seguimos la ecuación:

$$T_{1T} = T_0 \left( 1 + \frac{k_{frio} - 1}{2} M^2 \right)$$

$$T_{1T} = 281,7K \left( 1 + \frac{1,44 - 1}{2} (0.2)^2 \right)$$

$$T_{1T} = 284,17^0K$$

$$T_{1T} = T_{1T}^*$$

Para hallar presión  $P_{1T}$  seguimos la ecuación:

$$\delta_{diff} = 0.98$$

$$P_{1T} = \delta_{diff} * P_0 \left( 1 + \frac{k_{frio} - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{k_{frio}}{k_{frio} - 1}}$$

$$P_{1T} = 0.98 * 89853,10Pa \left( 1 + \frac{1,44 - 1}{2} (0.2)^2 \right)^{\frac{1,44}{1,44 - 1}}$$

$$P_{1T} = 90617,51Pa = 90,61KPa$$

$$P_{1T} = P_{1T}^*$$

Para hallar presión en 2, recurrimos a la ecuación:

$$P_{2T} = \pi_c \cdot P_{1T} \quad P_{2T} = P_{2T}^*$$

Dándole 5 valores a  $\pi_c$  de 6, 8, 10, 12 y 14 tenemos:

$$P_{2T_1} = 6 * 90617,51Pa = 543705,04Pa$$

$$P_{2T_2} = 8 * 90617,51Pa = 724940,05Pa$$

$$P_{2T_3} = 10 * 90617,51Pa = 906175,07Pa \quad (\text{Presión optima})$$

$$P_{2T_4} = 12 * 90617,51Pa = 1087410,08Pa$$

$$P_{2T_5} = 14 * 90617,51Pa = 1268645,09Pa$$

Para hallar la temperatura crítica en la segunda sección, se requiere saber otros parámetros de trabajo, de acuerdo a la ecuación 1:

$$1. T_{2T}^* = T_H^* \left( 1 + \frac{e_c^* - 1}{\eta_c} \right)$$

$$2. L_C = \frac{k_{frio}}{k_{frio} - 1} RT_H^* \left( \frac{e_C - 1}{\eta_C} \right)$$

$$2. A. \frac{e_C - 1}{\eta_C} = L_C \left( \frac{k_{frio} - 1}{k_{frio} RT_H^*} \right)$$

Sustituyendo en 2A en 1 obtenemos:

$$T_2^* = T_H^* \left( 1 + L_C \left( \frac{k_{frio} - 1}{k_{frio} RT_H^*} \right) \right)$$

$$T_2^* = T_H^* + T_H^* \cdot L_C \left( \frac{k_{frio} - 1}{k_{frio} RT_H^*} \right)$$

La temperatura  $T_H^*$  se elimina, entonces:

$$3. T_2^* = T_H^* + L_C \left( \frac{k_{frio} - 1}{k_{frio} R} \right)$$

$$k_{frio} = 1.44$$

$$R = 288.69 \left( \frac{J}{Kg \cdot ^\circ K} \right)$$

$$e_C = \pi \frac{k_{frio} - 1}{k_{frio}}$$

$$4. L_C = \frac{k_{frio}}{k_{frio} - 1} RT_H^* \left( \frac{\pi \frac{k_{frio} - 1}{k_{frio}} - 1}{\eta_C} \right) \quad \eta_C = 0.96 - 0.98$$

$$L_C = \frac{1.44}{1.44 - 1} (288.69) \cdot (284,17^0 K) \left( \frac{\pi \frac{1.44-1}{1.44} - 1}{0.97} \right) \quad \text{Siendo } \pi = (6,8,10,12,14)$$

divididos en 5 valores de  $L_C$ .

$$L_{C1} = \frac{1.44}{1.44 - 1} (288.69) \cdot (284,17^0 K) \left( \frac{(6) \frac{1.44-1}{1.44} - 1}{0.97} \right)$$

$$L_{C1} = 201749,49 \left( \frac{J}{K} \right)$$

$$L_{C2} = \frac{1.44}{1.44-1} (288.69) \cdot (284,17^0 K) \left( \frac{(8)^{\frac{1.44-1}{1.44}} - 1}{0.97} \right)$$

$$L_{C2} = 245718,53 \left( \frac{J}{K} \right)$$

$$L_{C3} = \frac{1.44}{1.44-1} (288.69) \cdot (284,17^0 K) \left( \frac{(10)^{\frac{1.44-1}{1.44}} - 1}{0.97} \right)$$

$$L_{C3} = 282587,10 \left( \frac{J}{K} \right)$$

$$L_{C4} = \frac{1.44}{1.44-1} (288.69) \cdot (284,17^0 K) \left( \frac{(12)^{\frac{1.44-1}{1.44}} - 1}{0.97} \right)$$

$$L_{C4} = 314633,93 \left( \frac{J}{K} \right)$$

$$L_{C5} = \frac{1.44}{1.44-1} (288.69) \cdot (284,17^0 K) \left( \frac{(14)^{\frac{1.44-1}{1.44}} - 1}{0.97} \right)$$

$$L_{C5} = 343157,34 \left( \frac{J}{K} \right)$$

Sumando y promediando todos los valores de  $L_c$ , se obtiene un  $L_c$  total, cuyo valor se estipula como:

$$L_{CT} = L_{C1} + L_{C2} + L_{C3} + L_{C4} + L_{C5}$$

$$L_{CT} = 277569,3 \left( \frac{J}{K} \right)$$

Al obtener los valores anteriores se reemplazan en 3, entonces:

$$T_2^* = T_H^* + L_C \left( \frac{k_{frio} - 1}{k_{frio} R} \right)$$

$$1. T_{2,1}^* = 277,62^0 K + 201749,49 * (10,58E^{-4}) = 497,70^0 K$$

$$2. T_{2,2}^* = 277,62^0 K + 245718,53 * (10,58E^{-4}) = 544,24^0 K$$

$$3. T_{2,3}^* = 277,62^0 K + 282587,10 * (10,58E^{-4}) = 583,26^0 K$$

$$4. T_{2,4}^* = 277,62^0 K + 314633,93 * (10,58E^{-4}) = 617,18^0 K$$

$$5. T_{2,5}^* = 277,62^0 K + 343157,34 * (10,58E^{-4}) = 647,36^0 K$$

Dado que temperatura en 3 esta dada, elegimos 2 valores, entonces:

$$T_{3,1}^* = 1150^\circ K$$

$$T_{3,2}^* = 1250^\circ K$$

$$P_3^* = \delta_{cc} P_2^*$$

Donde  $\delta_{cc}$  va estar entre 0,92 y 0,97, en nuestro caso usaremos  $\delta_{cc} = 0,95$

$$P_{3,1}^* = 0.95 * 543705,04 Pa$$

$$P_{3,1}^* = 516519,79 pa$$

$$P_{3,2}^* = 0.95 * 724940,05 Pa$$

$$P_{3,2}^* = 688693,05 pa$$

$$P_{3,3}^* = 0.95 * 906175,07 Pa$$

$$P_{3,3}^* = 860866,31 pa$$

$$P_{3,4}^* = 0.95 * 1087410,08 Pa$$

$$P_{3,4}^* = 1033039,58 pa$$

$$P_{3,5}^* = 0.95 * 1268645,09 Pa$$

$$P_{3,5}^* = 1205212,84 pa$$

Después de hallar los valores correspondientes a presión y temperatura en 3, entonces pasamos a obtener valores para calcular el trabajo en la turbina, entonces:

$$C_p = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (T_{3T} + 0.48T_{2T}))$$

Tomando los valores de temperatura en 2 y 3 tenemos:

$$C_{P_{1,1}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1150^\circ K + 0.48 * (497,70^\circ K)))$$

$$1. \quad C_{P_{1,1}} = 1262,66^\circ K$$

$$2. \quad C_{P_{1,2}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1150^\circ K + 0.48 * (544,24^\circ K)))$$

$$C_{P_{1,2}} = 1282,97^\circ K$$

$$3. \quad C_{P_{1.3}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1150^{\circ} K + 0.48 * (583,26^0 K)))$$

$$C_{P_{1.3}} = 1299,99^{\circ} K$$

$$4. \quad C_{P_{1.4}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1150^{\circ} K + 0.48 * (617,18^0 K)))$$

$$C_{P_{1.4}} = 1314,79^{\circ} K$$

$$5. \quad C_{P_{1.5}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1150^{\circ} K + 0.48 * (647,36^0 K)))$$

$$C_{P_{1.5}} = 1327,97^{\circ} K$$

Sumando y promediando todos los valores del primer grupo de Cp, se obtiene un Cp1 total, cuyo valor se estipula como:

$$C_{P_{1T}} = C_{P_{1.1}} + C_{P_{1.2}} + C_{P_{1.3}} + C_{P_{1.4}} + C_{P_{1.5}}$$

$$C_{P_{1T}} = 1297,68^{\circ} K$$

$$6. \quad C_{P_{2.1}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1250^{\circ} K + 0.48 * (497,70^0 K)))$$

$$C_{P_{2.1}} = 1353,57^{\circ} K$$

$$7. \quad C_{P_{2.2}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1250^{\circ} K + 0.48 * (544,24^0 K)))$$

$$C_{P_{2.2}} = 1373,88^{\circ} K$$

$$8. \quad C_{P_{2.3}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1250^{\circ} K + 0.48 * (583,26^0 K)))$$

$$C_{P_{2.3}} = 1390,90^{\circ} K$$

$$9. \quad C_{P_{2.4}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1250^{\circ} K + 0.48 * (617,18^0 K)))$$

$$C_{P_{2.4}} = 1405,71^{\circ} K$$

$$10. \quad C_{P_{2.5}} = (0.9089 + 2.095(10^{-4}) * (1250^{\circ} K + 0.48 * (647,36^0 K)))$$

$$C_{P_{2.5}} = 1418,88^{\circ} K$$

Sumando y promediando todos los valores del segundo grupo de Cp, se obtiene un Cp2 total, cuyo valor se estipula como:

$$C_{P2T} = C_{P6.1} + C_{P7.2} + C_{P8.3} + C_{P9.4} + C_{P10.5}$$

$$C_{P1T} = 1388,59^\circ K$$

Los resultados del promedio de las sumas totales de los dos resultados de los Cp's (Cp1T y Cp2T respectivamente) es 1343,13 °K.

Obtenido los diferentes valores de  $C_p$  pasamos a obtener los valores correspondientes para  $\tau$ , entonces:

$$\tau = \frac{C_p(T_{3T} - T_{2T})}{\xi_{CC} * H_v} \quad \xi_{CC} = 097 - 0.99$$

$$H_v = 42.900 \text{ KJ/Kg}$$

El valor de  $\xi_{CC}$  lo tomaremos en 0.98, entonces:

$$1. \quad \tau_{1.1} = \frac{1348,57^\circ K(1250^\circ K - 486,24^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{1.1} = 24,50$$

$$2. \quad \tau_{1.2} = \frac{1348,57^\circ K(1250^\circ K - 531,71^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{1.2} = 23,03$$

$$3. \quad \tau_{1.3} = \frac{1348,57^\circ K(1250^\circ K - 569,83^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{1.3} = 21,82$$

$$4. \quad \tau_{1.4} = \frac{1348,57^\circ K(1250^\circ K - 602,97^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{1.4} = 20,75$$

$$5. \quad \tau_{1.5} = \frac{1348,57^\circ K(1250^\circ K - 632,46^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{1.5} = 19,81$$

$$6. \quad \tau_{2,1} = \frac{1368,41^\circ K (1250^\circ K - 486,24^\circ K)}{0,98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{2,1} = 24,86$$

$$7. \quad \tau_{2,2} = \frac{1368,41^\circ K (1250^\circ K - 531,71^\circ K)}{0,98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{2,2} = 23,38$$

$$8. \quad \tau_{2,3} = \frac{1368,41^\circ K (1250^\circ K - 569,83^\circ K)}{0,98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{2,3} = 22,14$$

$$9. \quad \tau_{2,4} = \frac{1368,41^\circ K (1250^\circ K - 602,97^\circ K)}{0,98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{2,4} = 21,06$$

$$10. \quad \tau_{2,5} = \frac{1368,41^\circ K (1250^\circ K - 632,46^\circ K)}{0,98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{2,5} = 20,10$$

$$11. \quad \tau_{3,1} = \frac{1375,82^\circ K (1250^\circ K - 473,02^\circ K)}{0,98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{3,1} = 25,42$$

$$12. \quad \tau_{3,2} = \frac{1375,82^\circ K (1250^\circ K - 514,28^\circ K)}{0,98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{3,2} = 24,07$$

$$13. \quad \tau_{3,3} = \frac{1375,82^\circ K (1250^\circ K - 548,70^\circ K)}{0,98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{3,3} = 22,94$$

$$14. \quad \tau_{3.4} = \frac{1375.82^\circ K (1250^\circ K - 578.51^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{3.4} = 21.97$$

$$15. \quad \tau_{3.5} = \frac{1375.82^\circ K (1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{3.5} = 21.10$$

$$16. \quad \tau_{4.1} = \frac{1388.83^\circ K (1250^\circ K - 473.02^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{4.1} = 25.66$$

$$17. \quad \tau_{4.2} = \frac{1388.83^\circ K (1250^\circ K - 514.28^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{4.2} = 24.30$$

$$18. \quad \tau_{4.3} = \frac{1388.83^\circ K (1250^\circ K - 548.70^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{4.3} = 23.16$$

$$19. \quad \tau_{4.4} = \frac{1388.83^\circ K (1250^\circ K - 578.51^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{4.4} = 22.18$$

$$20. \quad \tau_{4.5} = \frac{1388.83^\circ K (1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{4.5} = 21.30$$

$$21. \quad \tau_{5.1} = \frac{1400.36^\circ K (1250^\circ K - 473.02^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{5.1} = 25.88$$

$$22. \quad \tau_{5.2} = \frac{1400.36^\circ K (1250^\circ K - 514.28^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{5.2} = 24.50$$

$$23. \quad \tau_{5.3} = \frac{1400.36^\circ K (1250^\circ K - 548.70^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{5.3} = 23.35$$

$$24. \quad \tau_{5.4} = \frac{1400.36^\circ K (1250^\circ K - 578.51^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{5.4} = 22.36$$

$$25. \quad \tau_{5.5} = \frac{1400.36^\circ K (1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{5.5} = 21.48$$

$$26. \quad \tau_{6.1} = \frac{1433.71^\circ K (1250^\circ K - 473.02^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{6.1} = 26.49$$

$$27. \quad \tau_{6.2} = \frac{1433.71^\circ K (1250^\circ K - 514.28^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{6.2} = 25.08$$

$$28. \quad \tau_{6.3} = \frac{1433.71^\circ K (1250^\circ K - 548.70^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{6.3} = 23.91$$

$$29. \quad \tau_{6.4} = \frac{1433.71^\circ K (1250^\circ K - 578.51^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{6.4} = 22.89$$

$$30. \quad \tau_{6.5} = \frac{1433.71^\circ K (1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{6.5} = 21.99$$

$$31. \quad \tau_{7.1} = \frac{1451.712^\circ K (1250^\circ K - 473.02^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{7.1} = 26.82$$

$$32. \quad \tau_{7.2} = \frac{1451.712^\circ K (1250^\circ K - 514.28^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{7.2} = 25.40$$

$$33. \quad \tau_{7.3} = \frac{1451.712^\circ K (1250^\circ K - 548.70^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{7.3} = 24.21$$

$$34. \quad \tau_{7.4} = \frac{1451.712^\circ K (1250^\circ K - 578.51^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{7.4} = 23.18$$

$$35. \quad \tau_{7.5} = \frac{1451.712^\circ K (1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{7.5} = 22.27$$

$$36. \quad \tau_{8.1} = \frac{1466.73^\circ K (1250^\circ K - 473.02^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{8.1} = 27.10$$

$$37. \quad \tau_{8.2} = \frac{1466.73^\circ K (1250^\circ K - 514.28^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{8.2} = 25.66$$

$$38. \quad \tau_{8.3} = \frac{1466.73^\circ K (1250^\circ K - 548.70^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{8.3} = 24.46$$

$$39. \quad \tau_{8.4} = \frac{1466.73^\circ K (1250^\circ K - 578.51^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{8.4} = 23.42$$

$$40. \quad \tau_{8.5} = \frac{1466.73^\circ K (1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{8.5} = 22.50$$

$$41. \quad \tau_{9.1} = \frac{1479.74^\circ K (1250^\circ K - 473.02^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{9.1} = 27.34$$

$$42. \quad \tau_{9.2} = \frac{1479.74^\circ K (1250^\circ K - 514.28^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{9.2} = 25.89$$

$$43. \quad \tau_{9.3} = \frac{1479.74^\circ K (1250^\circ K - 548.70^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{9.3} = 24.68$$

$$44. \quad \tau_{9.4} = \frac{1479.74^\circ K (1250^\circ K - 578.51^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{9.4} = 23.63$$

$$45. \quad \tau_{9.5} = \frac{1479.74^\circ K (1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ} / \text{Kg}}$$

$$\tau_{9.5} = 22.70$$

$$46. \quad \tau_{10.1} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 473.02^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{10.1} = 27.56$$

$$47. \quad \tau_{10.2} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 514.28^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{10.2} = 26.09$$

$$48. \quad \tau_{10.3} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 548.70^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{10.3} = 24.87$$

$$49. \quad \tau_{10.4} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 578.51^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{10.4} = 23.81$$

$$50. \quad \tau_{10.5} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{10.5} = 22.88$$

$$51. \quad \tau_{11.1} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{11.1} = 22.88$$

$$52. \quad \tau_{11.2} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{11.2} = 22.88$$

$$53. \quad \tau_{11.3} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{11.3} = 22.88$$

$$54. \quad \tau_{11.4} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{11.4} = 22.88$$

$$55. \quad \tau_{11.5} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{11.5} = 22.88$$

$$56. \quad \tau_{12.1} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{12.1} = 22.88$$

$$57. \quad \tau_{12.2} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{12.2} = 22.88$$

$$58. \quad \tau_{12.3} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{12.3} = 22.88$$

$$59. \quad \tau_{12.4} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{12.4} = 22.88$$

$$60. \quad \tau_{21.5} = \frac{1491.27^\circ K(1250^\circ K - 604.94^\circ K)}{0.98 * 42.900 \text{ KJ/Kg}}$$

$$\tau_{21.5} = 22.88$$

Sumando y promediando todos los valores de Tao “ $\tau$ ”, se obtiene un Tao total, cuyo valor se estipula como:

$$\tau_T = \sum \tau$$

$$\tau = 24,38$$

Después de hallar los diferentes valores de  $\tau$  pasamos a hallar los valores para  $\alpha$ , entonces:

$$\alpha = \frac{1}{\tau * L_T}$$

Para hallar el valor en  $L_T$  seguiremos la siguiente ecuación:

$$L_T = \left( \frac{L_C}{(1 + \tau - \nu) * \eta_M} \right)$$

La anterior ecuación más desarrollada quedaría de la siguiente manera:

$$L_T = \left( \frac{L_{CT}}{(1 + \tau) * (1 - \nu_{refrig} - \nu_{sangrado}) * \eta_M} \right)$$

$$\nu_{refrig} = 0.02 - 0.04$$

$$\nu_{sangrado} = 0.02 - 0.05 \quad \eta_M = 0.98$$

Para el valor de refrigeración escogimos 0.03, para el valor de sangrado escogimos el valor de 0.04, entonces:

$$\nu_{refrig} = 0.03$$

$$\nu_{sangrado} = 0.04 \quad L_{CT} = 271179,6 \left( \frac{J}{K} \right)$$

$$1. L_{T_1} = \left( \frac{277569,3 \frac{J}{K}}{(1 + 24,50) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 14790,76$$

$$2. L_{T_2} = \left( \frac{277569,3 \frac{J}{K}}{(1 + 24,50) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 15867,83$$

$$3. L_{T_3} = \left( \frac{277569,3 \frac{J}{K}}{(1 + 23,04) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 16899,75$$

$$4. L_{T_4} = \left( \frac{277569,3 \frac{J}{K}}{(1 + 20,75) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 17912,28$$

$$5. L_{T_5} = \left( \frac{277569,3 \frac{J}{K}}{(1 + 19,81) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 18921,29$$

$$6. L_{T_6} = \left( \frac{277569,3 J/K}{(1 + 24,86) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 14567,84$$

$$7. L_{T_7} = \left( \frac{277569,3 J/K}{(1 + 23,38) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 15629,56$$

$$8. L_{T_8} = \left( \frac{277569,3 J/K}{(1 + 22,14) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 16646,87$$

$$9. L_{T_9} = \left( \frac{277569,3 J/K}{(1 + 21,06) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 17645,18$$

$$10. L_{T_{10}} = \left( \frac{277569,3 J/K}{(1 + 20,10) * (1 - 0.03 - 0.04) * 0.98} \right) = 18640,12$$

Sumando y promediando todos los valores de  $L_t$  se obtiene un  $L_t$  total, cuyo valor se estipula como:

$$L_{T_t} = \sum L_T$$

$$L_{T_t} = 16752,15$$

Después de hallar los diferentes valores de  $L_T$  pasamos a desarrollar los valores para  $\alpha$ , entonces:

$$\alpha = \frac{1}{\tau * L_T}$$

$$1. \alpha_1 = \frac{1}{19,59 * 1479056} = 3,45(10^{-6})$$

$$2. \alpha_2 = \frac{1}{18,19 * 15867,83} = 3,46(10^{-6})$$

$$3. \alpha_3 = \frac{1}{17,02 * 16899,75} = 3,48(10^{-6})$$

$$4. \alpha_4 = \frac{1}{16,00 * 17912,28} = 3,49(10^{-6})$$

$$5. \alpha_5 = \frac{1}{15,10,81 * 18921,29} = 3,50(10^{-6})$$

$$6. \alpha_6 = \frac{1}{19,91 * 14567,84} = 3,45(10^{-6})$$

$$7. \alpha_7 = \frac{1}{18,49 * 15629,56} = 3,46(10^{-6})$$

$$8. \alpha_8 = \frac{1}{17,29 * 116646,87} = 3,47(10^{-6})$$

$$9. \alpha_9 = \frac{1}{16,26 * 17645,18} = 3,49(10^{-6})$$

$$10. \alpha_{10} = \frac{1}{15,34 * 18640,12} = 3,50(10^{-6})$$

Sumando y promediando todos los valores de Alfa se obtiene un Alfa total, cuyo valor se estipula como:

$$\alpha_T = \sum \alpha$$

$$\alpha_T = 3,5E - 6$$

Calculando los grados de expansión de la turbina se basará en la ecuación:

$$\pi = \left( 1 - \frac{L_T * (k_g - 1)}{k_g * R_g * T_3 * \eta_T} \right)^{\frac{k_g}{1-k_g}}$$

$$K_g = 1.33$$

$$R_g = 289.3$$

$$\eta_T = 0.92$$

$$1. \pi_1 = \left( 1 - \frac{14790,76 * (1,33 - 1)}{1,33 * 289,3 * 1150 * 0,92} \right)^{\frac{1,33}{1-1,33}} = 1,0498$$

$$2. \pi_2 = \left( 1 - \frac{15867,83 * (1,33 - 1)}{1,33 * 289,3 * 1150 * 0,92} \right)^{\frac{1,33}{1-1,33}} = 1,0536$$

$$3. \pi_3 = \left( 1 - \frac{16899,75 * (1,33 - 1)}{1,33 * 289,3 * 1150 * 0,92} \right)^{\frac{1,33}{1-1,33}} = 1,0572$$

$$4. \pi_4 = \left( 1 - \frac{17912,28 * (1,33 - 1)}{1,33 * 289,3 * 1150 * 0,92} \right)^{\frac{1,33}{1-1,33}} = 1,0607$$

$$5. \pi_5 = \left( 1 - \frac{18921,29 * (1,33 - 1)}{1,33 * 289,3 * 1150 * 0,92} \right)^{\frac{1,33}{1-1,33}} = 1,0643$$

Sumando y promediando todos los valores de Pi se obtiene un Pi total, cuyo valor se estipula como:

$$\pi_T^t = \sum \pi^t$$

$$\pi_T^t = 1,06$$

Ahora se procede a calcular la presión y temperatura en 4 correspondiente al final de la turbina, constituida en las ecuaciones:

Para presión:

$$P_{4T} = \frac{P_{3T}}{\pi_T}$$

$$P_{4T} = \frac{860866,31^\circ K}{1,06}$$

$$P_{4T} = 814358,06 Pa$$

Y para temperatura:

$$T_{4T} = T_3^* \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{e_T^*} \right) \eta_T^* \right]$$

$$T_{4T} = T_3^* \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\pi_T^{k-1}} \right) * \eta_T^* \right]$$

$$T_{4T} = 1150^\circ K * \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{1,06^{\frac{1,44-1}{1,44}}} \right) * 0,92 \right]$$

$$T_{4T} = 1040,20^\circ K$$

Se establece el área estrangulada en la sección de la turbina como:

$$A_e = 0,08114 m^2$$

Se calcula el número de Mach a la salida del motor, cuya ecuación está establecida como:

$$M_s = \sqrt{\frac{2}{(k_{caliente} - 1) * \left( \frac{T_{3T}}{T_{4T} - 1} \right)}}$$

$$M_s = \sqrt{\frac{2}{(1,33 - 1) * \left( \frac{1150^\circ K}{1040,20^\circ K - 1} \right)}}$$

$$M_s = 2,59$$

Ahora se calcula la velocidad de los gases de salida del motor, donde la ecuación esta como:

$$V_s = \varphi_c \sqrt{\frac{2 * k_g * R}{k_g - 1} * T_4 * \left( 1 - \pi_T^{\frac{1-k_g}{k_g}} \right)}$$

$$V_s = 0,97 * \sqrt{\frac{2 * 1,33 * 288,69 \text{ J} / \text{Kg} - ^\circ K}{1,33 - 1} * 1040,20^\circ K * \left( 1 - (1,06)^{\frac{1-1,33}{1,33}} \right)}$$

$$V_s = 1695,56 \text{ m/s}$$

Se calcula la velocidad a la salida del fan de la turbina, donde su ecuación es:

$$V_{SFT} = M_s * \sqrt{k_{frio} * R * T_{4T}}$$

$$V_{SFT} = 2,59 * \sqrt{1,44 * 288,69 * 1040,20}$$

$$V_{SFT} = 1703,01 \text{ m/s}$$

El empuje por unidad del radio total del flujo másico del aire esta dado por la ecuación:

$$E' = Bypass_b * V_{SFT} + (1 + (SFC_{t-o})) * V_s - (1 + Bypass_b) * V_s$$

$$E' = 10 * 1703,01 + (1 + 0,460) * 1695,56 - (1 + 10) * 1695,56$$

$$E' = 854,46 \text{ Newtons}$$

Radio de flujo másico:

$$G^* = P_{4T} * A_e * \sqrt{\left( \left( \frac{k_{caliente}}{R * T_{4T}} \right) * (1 + k) \right)^{\frac{1 + k_{caliente}}{2 * (1 - k_{caliente})}}}$$

$$G^* = 814358,06 * 0,08114 * \sqrt{\left( \left( \frac{1,33}{288.69 * 1040,20} \right) * (1 + 0,165) \right)^{\frac{1 + 1,33}{2 * (1 - 1,33)}}}$$

$$G^* = 31,24 \text{ Kg/s}$$

Empuje total generado por el motor:

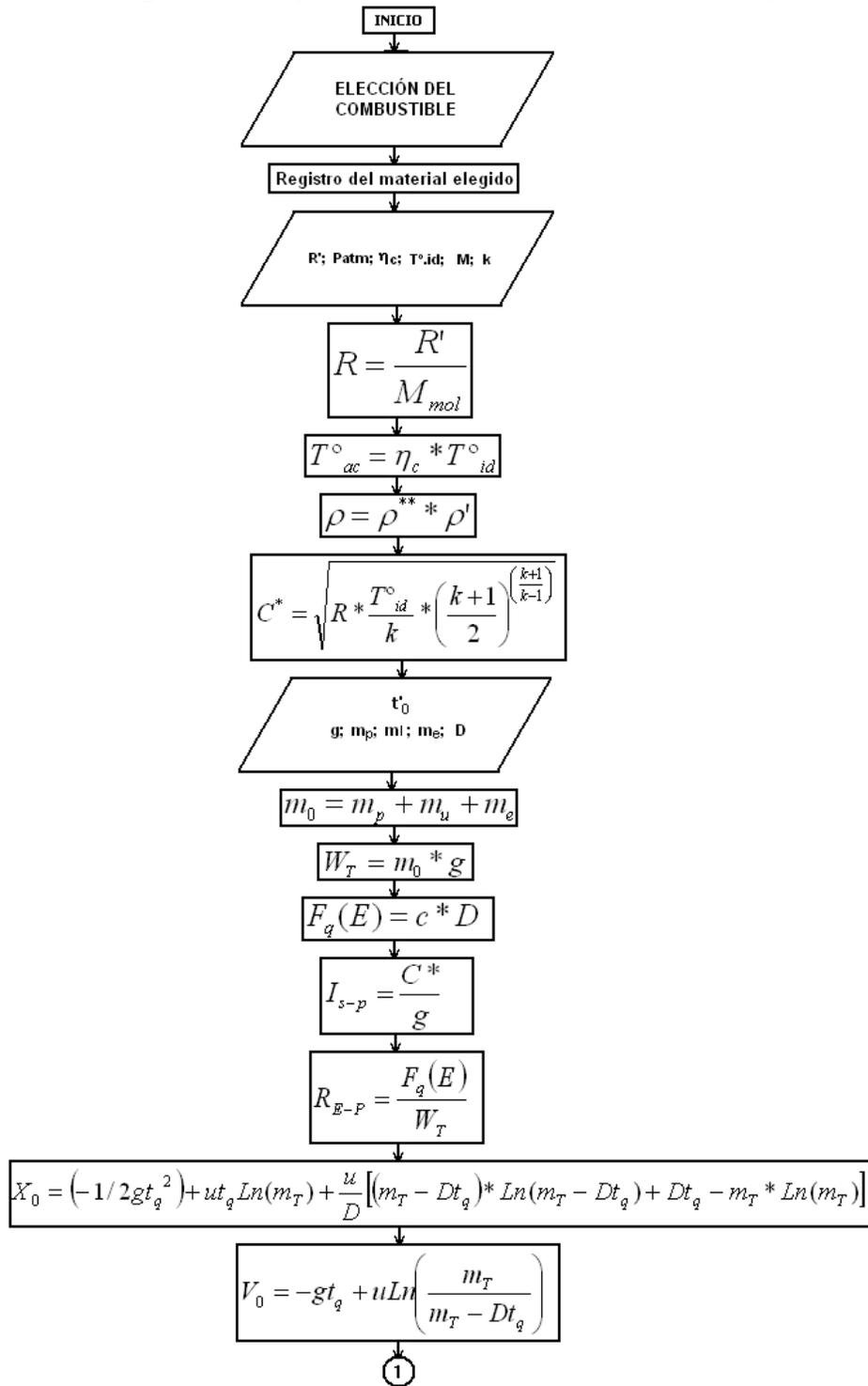
$$E_T = E' * G^*$$

$$E_T = 854,46 * 31,24$$

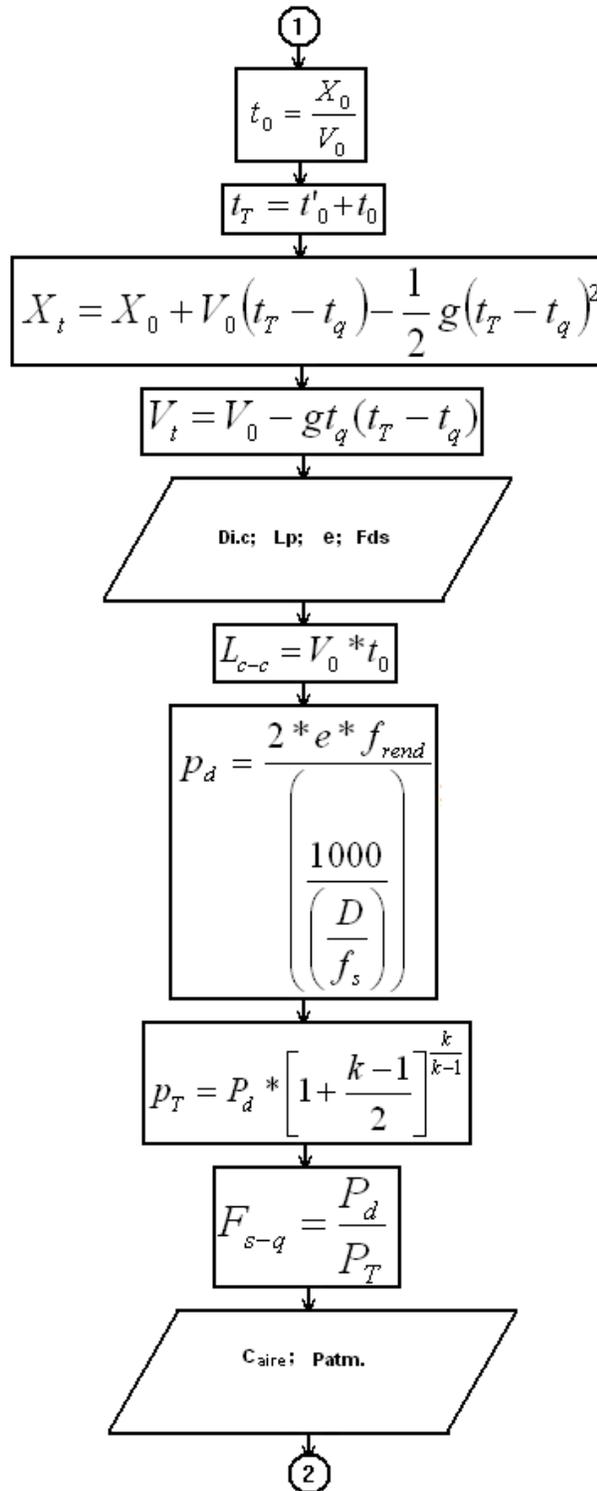
$$E_T = 26696,21 \text{ Kg}_F$$

#### 4.5. Cálculo del motor cohete de combustible líquido:

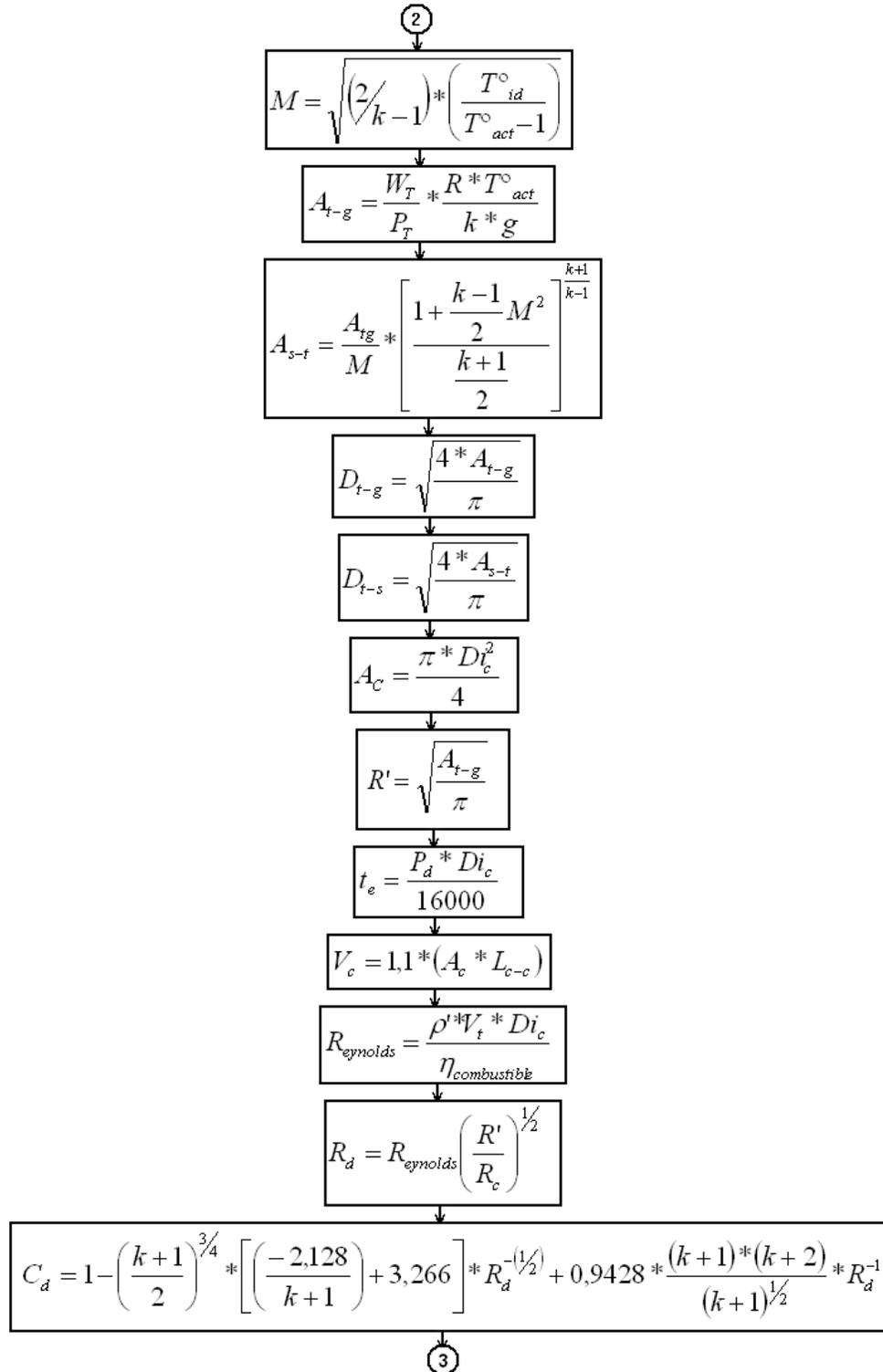
Figura 27. Diagrama de flujo del motor cohete de combustible líquido.



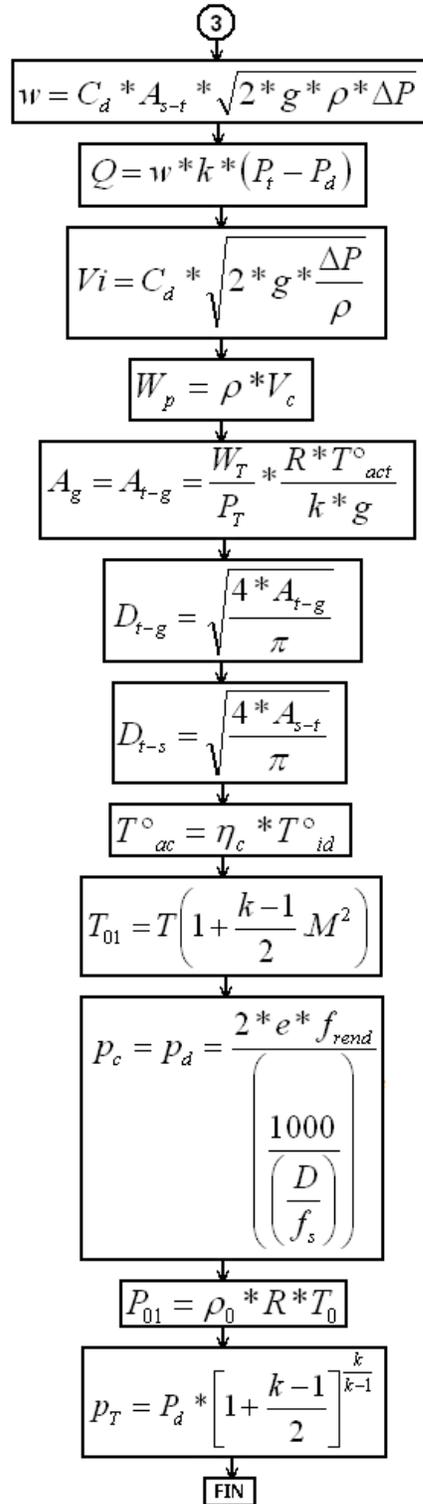
Continuación del diagrama.



Continuación del diagrama.



Continuación del diagrama.



**Descripción:** en el diagrama de flujo anterior se presenta el paso a paso que se sigue para efectuar el cálculo del motor cohete; se plantea primero la mezcla propulsiva que se va a utilizar, se establece el combustible propulsor, se especifican las condiciones térmicas del combustible elegido, igualmente, se calcula las condiciones específicas térmicas para el tipo de combustible elegido, se establece un rango de alcance para la operación del cohete y se calcula el dimensionamiento del combustible propulsor elegido, se calcula todas las características térmicas de la cámara de combustión empleando las dimensiones geométricas del motor cohete y se establecen los parámetros generales de la tobera para calcular los parámetros antes y después de la sección crítica de la misma.

Los valores de entrada y salida de datos que se desarrollaron en este diagrama de flujo son presentados en la sección 4.5.1.

**4.5.1. Datos de entrada y datos de salida:** para el requerimiento especificado en este trabajo se tomó como datos de entrada las siguientes tabulaciones:

Tabla 5. Registro de los valores de las mezclas de los combustibles disponible en el diseño.

Tipo de propelente			1	2	3	4	5	6	7
	Símbolo	Unidades	Alcohol Etilico	Alcohol Metílico	Oxígeno líquido	Oxígeno Gaseoso	JP-4 (Jet B)	Jet A1	Agua
Densidad del grano / idea	$\rho_p$	g/cm <sup>3</sup>	1,6	1,11	1,1	1,105	0,802	0,84	1
Radio de Calor Específico	$\kappa$	-	2,09	2,4	9,2	0,915			4,18
Peso molecular efectivo	$M$	Kg/Kmol	46,1	32,04	32	32	38	38	18,02
Temperatura en la Cámara	$T$	K	636,15	737,15	54,15	54,4	519,15	493,15	373,15
Viscosidad	$\eta$	N-s/m <sup>2</sup>	1,00E-03	5,60E-04	2,05E-05	2,00E-05	2,00E-06	2,00E-06	1,00E-03

Porcentaje de mezcla líquida = 63 % del combustible (75% de Alcohol metílico ó etílico; 25% de Agua) y 37 % del oxidante (Oxígeno líquido).

Mezcla Combustible / Oxidante	Presión de la combustión (Kg/cm <sup>2</sup> )	Kpa	Relación de la mezcla	Temperatura (°C)	Peso molecular Kg/Kmol	Calor específico $\kappa$	Densidad de la mezcla g/cm <sup>3</sup>	Viscosidad N-s/m <sup>2</sup>	I = impulso específico (Seg)
1 JP-4 / Oxígeno Líquido	40	3921,57	0,45	3300	32,63	4,06	0,94	1,7E-04	255
2 Alcohol metílico / Oxígeno líquido	24	2352,94	0,80	2800	29,82	5,20	1,09	4,3E-04	238
3 Alcohol metílico / Oxígeno gaseoso	24	2352,94	0,83	2900	29,82	2,13	1,09	4,3E-04	248

Elaborado en Hoja de Excel.

**Descripción:** esta tabla 5 registra los valores que comprenden la mezcla del combustible propulsor que se eligió utilizar para empezar a desarrollar el algoritmo de cálculo.

Tabla 6. Registro de la mezcla elegida para el cálculo en el diseño.

Mezcla Combustible / Oxidante	Presión de la combustión (Kg/cm <sup>2</sup> )	Kpa	Relación de la mezcla	Temperatura (°C)	Peso molecular Kg/Kmol	Calor específico $\kappa$	Densidad de la mezcla g/cm <sup>3</sup>	Viscosidad N-s/m <sup>2</sup>	I = impulso específico (Seg)
Alcohol metílico / Oxígeno líquido	24	2352,94	0,80	2800	29,82	5,20	1,09	4,3E-04	238

Elaborado en Hoja de Excel.

**Descripción:** esta tabla 6 registra los valores que comprenden la mezcla del combustible propulsor que se eligió para utilizar en el cálculo, que, en este caso, se eligió la mezcla propulsiva constituida por Alcohol metílico y Oxígeno líquido (opción 2).

• **Diseño detallado:** se obedece al algoritmo de desarrollo estructurado como es la primera sección en cuanto a propulsión, a continuación se desarrolla todo el esquema de orden lógico de las partes que conforman este cálculo.

Para desarrollar las características específicas del combustible, se dirige el desarrollo de los parámetros establecidos en la tabla anterior requeridos para la entrada de datos a los valores de parámetros universales que los podemos encontrar generalmente de tablas que constan las leyes de gases perfectos, los datos de entrada se rigen como:

- $R' = 8314,4 \text{ J/mol-K}$ . establecido como la constante universal del gas.
- $P_{atm} = 0,101 \text{ MPa}$ . establecido como una atmósfera correspondiente a la presión ambiente.
- $\eta_c = 0,95$ . correspondiente a la eficiencia del motor para gases perfectos.
- $\rho^{**} = 0,95$ . Establecida como el radio de densidad actual – ideal. Este valor está comprendido entre 0,92 y 0,98.

- $T_{id}^{\circ} = 2800$  K. establecida como la temperatura ideal para la mezcla escogida.
- $M_{mol} = 29,82$ . Kg/Kmol, establecido como el peso molecular efectivo para la mezcla escogida.
- $k = 5,20$ . establecido como el radio de calor especifico en su valor promedio para la mezcla escogida.

Basado en la mezcla escogida para esta sección (Alcohol metílico y Oxígeno líquido), tenemos que la ecuación de constante específica del gas es definida como:

$$R = \frac{R'}{M_{mol}};$$

$$R = \frac{8314,4 \text{ J/mol-}^{\circ} \text{K}}{29,82 \text{ Kg/Kmol}}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$R = 278,85 \text{ J/Kg-}^{\circ} \text{K}$$

La ecuación de temperatura que actúa en la cámara de combustión en el momento que se inicia el proceso de combustión está definida como:

$$T_{ac}^{\circ} = \eta_c * T_{id}^{\circ};$$

$$T_{ac}^{\circ} = 0,95 * 2800^{\circ} \text{K}, \text{ cuyo calor resulta:}$$

$$T_{ac}^{\circ} = 2660^{\circ} \text{K}$$

Establecida la densidad ideal de la mezcla, se emplea la densidad normal ideal de la misma mezcla estimada con la ecuación siguiente como:

$$\rho = \rho^{**} * \rho';$$

$$\rho = 0,95 * 1,84 \text{ g/cm}^3, \text{ cuyo valor se define como:}$$

$$\rho = 1,03 \text{ g/cm}^3$$

La velocidad característica está definida también como la velocidad de los gases de salida mencionada en la primera sección en definición de la misión, su ecuación está establecida como:

$$C^* = \sqrt{R^* \frac{T_{id}^{\circ}}{k} * \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\left(\frac{k+1}{k-1}\right)}}$$

$$C^* = \sqrt{278,85 \frac{j}{Kg^{\circ}K} * \frac{2800^{\circ}K}{5,20} * \left(\frac{5,20+1}{2}\right)^{\left(\frac{5,20+1}{5,20-1}\right)}}; \text{ donde su valor data}$$

como:

$$C^* = 893,30 \frac{m}{s}$$

### **Propulsión**

• **Misión:** Para iniciar el desarrollo del algoritmo de diseño del cohete, primero se establece la misión de motor cohete para considerar la parte de consumo competente a la altura máxima de propulsión y carga útil más la masa estructural utilizada para obtener la misión deseada.

Los datos iniciales de entradas son comprendidos como los parámetros que son entregados por el operador de la hoja de cálculo desarrollados de tal forma que:

- $g = 9,81 \text{ m/s}$ , establecido como la aceleración debido a la gravedad.
- $t'_0 = 3,8 \text{ seg}$ , comprendido en un intervalo entre 0.8 y 9.8 seg, establecidos como el tiempo inicial.
- $m_p = 3 \text{ Kg}$ , establecido como la masa del propelente utilizable.
- $m_e = 1,5 \text{ Kg}$ , establecido como la masa estructural.
- $m_l = 1 \text{ Kg}$ , establecido como la masa útil.
- $D = 0,63 \text{ Kg/seg}$ , comprendido en un intervalo de 0.1 y 0.9 Kg/s, establecido como él.

Empezando a desarrollar el cálculo en el cual tenemos establecidos los principales parámetros de la misión, se definen los parámetros de datos de salida como:

Combustible quemado en la cámara de combustión en el cual está comprendido con la ecuación:

Velocidad inicial de los gases de salida, correspondiente a la ecuación:

$$C^* = \sqrt{R^* \frac{T_{id}^{\circ}}{k} * \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\left(\frac{k+1}{k-1}\right)}}$$

, cuyo valor está como:

$$C^* = \sqrt{278,85 \frac{j}{Kg-\circ K} * \frac{2800^{\circ} K}{5,20} * \left(\frac{5,20+1}{2}\right)^{\left(\frac{5,20+1}{5,20-1}\right)}}$$

$$C^* = 893,30 \frac{m}{s}$$

La masa total del cohete definida como la suma de las masas establecidas como las de masa de carga útil y masa estructural, los datos iniciales data como:

$$m_0 = m_p + m_u + m_e$$

$$m_0 = 3Kg + 1,5Kg + 1Kg ;$$

$$m_0 = 6Kg$$

Establecido el tiempo inicial en que tarda el cohete en agotar su combustible durante el trayecto de vuelo potenciado, se evalúa el análisis del peso del cohete empleado en Newton, donde:

$$W_T = m_0 * g ;$$

$$W_T = 6Kg * 9,81 \frac{m}{s} , \text{ cuyo valores se aplican como:}$$

$$W_T = 58,86N$$

De La misma forma se puede hallar el valor calculado para magnitud de la fuerza de empuje del cohete dado que:

$$F_q(E) = c * D ;$$

$$F_q(E) = 893,30 \frac{m}{s} * 0,63 \frac{Kg}{s} , \text{ cuyo valor está estimado como:}$$

$$F_q(E) = 565,46N$$

Para establecer el impulso específico que en definición es la relación de la fuerza de empuje (en Newton) sobre la velocidad de los gases de salida y la fuerza de gravitación, nos remitimos a la tabla 6 de registro de la mezcla elegida para el cálculo en el diseño donde tenemos el valor del impulso

especifico para la mezcla de Alcohol metílico y oxígeno líquido tenemos que el respectivo valor estaría dado en 238 segundos.

La relación de potencia de empuje con respecto al peso del cohete está comprendida, dado que

$$F_q(E) \gg W_T$$

$$R_{E-P} = \frac{F_q(E)}{W_T}$$

Para esta forma, entonces estaría dada:

$$R_{E-P} = \frac{565,46N}{58,86N}$$

$$R_{E-P} = 9,61$$

La altura bajo el régimen de potenciado dada por la ecuación:

$$X_0 = \left(-1/2gt_q^2\right) + ut_q \ln(m_T) + \frac{u}{D} \left[ (m_T - Dt_q) * \ln(m_T - Dt_q) + Dt_q - m_T * \ln(m_T) \right]$$

El valor para este parámetro está evaluado bajo los términos de los datos de entrada iniciales como

$$X_0 = \left(-1/2 * 9,81 \text{ m/s} * (3,8 \text{ seg})^2\right) + 893,30 \text{ m/s} * 3,8 \text{ seg} * \ln(6 \text{ Kg})$$

$$+ \frac{893,30 \text{ m/s}}{0,63 \text{ Kg/s}} \left[ \left(6 \text{ Kg} - \left(0,63 \text{ Kg/s} * 3,8 \text{ seg}\right)\right) * \ln\left(6 \text{ Kg} - \left(0,63 \text{ Kg/s} * 3,8 \text{ seg}\right)\right) \right]$$

$$\left[ + \left(0,63 \text{ Kg/s} * 3,8 \text{ seg}\right) - 6 \text{ Kg} * \ln(6 \text{ Kg}) \right]$$

$$X_0 = 724,80m$$

La acción de velocidad bajo el régimen de potenciado está dada con la ecuación

$$V_0 = -gt_q + u \ln\left(\frac{m_T}{m_T - Dt_q}\right);$$

$$V_0 = -9,81 \text{ m/s} * 3,8 \text{ seg} + 893,30 \text{ m/s} * \ln\left(\frac{6 \text{ Kg}}{6 \text{ Kg} - 0,63 \text{ Kg/s} * 3,8 \text{ seg}}\right), \text{ cuyo valor es}$$

correspondiente a

$$V_0 = 420,38 \text{ m/s}$$

El tiempo bajo el régimen de vuelo inercial para obtener la altura deseada está dado por la ecuación:

$$t_0 = \frac{X_0}{V_0};$$

$$t_0 = \frac{724,80m}{420,38m/s}, \text{ donde su valor corresponde a}$$

$$t_0 = 1,72seg$$

Obtenidos tanto el tiempo inicial establecido por el calculador y el tiempo del vuelo inercial, tenemos también el tiempo total de la duración del cohete desde el encendido del propulsor hasta su altura máxima alcanzada, establecida por la ecuación:

$$t_T = t'_0 + t_0;$$

$$t_T = 3,8seg + 1,72seg, \text{ cuyo parámetro tiene valor de}$$

$$t_T = 5,52seg$$

Establecidos los parámetros que comprendían el régimen potenciado, se puede hallar los parámetros de régimen inercial correspondiente a la altura máxima y velocidad máxima que alcanza el cohete durante su trayecto en vertical como, dada la ecuación de altura máxima como:

$$X_t = X_0 + V_0(t_T - t_q) - \frac{1}{2} g(t_T - t_q)^2;$$

$$X_t = 724,80m + 420,38m/s * (5,52seg - 3,8seg) - \frac{1}{2} 9,81m/s^2 (5,52seg - 3,8seg)^2$$

, donde el valor máximo de la altura es:

$$X_t = 1435,02m$$

Y la ecuación de velocidad inercial correspondiente a:

$$V_t = V_0 - gt_q(t_T - t_q);$$

$$V_t = 420,38m/s - 9,81m/s^2 * 3,8seg * (5,52seg - 3,8seg), \text{ cuyo valor es:}$$

$$V_t = 326,95m/s$$

• **Cámara de combustión del cohete:** Como datos de entrada para este desarrollo se digitan valores como:

- $D_{i.e} = 22$  cm, establecido como el diámetro exterior.
- $e = 0,4$  cm. establecido como el espesor de la pared de la misma cámara de combustión.
- $F_{sd} = 1,2$ . establecido como el factor de seguridad de diseño de los materiales aeronáuticos oscilante en 1,2 y 2,5.

Estableciendo la longitud del contenedor o de la cámara de combustión, se desarrolla la ecuación para hallar el valor correspondiente a su longitud dependiente de los valores de velocidad inercial y tiempo inercial del cálculo correspondiente a la misión, se da como:

$$L_{c-c} = V_0 * t_0$$

$$L_{c-c} = 420,38 \frac{m}{s} * 1,72 \text{seg};$$

El valor para este parámetro, y reduciendo su valor a unidades de centímetro, se establece como:

$$L_{c-c} = 72,48 \text{cm}$$

Los materiales con los que se trabajan en el campo de cohería comprende una lista extensa de tipos de estos materiales, las propiedades físicas del material con que se va a trabajar en este proyecto y que para entonces el mejor material que se analizo es la **aleación de aluminio 7075 T6**, los datos de entrada que comprenden este material están dadas como:

- $F_{rend} = 455$  MPa, establecido como el esfuerzo de rendimiento.
- $F_{ult} = 531$  MPa, establecido como el esfuerzo último.
- $E = 10,4$  Msi (71760 Mpa), establecido como el modulo de elasticidad.
- $\nu = 0,33$ , establecido como el radio de Poisson.

Con los parámetros anteriores podemos hallar la presión en la cámara de combustión, correspondiente a la ecuación:

$$p_d = \frac{2 * e * f_{rend}}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{D}{f_s} \right)} \right)} ;$$

$$p_d = \frac{2 * 0,4 * 455 MPa}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{22cm}{1,2} \right)} \right)}, \text{ definido por el valor:}$$

$$p_d = 19854,55 KPa$$

El factor de seguridad del material está establecido como se mencionó anteriormente por 1,2 en el diagrama de esfuerzo y deformación del material escogido.

La presión total del gas en la garganta está dada por la ecuación:

$$p_T = P_d * \left[ 1 + \frac{k-1}{2} \right]^{\frac{k}{k-1}}$$

Cuyo resultado es:

$$p_T = 19854,55 KPa * \left[ 1 + \frac{5,20-1}{2} \right]^{\frac{5,20}{5,20-1}}$$

$$p_T = 80537,40 KPa$$

La presión total del gas en la garganta es mayor que en la cámara de combustión debido a la aceleración del gas a la velocidad local del sonido (Mach número = 1) cuando fluye por la garganta.

El factor de seguridad de quemado es el valor hallado de la diferencia de las presiones de diseño y quemado, defino como:

$$F_{s-q} = \frac{P_d}{P_T}$$

$$F_{s-q} = \frac{19854,55 KPa}{80537,40 KPa} ; \text{ cuyo valor es:}$$

$$F_{s-q} = 4,06$$

• **Rendimiento del motor:** Desarrollando el diseño del rendimiento del motor se evalúa los parámetros para la entrada de datos como los valores estándar

regidos por ISO para valores a nivel del mar y valores comprendidos a diferentes alturas. Los datos de entrada para esta sección están dados como:

- $C_{aire\_1} = 340$  m/s, establecido como la velocidad del sonido en el aire a 20 °C.
- $C_{aire\_2} = 331$  m/s, establecido como la velocidad del sonido en el aire a 0 °C.
- $P_{atm} = 0,101$  MPa, establecido como la presión del ambiente.

Se establece el número de Mach que pasa por la tobera de acuerdo con la ecuación:

$$M = \sqrt{\left(\frac{2}{k-1}\right) * \left(\frac{T_{id}^{\circ}}{T_{act}^{\circ}-1}\right)}$$

En donde:

$$M = \sqrt{\left(\frac{2}{5,20-1}\right) * \left(\frac{2800^{\circ} K}{2600^{\circ} K-1}\right)}$$

$$M = 0,71$$

El área total de la garganta es calculada mediante la ecuación:

$$A_{t-g} = \frac{W_T}{P_T} * \frac{R * T_{act}^{\circ}}{k * g}$$

Cuyo valor está dado como:

$$A_{t-g} = \frac{58,86 N}{80537,40 KPa} * \frac{278,85 J / Kg - ^{\circ} K * 2660^{\circ} K}{5,20 * 9,81 m/s}$$

$$A_{t-g} = 10,63 cm^2$$

El área de la salida de la tobera se puede calcular con el valor del número de Mach resultante de la elección de las temperaturas dadas, entonces, la ecuación está definida como:

$$A_{s-t} = \frac{A_{t-g}}{M} * \left[ \frac{1 + \frac{k-1}{2} M^2}{\frac{k+1}{2}} \right]^{\frac{k+1}{k-1}}$$

Donde su valor está como:

$$A_{s-t} = \frac{10,63cm^2}{0,71} * \left[ \frac{1 + \frac{5,20-1}{2} 0,71^2}{\frac{5,20+1}{2}} \right]^{\frac{5,20+1}{5,20-1}}$$

$$A_{s-t} = 11,07cm^2$$

En la misma línea de cálculo se puede definir el diámetro de la misma sección crítica de la garganta en la tobera como:

$$D_{t-g} = \sqrt{\frac{4 * A_{t-g}}{\pi}}$$

$$D_{t-g} = \sqrt{\frac{4 * 10,63cm^2}{\pi}}, \text{ con tiene un valor de:}$$

$$D_{t-g} = 3,68cm$$

El diámetro de la salida de la tobera se define de la misma forma consecuentemente al área de salida de la tobera, con la ecuación:

$$D_{t-s} = \sqrt{\frac{4 * A_{s-t}}{\pi}}$$

$$D_{t-s} = \sqrt{\frac{4 * 11,07cm^2}{\pi}}, \text{ donde su valor es:}$$

$$D_{t-s} = 3,76cm$$

El área de sección transversal de la cámara de combustión viene dada por la ecuación:

$$A_c = \frac{\pi * D_c^2}{4}$$

Entonces:

$$A_c = \frac{\pi * (22)^2 cm^2}{4}$$

$$A_c = 380,13cm^2$$

Obtenidos los valores de las respectivas áreas, podemos ahora hallar el valor del radio de la sección crítica de la garganta, definido por la ecuación:

$$R' = \sqrt{\frac{A_{t-s}}{\pi}}$$

Entonces:

$$R' = \sqrt{\frac{10,63cm}{\pi}}$$

$$R' = 1,84cm$$

El espesor bruto de la pared de la cámara de combustión se define como:

$$t_e = \frac{P_d * Di_c}{16000}$$

Entonces:

$$t_e = \frac{19854,55KPa * 22cm}{16000}$$

$$t_e = 2,73cm$$

El volumen de la cámara esta dado:

$$V_c = 1,1 * (A_c * L_{c-c})$$

Entonces:

$$V_c = 1,1 * (380,13cm^2 * 72,48cm)$$

$$V_c = 30307,32cm^3$$

El número de Reynolds se calcula por la ecuación:

$$R_{eynolds} = \frac{\rho' * V_t * Di_c}{\eta_{combustible}}$$

Entonces:

$$R_{eynolds} = \frac{1,09 \frac{g}{cm^3} * 326,95 \frac{m}{s} * 22cm}{4,3E-4 \frac{N-s}{m^2}}$$

$$R_{eynolds} = 1,4E7$$

El radio de descarga del flujo está dado por:

$$R_d = R_{\text{eynolds}} \left( \frac{R'}{R_c} \right)^{1/2}$$

Entonces:

$$R_d = 1,4E7 * \left( \frac{1,84\text{cm}}{12,5\text{cm}} \right)^{1/2}$$

$$R_d = 5,37E6$$

El coeficiente de descarga del flujo se define en la ecuación:

$$C_d = 1 - \left( \frac{k+1}{2} \right)^{3/4} * \left[ \left( \frac{-2,128}{k+1} \right) + 3,266 \right] * R_d^{-(1/2)} + 0,9428 * \frac{(k+1)*(k+2)}{(k+1)^{1/2}} * R_d^{-1}$$

Donde su valor es:

$$C_d = 1 - \left( \frac{5,20+1}{2} \right)^{3/4} * \left[ \left( \frac{-2,128}{5,20+1} \right) + 3,266 \right] * (5,37E6)^{-(1/2)} + 0,9428 * \frac{(5,20+1)*(5,20+2)}{(5,20+1)^{1/2}} * (5,37E6)^{-1}$$

$$C_d = 0,997$$

El radio de flujo del propulsor o el valor del caudal, se puede calcular por la ecuación:

$$w = C_d * A_{s-t} * \sqrt{2 * g * \rho * \Delta P}$$

$$w = C_d * A_{s-t} * \sqrt{2 * g * \rho * (P_t - P_d)}$$

Donde su valor es:

$$w = 0,997 * 11,07\text{cm}^2 * \sqrt{2 * 9,81\text{m/s} * 1,03\text{g/cm}^3 * (80537,40\text{KPa} - 19854,55\text{KPa})}$$

$$w = 11767,28\text{g/s}$$

El total de calor transferido se define por la ecuación:

$$Q = w * k * (P_t - P_d)$$

Y su valor es:

$$Q = 11767,28\text{g/s} * 5,20 * (80537,40\text{KPa} - 19854,55\text{KPa})$$

$$Q = 8560563,39\text{g/s}$$

La velocidad de inyección del combustible que sale por la garganta se definida por la ecuación:

$$V_i = C_d * \sqrt{2 * g * \frac{\Delta P}{\rho}}$$

$$V_i = C_d * \sqrt{2 * g * \frac{(P_t - P_d)}{\rho}}$$

Y su valor es:

$$V_i = 0,997 * \sqrt{2 * 9,81 \frac{m}{s} * \frac{(80537,40 KPa - 19854,55 KPa)}{1,03 \frac{g}{cm^3}}}$$

$$V_i = 1069,62 \frac{m}{s}$$

El peso de la mezcla de combustible propulsor se define por la ecuación

$$W_p = \rho * V_c \tag{80}$$

$$W_p = 1,03 \frac{g}{cm^3} * 30307,32 cm^3$$

Donde el resultado, después de llevarlo a unidades de Kilogramo, su valor resulta en:

$$W_p = 31,35 Kg$$

• **Parámetros generales de la tobera:** El desarrollo de los parámetros de diseño de la tobera, y en cuanto a los datos de entrada, los valores son dependiente directamente del cálculo del rendimiento del motor, de la presión en la cámara de combustión y de las características específicas de la mezcla del propulsor como parte del algoritmo de cálculo de la tobera, para ello, se definen como datos de entrada de las ecuaciones anteriormente vistas:

Área de la garganta:

$$A_g = A_{t-g} = \frac{W_T}{P_T} * \frac{R * T^{\circ}_{act}}{k * g}$$

Cuyo valor está dado como:

$$A_g = A_{t-g} = \frac{58,86N}{80537,40KPa} * \frac{278,85 J / Kg - ^\circ K * 2660^\circ K}{5,20 * 9,81 m/s}$$

$$A_g = 10,63cm^2$$

Diámetro inicial de la garganta:

$$D_{t-g} = \sqrt{\frac{4 * A_{t-g}}{\pi}}$$

$$D_{t-g} = \sqrt{\frac{4 * 10,63cm^2}{\pi}}, \text{ su un valor de:}$$

$$D_{t-g} = 3,68cm$$

Diámetro final de la garganta:

$$D_{t-s} = \sqrt{\frac{4 * A_{s-t}}{\pi}}$$

$$D_{t-s} = \sqrt{\frac{4 * 11,07cm^2}{\pi}}, \text{ su valor es:}$$

$$D_{t-s} = 3,76cm$$

Temperatura actual de la cámara de combustión:

$$T_{ac}^\circ = \eta_c * T_{id}^\circ ;$$

$$T_{ac}^\circ = 0,95 * 2800^\circ K, \text{ su valor resulta:}$$

$$T_{ac}^\circ = 2660^\circ K$$

La ecuación de temperatura en la zona crítica está dada como:

$$T_{01} = T \left( 1 + \frac{k-1}{2} . M^2 \right)$$

Su valor es:

$$T_{01} = 2660^\circ K * \left( 1 + \frac{5,20-1}{2} . (0,71)^2 \right)$$

$$T_{01} = 5461,05^\circ K$$

El valor de la temperatura a la salida de la tobera se remite al valor de la temperatura ideal de combustión de la mezcla del combustible propulsor, evaluado en la sección de características específicas del combustible, cuyo valor corresponde a:

$$T_s = 2800^\circ K$$

El valor correspondiente a la presión en la cámara de combustión es el valor evaluado en la sección de presión de quemado en la cámara cuyo valor es:

$$p_c = p_d = \frac{2 * e * f_{rend}}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{D}{f_s} \right)} \right)} ;$$

$$p_c = p_d = \frac{2 * 0,4 * 455 MPa}{\left( \frac{1000}{\left( \frac{22cm}{1,2} \right)} \right)} , \text{ definido por el valor:}$$

$$p_c = 19854,55 KPa$$

La ecuación de presión en la zona crítica está definida por:

$$P_{01} = \rho_0 * R * T_0$$

Donde su valor es:

$$P_{01} = 1,03 \frac{g}{cm^3} * 278,85 \frac{J}{Kg \cdot ^\circ K} * 2660^\circ K$$

$$P_{01} = 767342,75 KPa$$

El valor correspondiente a la presión a la salida de la tobera se remite a la sección evaluada de presión de quemado en la cámara, cuyo valor queda como el valor total del gas cuya ecuación es:

$$p_T = P_d * \left[ 1 + \frac{k-1}{2} \right]^{\frac{k}{k-1}}$$

El resultado es:

$$p_T = 19854,55 \text{ KPa} * \left[ 1 + \frac{5,20-1}{2} \right]^{\frac{5,20}{5,20-1}}$$

$$p_T = 80537,40 \text{ KPa}$$

La ecuación de velocidad en la zona crítica está dada como:

$$v_{crit} = \sqrt{\frac{2 * k * R * T_{01}}{(k-1) * \left[ 1 - \left( \frac{p_d}{p_{01}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}}$$

Donde su valor es:

$$v_{crit} = \sqrt{\frac{2 * 5,20 * 278,85 \text{ J/Kg} \cdot \text{K} * 5461,05^\circ \text{ K}}{(5,20-1) * \left[ 1 - \left( \frac{19854,55 \text{ KPa}}{767342,75 \text{ KPa}} \right)^{\frac{5,20-1}{5,20}} \right]}}$$

$$v_{crit} = 1999,84 \text{ m/s}$$

De la misma forma se puede establecer la velocidad de los gases para esta sección que ya fue resuelta en la sección de las características específicas del combustible, en el cual está definida como:

$$C^* = \sqrt{R * \frac{T_{id}^\circ}{k} * \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

$$C^* = \sqrt{278,85 \text{ J/Kg} \cdot \text{K} * \frac{2800^\circ \text{ K}}{5,20} * \left( \frac{5,20+1}{2} \right)^{\frac{5,20+1}{5,20-1}}}, \text{ cuyo valor está como:}$$

$$C^* = 893,30 \text{ m/s}$$

Y finalmente obtener el flujo másico por gases ideales:

$$\dot{m} = A_{s-t} * \left\{ \frac{2 * k}{(k-1)} * p_{01} * \rho * \left[ \left( \frac{p_d}{p_{01}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p_d}{p_{01}} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right] \right\}^{0.5}$$

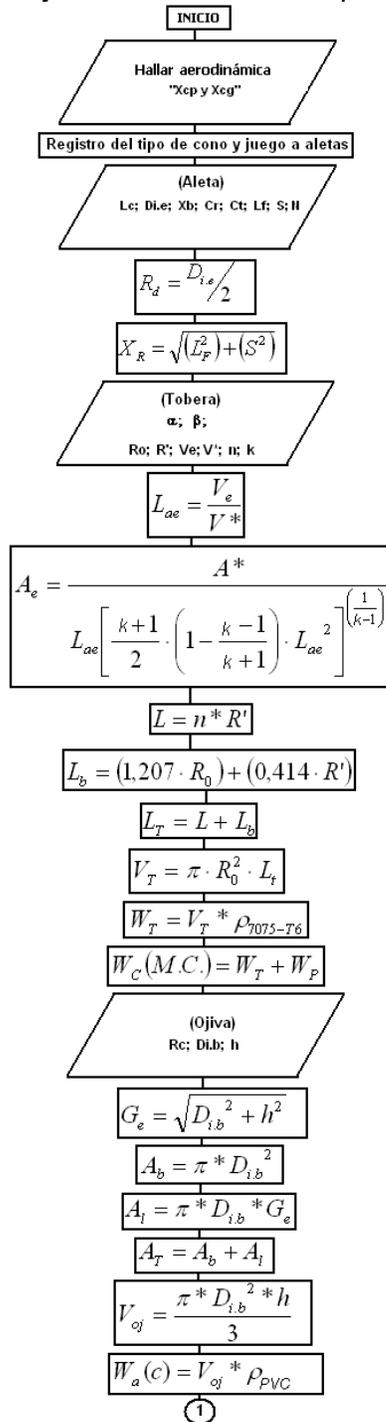
$$\dot{m} = 1,41 \text{ cm}^2 * \left\{ \frac{2 * 5,20}{(5,20 - 1)} * 767342,75 \text{ KPa} * 1,03 \frac{\text{g}}{\text{cm}^3} \right\}^{0,5} * \left[ \left( \frac{19854,55 \text{ KPa}}{767342,75 \text{ KPa}} \right)^{\frac{2}{5,20}} - \left( \frac{19854,55 \text{ KPa}}{767342,75 \text{ KPa}} \right)^{\frac{(5,20+1)}{5,20}} \right], \text{ cuyo}$$

valor es

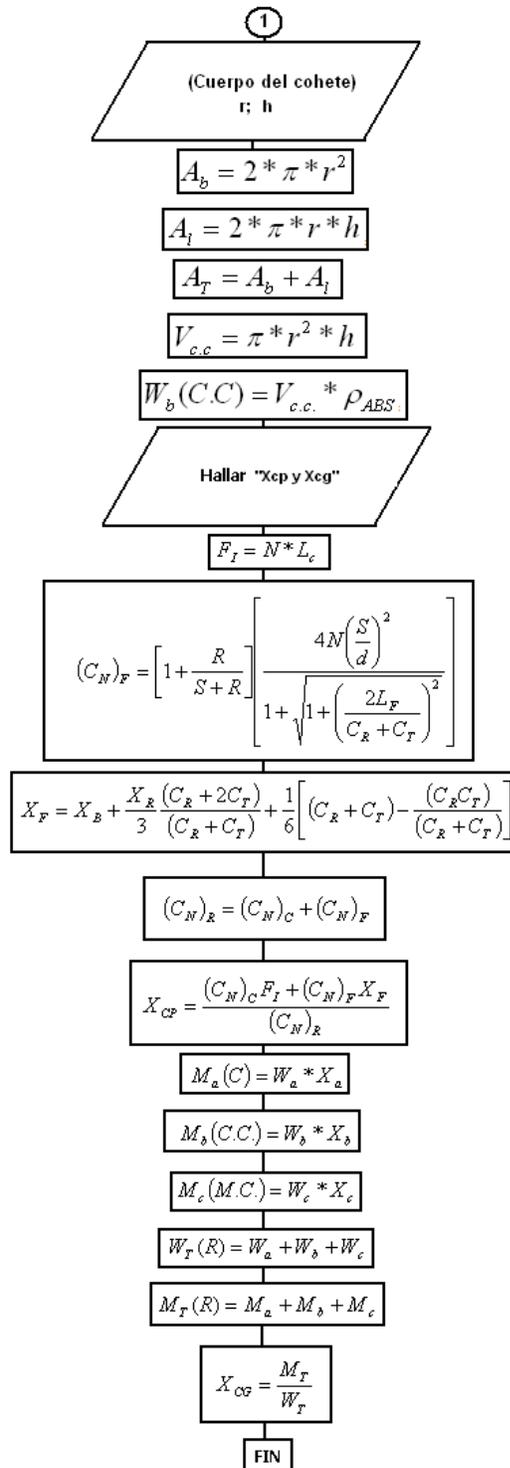
$$\dot{m} = 5056704,43 \frac{\text{g}}{\text{s}}$$

#### 4.6. Cálculo de superficies aerodinámicas:

Figura 28. Diagrama de flujo del diseño de las superficies aerodinámicas.



Continuación del diagrama.



**Descripción:** en el diagrama de flujo anterior presenta el paso a paso que se sigue para desarrollar el diseño de la superficie aerodinámica del cohete; se plantea primero el conjunto de aletas a utilizar, el tipo de cono que responde a los cálculos desarrollados anteriormente en la sección del cálculo del motor, con respecto a los datos arrojados de velocidad para establecer las condiciones aerodinámicas del cohete; se establecen los datos de entrada para la geometría de las aletas, el perfil que se usa en la geometría de la tobera; de acuerdo a la elección del cono escogido, se calcula la geometría del mismo, se definen los parámetros geométricos del cuerpo del cohete y se calcula la distancia que tendría el centro de presión y centro de gravedad del cohete.

Los datos de entrada para el cálculo de diseño se establecen y ensayan de acuerdo al requerimiento del diseño que se presenta como objetivo de diseño planteado en los alcances en este proyecto.

Los valores de entrada y salida de datos que se desarrollaron en este diagrama de flujo son presentados en la sección 4.6.1.

Obedeciendo al algoritmo de desarrollo estructurado, se procede a calcular la segunda sección de estabilidad y aerodinámica, a continuación se desarrolla todo el esquema de orden lógico de las partes que conforman el cohete.

**4.6.1. Estabilidad y aerodinámica:** para calcular el centro de presión, algunos valores son definidos de tablas, específicamente para los modelos de ojiva y aletas a utilizar, los valores correspondientes a los datos de entrada constan de la siguiente forma:

Tipo de cono a utilizar = Ojival.

Coefficiente de rozamiento del cono elegido ( $P_c$ ) = 0,466.

Cantidad de aleta a utilizar = 4.

Coefficiente de finalidad de la cantidad de aletas = 16.

Se eligió el cono de tipo ojival debido a que la geometría de la punta de este cono define que la resistencia al arrastre tiene menor valor cuando el cohete tiende a acercarse a régimen sónico sin superar su límite de velocidad, en el cual para este proyecto se calcula que supera el valor de los 0.5 Mach, se hubiera elegido el cono de tipo elíptico que aunque tiene un coeficiente de resistencia al arrastre más bajo que el ojival, la forma de su punta demanda demasiado arrastre cuando su velocidad se acerca a régimen sónico

Ya estado elegido los parámetros estándar de geometría en el diseño del cuerpo del cohete, se pasa a la segunda parte del desarrollo de la sección de estabilidad y aerodinámica en donde los datos de entrada constan de:

- $Di_e = 30$  cm, establecido como el diámetro exterior del cohete.
- $X_B = 312$  cm, establecido como la longitud desde la punta de la ojiva hasta la punta de la aleta.
- $C_R = 30$  cm, establecido como la longitud de la sección de la base de la aleta, es la longitud vertical de la raíz de la aleta.
- $C_T =$  cm, establecido como la longitud del extremo de la aleta, es la longitud de la punta de la aleta.
- $L_F = 43,16$  cm, establecido como la longitud de la línea media de la cuerda de la aleta, medida desde la mitad de la base de la aleta hasta la mitad del extremo de la aleta.
- $S = 37,54$  cm, establecido como la longitud horizontal de la aleta.
- $D_F = 30$  cm, establecido como el diámetro de la parte delantera de la transición.
- $D_R = 25$  cm, establecido como el diámetro de la parte trasera de la transición; también es el diámetro exterior del cuerpo del cohete.
- $L_T = 20$  cm, establecido como la longitud de la transición.
- $X_{LT} = 93$  cm, establecido como la longitud desde la punta del cono al inicio de la transición.

$$- Rd = \frac{Di_e}{2};$$

$Rd = \frac{30cm}{2} = 15cm$ , establecido como el radio exterior del cuerpo del cohete.

$$- X_R = \sqrt{L_L^2 + S^2}$$

$X_R = \sqrt{(43,16cm)^2 + (37,54cm)^2} = 57,20cm$ , establecido como la longitud de inclinación de la aleta.

- $N = 4$ , establecido como la cantidad de aletas.

• **Cálculo geométrico del perfil de la tobera para el modo líquido:** para el desarrollo del perfil geométrico de la tobera, se remite a definiciones geométricas estándares en condiciones de que el su forma obedece a parámetros con convergencia, divergencia y longitudes cubicas de cálculo.

Los datos de entrada para esta sección están en base línea a cálculos de secciones anteriormente desarrolladas, los valores son:

- $\beta = 45^\circ$ , establecida como el ángulo de la sección convergente.
- $\alpha = 30^\circ$ , establecido como el ángulo de la sección divergente.

- $R_0 = 12,5$  cm, establecido como el radio de la zona convergente de la tobera.
- $R' = 1,84$  cm, establecido como el radio de la sección crítica de la garganta.
- $V_e = 893,30$  m/s, establecido como la velocidad de salida de los gases en la tobera.
- $V^* = 1999,84$  m/s, establecido como la velocidad crítica en la garganta de la tobera.
- $n = 8,19$ , establecido como el número de radio crítico asignado para toberas de óptimo rendimiento.
- $k = 5,20$ , establecido como el radio de calor específico.
- $A^* = 10,63$  cm<sup>2</sup>, establecido como el área de la sección crítica de la tobera.

Establecido todos los anteriores parámetros, se procede a calcular el volumen de la tobera con la finalidad de hallar el peso del mismo.

Para hallar el área de la sección transversal de la tobera, es necesario definir el número de Laval de la sección crítica de la tobera, este parámetro está definido por la diferencia de las velocidades evaluadas en este proyecto, la ecuación se define como:

$$L_{ae} = \frac{V_e}{V^*}$$

$$L_{ae} = \frac{893,30 \text{ m/s}}{1999,84 \text{ m/s}}, \text{ cuyo valor está dado como:}$$

$$L_{ae} = 0,45$$

Obtenido este parámetro, se procede a calcular el área de la sección transversal, establecida por la ecuación:

$$A_e = \frac{A^*}{L_{ae} \left[ \frac{k+1}{2} \cdot \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \right) \cdot L_{ae}^2 \right]^{\left( \frac{1}{k-1} \right)}}$$

$$A_e = \frac{10,63 \text{ cm}^2}{0,45 * \left[ \frac{5,20+1}{2} * \left( 1 - \frac{5,20-1}{5,20+1} \right) * 0,45^2 \right]^{\left( \frac{1}{5,20-1} \right)}}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$A_e = 10,72 \text{ cm}^2$$

Las secciones distribuidas de longitud de la tobera se definen de las ecuaciones:

$$L = n * R'$$

$L = 8,19 * 1,84cm$  , donde su valor para el segmento más largo es:

$$L = 15,07cm$$

Y para el segmento más corto está dada la ecuación como:

$$L_b = (1,207 \cdot R_0) + (0,414 \cdot R')$$

$$L_b = (1,207 * 2cm) + (0,414 * 0,67cm)$$

$$L_b = 15,85cm$$

Sumando estos dos valores tenemos la longitud total de la tobera:

$$L_T = L + L_b$$

$L_T = 15,07cm + 15,85cm$  , cuyo valor es:

$$L_T = 30,92cm$$

Ahora se define el volumen de la tobera establecida por la ecuación:

$$V_T = \pi \cdot R_0^2 \cdot L_t$$

$V_T = \pi * (12,5cm)^2 * 30,92cm$  , cuyo valor es:

$$V_T = 15176,52cm^3$$

Obtenido el valor del volumen, se puede calcular el peso de la tobera con la densidad del respectivo material que se utiliza para la construcción de esta sección. La densidad para la aleación de aluminio 7075-T6 en sistema internacional es de:

$\rho = 0,00282 \frac{Kg}{cm^3}$  , entonces la ecuación de peso para la tobera se

define como:

$$W_T = V_T * \rho_{7075-T6}$$

$W_T = 15176,52cm^3 * 0,00282 \frac{Kg}{cm^3}$  , cuyo valor es:

$$W_T = 42,80Kg$$

Establecido el peso de la sección de la tobera, se puede calcular el peso del motor del cohete, sumando el peso de la tobera y el peso del propelente a utilizar:

$$W_C(M.C.) = W_T + W_P$$

$$W_C(M.C.) = 42,80Kg + 31,35Kg, \text{ donde su valor es:}$$

$$W_C(M.C.) = 74,15Kg$$

• **Cálculo geométrico del perfil de la tobera para el modo sólido:** para el desarrollo del perfil geométrico de la tobera, se remite a definiciones geométricas estándares en condiciones de que el su forma obedece a parámetros con convergencia, divergencia y longitudes cúbicas de cálculo.

Los datos de entrada para esta sección están en base línea a cálculos de secciones anteriormente desarrolladas, los valores son:

- $\beta = 45^\circ$ , establecida como el ángulo de la sección convergente.
- $\alpha = 30^\circ$ , establecido como el ángulo de la sección divergente.
- $R_0 = 12,5$  cm, establecido como el radio de la zona convergente de la tobera.
- $R' = 1,76$  cm, establecido como el radio de la sección crítica de la garganta.
- $V_e = 856,20$  m/s, establecido como la velocidad de salida de los gases en la tobera.
- $V^* = 2263,25$  m/s, establecido como la velocidad crítica en la garganta de la tobera.
- $n = 8,19$ , establecido como el número de radio crítico asignado para toberas de óptimo rendimiento.
- $k = 1,34$ , establecido como el radio de calor específico.
- $A^* = 9,75$  cm<sup>2</sup>, establecido como el área de la sección crítica de la tobera.

Establecido todos los anteriores parámetros, se procede a calcular el volumen de la tobera con la finalidad de hallar el peso del mismo.

Para hallar el área de la sección transversal de la tobera, es necesario definir el número de Laval de la sección crítica de la tobera, este parámetro esta definido por la diferencia de las velocidades evaluadas en este proyecto, la ecuación se define como:

$$L_{ae} = \frac{V_e}{V^*}$$

$$L_{ae} = \frac{856,20 \frac{m}{s}}{2263,25 \frac{m}{s}}, \text{ cuyo valor está dado como:}$$

$$L_{ae} = 0,38$$

Obtenido este parámetro, se procede a calcular el área de la sección transversal, establecida por la ecuación:

$$A_e = \frac{A^*}{L_{ae} \left[ \frac{k+1}{2} \cdot \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \right) \cdot L_{ae}^2 \right]^{\left( \frac{1}{k-1} \right)}}$$

$$A_e = \frac{9,75 \text{cm}^2}{0,38 * \left[ \frac{1,34+1}{2} * \left( 1 - \frac{1,34-1}{1,34+1} \right) * 1,34^2 \right]^{\left( \frac{1}{1,34-1} \right)}}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$A_e = 24,89 \text{cm}^2$$

Las secciones distribuidas de longitud de la tobera se definen de las ecuaciones:

$$L = n * R'$$

$$L = 8,19 * 1,76 \text{cm}, \text{ donde su valor para el segmento más largo es:}$$

$$L = 14,43 \text{cm}$$

Y para el segmento más corto está dada la ecuación como:

$$L_b = (1,207 \cdot R_0) + (0,414 \cdot R')$$

$$L_b = (1,207 * 12,5 \text{cm}) + (0,414 * 1,76 \text{cm})$$

$$L_b = 15,82 \text{cm}$$

Sumando estos dos valores tenemos la longitud total de la tobera:

$$L_T = L + L_b$$

$$L_T = 14,43 \text{cm} + 15,82 \text{cm}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$L_T = 30,24 \text{cm}$$

Ahora se define el volumen de la tobera establecida por la ecuación:

$$V_T = \pi \cdot R_0^2 \cdot L_t$$

$$V_T = \pi * (12,5cm)^2 * 30,24cm, \text{ cuyo valor es:}$$

$$V_T = 14845,72cm^3$$

Obtenido el valor del volumen, se puede calcular el peso de la tobera con la densidad del respectivo material que se utiliza para la construcción de esta sección. La densidad para la aleación de aluminio 7075-T6 en sistema internacional es de:

$$\rho = 0,00282 \frac{Kg}{cm^3}, \text{ entonces la ecuación de peso para la tobera se define como:}$$

define como:

$$W_T = V_T * \rho_{7075-T6}$$

$$W_T = 14845,72cm^3 * 0,00282 \frac{Kg}{cm^3}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$W_T = 41,86Kg$$

Establecido el peso de la sección de la tobera, se puede calcular el peso del motor del cohete, sumando el peso de la tobera y el peso del propelente a utilizar:

$$W_C(M.C.) = W_T + W_P$$

$$W_C(M.C.) = 41,86Kg + 17,53Kg, \text{ donde su valor es:}$$

$$W_C(M.C.) = 59,40Kg$$

• **Calculo geométrico del perfil de la ojiva:** para el desarrollo del perfil geométrico de la ojiva se responde a definiciones estrictamente geométricas estandarizadas por conceptualización, en condiciones de obedecer a parámetros de datos de entrada que se digiten, para ello, estos datos son:

- $R_c = 112$ . establecida como el radio de las circunferencias en las que se utilizan para formar la ojiva. Este valor es dado geoméricamente en grados.
- $D_{i.b} = 30$  cm, establecido como el diámetro base del cono.
- $h = 46$  cm, establecido como la altura del cono.

Para calcular el volumen se debe establecer las aéreas del cono, para ello, se definen también la generatriz del cono debido a que se utiliza una convolución para formar el sólido del cono, tal generatriz se define como:

$$G_e = \sqrt{D_{i.b}^2 + h^2}$$

$$G_e = \sqrt{(30cm)^2 + (46cm)^2}, \text{ cuyo valor es dado como:}$$

$$G_e = 54,92$$

Obtenido este valor, se puede calcular las áreas base y lateral, definidas como:

$$A_b = \pi * D_{i.b}^2$$

$$A_b = \pi * (30cm)^2, \text{ donde el valor para este parámetro es:}$$

$$A_b = 2827,43cm^2$$

Y...

$$A_l = \pi * D_{i.b} * G_e$$

$$A_l = \pi * 30cm * 54,92, \text{ cuyo valor es:}$$

$$A_l = 5175,91cm^2$$

De esta forma se obtiene el área total de la ojiva, definida como:

$$A_T = A_b + A_l$$

$$A_T = 2827,43cm^2 + 5175,91cm^2, \text{ donde su valor está dada como:}$$

$$A_T = 8003,34cm^2$$

Así mismo, con los valores de área ya establecido, se calcula el valor del volumen del cono, la ecuación está definida como:

$$V_{oj} = \frac{\pi * D_{i.b}^2 * h}{3}$$

$$V_{oj} = \frac{\pi * (30cm)^2 * 46cm}{3}, \text{ donde el valor para este parámetro es:}$$

$$V_{oj} = 43353,98cm^3$$

Con ese mismo orden, se calcula el peso del cono:

$$W_a(c) = V_{oj} * \rho_{PCV}$$

La densidad del material es:  $\rho_{PCV} = 0,00142 \text{ Kg/cm}^3$

$$W_a(c) = 43353,98 \text{ cm}^3 * 0,00142 \text{ Kg/cm}^3, \text{ y su valor es:}$$

$$W_a(c) = 61,56 \text{ Kg}$$

Lo más recomendado en el diseño de los cohetes es la utilización de una nariz de tipo ojival debido a la semejanza de la forma cónica pero para el tipo de régimen subsónico el cual son importante cuando la velocidad que desarrollan superan los 0.5 Mach y en donde se facilita mayor disminución en la fuerza de resistencia aerodinámica que en la parte inferior y una forma de aleta cercanamente semejante al plano aerodinámico que se emplea en aviones.

• **Calculo geométrico del cuerpo del cohete:** para el desarrollo geométrico del cuerpo del cohete se responde a definiciones estrictamente geométricas estandarizadas por conceptualización, los datos de entrada se definen como:

- $r = 15 \text{ cm}$ , establecido como el radio base del cuerpo del cohete.
- $h = 200 \text{ cm}$ , establecido como la altura del cuerpo del cohete.

Los valores de las áreas comprendidas para calcular la forma del cuerpo del cohete están establecidos por las ecuaciones:

$$A_b = 2 * \pi * r^2$$

$$A_b = 2 * \pi * (15 \text{ cm})^2, \text{ cuyo valor se define como:}$$

$$A_b = 1413,72 \text{ cm}^2$$

Y el área lateral es:

$$A_l = 2 * \pi * r * h$$

$$A_l = 2 * \pi * 15 \text{ cm} * 200 \text{ cm}, \text{ donde su valor es:}$$

$$A_l = 18849,56 \text{ cm}^2$$

De esta forma, tenemos el área total del cuerpo del cohete sumando los dos parámetros, definido como:

$$A_T = A_b + A_l$$

$A_T = 1413,72cm^2 + 18849,56cm^2$  , cuyo valor esta como:

$$A_T = 20263,27cm^2$$

El volumen para un cilindro hueco es definido como:

$$V_{c.c} = \pi * r^2 * h$$

$V_{c.c} = \pi * (15cm)^2 * 200cm$  , cuyo valor está definido como:

$$V_{c.c} = 141371,67cm^3$$

De esta forma se calcula el peso del cuerpo del cohete como:

$$W_b(C.C) = V_{c.c.} * \rho_{ABS}$$

La densidad del material ABS (Acrilitrilo butadieno estírenos) es:

$$\rho_{ABS} = 0,00105 \frac{Kg}{cm^3}$$

$W_b(C.C) = 141371,67cm^3 * 0,00105 \frac{Kg}{cm^3}$  , cuyo valor es:

$$W_b(C.C) = 148,44Kg$$

• **Centro de presión:** para establecer la estabilidad del cuerpo del cohete, se debe establecer los centros aerodinámicos de fuerza respectivamente señalados como centro de presión y centro de gravedad.

Para ello, el cálculo del diseño del cuerpo del cohete consta de variables que fueron definidas anteriormente por autores en el campo de coherería.

El cálculo se basara por la comprensión de las ecuaciones de Barrowman que permiten determinar la estabilidad del cohete por encontrar la ubicación del centro de presión de una forma más precisa y rápida.

En términos del cono, el coeficiente estructural es de 2, valor que es constante para todas las formas de los conos, e independiente del juego de aletas que se elija, tenemos que:

$$(C_N)_C = 2$$

La ecuación para el tipo de nariz que se ha elegido se define como:

$$F_I = P_c * L_c$$

$F_I = 0,466 * 46cm$  , donde su valor es:

$$F_I = 21,44cm$$

Los valores de la condición de la transición del cohete queda como:

$$(C_N)_T = 2 \left[ \left( \frac{d_R}{d} \right)^2 - \left( \frac{d_F}{d} \right)^2 \right]$$

$$(C_N)_T = 2 \left[ \left( \frac{25cm}{30cm} \right)^2 - \left( \frac{30cm}{30cm} \right)^2 \right] \text{ y su valor es:}$$

$$(C_N)_T = -0,61$$

y...

$$X_T = X_P + \frac{L_T}{3} \left[ 1 + \frac{1 - \frac{d_F}{d_R}}{1 - \left( \frac{d_F}{d_R} \right)^2} \right]$$

$$X_T = 93cm + \frac{30cm}{3} \left[ 1 + \frac{1 - \frac{30cm}{25cm}}{1 - \left( \frac{30cm}{25cm} \right)^2} \right] \text{ y su valor es:}$$

$$X_T = 102,69cm$$

La ecuación para definir las condiciones de las aletas que se eligieron conforme para convertirla en número es dado como:

$$(C_N)_F = \left[ 1 + \frac{R}{S + R} \right] \left[ \frac{4N \left( \frac{S}{d} \right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left( \frac{2L_F}{C_R + C_T} \right)^2}} \right]$$

$$(C_N)_F = \left[ 1 + \frac{15cm}{37,54cm + 15cm} \right] \left[ \frac{4 * 4 \left( \frac{37,54cm}{30cm} \right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left( \frac{2 * 43,16cm}{30cm + 45cm} \right)^2}} \right], \quad \text{su valor}$$

corresponde a:

$$(C_N)_F = 18,37cm$$

La ecuación para ratificar el coeficiente de las condiciones de las aletas es expresada en parámetro de longitud, dada como

$$X_F = X_B + \frac{X_R}{3} \frac{(C_R + 2C_T)}{(C_R + C_T)} + \frac{1}{6} \left[ (C_R + C_T) - \frac{(C_R C_T)}{(C_R + C_T)} \right]$$

$$X_F = 312cm + \frac{57,20cm}{3} \frac{(30cm + 2 * 45cm)}{(30cm + 45cm)}$$

$$+ \frac{1}{6} \left[ (30cm + 45cm) - \frac{(30cm * 45cm)}{(30cm + 45cm)} \right] \quad , \text{ cuyo valor es:}$$

$$X_F = 253,01cm$$

La ecuación para expresar las condiciones del valor constante y de la aleta en coeficiente de valor numérico está dada como:

$$(C_N)_R = (C_N)_C + (C_N)_F$$

$$(C_N)_R = 2 + 18,37cm \quad , \text{ donde su valor esta dado como:}$$

$$(C_N)_R = 20,37cm$$

Obtenidos todos estos parámetros se puede hallar el centro de presión del cohete definido por la ecuación:

$$X_{CP} = \frac{(C_N)_C F_I + (C_N)_F X_F + (C_N)_T X_T}{(C_N)_R}$$

$$X_{CP} = \frac{(2 * 21,44cm) + (18,37cm * 253,01cm) + (-0,61cm * 102,69cm)}{20,37cm}$$

, cuyo valor esta dado como:

$$X_{CP} = 227,19cm$$

El resultado del centro de presión es una medición longitudinal desde la punta del cono al centro de presión encontrado. El valor del resultado del centro de presión tanto en modo sólido como en modo líquido son iguales ya que gozan de los mismos valores geométricos.

• **Centro de gravedad para el modo líquido:** Establecido los diferentes pesos de los componentes del cohete, se puede calcular el centro de gravedad partiendo en definir los respectivos pesos y distancia desde el suelo hasta el punto central de cada uno de ellos.

Se define los datos de entrada como:

$W_{a(c)} = 61,56 \text{ Kg}$ , establecido como el peso del cono.

$W_{b(c.c)} = 148,44 \text{ Kg}$ , establecido como el peso del cuerpo del cohete.

$W_{c(m.c)} = 74,15 \text{ Kg}$ , establecido como el peso del motor cohete.

$X_a = 250 \text{ cm}$ , establecido como la distancia desde el suelo hasta el punto central del cono.

$X_b = 145 \text{ cm}$ , establecido como la distancia desde el suelo hasta el punto central del cuerpo del cohete.

$X_c = 12,55 \text{ cm}$ , establecido como la distancia desde el suelo hasta el punto central del motor.

Establecidos los parámetros de entrada de datos, se calcula los momentos en cada segmento del cohete, las ecuaciones están establecidas como:

Ecuación del momento en el cono:

$$M_a(C) = W_a * X_a$$

$$M_a(C) = 61,56 \text{ Kg} * 250 \text{ cm}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$M_a(C) = 15390,66 \text{ Kg} * \text{ cm}$$

Ecuación del momento en el cuerpo del cohete:

$$M_b(C.C.) = W_b * X_b$$

$$M_b(C.C.) = 148,44 \text{ Kg} * 145 \text{ cm}, \text{ donde su valor es:}$$

$$M_b(C.C.) = 21523,84 \text{ Kg} * \text{ cm}$$

Ecuación del momento en el motor:

$$M_c(M.C.) = W_c * X_c$$

$$M_c(M.C.) = 74,15 \text{ Kg} * 12,55 \text{ cm}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$M_c(M.C.) = 930,60 \text{ Kg} * \text{ cm}$$

Obtenidos los momentos y sumando los pesos de cada segmento, se puede calcular tanto el peso como el momento total del cohete sumando todas las variables, las ecuaciones de la suma de los pesos están dadas como:

$$W_T(R) = W_a + W_b + W_c$$

$$W_T(R) = 61,56 \text{ Kg} + 148,44 \text{ Kg} + 74,15 \text{ Kg}, \text{ definido como:}$$

$$W_T(R) = 284,2Kg$$

Suma de momentos:

$$M_T(R) = M_a + M_b + M_c$$

$$M_T(R) = 15390,66Kg * cm + 21523,84Kg * cm + 390,60Kg * cm,$$

cuyo valor es definido como:

$$M_T(R) = 37845,10Kg * cm$$

Definidos estos parámetros, calculados el centro de gravedad del cohete, la ecuación se define como:

$$X_{CG} = \frac{M_T}{W_T}$$

$$X_{CG} = \frac{37845,10Kg * cm}{284,2Kg}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$X_{CG} = 133,18cm$$

El resultado de centro de gravedad es la distancia desde el suelo hasta el centro de gravedad.

• **Centro de gravedad para el modo sólido:** Establecido los diferentes pesos de los componentes del cohete, se puede calcular el centro de gravedad partiendo en definir los respectivos pesos y distancia desde el suelo hasta el punto central de cada uno de ellos.

Se define los datos de entrada como:

$$W_{a(c)} = 61,56 \text{ Kg, establecido como el peso del cono.}$$

$$W_{b(c.c)} = 148,44 \text{ Kg, establecido como el peso del cuerpo del cohete.}$$

$$W_{c(m.c)} = 59,40 \text{ Kg, establecido como el peso del motor cohete.}$$

$X_a = 250 \text{ cm, establecido como la distancia desde el suelo hasta el punto central del cono.}$

$X_b = 145 \text{ cm, establecido como la distancia desde el suelo hasta el punto central del cuerpo del cohete.}$

$X_c = 12,55 \text{ cm, establecido como la distancia desde el suelo hasta el punto central del motor.}$

Establecidos los parámetros de entrada de datos, se calcula los momentos en cada segmento del cohete, las ecuaciones están establecidas como:

Ecuación del momento en el cono:

$$M_a(C) = W_a * X_a$$

$$M_a(C) = 61,56Kg * 250cm, \text{ cuyo valor es:}$$

$$M_a(C) = 15390,66Kg * cm$$

Ecuación del momento en el cuerpo del cohete:

$$M_b(C.C.) = W_b * X_b$$

$$M_b(C.C.) = 148,44Kg * 145cm, \text{ donde su valor es:}$$

$$M_b(C.C.) = 21523,84Kg * cm$$

Ecuación del momento en el motor:

$$M_c(M.C.) = W_c * X_c$$

$$M_c(M.C.) = 59,40Kg * 12,55cm, \text{ cuyo valor es:}$$

$$M_c(M.C.) = 745,45Kg * cm$$

Obtenidos los momentos y sumando los pesos de cada segmento, se puede calcular tanto el peso como el momento total del cohete sumando todas las variables, las ecuaciones de la suma de los pesos están dadas como:

$$W_T(R) = W_a + W_b + W_c$$

$$W_T(R) = 61,56Kg + 148,44Kg + 59,40Kg, \text{ definido como:}$$

$$W_T(R) = 269,4Kg$$

Suma de momentos:

$$M_T(R) = M_a + M_b + M_c$$

$M_T(R) = 15390,66Kg * cm + 21523,84Kg * cm + 745,45Kg * cm$ , cuyo valor es definido como:

$$M_T(R) = 35659,95Kg * cm$$

Definidos estos parámetros, calculados el centro de gravedad del cohete, la ecuación se define como:

$$X_{CG} = \frac{M_T}{W_T}$$

$$X_{CG} = \frac{35659,95Kg * cm}{269,4Kg}, \text{ cuyo valor es:}$$

$$X_{CG} = 139,79cm$$

Se realiza un diagrama de flujo mostrando el proceso de cálculo del mismo cohete, se desarrolla la metodología planteada en este trabajo y se mostrarán los diferentes planos del cohete.

## 5. PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

### 5.1. Resultados Hojas de Excel.

Figura 29. Diseño del motor cohete de combustible sólido en la hoja de cálculo.

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN MOTOR COHETE DE PROPELENTE SÓLIDO**

1. Datos de entrada: Azul  
2. Datos de salida: Verde  
3. Datos con origen de tablas o dependiente de valores ajenos al cálculo: Rojo

ELECCIÓN DEL COMBUSTIBLE (PROPIULSOR)		
Grano del propelente		
Tipo de grano =	2	1=K/Dextrosa (Nitrato de Potasio/Dextrosa) 2=K/Sorbitol (Nitrato de Potasio/Sorbitol) 3=Otro
CARACTERÍSTICAS ESPECÍFICAS DEL COMBUSTIBLE		
R =	8314.4	J/mol·K Constante universal del gas
P <sub>amb</sub> =	0.101	Mpa Presión ambiente
γ <sub>c</sub> =	0.95	Eficiencia en la combustión
T <sub>amb</sub> =	1600.00	°K Temperatura ideal de combustión
M =	39.90	kg/kmol Peso molecular efectivo de productos
λ =	1.34	Radio de calor específico (Valor promedio)
R =	208.38	J/kg·K Constante específico del gas
T <sub>ca</sub> =	1500	°K Temperatura actual en la cámara
C <sub>1</sub> =	856.20	m/s Velocidad característica de salida
G <sub>1</sub> =	14597.16	g/s Radio del gasto del área de quemado de propelente (Gasto masico)
DATOS DE RANGO DE ALCANCE		
g =	9.81	m/s <sup>2</sup> Aceleración debido a la gravedad
t <sub>0</sub> =	4.00	s Tiempo inicial (tiempo estipulado por el lector)
m <sub>p</sub> =	3.50	kg Masa del propelente
m <sub>e</sub> =	1.50	kg Masa estructural
m <sub>u</sub> =	1.50	kg Masa de la carga útil
D =	0.62	kg/s Combustible quemado de la cámara de combustión
c <sub>1</sub> =	856.20	m/s Masa característica (Velocidad inicial de los gases de salida)
m <sub>0</sub> =	6.50	kg Masa total del cohete
W <sub>0</sub> =	63.77	N Peso del cohete (en Newtons)
F <sub>q</sub> =	526.56	N Empuje bajo el regimen de potenciado (en Newtons)
Re-p =	0.26	Relacion empuje - peso
X <sub>0</sub> =	671.56	m Altura máxima bajo el regimen de potenciado
V <sub>0</sub> =	367.93	m/s Velocidad inicial bajo el regimen de potenciado
t <sub>0</sub> =	1.83	s Tiempo del vuelo del cohete en regimen inercial
t <sub>T</sub> =	5.83	s Tiempo total de vuelo
X =	1328.79	m Altura máxima del cohete
V =	293.63	m/s Velocidad inercial
Dimensionamiento del combustible		
D <sub>ext</sub> =	22.00	cm Diametro Exterior
d <sub>int</sub> =	5.00	cm Diametro del Nucleo
N <sub>s</sub> =	1	Numero de Segmentos
S <sub>e</sub> =	1	Superficie Exterior (1=Expuesta,2=Inhibida)
N <sub>u</sub> =	1	Nucleo (1=Expuesta,2=Inhibida)
E <sub>1</sub> =	1	Extremo (1=Expuesta, =2 Inhibida)
ρ <sub>1</sub> =	0.95	Radio de densidad (actual-ideal)
ρ =	1.84	g/cm <sup>3</sup> Densidad del Grano Ideal
L <sub>ext</sub> =	67.16	cm Longitud del Segmento // Longitud del propelente a utilizar
ρ =	1.75	g/cm <sup>3</sup> Densidad del Grano
L <sub>gr</sub> =	67.16	cm Longitud del Grano
V <sub>gr</sub> =	24209.72	cm <sup>3</sup> Volumen del Grano
m <sub>gr</sub> =	44.57009	Kg Masa del Grano
W <sub>p</sub> =	42.34	Kg Peso del propelente a utilizar
A <sub>ext</sub> =	721.00	cm <sup>2</sup> Area de propelente quemado final
A <sub>q</sub> =	1054.89	cm <sup>2</sup> Area de propelente quemado en su nucleo
A <sub>q<sub>ext</sub></sub> =	1054.89	cm <sup>2</sup> Area de propelente quemado en superficie exterior
A <sub>qt</sub> =	2630.77	cm <sup>2</sup> Area de quemado total
CÁMARA DE COMBUSTIÓN DEL COHETE		
Cámara de combustión		
D <sub>cc</sub> =	22.00	cm Diametro de la cámara
L <sub>cc</sub> =	68.16	cm Longitud del conector (cámara de combustión)
e =	0.4	cm Espesor de la Pared
F <sub>sq</sub> =	1.2	Factor de seguridad de diseño
V <sub>cc</sub> =	25905.462	cm <sup>3</sup> Volumen de la cámara
Propiedades del Material = Aleacion de Aluminio 7075-T6 (max=7000) drawn tubing		
F <sub>red</sub> =	455.00	Mpa Esfuerzo de rendimiento
F <sub>ult</sub> =	531.00	Mpa Esfuerzo Ultimo
E =	10.40	Mpa Modulo de Elasticidad
ν =	0.33	Radio de Poisson
a =	10.00	Iteraciones de coeficientes polinomiales
b =	-40.00	
c =	50.00	
d =	-30.00	
e =	10.00	
β =	0.857	
β =	1.231	Radio de esfuerzo del material (F <sub>red</sub> / F <sub>ult</sub> )
β =	1.231	Factor de Quemado
Presión de quemado en la cámara		
P <sub>d</sub> =	19854.55	Kpa Presión de diseño
P <sub>q</sub> =	20360.95	Kpa Presión de quemado
F <sub>sq</sub> =	1.03	Factor de seguridad de quemado
Rendimiento del motor		
C <sub>air1</sub> =	340.00	m/s Velocidad del sonido en el aire a 20 °C
C <sub>air2</sub> =	331.00	m/s Velocidad del sonido en el aire a 0 °C
C <sub>agua</sub> =	1600.00	m/s Velocidad del sonido en el agua
C <sub>acero</sub> =	5100.00	m/s Velocidad del sonido en el acero
M <sub>ext</sub> =	1.00	Salida del No de Mach en la tobera (inicial)
M <sub>extf</sub> =	1.00	Salida del No de Mach en la tobera (final)
η <sub>motor</sub> =	0.95	Eficiencia del motor
A <sub>2</sub> / A <sub>1</sub> =	1.00	Radio de expansión de la tobera
P <sub>amb</sub> =	0.101	Mpa Presión ambiente
A <sub>g</sub> =	9.75	cm <sup>2</sup> Area de garganta - Sección transversal
A <sub>2</sub> =	9.75	cm <sup>2</sup> Area de la sección transversal de la salida de la tobera
A <sub>3</sub> =	9.75	cm <sup>2</sup> Area de la sección transversal de quemado de la tobera (garganta)
R =	1.76	Radio de la sección crítica de la garganta
D <sub>ig</sub> =	3.52	cm Diametro de la sección transversal de la garganta
D <sub>1</sub> =	3.52	cm Diametro de salida de la tobera
C <sub>d,ext</sub> =	1.09	Coefficiente de empuje (Max.)
F <sub>max</sub> =	526.56	N Empuje maximo
I <sub>sp</sub> =	87.28	Impulso especifico (Deliverado)
PARAMETROS GENERALES DE LA TOBERA		
A <sub>g</sub> =	9.75	cm <sup>2</sup> Area de garganta - Sección transversal
D <sub>ig</sub> =	3.52	cm Diametro inicial de la garganta
D <sub>1g</sub> =	3.52	cm Diametro final de la garganta
T <sub>ca</sub> =	1520.00	°K Temperatura en la cámara de combustión
T <sub>ca</sub> =	1779.40	°K Temperatura en zona critica en funcion del numero de Mach
T <sub>2</sub> =	1600.00	°K Temperatura a la salida de la tobera
P <sub>2</sub> =	19354.55	Kpa Presión en la cámara de combustión
P <sub>01</sub> =	553960.76	Mpa Presión en la zona critica
P <sub>2</sub> =	20360.95	KPa Presión a la salida de la tobera
V <sub>2</sub> =	2263.25	m/s Velocidad en la zona critica
V <sub>2</sub> =	356.20	m/s Velocidad en la salida de la tobera
m =	295300.26	g/s Flujo masico a la salida

**5.1.1 Descripción del diseño del motor:** la figura anterior presenta el orden secuencial que se sigue para construir el diseño del motor cohete de combustible sólido; se plantea qué propulsor se va a utilizar para llevar a cabo el cálculo, se establece el grano del propulsor, se calcula las condiciones específicas térmicas para el tipo de grano elegido, se establece un rango de alcance para la operación del cohete y se calcula el dimensionamiento del propulsor elegido, se separa el cálculo en secciones donde se desarrolla las entradas de datos para el cálculo de las condiciones en la cámara de combustión en donde se separa también en varios subíndices como las propiedades del material, la presión y el rendimiento del mismo motor con respecto a la cámara; se calculan los parámetros generales de la tobera de acuerdo al cálculo que se planteó para la cámara de combustión.

Figura 30. Diseño del motor cohete de combustible líquido en la hoja de cálculo.

1. Datos de entrada: Azul  
 2. Datos de salida: Verde  
 3. Datos con origen de tablas o dependiente de valores ajenos al calculo: Rojo

### DISEÑO DE UN MOTOR COHETE DE COMBUSTIBLE LÍQUIDO

ELECCIÓN DEL COMBUSTIBLE (PROPULSOR)		
Mezcla del propelente		
Tipo de mezcla =	2	1= JP-4 / Oxígeno Líquido 2= Alcohol metílico / Oxígeno líquido 3= Alcohol metílico / Oxígeno gaseoso
CARACTERÍSTICAS ESPECÍFICAS DEL COMBUSTIBLE		
R =	8314.4	J/mol-K Constante universal del gas
P <sub>atm</sub> =	0.101	MPa Presión ambiente
γ <sub>c</sub> =	0.95	Eficiencia en la combustión del motor
ρ <sup>**</sup> =	0.95	Radio de densidad (Actual-Ideal)
T <sup>*</sup> <sub>id</sub> =	2800.00	*K Temperatura ideal de combustión
M =	29.82	kg/kmol Peso molecular efectivo del combustible
ρ =	1.09	g/cm <sup>3</sup> Densidad ideal del combustible
k =	5.20	Radio de calor específico (Valor promedio)
R =	278.85	J/kg-K Constante específico del gas
T <sup>*</sup> <sub>ac</sub> =	2660	*K Temperatura actual en la cámara
ρ =	1.03	g/cm <sup>3</sup> Densidad del combustible
c <sup>*</sup> =	893.30	m/s Velocidad característica de salida
DATOS DE RANGO DE ALCANCE		
g =	9.81	m/s Aceleración debido a la gravedad
t <sub>a</sub> =	3.80	s Tiempo inicial (tiempo establecido por el lector)
m <sub>p</sub> =	3.00	kg Masa del propelente, comprendiendo el combustible y oxidante (en Kilograms.)
m <sub>s</sub> =	1.50	kg Masa estructural (en Kilograms.)
m <sub>l</sub> =	1.50	kg Masa de la carga útil (en Kilograms.)
D =	0.63	kg/s Radio de combustible quemado de la cámara de combustión
c <sup>*</sup> =	893.30	m/s Velocidad característica (Velocidad inicial de los gases de salida)
m <sub>0</sub> =	6.00	kg Masa total del cohete (en Kilograms.)
W <sub>0</sub> =	58.86	N Peso del cohete (en Newtons)
F <sub>0</sub> =	565.46	N Empuje máximo bajo el regimen de potenciado (en Newtons)
I <sub>sp</sub> =	91.06	s impulso específico
R <sub>ep</sub> =	9.61	Relación empuje y peso
X <sub>m</sub> =	724.80	m Altura máxima bajo el regimen de potenciado
V <sub>0</sub> =	420.38	m/s Velocidad inicial bajo el regimen de potenciado
t <sub>0</sub> =	1.72	s Tiempo del vuelo del cohete en regimen inercial
IT =	5.52	s Tiempo total de vuelo
X <sub>i</sub> =	1435.02	m Altura máxima del cohete
V <sub>i</sub> =	326.95	m/s Velocidad inercial
CÁMARA DE COMBUSTIÓN DEL COHETE		
Cámara de combustión		
D <sub>i,c</sub> =	22.00	cm Diámetro de la cámara
e =	0.40	cm espesor de la Pared del cilindro
F <sub>sd</sub> =	1.20	Factor de seguridad de diseño
L <sub>c,c</sub> =	72.46	cm Longitud del contenedor (cámara de combustión)
Propiedades del material = Aleacion de Aluminio / 7075-T6 (ww-T-700) drawn tubing		
F <sub>read</sub> =	455.00	MPa Esfuerzo de rendimiento
F <sub>ult</sub> =	531.00	MPa Esfuerzo Ultimo
E =	10.40	MPa Modulo de Elasticidad
ν =	0.33	Radio de Poisson
Presión de quemado en la cámara		
P <sub>d</sub> =	19854.55	KPa Presión de diseño
P <sub>t</sub> =	80537.40	KPa Presión total
F <sub>sq</sub> =	4.06	Factor de seguridad de quemado
Rendimiento del motor		
C <sub>aire1</sub> =	340.00	m/s Velocidad del sonido en el aire a 20 °C
C <sub>aire2</sub> =	331.00	m/s Velocidad del sonido en el aire a 0 °C
C <sub>agua</sub> =	1600.00	m/s Velocidad del sonido en el agua
C <sub>acero</sub> =	5100.00	m/s Velocidad del sonido en el acero
P <sub>atm</sub> =	0.101	Mpa Presión ambiente
No. Mach =	0.71	Numero de Mach
A <sub>tg</sub> =	10.634	cm <sup>2</sup> Area total de la garganta
A <sub>st</sub> =	11.0760	cm <sup>2</sup> Area de la salida de la tobera
D <sub>tg</sub> =	3.68	cm Diámetro de la garganta de la tobera
D <sub>ts</sub> =	3.76	cm Diámetro de la salida de la cámara
A <sub>c</sub> =	380.133	cm <sup>2</sup> Area de sección transversal de la cámara
R =	1.84	cm Radio de la seccion critica de la garganta
t <sub>e</sub> =	2.73	cm Espesor bruto de la pared de la cámara
V <sub>c</sub> =	30307.32	cm <sup>3</sup> Volumen de la cámara
R <sub>ynolds</sub> =	1.40E+07	Numero de Reynolds
R <sub>d</sub> =	4.90E+06	Radio de descarga de flujo
C <sub>d</sub> =	0.997	Coefficiente de descarga
w =	11765.66	g/s Radio de flujo del propulsor
Q =	8559385.47	g/s Calor total transferido
V <sub>i</sub> =	1069.48	m/s Velocidad de inyección del combustible que sale por la garganta
W <sub>p</sub> =	31.35	Kg Peso real del combustible a utilizar
PARAMETROS GENERALES DE LA TOBERA		
A <sub>g</sub> =	10.63	cm <sup>2</sup> Area de garganta - Sección transversal
D <sub>ig</sub> =	3.68	cm Diámetro inicial de la garganta
D <sub>fg</sub> =	3.76	cm Diámetro final de la garganta
T <sub>c</sub> =	2660.00	*K Temperatura en la cámara de combustión
T <sub>0*</sub> =	5461.05	*K Temperatura en la zona critica en funcion del numero de Mach
T <sub>s</sub> =	2800.00	*K Temperatura a la salida de la tobera
P <sub>c</sub> =	19854.55	Kpa Presión en la cámara de combustión
P <sub>0*</sub> =	767342.75	KPa Presión en la zona critica
P <sub>s</sub> =	80537.40	KPa Presión a la salida de la tobera
V <sub>cr</sub> =	1994.64	m/s Velocidad en la zona critica
V <sub>e</sub> =	893.30	m/s Velocidad en la salida de la tobera
m =	5056704.43	g/s Flujo masico a la salida

**5.1.2 Descripción del diseño del motor:** la figura anterior presenta el orden secuencial que se sigue para construir el diseño del motor cohete de combustible líquido; se plantea qué el tipo de mezcla de combustible que se va a utilizar para llevar a cabo el cálculo, se calcula las condiciones específicas térmicas para el tipo la mezcla elegida, se establece un rango de alcance para la operación del cohete y se calcula las condiciones del rendimiento del motor partiendo del análisis de la cámara de combustión, se calculan los parámetros generales de la tobera de acuerdo al cálculo que se planteó para la cámara de combustión.

Figura 31. Diseño del motor cohete con micro turborreactor en la hoja de cálculo.

1. Datos de entrada: Azul  
 2. Datos de salida: Verde  
 3. Datos con origen de tablas o dependiente de valores ajenos al cálculo: Rojo

### DISEÑO DE UN MOTOR COHETE CON TURBORREACTOR

**Parámetros iniciales y condiciones de vuelo**

Mnab =	0.2	Numero de Mach
H rasas =	1	Km. Altura de rango operativo
(SFC)k-o =	0.460	Kg/h.kW Radio de consumo de combustible
αo =	5	Valores Radio de evaluación de pi (numero de iteraciones para P2)
T3a =	1150-1500	°K Radio de evaluación de la temperatura
	5	Valores Numero de iteraciones de la temperatura en 3

δ = Po / Pref =	0.897	Pref =	1.01E+05	Pa
β = To / Tref =	0.9774	Tref =	288.2	°K
δ = ρo / pref =	0.9175	pref =	1.225	Kg/m <sup>3</sup>

δdiff =	0.98	Radio de rendimiento del difusor
δoc =	0.95	Radio de rendimiento de la cámara de combustión
ηc =	0.97	Eficiencia del compresor
ηm =	0.98	Eficiencia del motor
Kg =	1.33	Coefficiente de gas
Rg =	289.3	Constante específica del gas
ηT =	0.92	Eficiencia de la turbina
Hv =	42900	KJ/Kg Capacidad de calor latente
ξcc =	0.98	Transferencia de calor de la cámara de comb.
νrefrig =	0.03	Valor del radio de refrigeración del motor
νsangrado =	0.04	Valor del radio del sangrado del motor
Bypassβ =	10	Radio de Bypass Beta
φc =	0.97	Coefficiente de velocidad de la tobera

g =	9.81	m/s <sup>2</sup> Aceleración debido a la gravedad
R =	8314.4	J/mol-°K Constante universal del gas
M =	28.8	Kg/Kmol Peso molecular del aire
kt =	1.44	Radio de calor específico del aire en frio
Ka =	1.33	Radio de calor específico del aire en caliente
γ =	0.22	Modulo de gama en frio para valores de potencia
γ =	0.165	Modulo de gama en caliente para valores de potencia
R =	288.69	J/Kg-°K Constante específica del gas
To =	291.7	°K Temperatura del ambiente
Po =	89853.10	Pa Presión del ambiente
ρo =	1.12	Kg/m <sup>3</sup> Densidad del ambiente

**Temperatura en 1**

T1r =	284.17	°K Temperatura en la primera sección del motor
T*1r =	284.17	°K Temperatura crítica en la primera sección

**Presión en 1**

P1r =	90617.51	Pa Presión en la primera sección del motor
P*1r =	90617.51	Pa Presión crítica en la primera sección

**Presión en 2**

Iteraciones de la segunda sección del motor

P2r1 =	543705.04	Pa	1. αo en 6
P2r2 =	724940.05	Pa	2. αo en 8
P2r3 =	906175.07	Pa	3. αo en 10
P2r4 =	1087410.08	Pa	4. αo en 12
P2r5 =	1268645.09	Pa	5. αo en 14
P*2r =	906175.07	Pa	Presión crítica en la segunda sección

Presión óptima en la segunda sección del motor

Lc1 =	201749.49	J/°K
Lc2 =	245718.53	J/°K
Lc3 =	282587.10	J/°K
Lc4 =	314633.93	J/°K
Lc5 =	343157.34	J/°K
Lcr =	277569.3	J/°K

**Temperatura en 2**

T*2a =	497.70	°K
T*2a =	544.24	°K
T*2a =	583.26	°K
T*2a =	617.18	°K
T*2a =	647.36	°K

Temperatura óptima en la segunda sección del motor

**La temperatura en 3 ya esta estimada, se escogen 2 valores en T3**

T*3a =	1150	°K
T*3a =	1250	°K

**Presion en 3**

P*3a =	516519.79	Pa
P*3a =	680693.05	Pa
P*3a =	860866.31	Pa
P*3a =	1033039.58	Pa
P*3a =	1205212.84	Pa

**Trabajos de la turbina**

Primera iteración del trabajo de la turbina para el valor de la primera temperatura en 3

Cp11 =	1262.66	°K
Cp12 =	1282.97	°K
Cp13 =	1299.99	°K
Cp14 =	1314.79	°K
Cp15 =	1327.97	°K
Cp1T =	1297.68	°K

Segunda iteración del trabajo de la turbina para el valor de la segunda temperatura en 3

Cp21 =	1353.57	°K	CpT =	1343.13	°K
Cp22 =	1373.88	°K			
Cp23 =	1390.90	°K			
Cp24 =	1405.71	°K			
Cp25 =	1418.88	°K			
Cp2T =	1388.59	°K			

Continuación de la figura.

Valores para tao

$\tau_{11}$	=	19.59
$\tau_{12}$	=	18.19
$\tau_{13}$	=	17.02
$\tau_{14}$	=	16.00
$\tau_{15}$	=	15.10
$\tau_{21}$	=	19.91
$\tau_{22}$	=	18.49
$\tau_{23}$	=	17.29
$\tau_{24}$	=	16.26
$\tau_{25}$	=	15.34
$\tau_{31}$	=	20.17
$\tau_{32}$	=	18.73
$\tau_{33}$	=	17.52
$\tau_{34}$	=	16.48
$\tau_{35}$	=	15.54
$\tau_{41}$	=	20.40
$\tau_{42}$	=	18.94
$\tau_{43}$	=	17.72
$\tau_{44}$	=	16.66
$\tau_{45}$	=	15.72
$\tau_{51}$	=	20.60
$\tau_{52}$	=	19.13
$\tau_{53}$	=	17.90
$\tau_{54}$	=	16.83
$\tau_{55}$	=	15.88
$\tau_{61}$	=	22.59
$\tau_{62}$	=	21.20
$\tau_{63}$	=	20.02
$\tau_{64}$	=	19.01
$\tau_{65}$	=	18.10
$\tau_{71}$	=	22.96
$\tau_{72}$	=	21.54
$\tau_{73}$	=	20.35
$\tau_{74}$	=	19.31
$\tau_{75}$	=	18.39
$\tau_{81}$	=	23.26
$\tau_{82}$	=	21.82
$\tau_{83}$	=	20.62
$\tau_{84}$	=	19.57
$\tau_{85}$	=	18.63
$\tau_{91}$	=	23.53
$\tau_{92}$	=	22.07
$\tau_{93}$	=	20.85
$\tau_{94}$	=	19.79
$\tau_{95}$	=	18.85
$\tau_{101}$	=	23.76
$\tau_{102}$	=	22.29
$\tau_{103}$	=	21.06
$\tau_{104}$	=	19.99
$\tau_{105}$	=	19.04
$\tau_{111}$	=	22.59
$\tau_{112}$	=	21.20
$\tau_{113}$	=	20.02
$\tau_{114}$	=	19.01
$\tau_{115}$	=	18.10
$\tau_{121}$	=	22.96
$\tau_{122}$	=	21.54
$\tau_{123}$	=	20.35
$\tau_{124}$	=	19.31
$\tau_{125}$	=	18.39
$\tau_{T}$	=	19.39

Trabajo específico de la turbina

L $\tau_{11}$	=	14790.76
L $\tau_{12}$	=	15987.83
L $\tau_{13}$	=	16939.75
L $\tau_{14}$	=	17912.28
L $\tau_{15}$	=	18921.29
L $\tau_{16}$	=	14567.84
L $\tau_{17}$	=	15629.56
L $\tau_{18}$	=	16646.87
L $\tau_{19}$	=	17645.18
L $\tau_{10}$	=	18640.12
L $\tau_{T}$	=	16752.1

$\alpha_1$	=	3.45E-06
$\alpha_2$	=	3.48E-06
$\alpha_3$	=	3.48E-06
$\alpha_4$	=	3.49E-06
$\alpha_5$	=	3.50E-06
$\alpha_6$	=	3.45E-06
$\alpha_7$	=	3.46E-06
$\alpha_8$	=	3.47E-06
$\alpha_9$	=	3.49E-06
$\alpha_{10}$	=	3.50E-06
$\alpha_{T}$	=	3.5E-06

Grados de expansión de la turbina

$\pi_{\tau 11}$	=	1.0498
$\pi_{\tau 12}$	=	1.0536
$\pi_{\tau 13}$	=	1.0572
$\pi_{\tau 14}$	=	1.0607
$\pi_{\tau 15}$	=	1.0643
$\pi_{T}$	=	1.06

Presión en 4

P4T	=	814358.06	Pa
-----	---	-----------	----

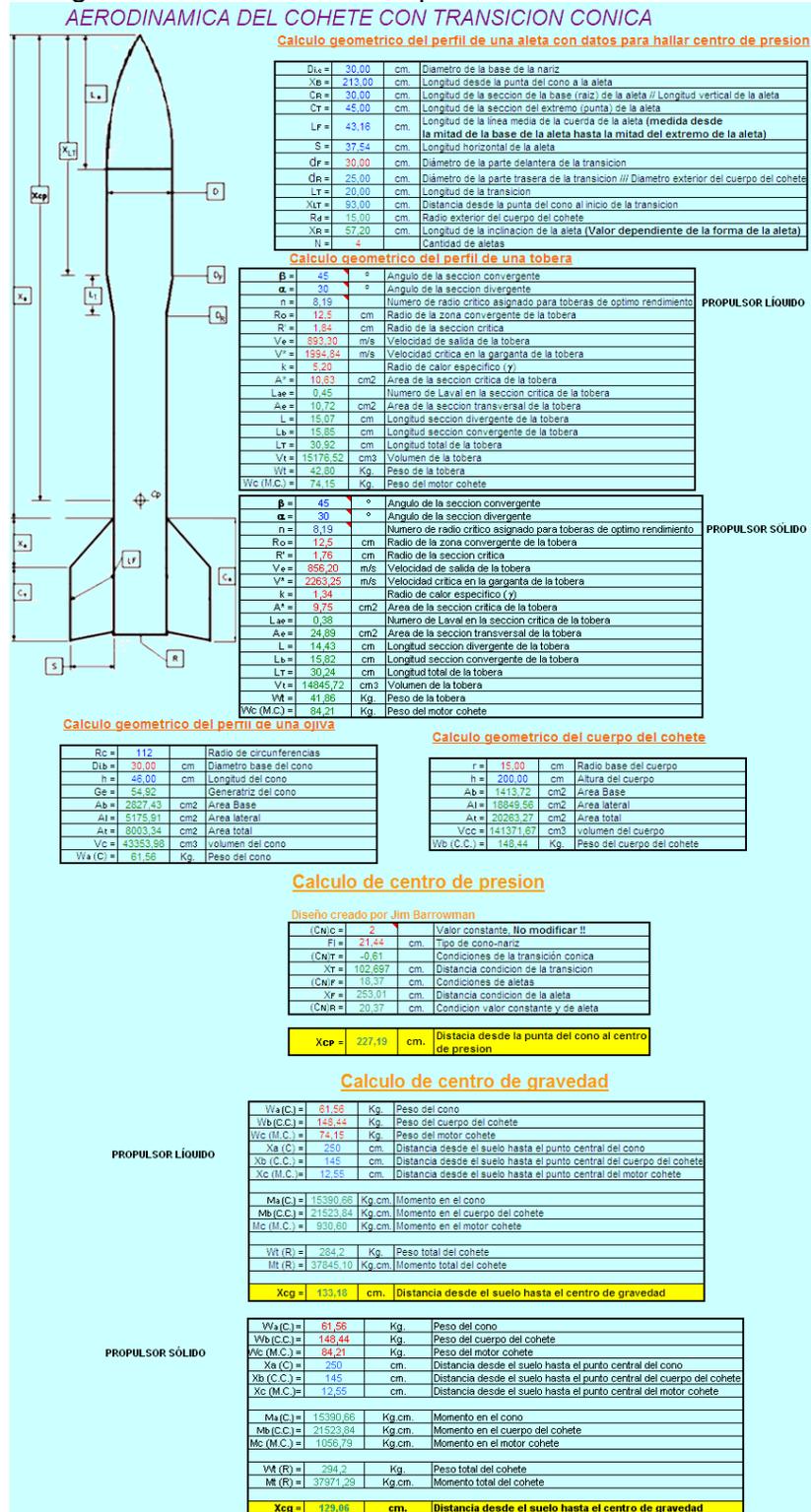
Temperatura en 4

T4T	=	1040.20	°K
-----	---	---------	----

A <sub>e</sub>	=	0.08114	m <sup>2</sup>	Área estrangulada de la turbina
M <sub>5</sub>	=	2.59		Numero de Mach a la salida
C <sub>5</sub>	=	1695.56	m/s	Velocidad de salida de los gases
V <sub>5ft</sub>	=	1703.01	m/s	Velocidad a la salida del fan
E	=	854.46	N	Empuje por unidad del radio total del flujo másico del aire
G	=	31.24	kg/s	Radio de flujo másico
ET	=	26696.21	Kgf	Empuje total que genera el motor

**5.1.3 Descripción del diseño del motor:** la figura anterior presenta el orden secuencial que se sigue para construir el diseño del motor cohete con micro turborreactor; se establecen los parámetros iniciales y las condiciones de vuelo de motor, se referencia de los estudios establecidos en condición de atmosfera estándar para inicializar el desarrollo del cálculo, se empieza a calcular por las secciones que tiene el motor y se establecen todos los parámetros y trabajos correspondientes a cada sección para lograr un resultado optimo, por último, se desarrolla el cálculo en la última sección de la tobera para obtener el empuje que genera el motor.

Figura 32. Algoritmo de diseño del cuerpo del cohete.

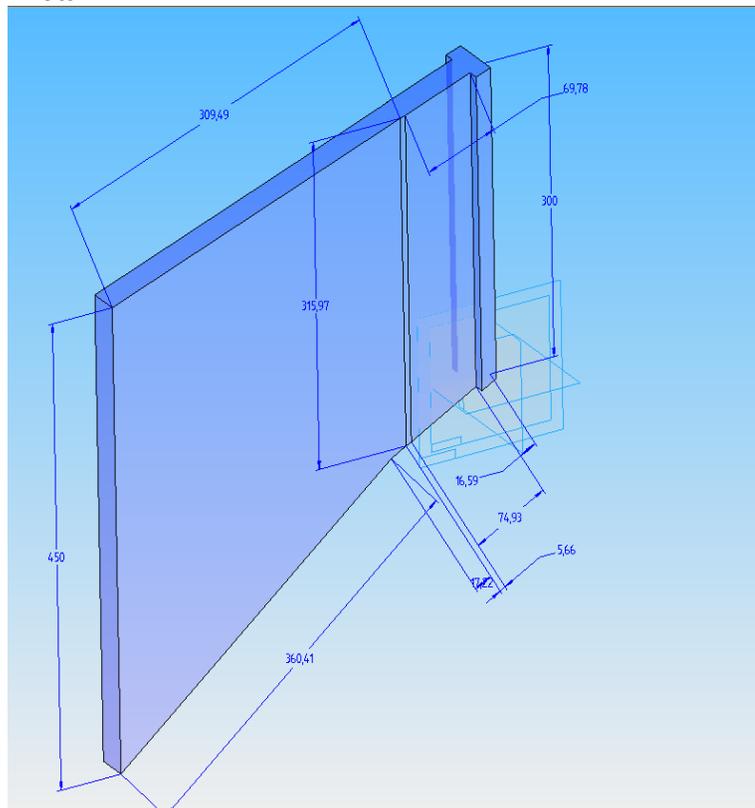


**5.1.4 Descripción del diseño aerodinámico:** la figura anterior presenta la secuencia que se sigue para desarrollar el cálculo de la superficie aerodinámica del cohete; se elige el conjunto de aletas, el tipo de cono que responde a los cálculos desarrollados anteriormente en la sección del cálculo del motor, con respecto a los datos arrojados de velocidad para establecer las condiciones aerodinámicas del cohete; se establece los datos de entrada para la geometría de las aletas y de la tobera; de acuerdo a la elección del cono escogido, se calculó la geometría del mismo, se define los datos de entrada para la geometría del cuerpo del cohete y se calculó la distancia que tendría el centro de presión y centro de gravedad del cohete.

**5.2 Diseño geométrico del cohete:** la mayoría de los planos que se presentan a continuación, fueron elaborados en el programa Solid Edge V20.

### 5.2.1 Planos de vista longitudinal

Figura 33. Aleta.



Ver los resultados de la sección 4.6.1 de Estabilidad y Aerodinámica.

Figura 34. Conector Aleta-cuerpo.

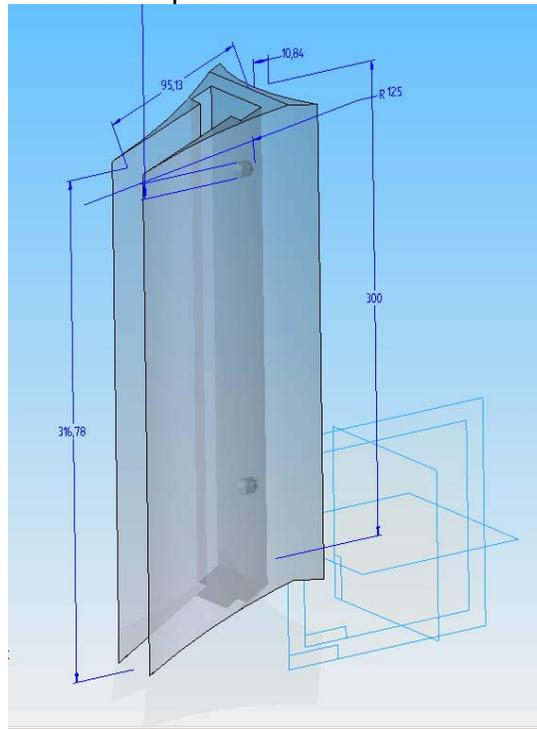
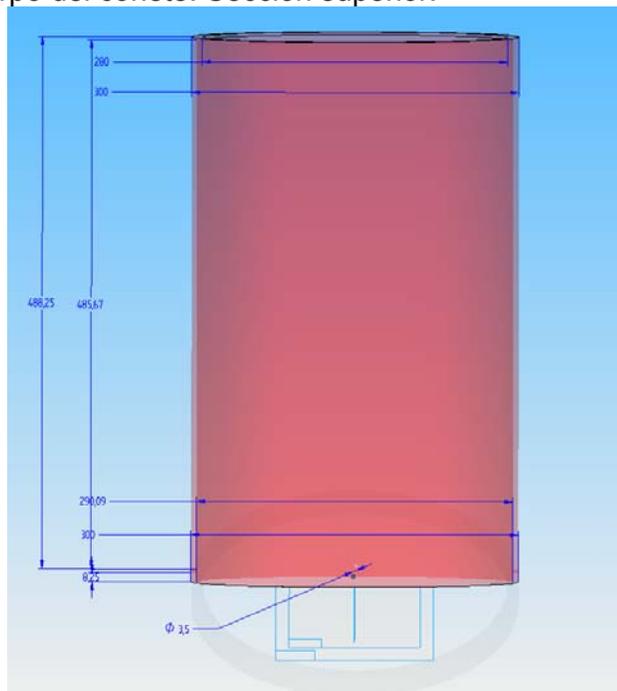
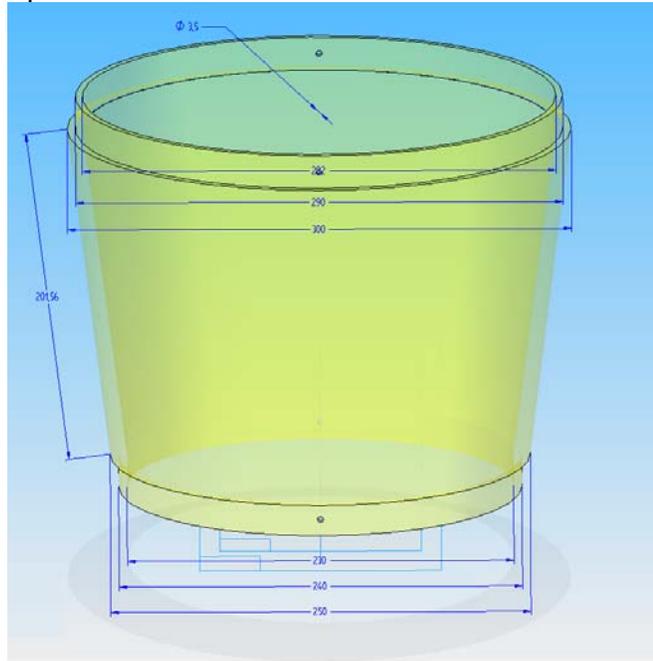


Figura 35. Cuerpo del cohete. Sección superior.



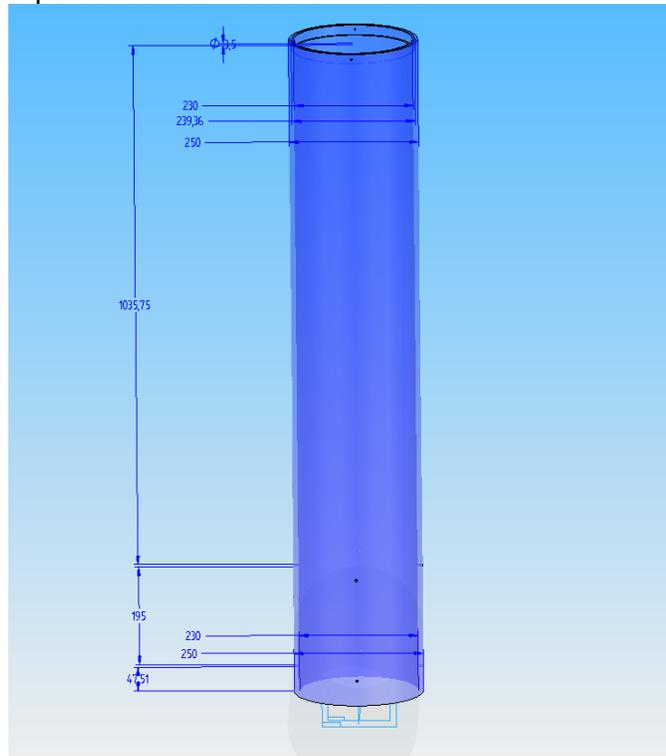
Ver los resultados de la sección 4.6.1 de Estabilidad y Aerodinámica.

Figura 36. Cuerpo del cohete. Sección cónica.



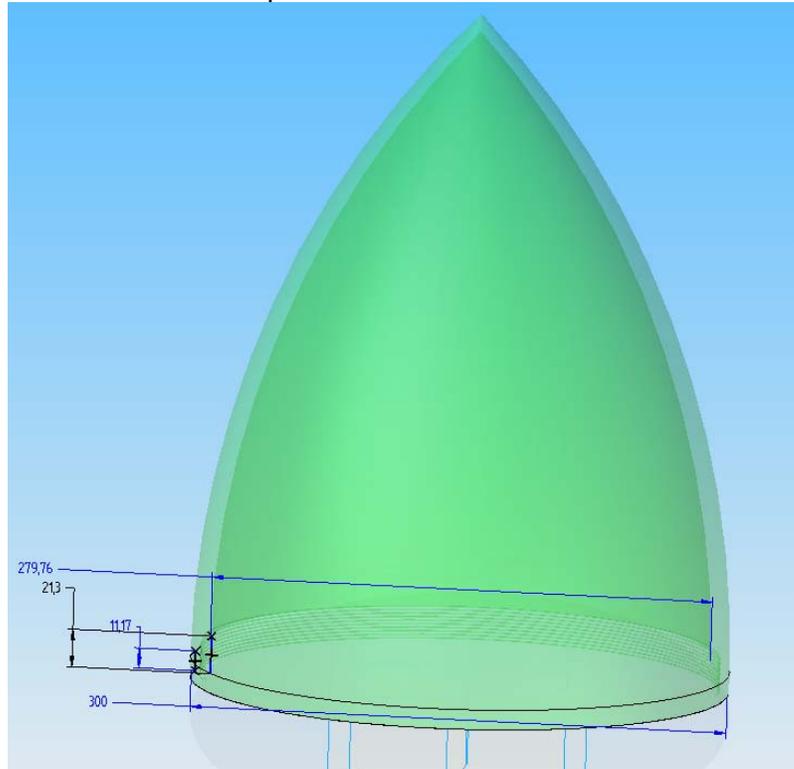
Ver los resultados de la sección 4.6.1 de Estabilidad y Aerodinámica.

Figura 37. Cuerpo del cohete. Sección inferior.



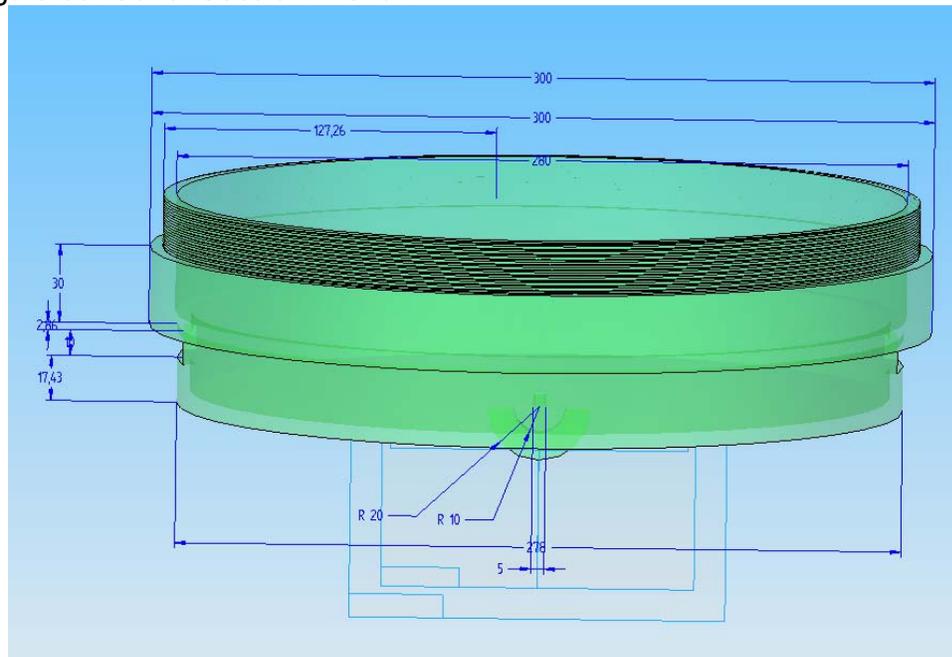
Ver los resultados de la sección 4.6.1 de Estabilidad y Aerodinámica.

Figura 38. Cono. Sección superior.



Ver los resultados de la sección 4.6.1 de Estabilidad y Aerodinámica.

Figura 39. Cono. Sección inferior.



Ver los resultados de la sección 4.6.1 de Estabilidad y Aerodinámica.

Figura 40. Caja del sistema sujetador del cono.

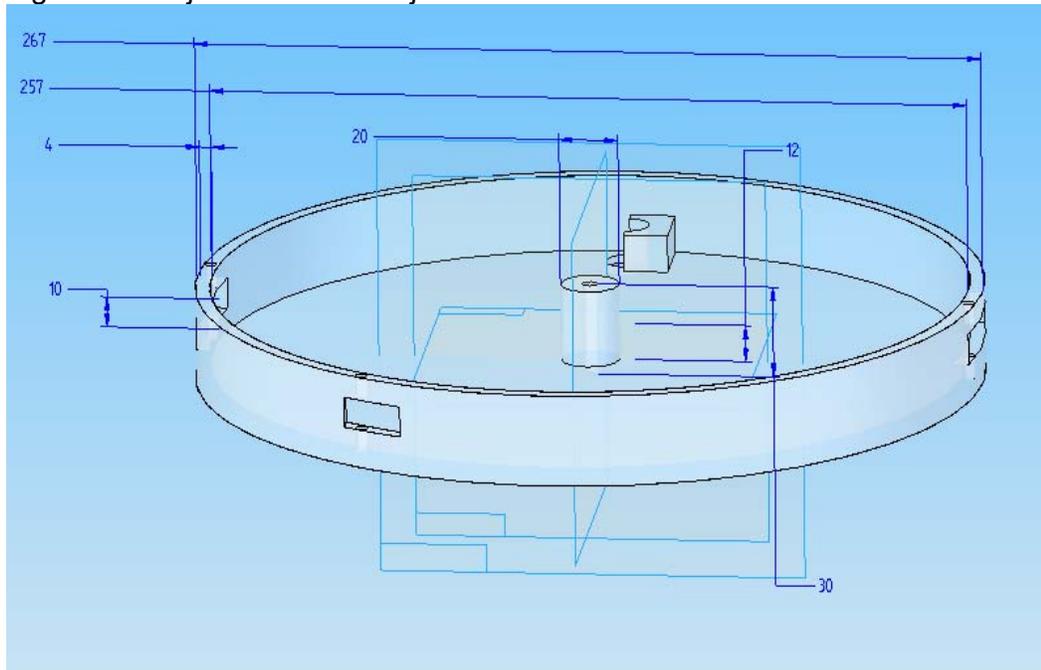


Figura 41. Palanca del sistema sujetador del cono.

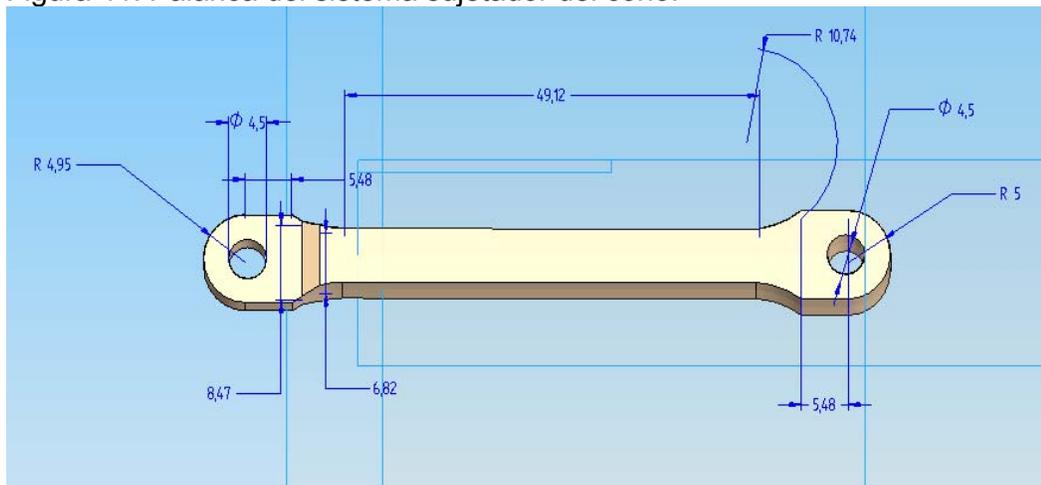


Figura 42. Pasador del sistema sujetador del cono.

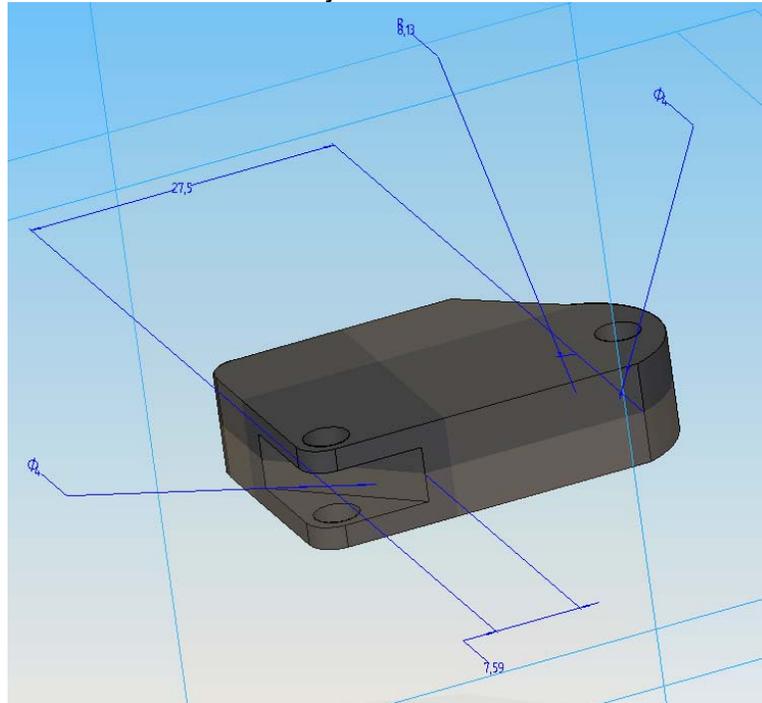


Figura 43. Retenedor del resorte y brazos del sistema sujetador del cono.

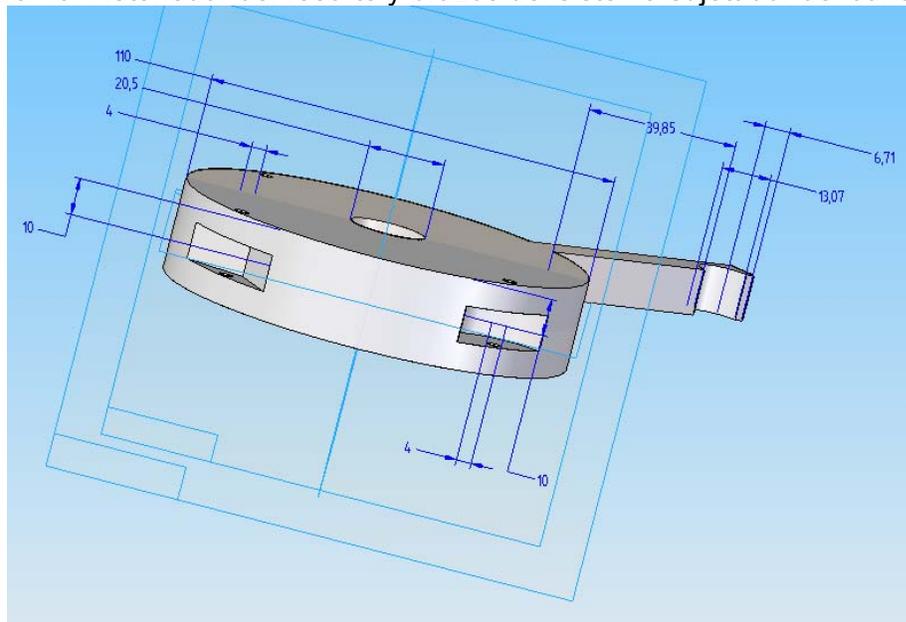


Figura 44. Sujetador del motor cohete de combustible sólido.

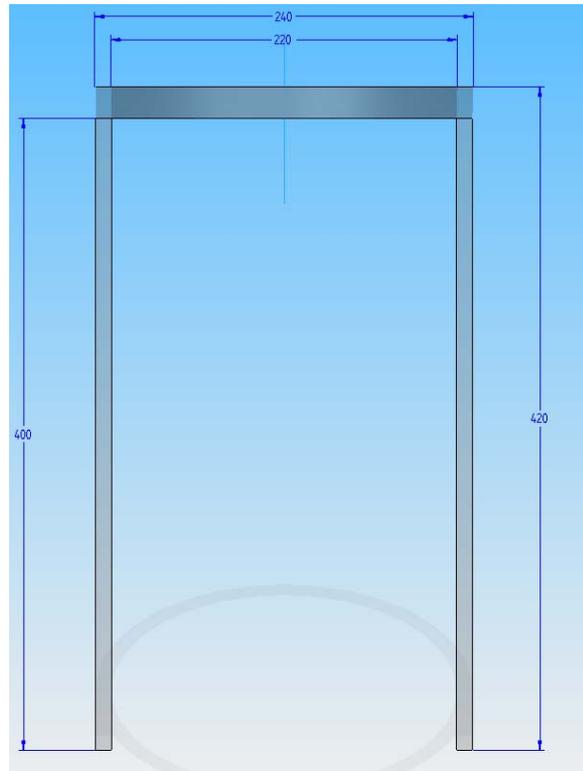


Figura 45. Tapa del contenedor del propulsor.

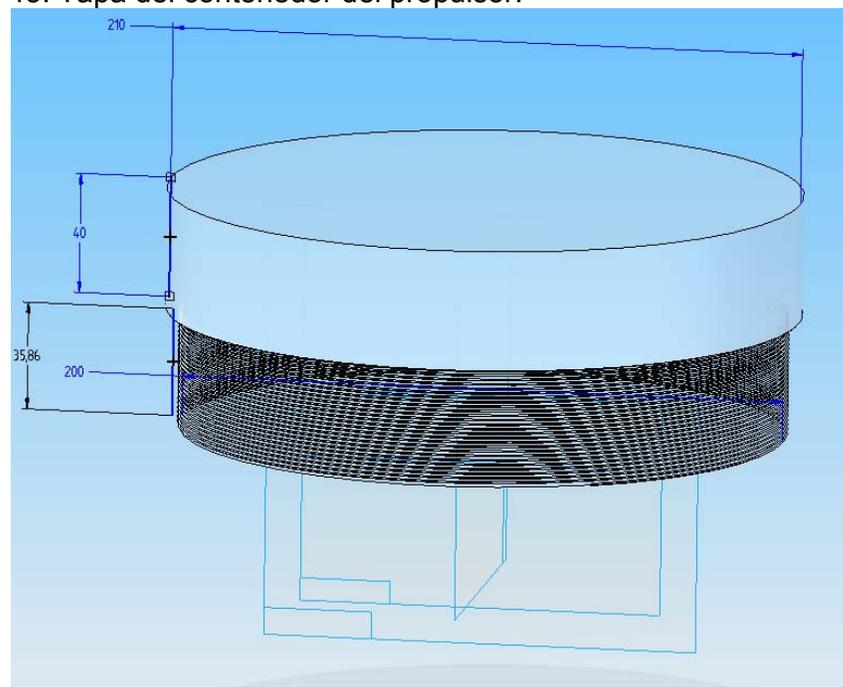
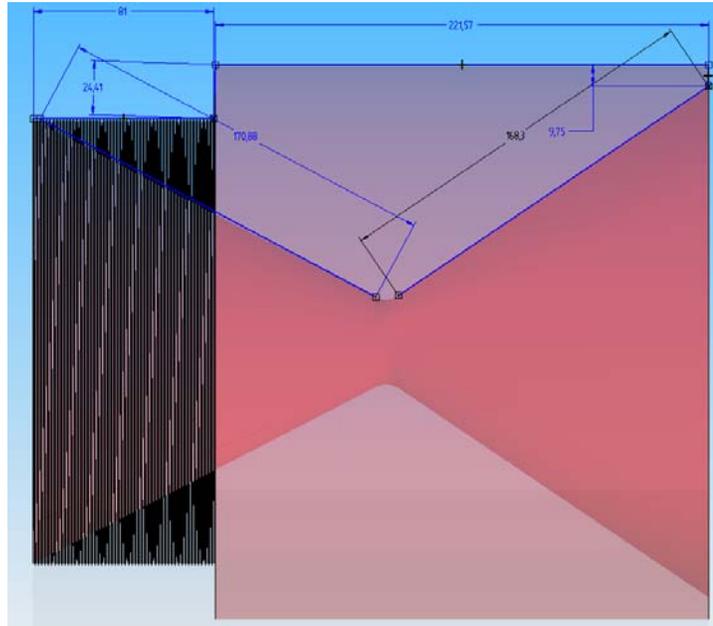
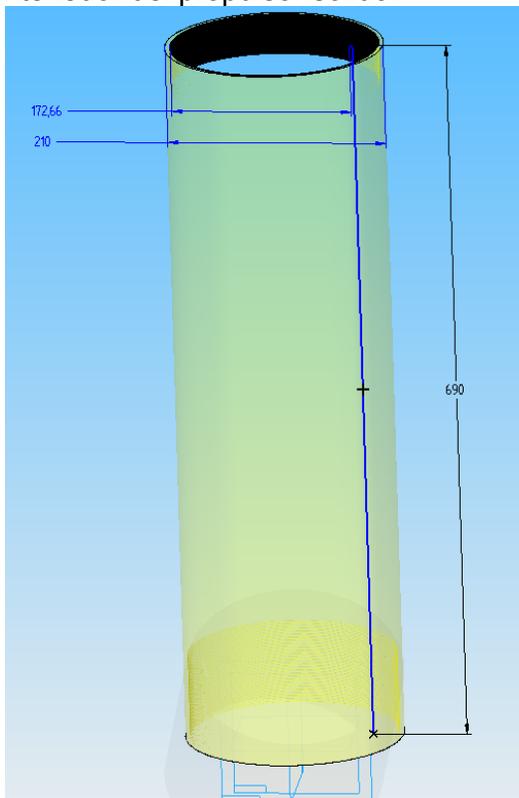


Figura 46. Tobera del motor de combustible sólido.



Ver los resultados de la sección 4.6.1 de Estabilidad y Aerodinámica.

Figura 47. Tubo contenedor del propulsor sólido.



Ver los resultados de la sección 4.3.2 de Dimensionamiento del combustible propulsor.

Figura 48. Tanque del oxidante de motor de combustible liquido.

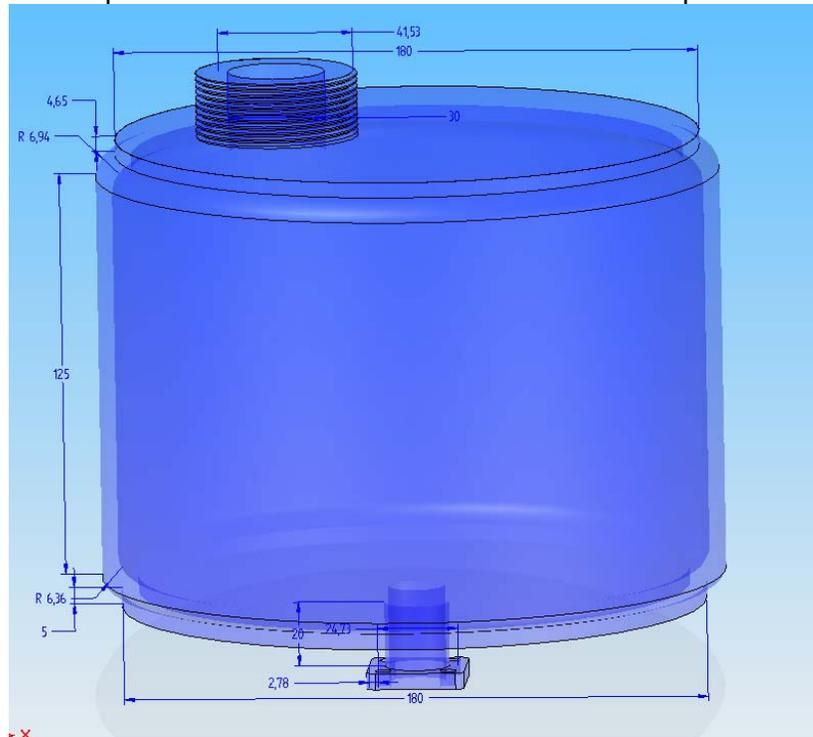


Figura 49. Tanque del combustible de motor de combustible liquido.

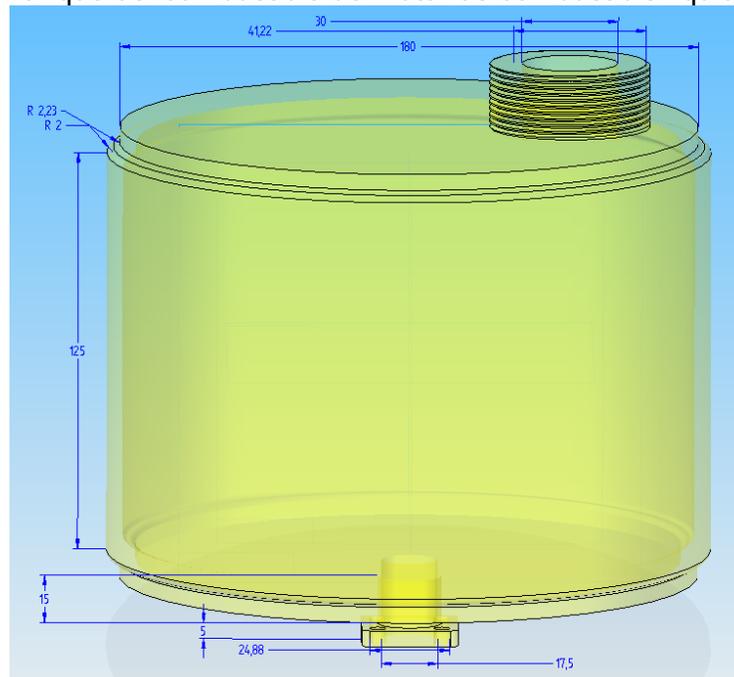
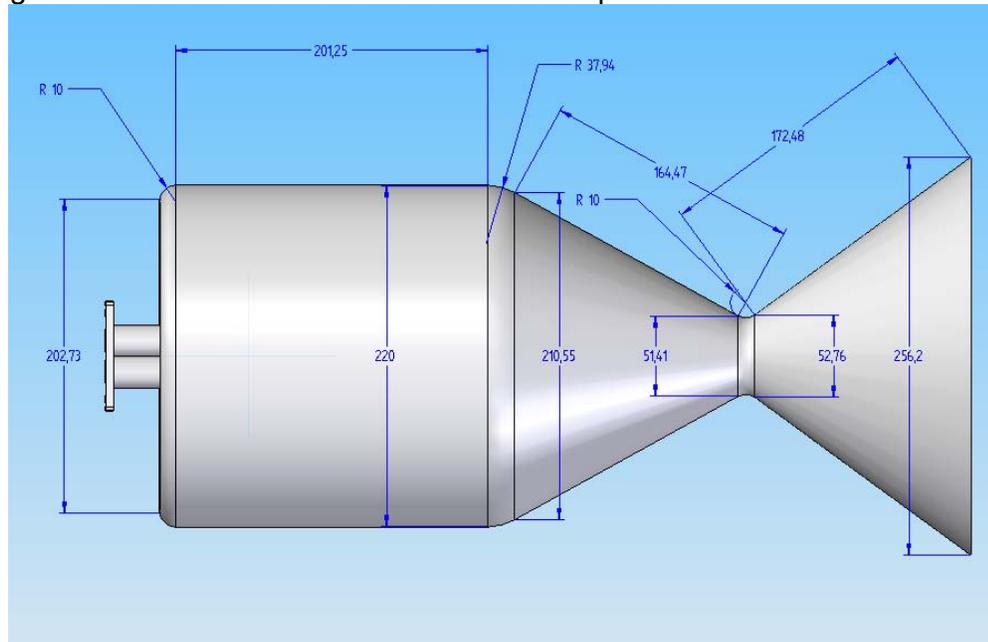


Figura 50. Tobera del motor de combustible líquido.



Ver los resultados de la sección 4.5.1 de Cámara de combustión del cohete.

Figura 51. 1ª alabe de la turbo bomba.

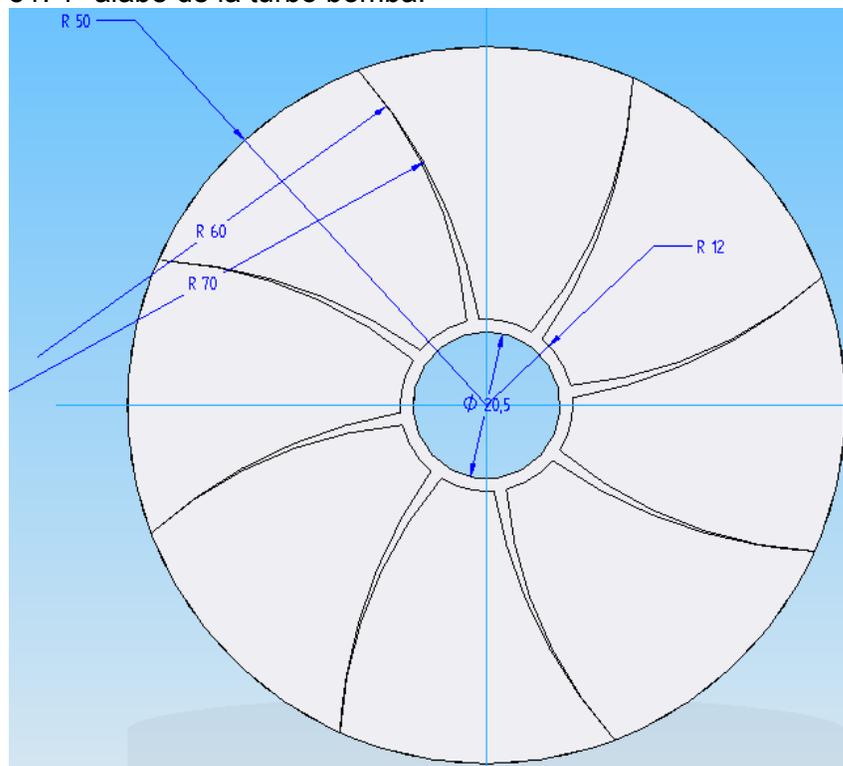


Figura 52. 2ª alabe de la turbo bomba.

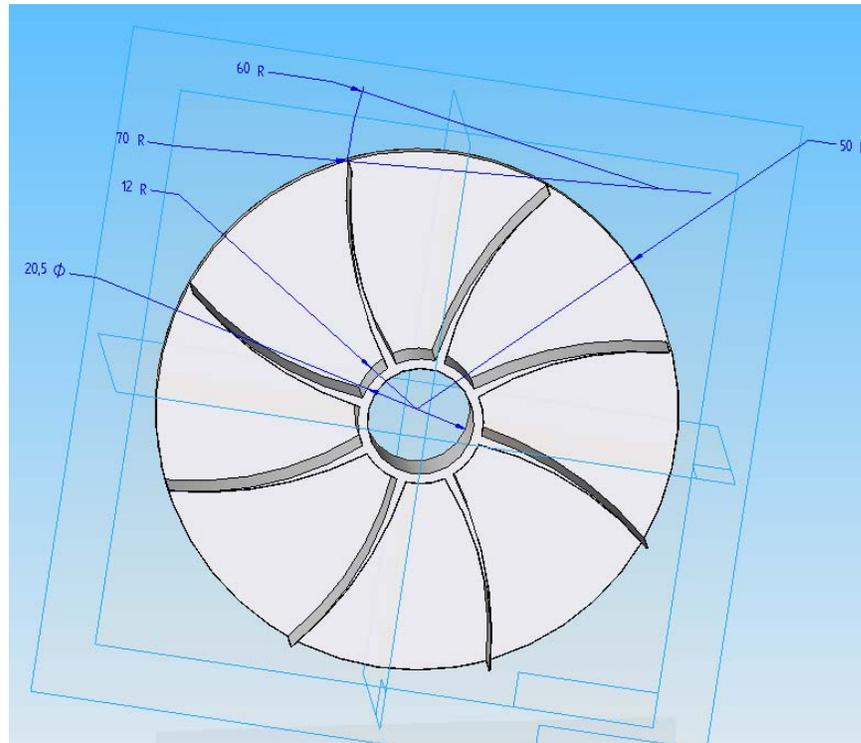


Figura 53. 1ª tapa de la turbo bomba.

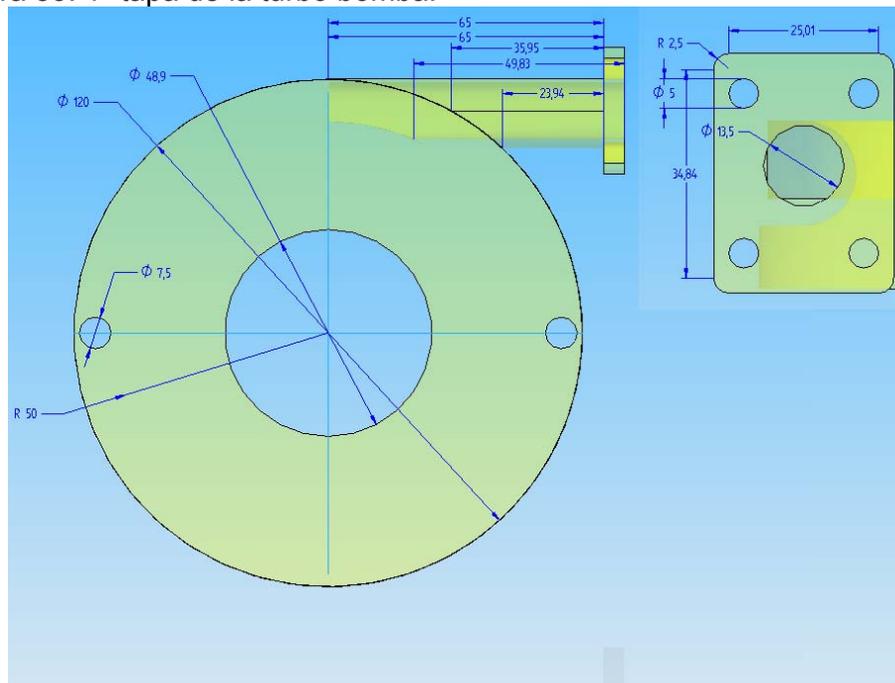


Figura 54. 2ª tapa de la turbo bomba.

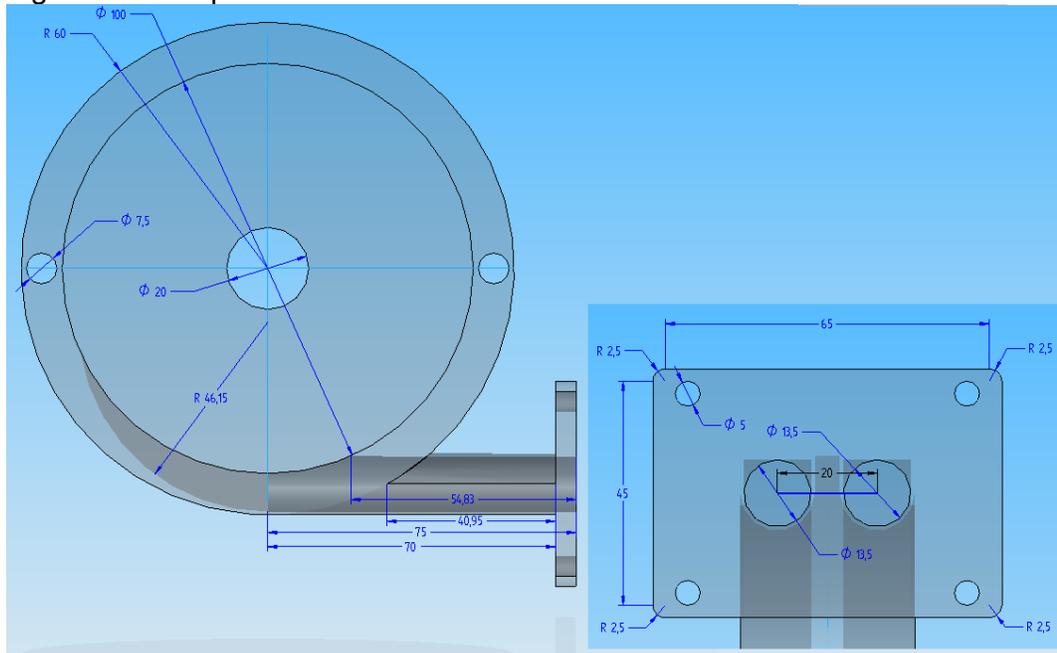


Figura 55. 3ª tapa de la turbo bomba.

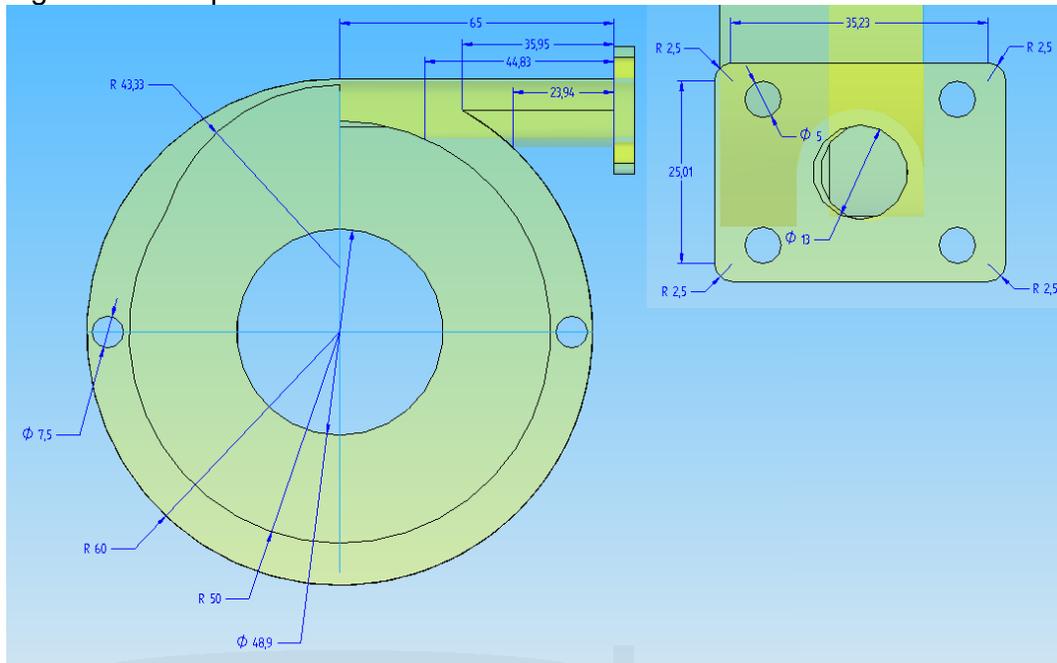


Figura 56. Tornillo sujetador de la turbo bomba.

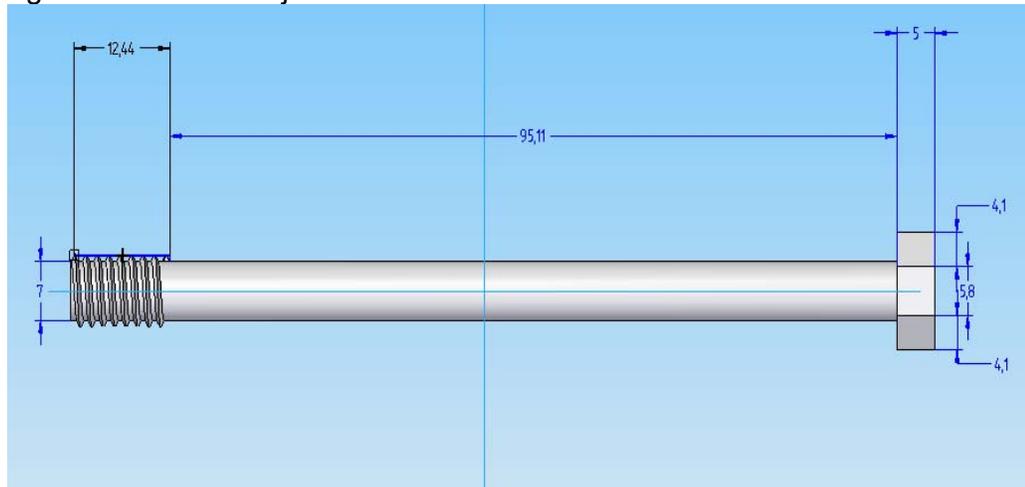


Figura 57. Tuerca sujetadora de la turbo bomba.

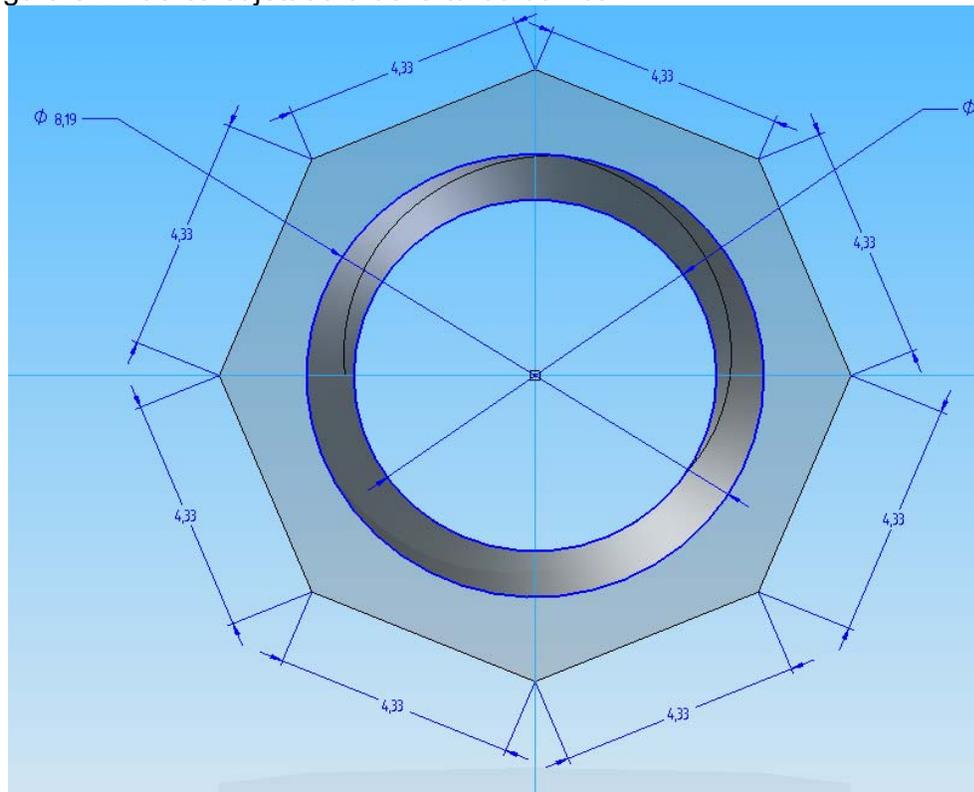


Figura 58. Ensamble total de la aleta.

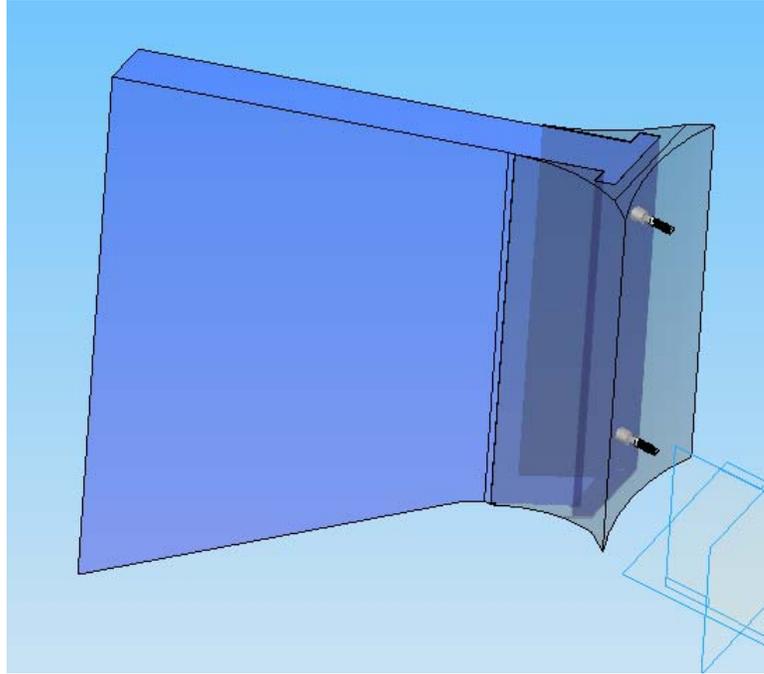


Figura 59. Ensamble total del cuerpo del cohete.

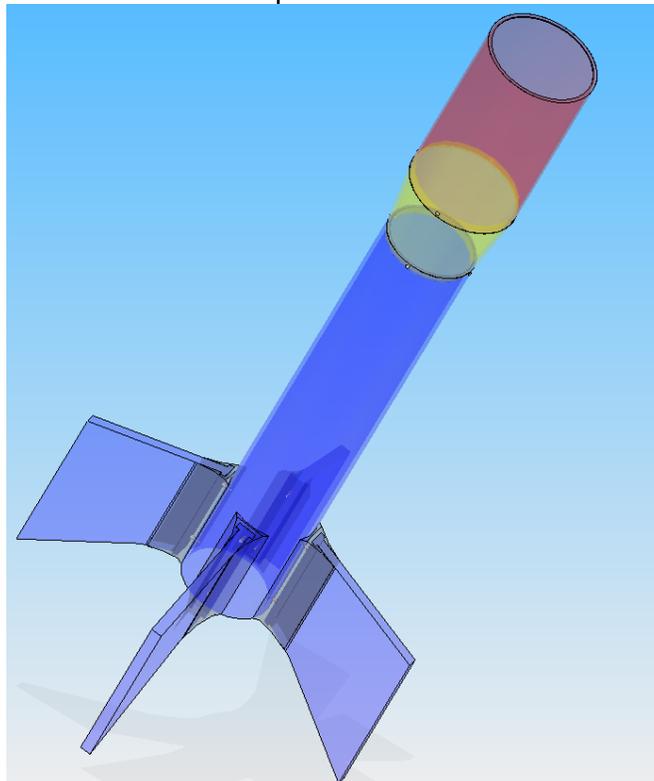


Figura 60. Ensamble total de la turbo bomba.

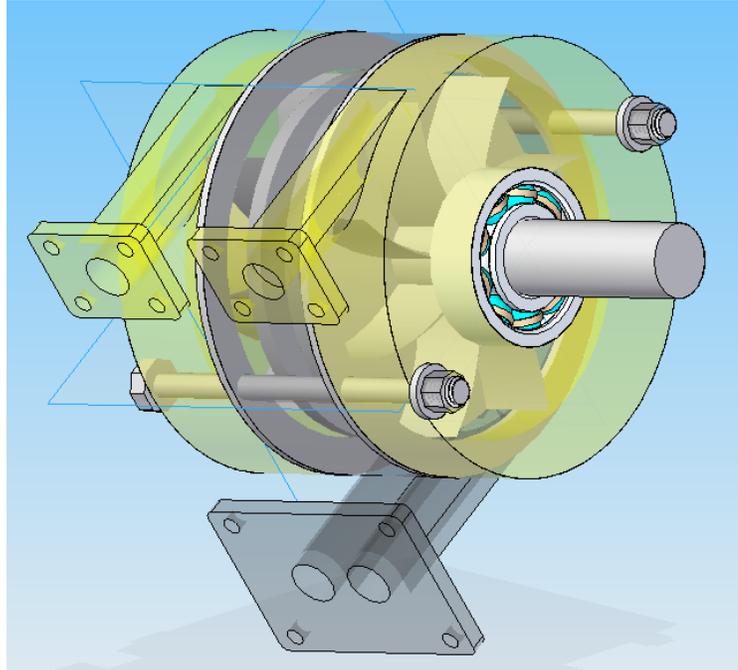


Figura 61. Ensamble total del propulsor sólido.



Figura 62. Ensamble total del propulsor líquido.

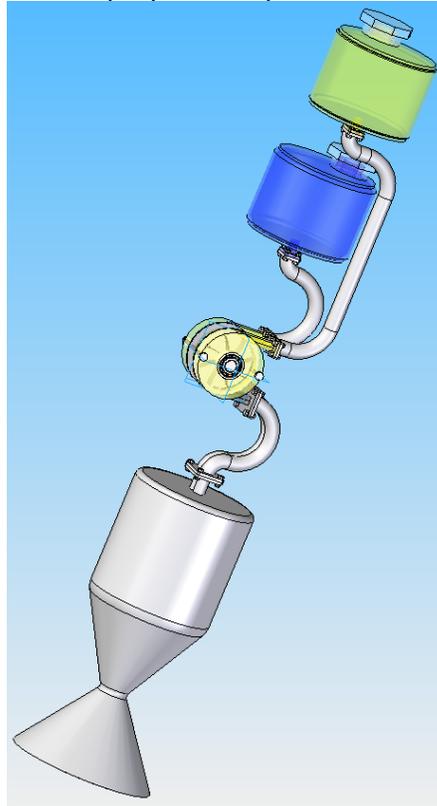


Figura 63. Ensamble total del sistema sujetador del cono.

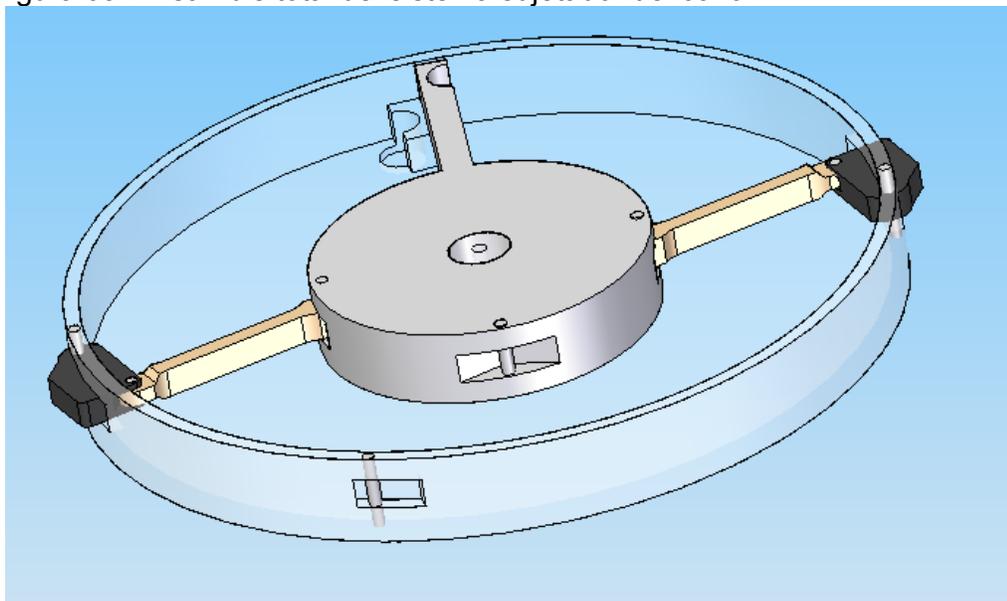


Figura 64. Ensamble total del cohete de combustible sólido.

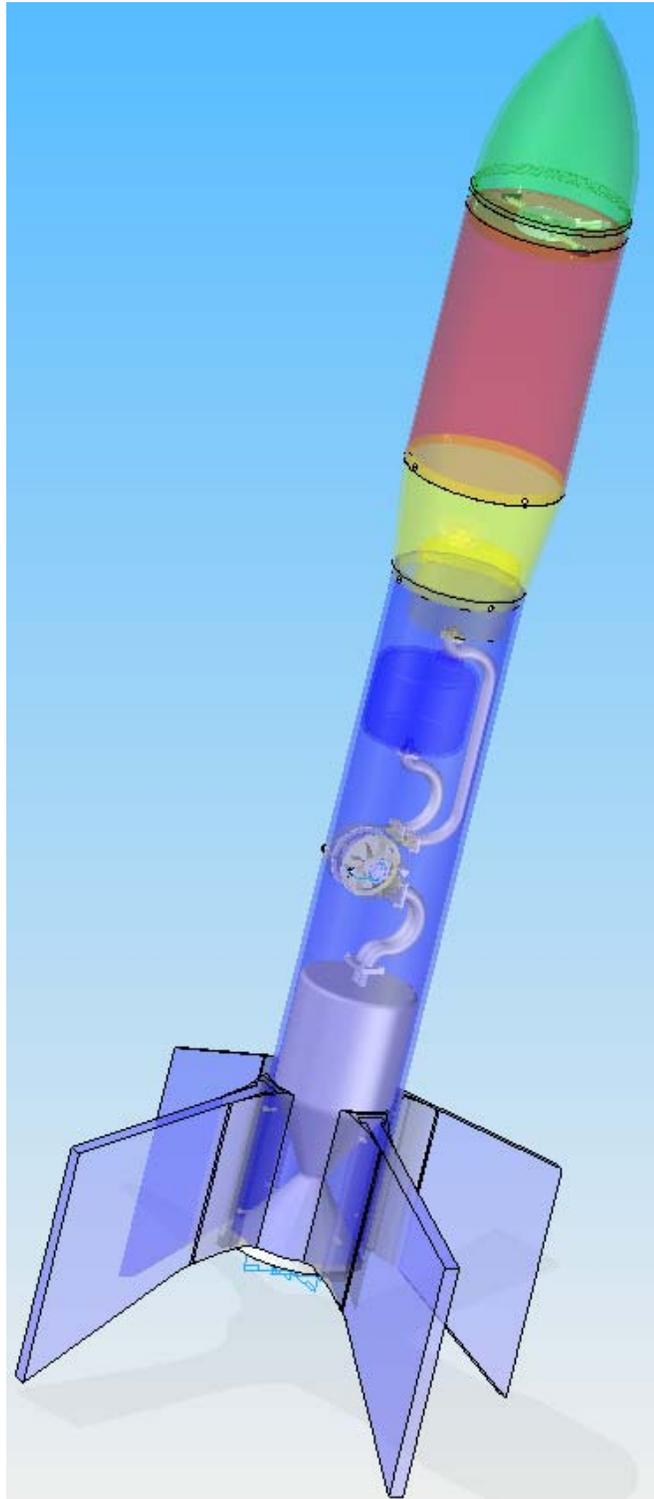
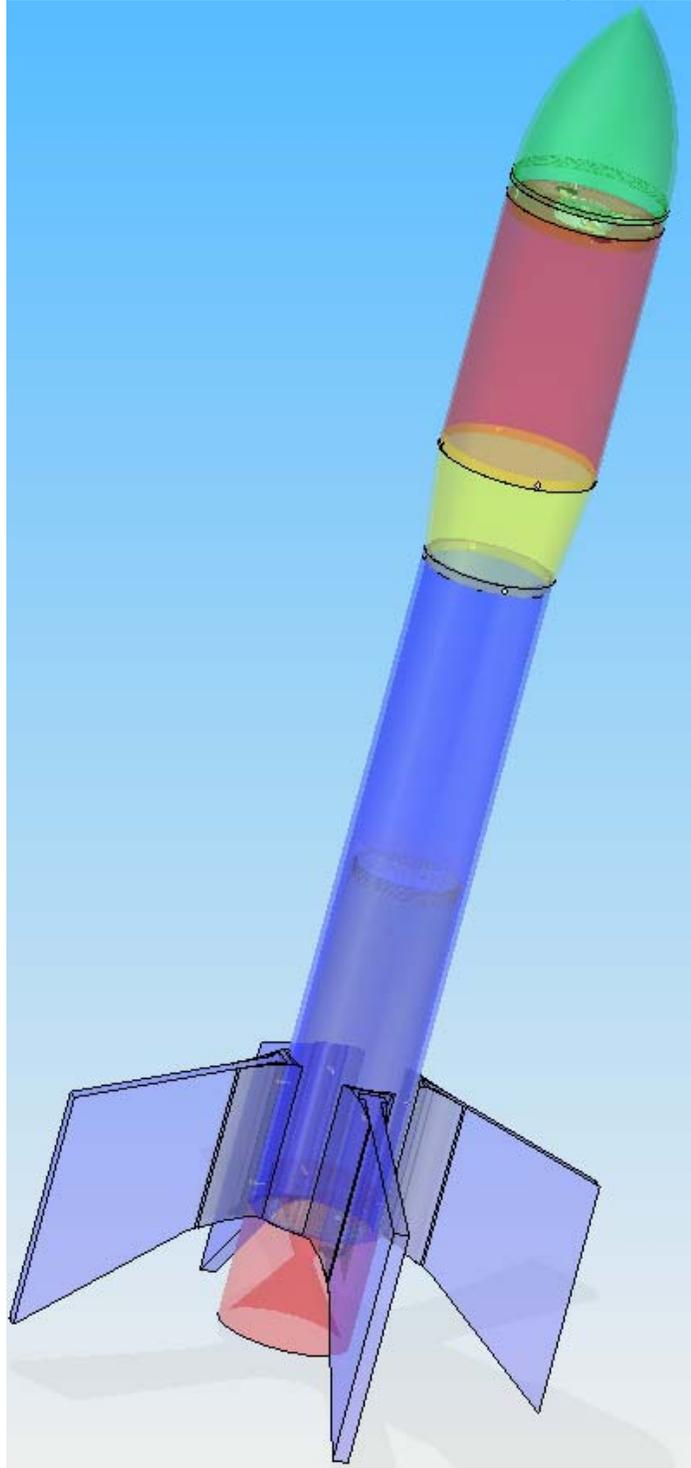


Figura 65. Ensamble total del cohete de combustible líquido.



## **6. CONCLUSIONES**

Desde diferentes autores en el campo de la cohetaría amateur se establecieron ecuaciones con diferentes definiciones que requerían relación con el funcionamiento y dimensionamiento del cohete, este punto está apoyado en el marco teórico de este proyecto.

A partir de estas ecuaciones, se diseñó y se desarrolló un orden de modo que se elaborara una secuencia de cálculo con entradas y salidas de datos correspondientes a resultados para régimen subsónico.

La metodología de cálculo se estructuró con base a la hipótesis, se dividió por secciones y se definió el orden de cálculo de acuerdo con los requerimientos planteados de tal manera que los cálculos que se realizaban en una primera sección, pudieran ser utilizados en las secciones siguientes con el fin de que todos los datos pudieran ser confiables.

Las secciones del algoritmo de diseño parten de la definición de los conceptos en función de criterios de ingeniería para el desarrollo del cálculo con relación a la propulsión como primer paso, a la misión del vuelo o requerimientos de desempeño con relación matemática de un modelo para establecer el rango de operación del cohete como un segundo paso, a desarrollo aerodinámico y visualización gráfica mediante desarrollo de planos como un tercer paso.

Se planteó el uso de programas computacionales para el desarrollo del algoritmo de cálculo para correlacionar los datos que se requerían para el desarrollo de este orden, se llegó a la conclusión de que la programación computacional para este tipo de metodología se convierte en una operación compleja y de difícil uso.

Se optó por la elaboración de un algoritmo de cálculo programado desde una hoja en Excel, en donde el cálculo de estas secciones se desarrolló de una manera automática.

Se desarrollaron teóricamente tres modos de propulsión con el fin de establecer el mejor desempeño que pueda ofrecer la potencia de un cohete para alcanzar la altura deseada para la cohetaría a nivel amateur.

A partir de los datos arrojados correspondientes a la propulsión y aerodinámica del cohete, se desarrollaron planos de geometría sustentados por el algoritmo del cálculo obtenido en el desarrollo ingenieril de este proyecto. Comparando los resultados arrojados en el desarrollo ingenieril, la mejor elección en este proyecto para alcanzar el objetivo planteado es el modo de propulsión líquida.

## **7. RECOMENDACIONES**

**7.1 Recomendaciones para la elección del modo propulsivo:** debido a que se desarrolló 3 modos de propulsión, se recomienda la mejor elección del medio propulsor con el que se desee operar.

- Ventajas del modo de propulsión con combustible sólido: costos, obtención y mezcla de los materiales de combustión, buena eficiencia en el empuje y buena fabricación del componente propulsivo.

- Desventajas del modo de propulsión con combustible sólido: a menos que la altitud que se utilice bajo este método propulsivo sea menor, el tiempo de combustión es poco; si se desea utilizar este método propulsivo con una misión de larga durabilidad, se recomienda el uso del cohete con varias etapas de combustión, el peso del propelente también forma una desventaja fundamental para este modo de propulsión.

- Ventajas del modo de propulsión con combustible líquido: alta eficiencia en el empuje.

- Desventajas del modo de propulsión con combustible líquido: son demasiadas las partes que conforman este sistema de propulsión, el peso de este componente también incluye en una desventaja, aunque el empuje que genera compensa este peso.

- Ventajas del modo de propulsión con micro turborreacción: excelente eficiencia en el empuje.

- Desventajas del modo de propulsión con micro turborreacción: la operación del motor a diferentes alturas provoca una desestabilización en el empuje que genera este componente y por ende se requiere un monitoreo constante de las condiciones de operación de su vuelo para ajustarlas a las mejores, para que su rendimiento sea el mejor.

En este último punto, cabe anotar que bajo el modo de propulsión con turborreacción el cuerpo del cohete requiere de entradas de aire óptimas y de buena geometría aerodinámica para alimentar el motor con la que se propulsa el cohete.

## **BIBLIOGRAFÍA**

- Norma técnica Colombiana ICONTEC. NTC 1486 (Quinta actualización), NTC 1487 (Segunda actualización), NTC 4490.
- PÉREZ CRUSELLS, SEBASTIÁN. Calculo de motores cohetes con propulsor sólido. (2000).
- PHILIP, HILL. Mechanics and Thermodynamics of propulsion, 2<sup>a</sup> edition (Junio de 1965) – Disponible en biblioteca de la Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C.
- STECKIN B.S, KAZANDZAN P.K, ALEKSEEV L.P, GOVOROV A.N, KONOVALOV N.E, NECAEV N, FEDEROV R.M. Teoría de los motores de reacción, procesos y características; traducción: Claudio Mataix (Madrid – 1964.) Calculo de un turborreactor para un determinado régimen de vuelo. – Disponible en biblioteca Luis Ángel Arango, Bogotá D.C.
- BARROWMAN, JIM. Calculating the Center of Pressure, Technical Information [on line] (1968) – Disponible en internet: <URL <http://my.execpc.com/~culp/rockets/Barrowman.html>>
- Ecuación de TSIOLKOVSKY, Movimiento vertical de un cohete [on line] - Disponible en Internet: <URL: <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/dinamica/cohete3/cohete3.html>>
- Enciclopedia libre WIKIPEDIA [on line] (2001) – Disponible en internet: <URL: [www.wikipedia.es](http://www.wikipedia.es)>
- FLEEMAN, EUGENE L. Tactical missile Design 1<sup>o</sup> ed. AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics [on line]. Disponible en diferentes sitios de internet: <URL: [www.amazon.com](http://www.amazon.com); [www.AIAA.org](http://www.AIAA.org); [www.barnesandnobles.com](http://www.barnesandnobles.com)>.
- Liquid Fuel Rocket Engine. Ecuaciones de diseño de un motor cohete [on line] - Disponible en Internet: <URL: [líquido. http://gramlich.net/projects/rocket/](http://gramlich.net/projects/rocket/)>
- Modelismo espacial Cóndor Tec. [on line] (2007) – Disponible en internet: <URL [www.condor-tec.com.ar](http://www.condor-tec.com.ar)>
- NAKKA, RICHARD. Experimental rocketry site [on line]. Solid propellant rocket motor design and testing [on line] (2007) – Disponible en internet: <URL: <http://www.nakka-rocketry.net/>>. Disponible también en internet y en

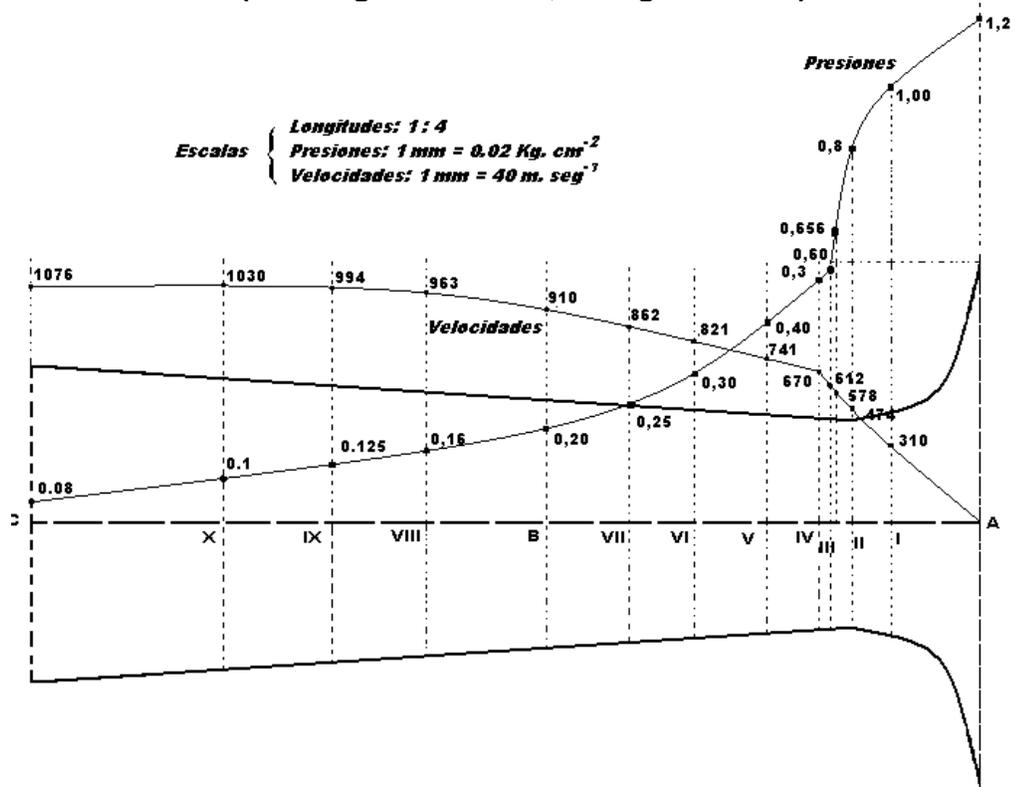
español: <URL: [www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)>.

• PARCZESVWSKI, JUAN. Programas para calcular el centro de presión (2002) – Disponible en internet: <URL: <http://www.jpcoheteria.com.ar>>

• Toberas en turbinas [on line] – Disponible en internet: <URL:[http://www.cec.uchile.cl/~roroman/cap\\_09/turbi01.htm](http://www.cec.uchile.cl/~roroman/cap_09/turbi01.htm)>

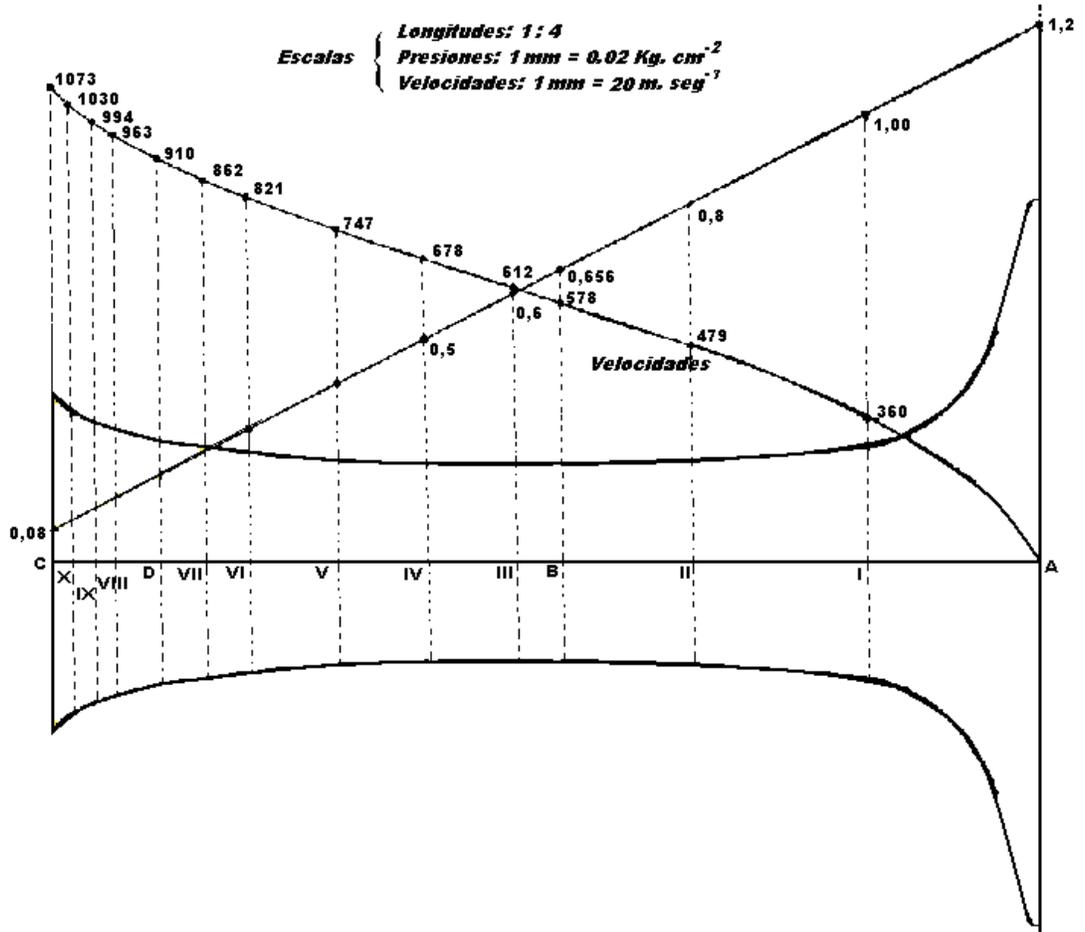
## ANEXOS

### Anexo A. Tobera de Laval clásica. (Convergente circular, divergente recto)



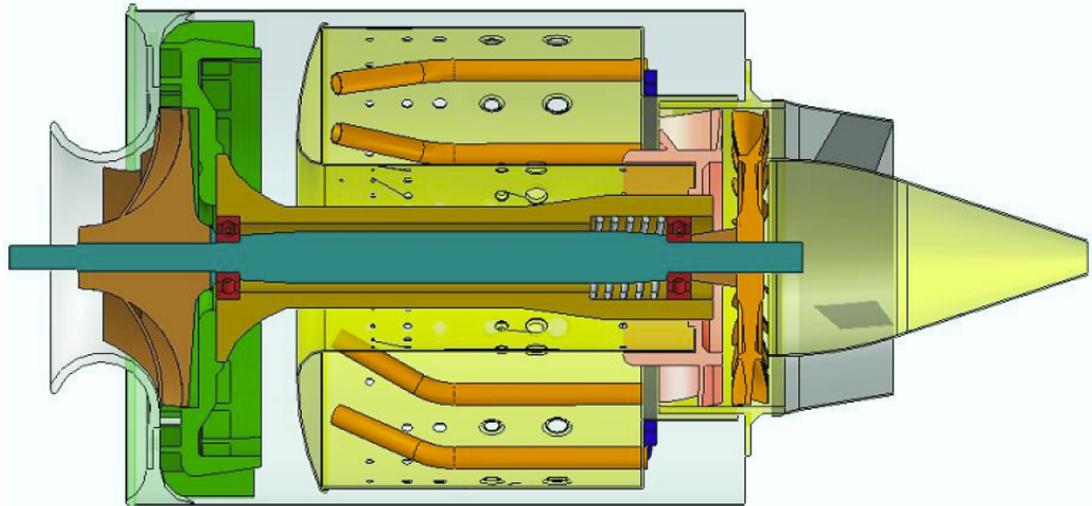
Elaborado en dibujo de Paint.

## Anexo B. Tobera con caída presión lineal. (Convergente circular)



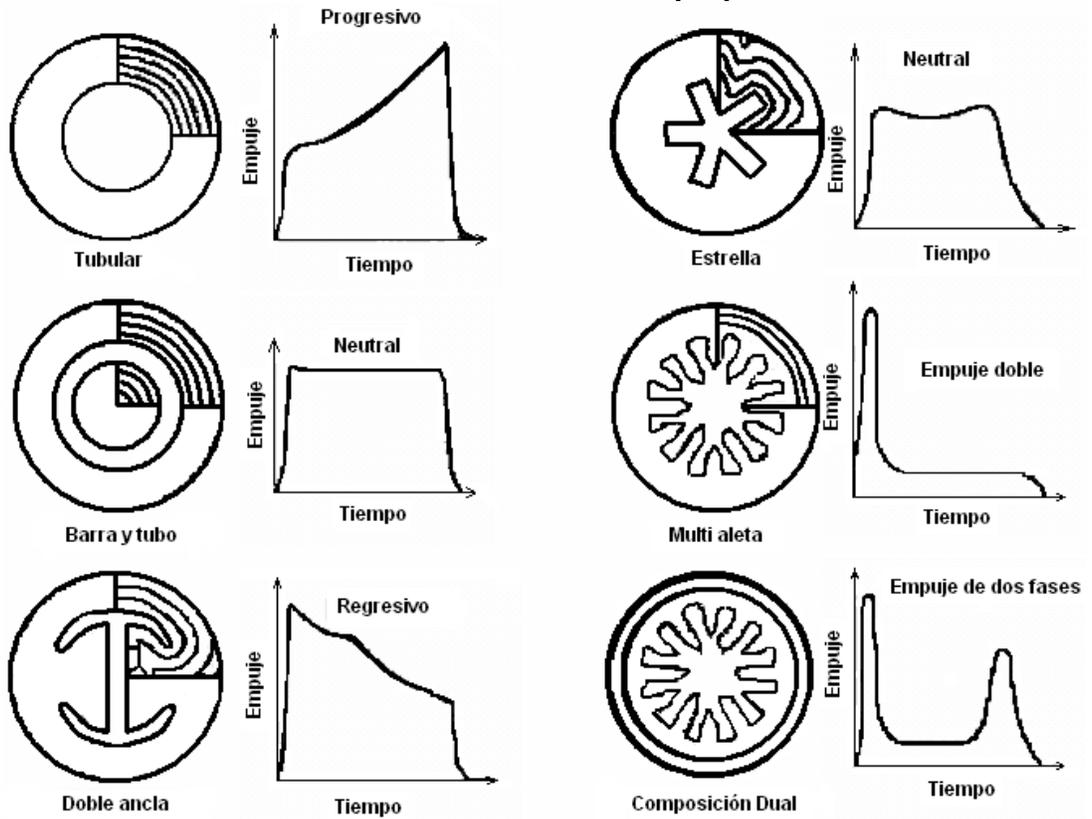
Elaborado en dibujo de Paint.

### Anexo C. Micro turbina.

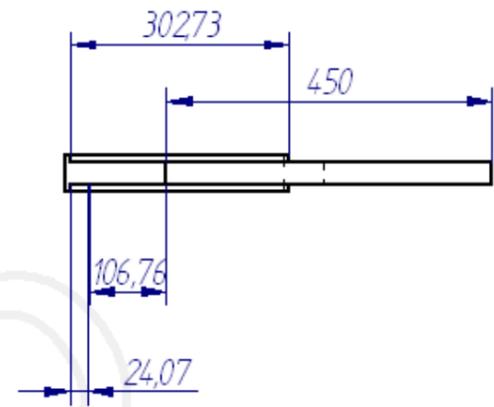
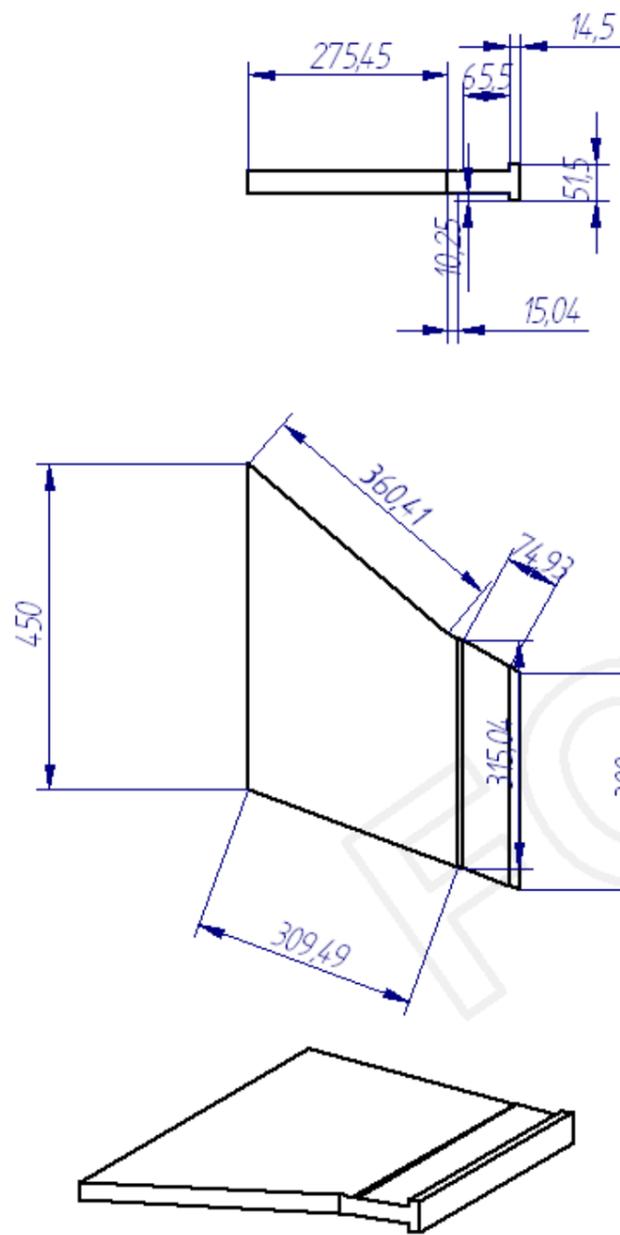


Fuente: Diseño de una micro turbina, Escobar Arnold. Biblioteca de la Universidad de San Buenaventura, Bogotá D.C.

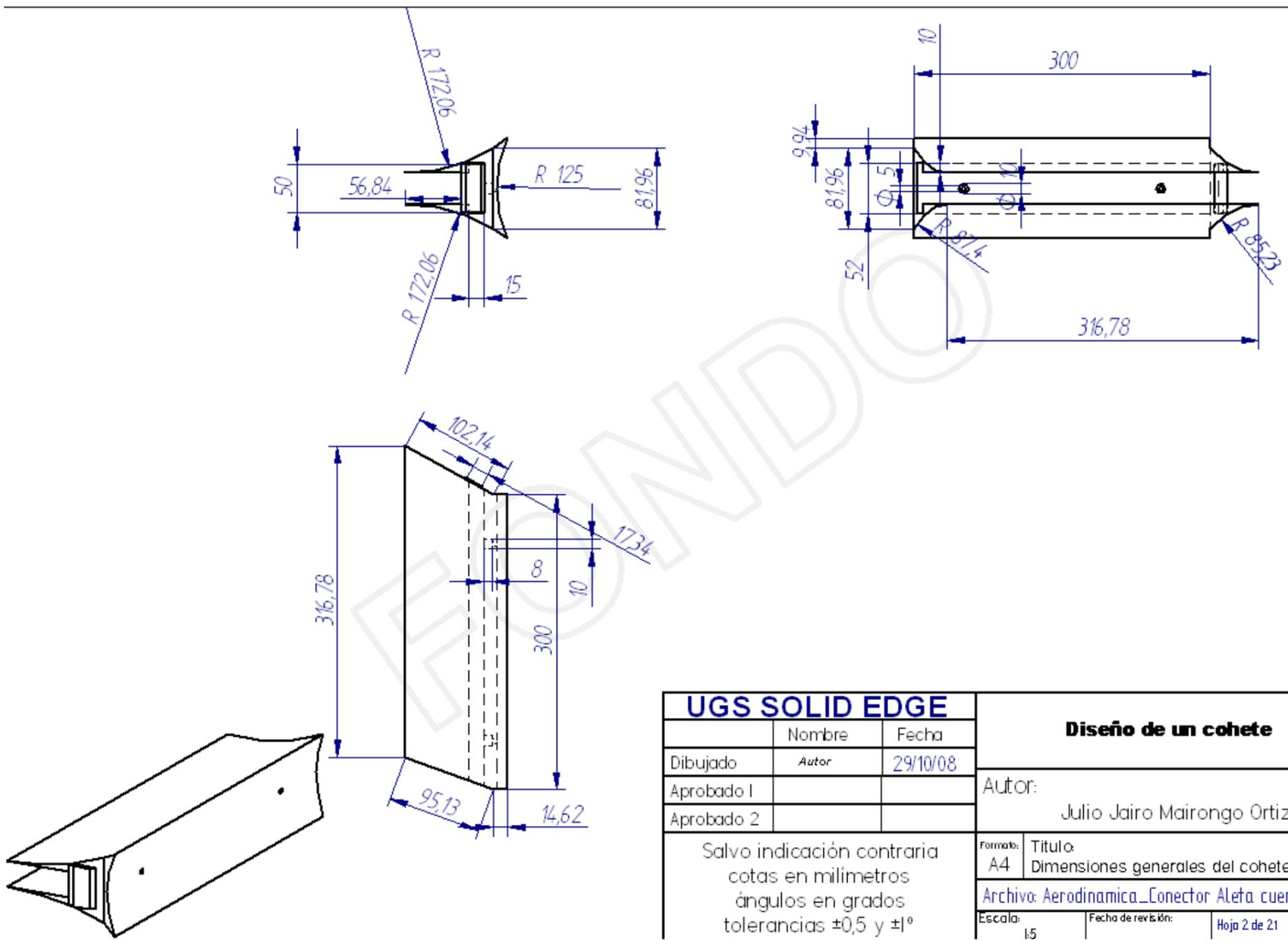
### Anexo D. Formas del núcleo del propelente.

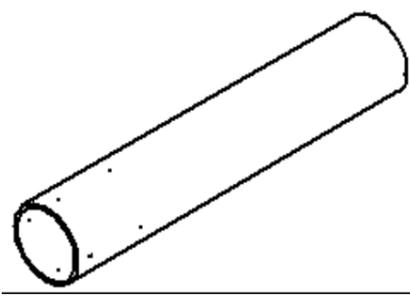
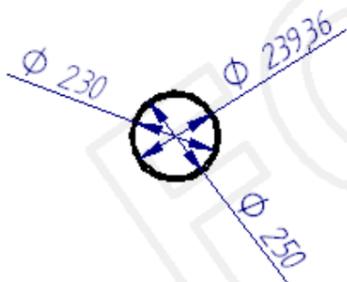
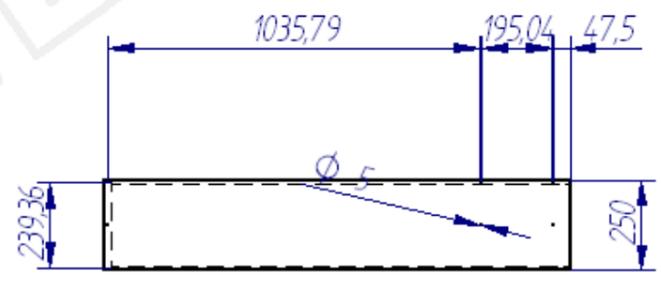
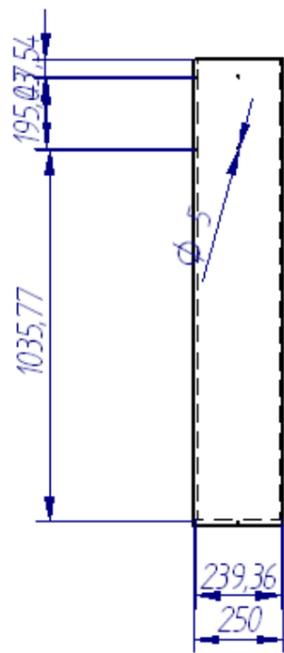


**Planos de diseño.**

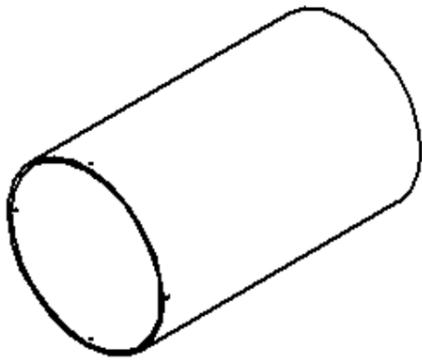
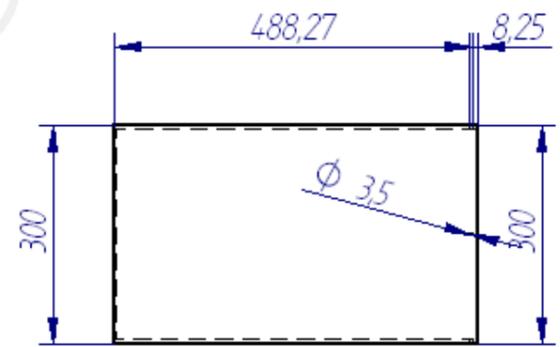
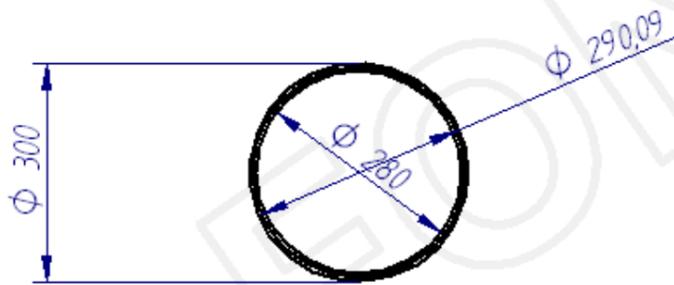
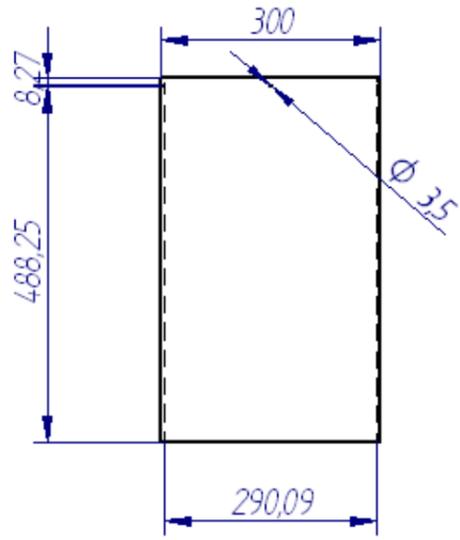


UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete	
	Nombre	Fecha		
Dibujado	<i>Autor</i>	29/10/08	Autor:	
Aprobado 1			Julio Jairo Mairongo Ortiz	
Aprobado 2				
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^{\circ}$			Formato:	Título:
			A4	Dimensiones generales del cohete
			Archivo: Aerodinamica_Aleta.dft	
			Escala:	Fecha de revisión:
			1:10	Hoja 1 de 21

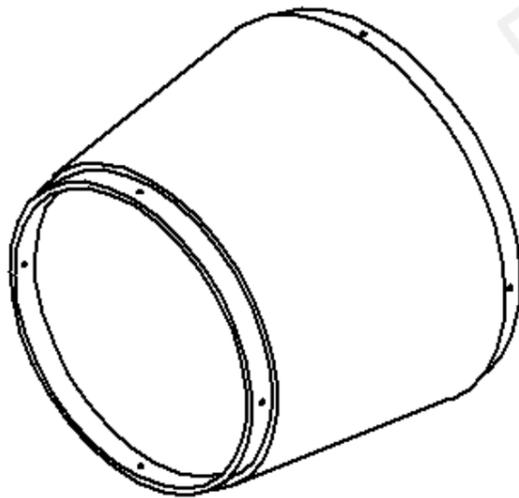
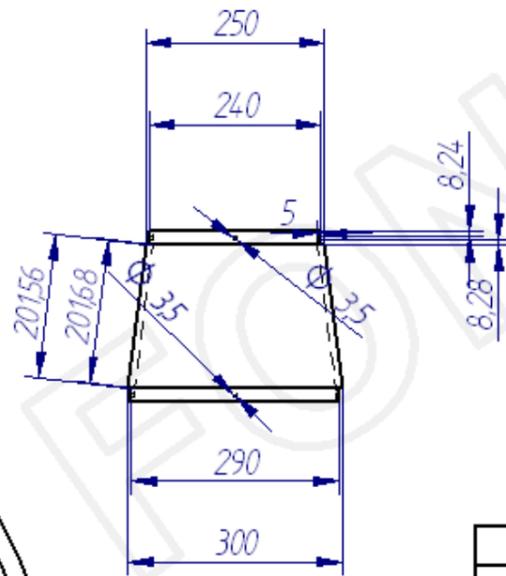
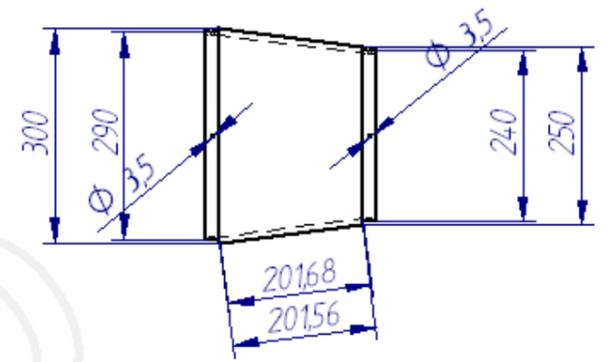
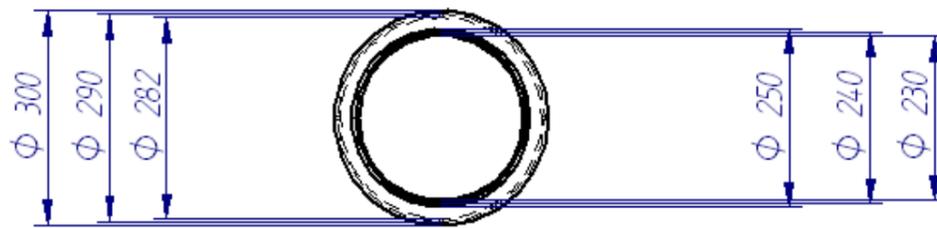




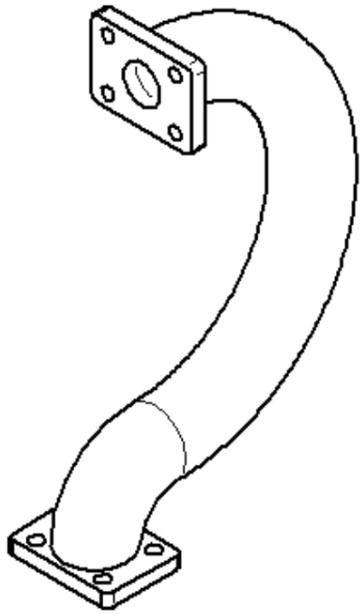
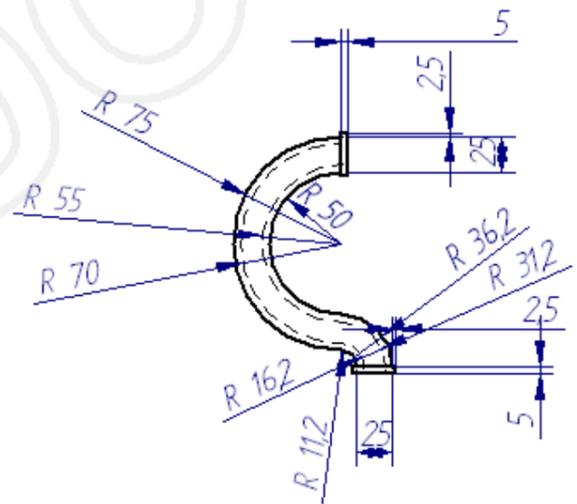
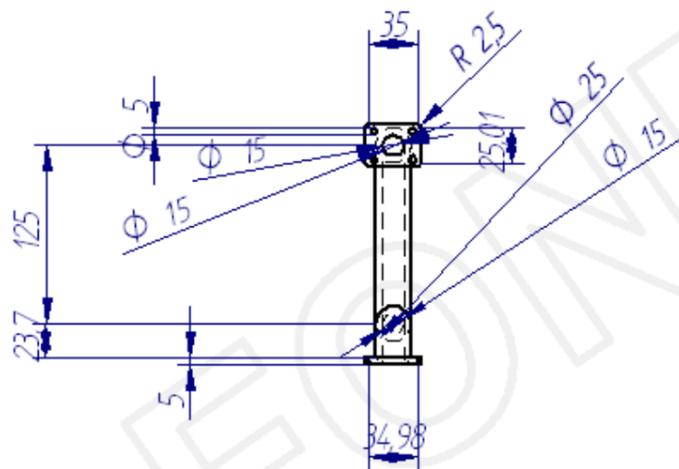
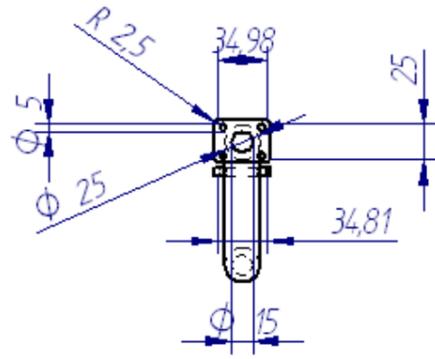
UGS SOLID EDGE			<b>Diseño de un cohete</b>		
	Nombre	Fecha	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Dibujado	<i>Autor</i>	29/10/08			
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:	Página No.:
			A4	Dimensiones generales del cohete	3
			Archivo: Cuerpo del cohete_Seccion inferior.dft		
Escala:		Fecha de revisión:	Hoja 3 de 21		
1:20					



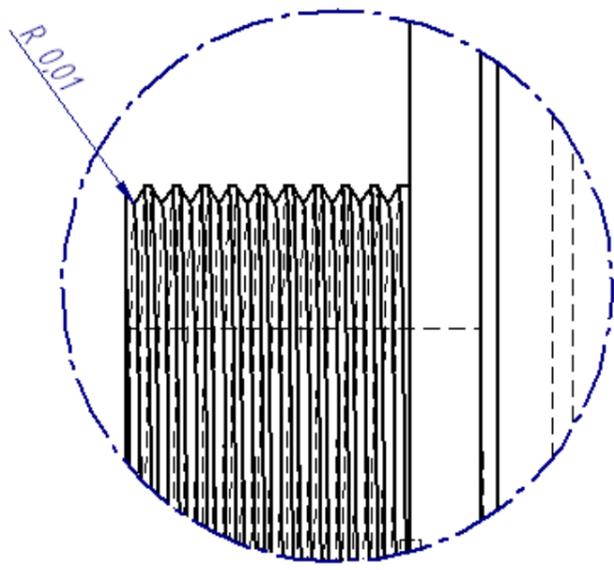
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Dibujado	<i>Autor</i>	29/10/08			
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:	Plano No.:
			A4	Dimensiones generales del cohete	4
			Archivo: Cuerpo del cohete_Seccion superior.dft		
Escala:		Fecha de revisión:	Hoja 4 de 21		
1:10					



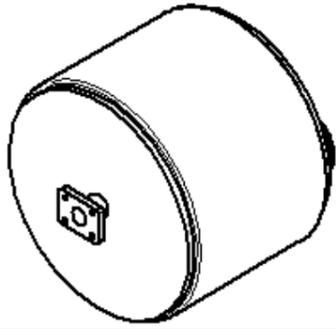
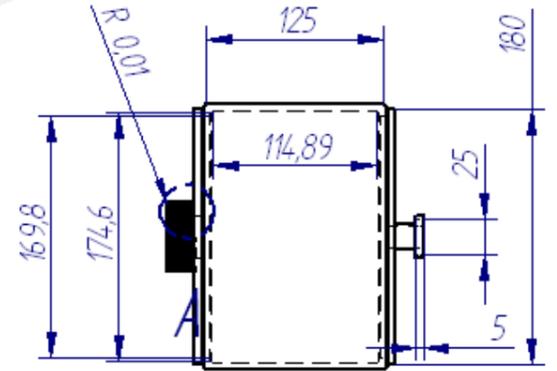
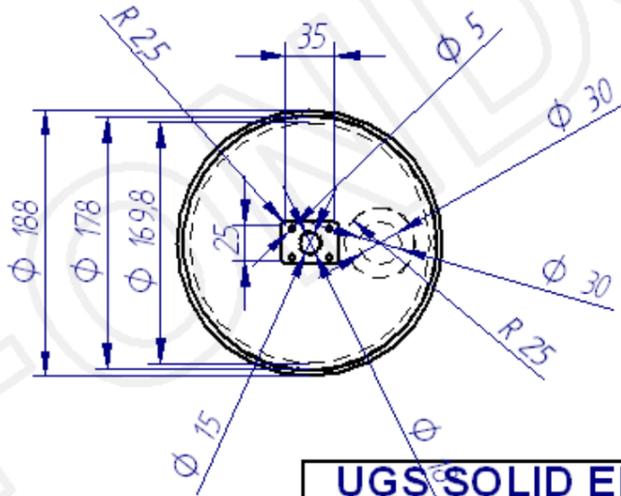
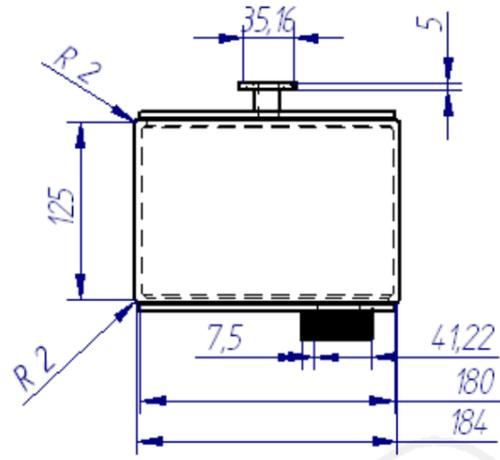
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Dibujado	Autor	29/10/08			
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^{\circ}$			Formato:	Título:	Página No.:
			A4	Dimensiones generales del cohete	5
			Archivo: Cuerpo del cohete_Sección conica.dft		
Escala:		Fecha de revisión:		Hoja 5 de 21	
1:10					



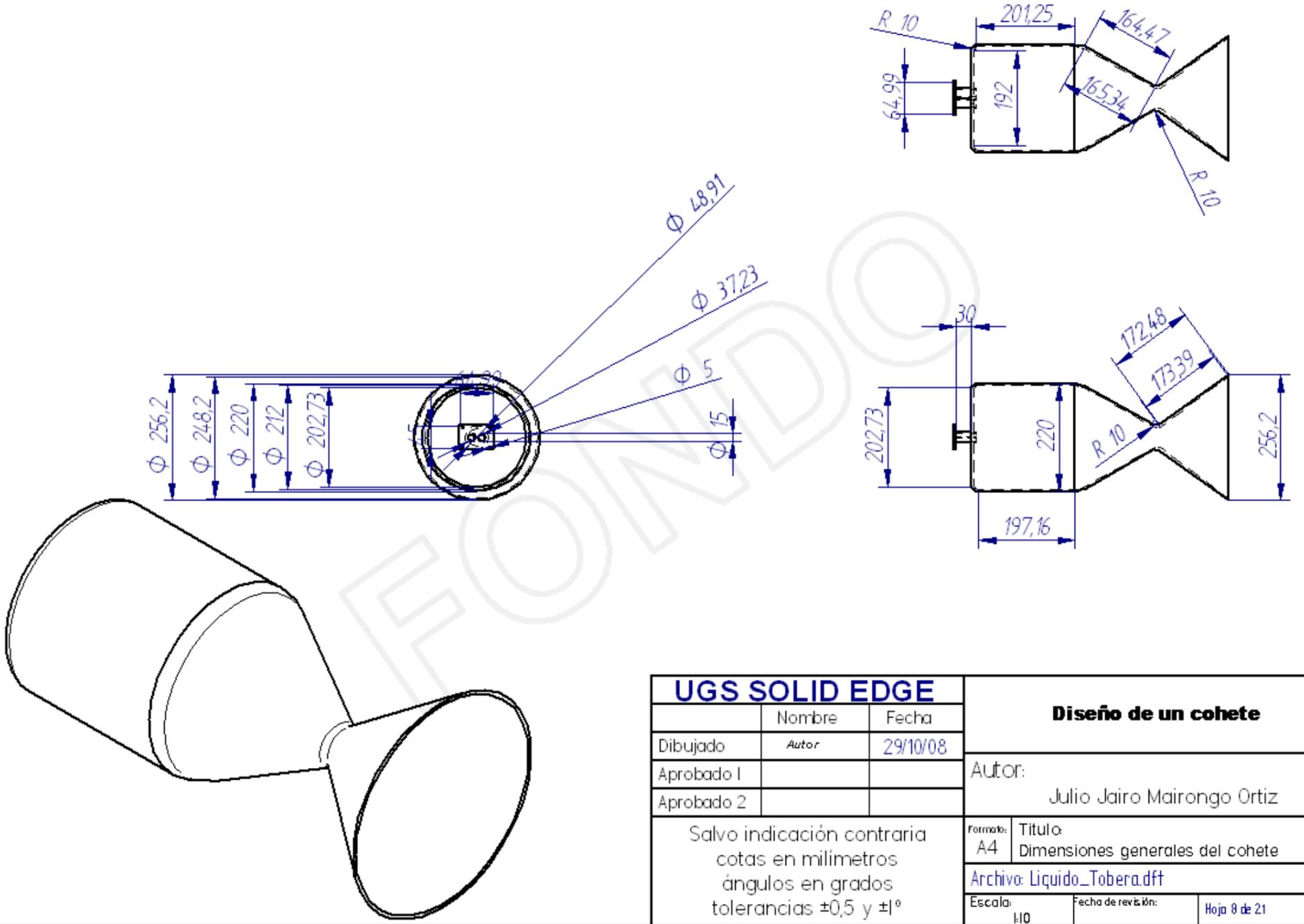
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Dibujado	Autor	29/10/08			
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\neq 1^\circ$			Formato:	Título:	Plano No.:
			A4	Dimensiones generales del cohete	6
			Archivo: Liquido_Conector turbobomba-tanques.dft		
Escala:		Fecha de revisión:	Hoja 6 de 21		
1:5					



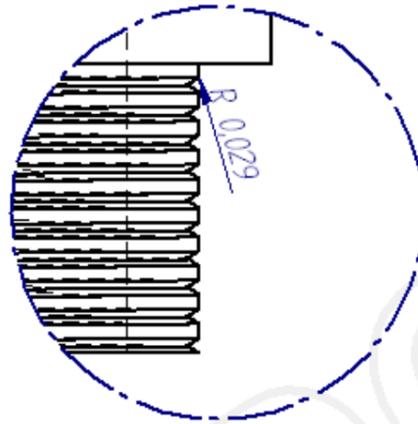
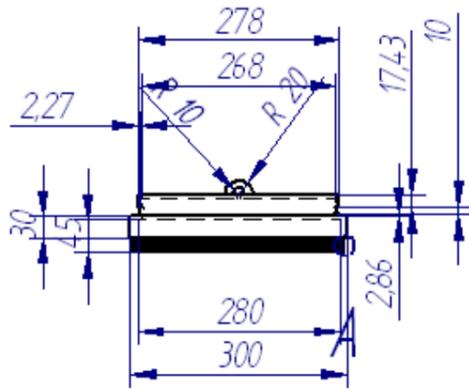
DETALLE A



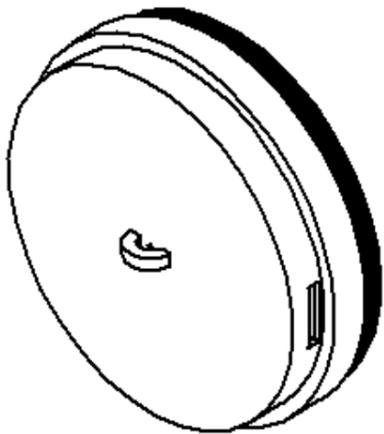
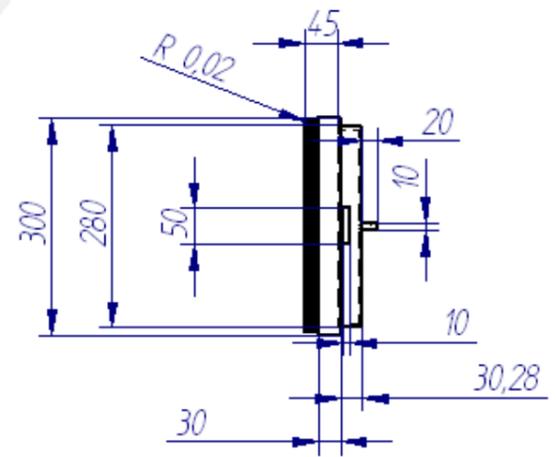
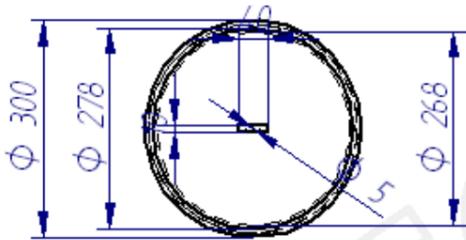
UGS <sup>®</sup> SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Dibujado	<i>Autor</i>	4/11/08			
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^{\circ}$			Formato:	Título:	Plano No:
			A4	Dimensiones generales del cohete	7
			Archivo: <i>Liquido_Tanque combustible.dft</i>		
			Escala:	Fecha de revisión:	Hoja 7 de 21
			1:10		



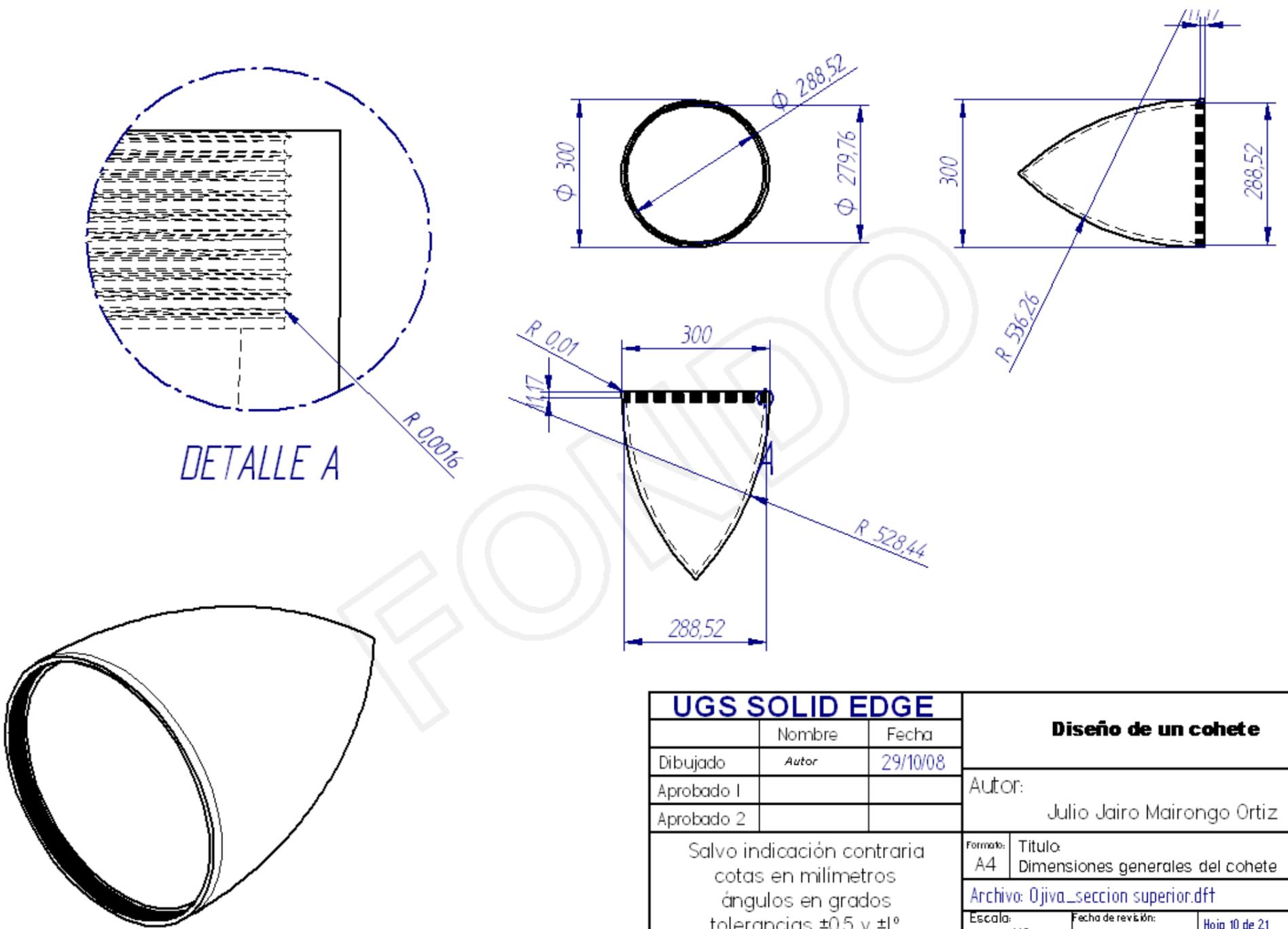
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha			
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor:		
Aprobado 1			Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^{\circ}$			Formato:	Título:	Página No.:
			A4	Dimensiones generales del cohete	8
			Archivo: <a href="#">Liquido_Tobera.dft</a>		
Escala:	Fecha de revisión:	Hoja 8 de 21			
1:10					



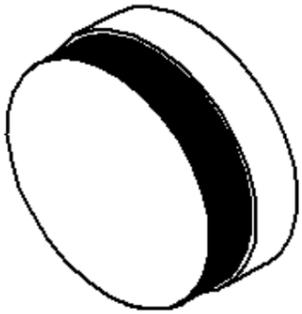
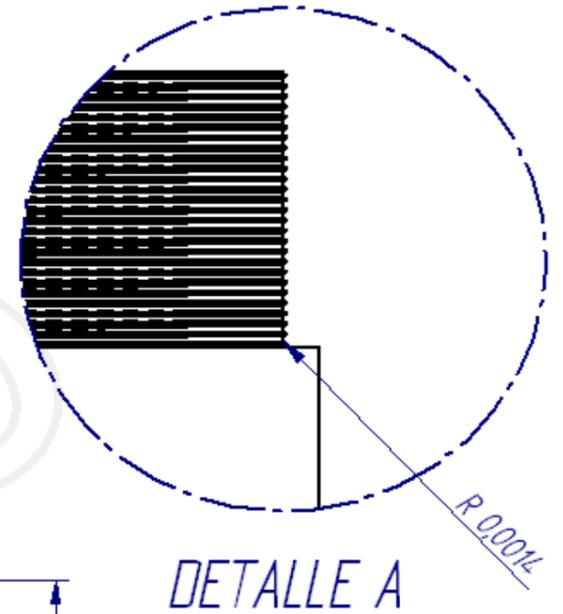
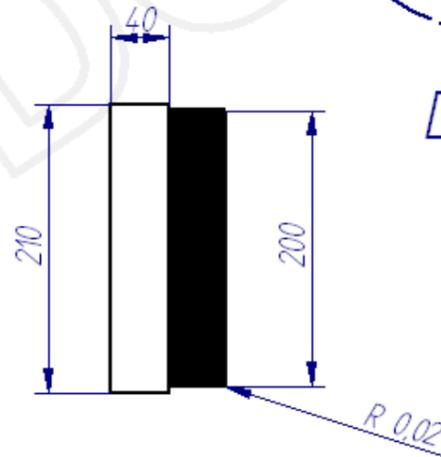
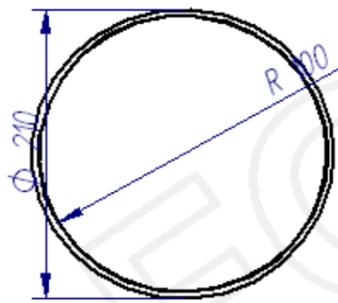
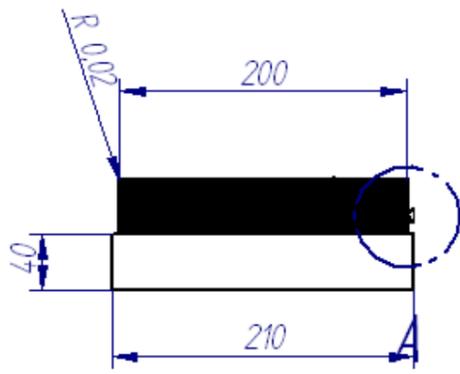
DETALLE A



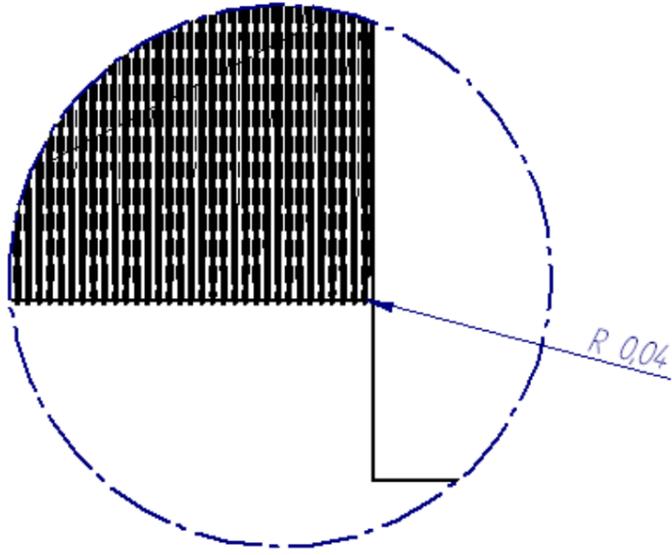
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete	
	Nombre	Fecha		
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz	
Aprobado 1				
Aprobado 2				
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:
			A4	Dimensiones generales del cohete
			Archivo: Ojiva_seccion inferior.dft	
			Fecha de revisión:	Hoja 9 de 21



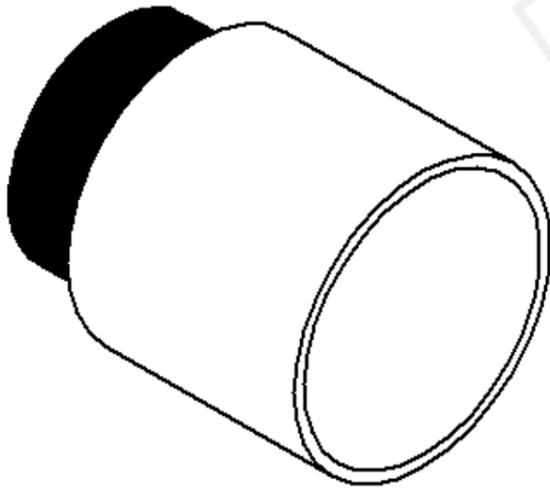
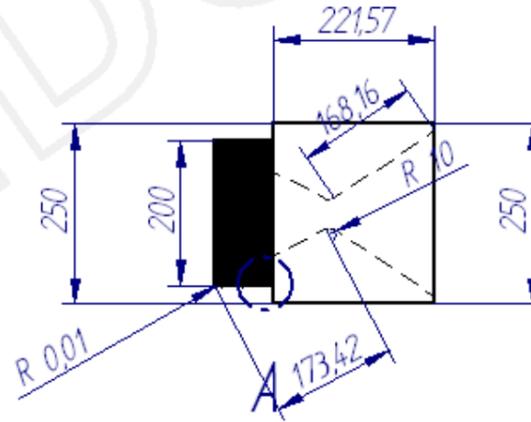
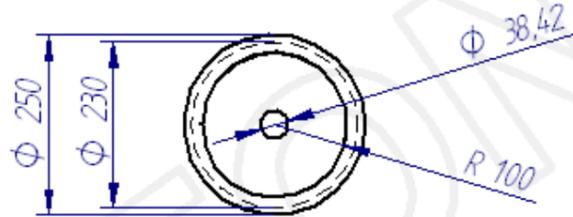
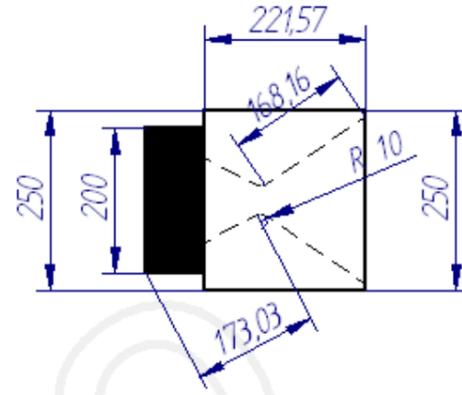
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha			
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor:		
Aprobado 1			Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:	Plano No:
			A4	Dimensiones generales del cohete	10
			Archivo: Ojiva_seccion superior.dft		
Escala:		Fecha de revisión:	Hoja 10 de 21		
1:10					



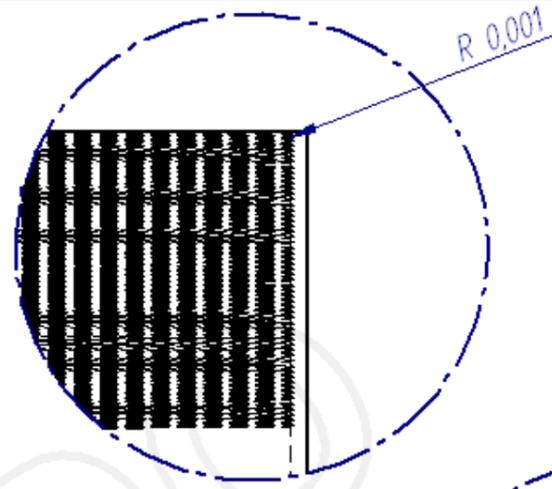
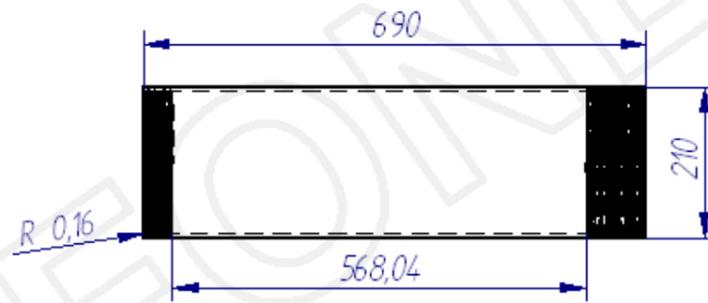
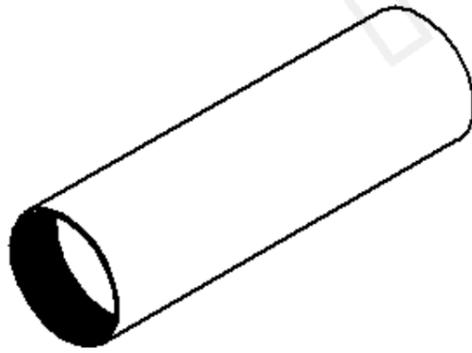
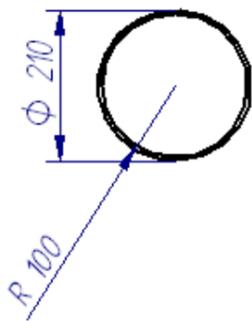
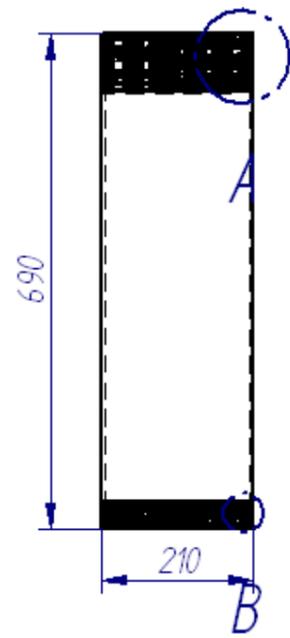
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha			
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:	Plano No.:
			A4	Dimensiones generales del cohete	11
			Archivo: Solido_Tapa contenedor.dft		
			Escala:	Fecha de revisión:	Hoja 11 de 21
			1,5		



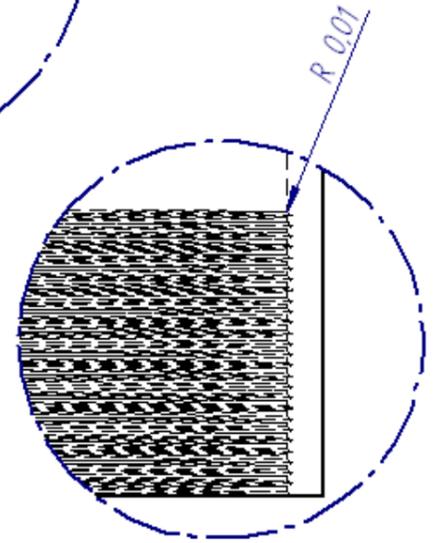
DETALLE A



UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete	
	Nombre	Fecha		
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor:	
Aprobado 1			Julio Jairo Mairongo Ortiz	
Aprobado 2				
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:
			A4	Dimensiones generales del cohete
			Plano No.:	12
			Archivo: Solido_Tobera.dft	
			Escala:	Fecha de revisión:
			1:10	Hoja 12 de 21

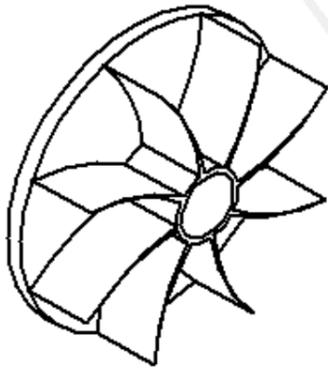
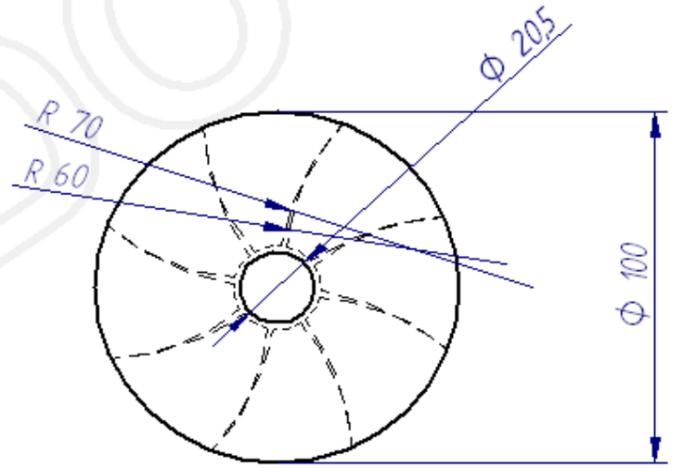
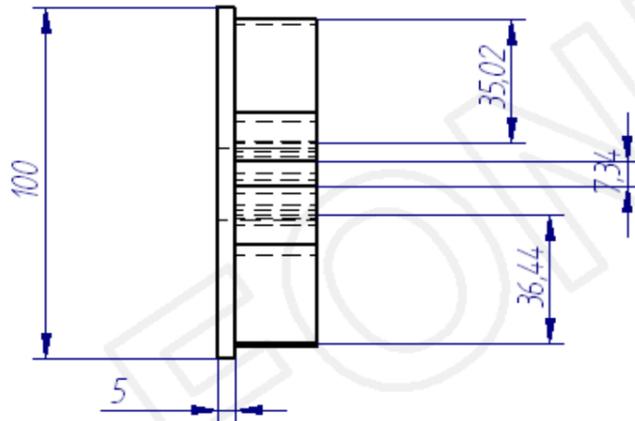
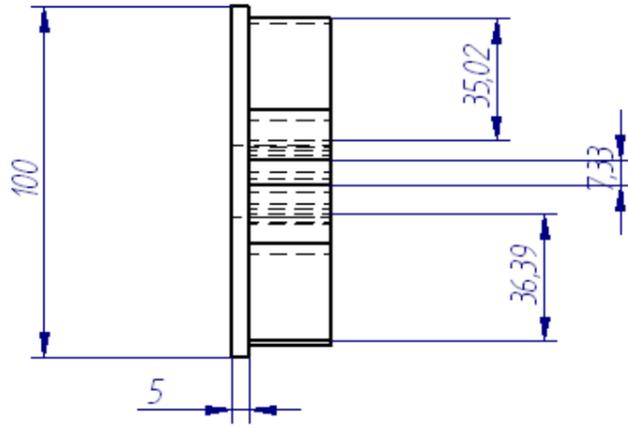


DETALLE A

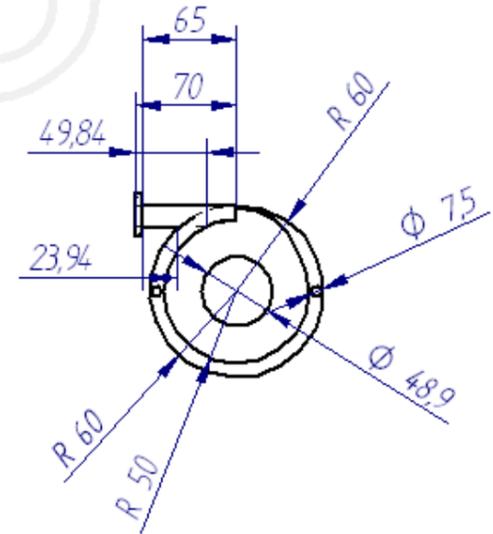
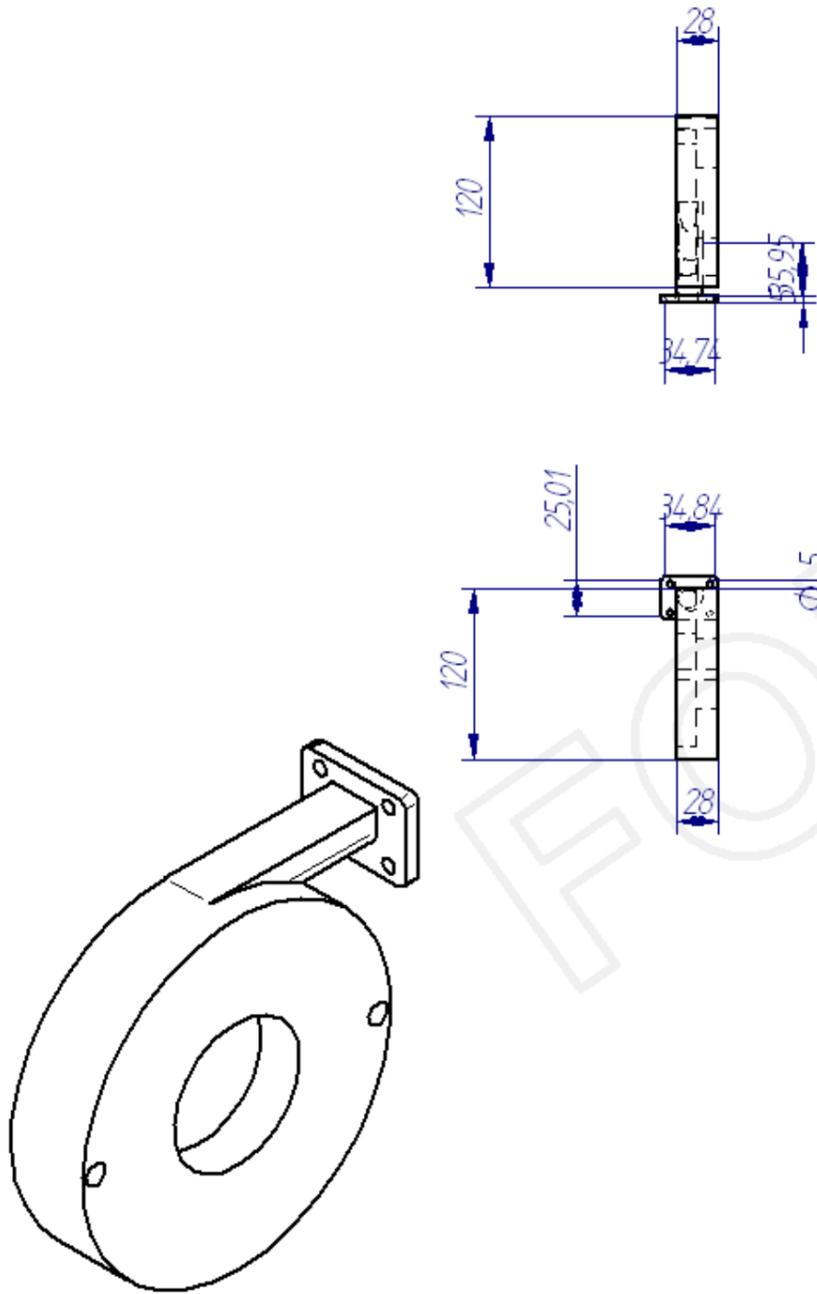


DETALLE B

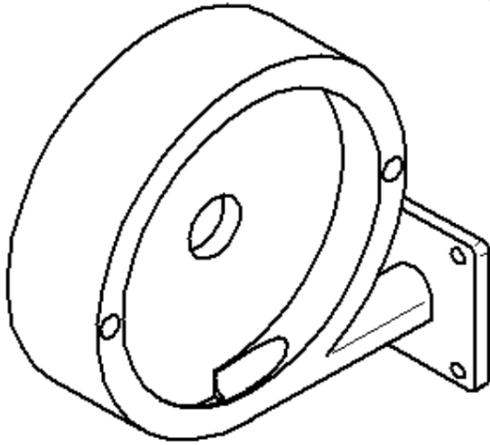
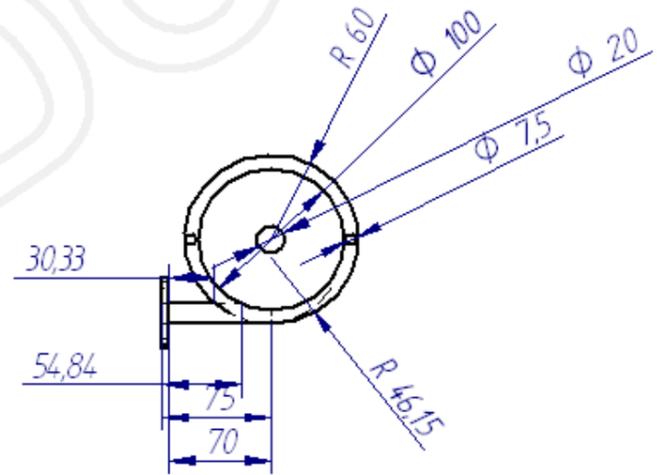
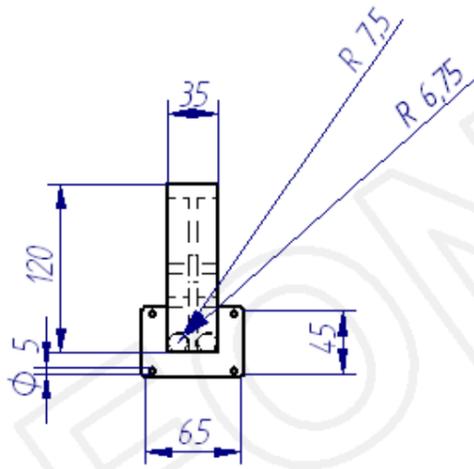
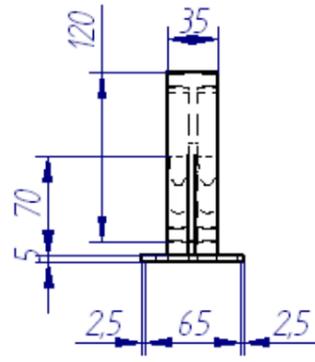
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete	
	Nombre	Fecha	Autor:	
Dibujado	Autor	29/10/08	Julio Jairo Mairongo Ortiz	
Aprobado 1			Formato:	Titulo
Aprobado 2			A4	Dimensiones generales del cohete
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Plano No.:	13
			Archivo: Solido_Tubo contenedor de propulsor.dft	
Escala:		Fecha de revisión:	Hoja 8 de 21	
1:5				



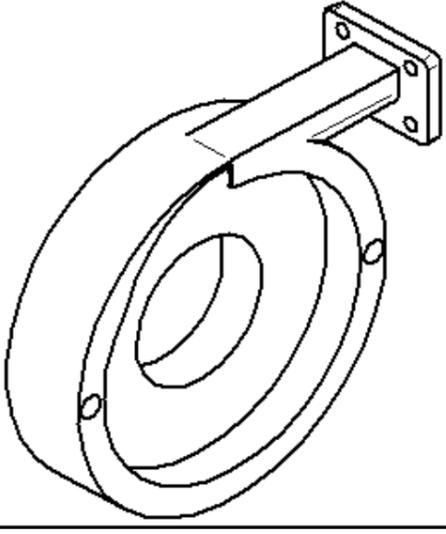
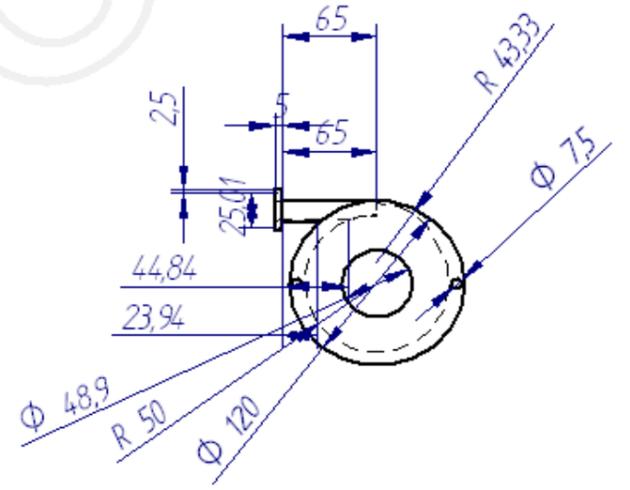
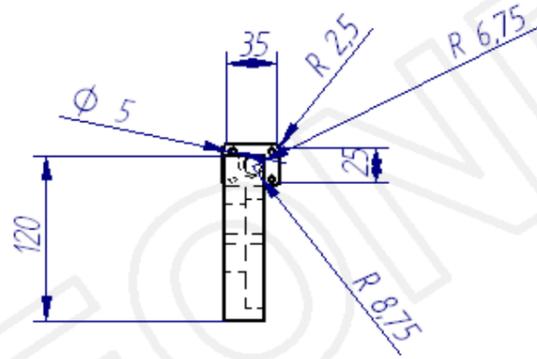
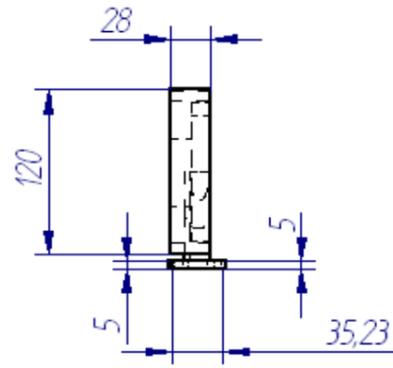
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete	
	Nombre	Fecha		
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor:	
Aprobado 1			Julio Jairo Mairongo Ortiz	
Aprobado 2				
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:
			A4	Dimensiones generales del cohete
			Archivo: Turbobomba_Alabe_1.dft	
			Escala:	Fecha de revisión:
			1:2	Hoja 14 de 21



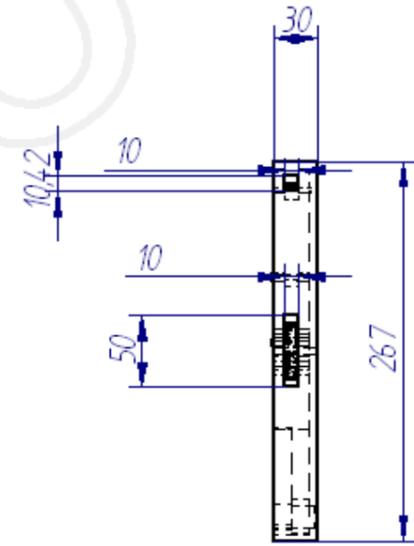
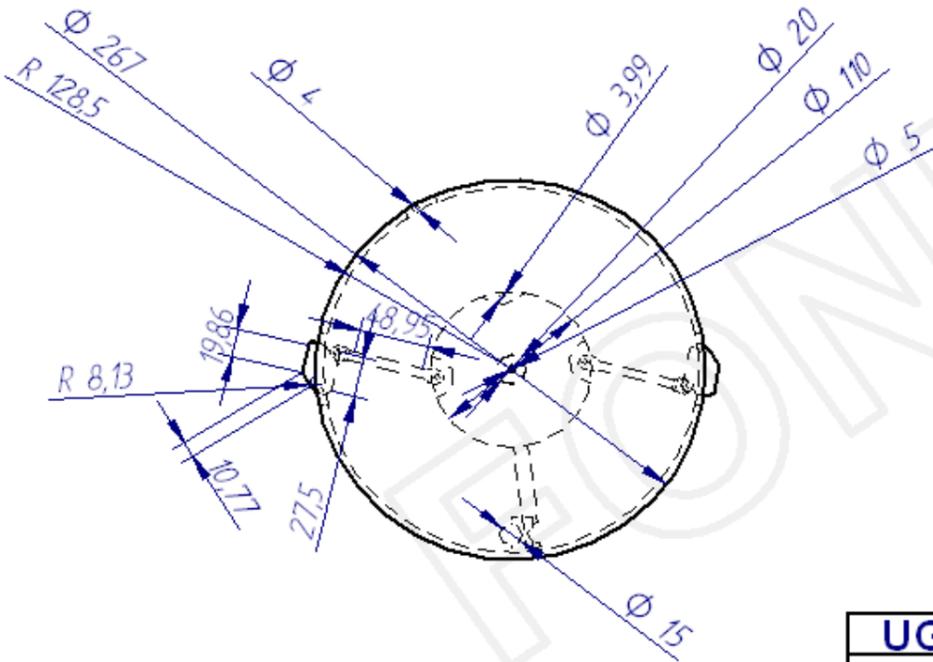
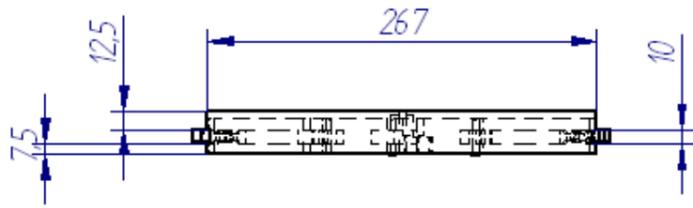
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha			
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor:		
Aprobado 1			Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^{\circ}$			Formato:	Título:	Plano No.:
			A4	Dimensiones generales del cohete	15
			Archivo: Turbobomba_Caja_1dft		
Escala:		Fecha de revisión:	Hoja 6 de 21		
1:5					



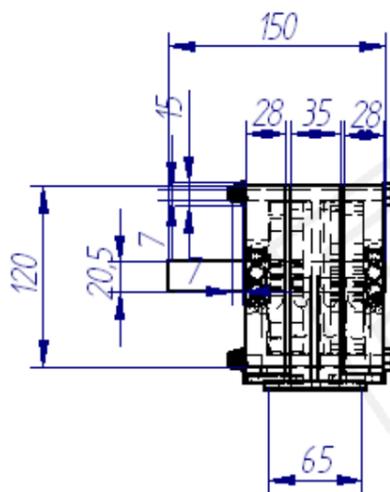
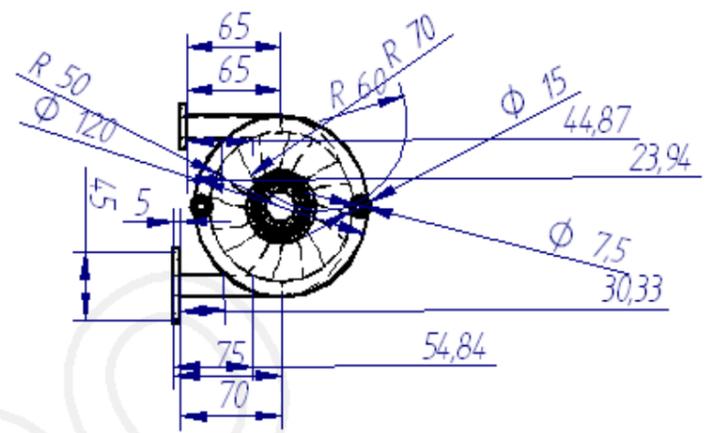
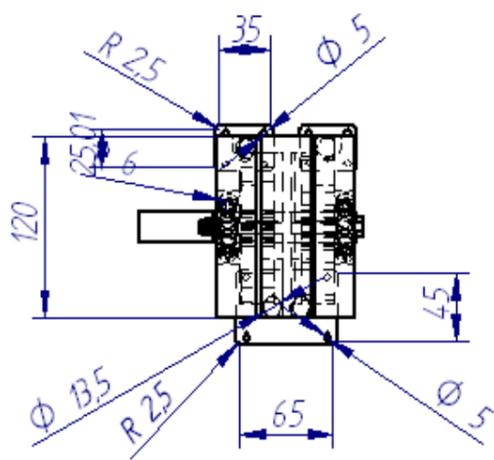
UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete	
	Nombre	Fecha		
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor:	
Aprobado 1			Julio Jairo Mairongo Ortiz	
Aprobado 2				
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título
			A4	Dimensiones generales del cohete
			Archivo:	Turbobomba_Caja_2.dft
			Escala:	Fecha de revisión:
			1:5	Hoja 16 de 21



UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete	
	Nombre	Fecha		
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor:	
Aprobado 1			Julio Jairo Mairongo Ortiz	
Aprobado 2				
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:
			A4	Dimensiones generales del cohete
			Archivo:	Turbobomba_Caja_3.dft
			Escala:	Fecha de revisión:
			1:5	Hoja 17 de 21



UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete		
	Nombre	Fecha	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz		
Dibujado	<i>Autor</i>				
Aprobado 1					
Aprobado 2					
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Titulo:	Piano No.:
			A4	Dimensiones generales del cohete	18
			Archivo: Emsamble del sistema de aprension del cono.dft		
Escala:		Fecha de revisión:	Hoja 18 de 21		
1:5					



UGS SOLID EDGE			Diseño de un cohete	
	Nombre	Fecha		
Dibujado	Autor	29/10/08	Autor: Julio Jairo Mairongo Ortiz	
Aprobado 1				
Aprobado 2				
Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Formato:	Título:
			A4	Dimensiones generales del cohete
			Archivo: Emsamble total de la turbobomba.dft	
			Escala:	Fecha de revisión:
			1:5	Hoja 19 de 21



