



ESPE

ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO
CAMINO A LA EXCELENCIA

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y
MECÁNICA**

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

**"DISEÑO Y SIMULACIÓN MEDIANTE LAS HERRAMIENTAS
CFD DE ANSYS DE LA AERODINÁMICA DE UN COHETE
AMATEUR EN CUANTO A SU ESTRUCTURA EXTERNA
CONJUNTAMENTE CON LA TOBERA Y VALIDACIÓN CON
UN PROTOTIPO EN TÚNEL DE VIENTO"**

**PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO**

DESARROLLADO POR:

HERMANN PATRICIO KLIER QUELAL

DIRECTOR: ING. JOSÉ FERNANDO OLMEDO

CODIRECTOR: ING. JAIME ECHEVERRÍA

SANGOLQUÍ, 2013-08

ESCUELA POLITÉCNICA DEL EJÉRCITO**CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA****CERTIFICACIÓN DE LA ELABORACIÓN DEL PROYECTO**

El proyecto de grado titulado " **DISEÑO Y SIMULACIÓN MEDIANTE LAS HERRAMIENTAS CFD DE ANSYS DE LA AERODINÁMICA DE UN COHETE AMATEUR EN CUANTO A SU ESTRUCTURA EXTERNA CONJUNTAMENTE CON LA TOBERA Y VALIDACIÓN CON UN PROTOTIPO EN TÚNEL DE VIENTO**" fue realizado en su totalidad por el señor estudiante HERMANN PATRICIO KLIER QUELAL, como requerimiento parcial para la obtención del título de Ingeniero Mecánico.

Ing. José Fernando Olmedo
Director

Ing. Jaime Echeverría
Codirector

Sangolquí, 30 de Agosto del 2013

LEGALIZACIÓN DEL PROYECTO

" DISEÑO Y SIMULACIÓN MEDIANTE LAS HERRAMIENTAS CFD DE ANSYS DE LA AERODINÁMICA DE UN COHETE AMATEUR EN CUANTO A SU ESTRUCTURA EXTERNA CONJUNTAMENTE CON LA TOBERA Y VALIDACIÓN CON UN PROTOTIPO EN TÚNEL DE VIENTO "

Elaborado por:

Hermann Patricio Klier Quelal

**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

Ing. Ángelo Villavicencio
Director de la carrera

Sangolquí, Agosto del 2012

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**AUTORIZACIÓN**

Yo, HERMANN PATRICIO KLIER QUELAL

Autorizo a la Escuela Politécnica del Ejército la publicación, en la biblioteca virtual de la institución del proyecto de grado titulado: **DISEÑO Y SIMULACIÓN MEDIANTE LAS HERRAMIENTAS CFD DE ANSYS DE LA AERODINÁMICA DE UN COHETE AMATEUR EN CUANTO A SU ESTRUCTURA EXTERNA CONJUNTAMENTE CON LA TOBERA Y VALIDACIÓN CON UN PROTOTIPO EN TÚNEL DE VIENTO**, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y auditoría.

Sangolquí, 13 de agosto del 2013

Hermann Patricio Klier Quelal

DEDICATORIA

Dedico este proyecto primeramente a Dios, por las fuerzas que supo darme en el trayecto de mi carrera, sus enseñanzas interminables que me permitieron y permiten crecer como persona y como profesional.

A mi madre, quien me demostró con su fortaleza que todo es posible al afrontar el reto de educar sola a sus hijos y quien me permitió sentir su presencia y su ayuda en cada paso que he dado en mi vida.

A mi padre, por su apoyo incondicional, sus consejos, su carácter que me ayudo a entender el correcto proceder en toda situación a fin de ser una persona honesta, honrada y correcta.

A Loli mi hermana y Pablo mi cuñado que me enseñaron que la constancia, la perseverancia y las ganas son un factor esencial para seguir adelante.

A Julián, a Sarita y a mi abuelito Laurentino, quienes me dieron mucho cariño, me enseñaron muchos valores y sobre todo pude ver la fortaleza y la lucha que se necesitan para afrontar los retos de la vida.

A mis compañeros que con mucho sudor en la frente y apoyo constante, entre todos pudimos avanzar en cada peldaño de nuestra carrera aprendiendo no solo lo que nos enseñaba el pensum sino también los valores que vienen de por sí en la amistad.

Hermann Patricio Klier Quelal

AGRADECIMIENTO

Agradezco a mi Dios, mis padres, mi familia por estar siempre pendientes y dispuestos a ayudarme en todo.

A mis tutores a los ingenieros José Fernando Olmedo y Jaime Echeverría, por confiar y aportar con sus conocimientos, corrigiendo y puliendo este proyecto a fin de poder culminar con mis estudios.

Al Ingeniero Santiago Puma y al Ingeniero Borys Culqui por su valiosa ayuda en el momento de la construcción del prototipo.

A mis compañeros por su apoyo y su ayuda en todo el trayecto.

A personas como Bolívar, Gabriel, Daniel, Paolo, China, negra que estuvieron y están junto a mí en muchos momentos importantes en mi vida.

A mis docentes por la guía impartida y muchos de ellos por su amistad.

Hermann Patricio Klier Quelal

INDICE DE CONTENIDO

INDICE DE CONTENIDO _____	vi
INDICE DE FIGURAS _____	vi
INDICE DE TABLAS _____	xviii
SIMBOLOGÍA _____	xix
RESUMEN _____	xxii

CAPÍTULO 1

GENERALIDADES _____	1
1.1. Antecedentes del proyecto _____	1
1.2. Definición del problema _____	4
1.3. Objetivos _____	6
1.3.1. Objetivo General _____	6
1.3.2. Objetivos Específicos _____	6
1.4. Justificación _____	8
1.5. Alcance del proyecto _____	9

CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO _____	11
2.1. Introducción _____	11
2.2. Proceso investigativo científico para los cohetes amateur _____	12
2.3. Técnicas de recolección de la información _____	16
2.3.1. Recolección de información por métodos existentes _____	16
2.3.2. Recolección de información por medios experimentales _____	16
2.4. Historia _____	17
2.4.1. Intervalo de descubrimiento _____	18
2.4.2. Intervalo de la ingeniería _____	21
2.4.3. Intervalo del comercialismo _____	23

2.5.	Pioneros	25
2.5.1.	Konstantin Tsiolkovsky	25
2.5.2.	Robert Goddard	27
2.5.3.	Hermann Oberth	29
2.6.	Cohetería	31
2.6.1.	Tipos de cohetes de vuelo libre	31
2.6.2.	Partes y Materiales	36
2.6.3.	Etapas de vuelo de un cohete	51
2.6.4.	Principios de propulsión y aerodinámica	52
2.6.5.	Estabilidad del cohete	58
2.6.6.	Aerodinámica (Centro de presión del cohete)	62
2.7.	Toberas en los cohetes (Sistema del motor del cohete)	64
2.7.1.	Principios para el diseño de la tobera	64
2.7.2.	Distribución en la cámara de combustión y la tobera	65
2.7.3.	Tipos de toberas para cohetes.	67

CAPÍTULO 3

DISEÑO Y SELECCIÓN DE MATERIALES	71	
3.1.	Variables	71
3.1.1.	Variables independientes	71
3.1.2.	Variables dependientes	72
3.2.	Metodología para el diseño	73
3.3.	Diseño de la tobera	75
3.3.1.	Cálculo simplificado de la tobera	77
3.3.2.	Cálculo avanzado de la tobera	79
3.3.3.	Cálculo de la cámara de combustión	90
3.4.	Cuerpo del cohete (consideraciones del material y espesor de la cámara de combustión)	95
3.5.	Datos finales de la tobera y cámara de combustión	97

3.6.	La nariz de cono _____	101
3.6.1.	Diseño de la nariz de cono tipo ojiva tangencial _____	103
3.7.	Aletas _____	108
3.7.1.	Cálculo del área de una aleta _____	111
3.7.2.	Dimensionamiento de la aleta _____	112
3.7.3.	Determinación del espesor y material _____	113
3.8.	Análisis aerodinámico: Centro de presión _____	115
3.8.1.	Ecuaciones de Barrowman: determinación del centro de presión _____	117
3.8.2.	Coeficiente de fuerza normal y centro de presión de la nariz tipo ojiva ____	119
3.8.3.	Coeficiente de fuerza normal y centro de presión del cuerpo cilíndrico ____	123
3.8.4.	Coeficiente de fuerza normal y centro de presión de las aletas _____	127
3.8.5.	Coeficiente de fuerza normal y centro de presión en la parte externa del motor _____	133
3.8.6.	Fuerza normal de arrastre y centro de presión total _____	135
3.9.	Análisis aerodinámico: Centro de gravedad _____	136
3.9.1.	Peso y distancia al centro de masa de la ojiva _____	136
3.9.2.	Peso y distancia al centro de masa del cuerpo _____	137
3.9.3.	Peso y distancia al centro de masa de las aletas _____	138
3.9.4.	Peso y distancia al centro de masa de la tobera _____	139
3.9.5.	Centro de gravedad total _____	141
3.10.	Cálculo de la trayectoria _____	144
3.10.1.	Velocidad al final del tiempo de combustión (V_b): _____	146
3.10.2.	Altura al final del tiempo de combustión (h_b): _____	147
3.10.3.	Distancia horizontal total de viaje durante el periodo de poder de vuelo (X_1): _____	147
3.10.4.	Altura por encima del fin de quemado de combustible (h): _____	148
3.10.5.	Distancia horizontal total de desplazamiento desde el fin de quemado (x): _____	149
3.10.6.	Velocidad final o velocidad de impacto (V_f) _____	150
3.10.7.	Tiempo total de vuelo desde el lanzamiento hasta el impacto _____	150

3.10.8. Distancia total horizontal	150
------------------------------------	-----

CAPÍTULO 4

SIMULACIÓN MEDIANTE EL USO DE LAS HERRAMIENTAS DE ANSYS CFD 151

4.1. Exportación de archivos de solidworks a Ansys	155
4.1.1. Formatos IGS y STEP	156
4.1.2. Formato parasolid x_t	158
4.2. Corrección del cuerpo y creación de la geometría externa del fluido	159
4.3. Creación del mallado	163
4.4. Ingreso de datos (FLUENT)	173
4.4.1. General	173
4.4.2. Models	177
4.4.3. Materials	179
4.4.4. Cell zone Conditions	179
4.4.5. Boundary Conditions	180
4.4.6. Reference values	183
4.4.7. Solution methods	185
4.4.8. Solution controls	187
4.4.9. Monitors	188
4.4.10. Solution initialization	190
4.4.11. Calculation activities	192
4.4.12. Run Calculation	192
4.4.13. Plots	195
4.4.14. Reports	197

CAPÍTULO 5

CONSTRUCCIÓN Y PRUEBAS EN TUNEL DE VIENTO 199

5.1. Construcción del prototipo	199
5.2. Construcción del modelo para el túnel de viento	205

5.3.	Prueba en túnel de viento _____	209
------	---------------------------------	-----

CAPÍTULO 6

ANÁLISIS ECONÓMICO, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES _ 215

6.1.	Costos directos _____	215
6.1.1.	Costos de la nariz tipo ojiva _____	215
6.1.2.	Costos del cuerpo _____	216
6.1.3.	Costos de la aleta _____	216
6.1.4.	Costos de la Tobera _____	216
6.1.5.	Costos extras _____	217
6.2.	Costos indirectos _____	217
6.3.	Costo total _____	218
6.4.	Conclusiones _____	218
6.5.	Recomendaciones _____	219

BIBLIOGRAFÍA _____ 221

ANEXOS

Anexo 1:	Posibles combinaciones de propelente líquido (valores de k y R) _____	225
Anexo 2:	Posibles combinaciones de propelente sólido (valores de k y R) _____	227
Anexo 3:	Selección del tubo de acero comercial según los cálculos realizados _____	228
Anexo 4:	Recomendaciones de Fluent para Fluidos en condiciones de frontera _____	229
Anexo 5:	Organizaciones y normas de seguridad _____	230
Anexo 6:	Planos _____	240

INDICE DE FIGURAS

Figura 2.1: La extendida Scott-Allen Kondratieff por Intervalo _____	17
Figura 2.2: Cohete alemán V2 _____	19
Figura 2.3: Cohetes de primeras misiones espaciales _____	21
Figura 2.4: Konstantin Tsiolkovsky _____	25
Figura 2.5: Primera forma de un cohete _____	26
Figura 2.6: Robert Goddard _____	27
Figura 2.7: Primer cohete de combustible líquido de la Historia. _____	28
Figura 2.8: Hermann Oberth _____	29
Figura 2.9: Hermann Oberth, investigación en el cohete V2 _____	30
Figura 2.10: Partes principales de un cohete amateur. _____	36
Figura 2.11: Tipos de conos utilizados en la historia. _____	37
Figura 2.12: Cono de poliéster reforzado con fibra de vidrio _____	39
Figura 2.13: Modelo de recuperación tipo serpentín _____	43
Figura 2.14: Modelo de recuperación tipo girocóptero _____	43
Figura 2.15: Uso del sistema de recuperación tipo paracaídas _____	44
Figura 2.16: Forma del soporte para un motor amateur. _____	45
Figura 2.17: Abrazadera para fusionar con estructura de lanzamiento _____	45
Figura 2.18: Algodón Ignífugo _____	46
Figura 2.19: Diferentes tipos de aletas _____	48
Figura 2.20: Tobera de acero suave _____	49
Figura 2.21: Etapas de vuelo de un cohete _____	51
Figura 2.22: Flujo alrededor de una superficie aerodinámica. _____	55
Figura 2.23: Fuerza normal del cohete para centro de presión _____	56
Figura 2.24: Centro de gravedad y pesos de cada componente _____	58

Figura 2.25: Fuerzas normales de cada componente de un cohete. _____	59
Figura 2.26: Correcciones durante el vuelo en un modelo estable _____	60
Figura 2.27: Distribución en cámara de combustión y tobera _____	65
Figura 2.28: Diferentes formas de propelente _____	66
Figura 2.29: Tobera tipo cónica _____	67
Figura 2.30: Tobera tipo campana _____	68
Figura 2.31: Tobera tipo Aerospike _____	68
Figura 2.32: Tobera tipo E-D _____	69
Figura 3.1: Metodología a tomar en cuenta para el diseño del cohete _____	73
Figura 3.2: Diseño preliminar: análisis aerodinámico, análisis estructural _____	74
Figura 3.3: Diseño básico de un motor de cohete. _____	76
Figura 3.4: Diagrama de cálculo simplificado de una tobera. _____	78
Figura 3.5: Diagrama de cálculo de una tobera y cámara de combustión. _____	80
Figura 3.6: Tipos de unión entre la tobera y la cámara de combustión _____	99
Figura 3.7: Gráfica de la Tobera en 3D. _____	100
Figura 3.8: Medidas finales de la tobera en gráfica 2D. _____	100
Figura 3.9: División del cuerpo del cohete. _____	100
Figura 3.10: Formas de nariz de cono. _____	101
Figura 3.11: Ojiva tangente. _____	102
Figura 3.12: Ojiva secante. _____	103
Figura 3.13: Diseño de la ojiva tangencial por método gráfico. _____	105
Figura 3.14: Gráfica de la ojiva en 3D. _____	107
Figura 3.15: Ojiva tangencial con datos calculados. _____	107
Figura 3.16: Tipos de aletas. _____	109

Figura 3.17: Nombre de cada lado de una aleta. _____	110
Figura 3.18: Dimensiones de la aleta. _____	113
Figura 3.19: a) Las fuerzas que actúan sobre un cohete en vuelo libre: _____	116
Figura 3.20: Coeficiente de fuerza normal _____	119
Figura 3.21: Coeficiente de fuerza normal y centro de presión de la nariz tipo ojiva _____	119
Figura 3.22: Cp de la nariz de cono _____	120
Figura 3.23: Grafica de la determinación del centro de presión _____	122
Figura 3.24: Ubicación del centro de presión en la ojiva _____	123
Figura 3.25: Incidencia del ángulo de ataque con respecto a la normal del cuerpo _____	124
Figura 3.26: CP en el cuerpo cilíndrico _____	126
Figura 3.27: Geometría de la aleta en general _____	127
Figura 3.28: Geometría de la aleta seleccionada _____	128
Figura 3.29: Coeficientes de fuerza normal en 3 aletas _____	128
Figura 3.30: Geometría de la aleta para localización del CP _____	131
Figura 3.31: Distancia desde la punta del cono hasta donde inicia el borde de ataque de las aletas. _____	132
Figura 3.32: CP de las aletas representado en el cuerpo _____	132
Figura 3.33: CP en un soporte cónico delantero _____	133
Figura 3.34: Valores para encontrar el coeficiente normal de la parte externa del motor _____	133
Figura 3.35: Distancia desde la punta del cono hasta donde inicia la parte externa del motor _____	134
Figura 3.36: CP de la parte externa del motor representado en el cuerpo _____	135
Figura 3.37: Centro de presión del cohete _____	135
Figura 3.38: Propiedades del material de la ojiva (Duralón) _____	136

Figura 3.39: Distancia al centro de masa de la ojiva _____	137
Figura 3.40: Distancia al centro de masa del Cuerpo _____	137
Figura 3.41: Distancia al centro de masa de las aletas _____	138
Figura 3.42: Distancia al centro de masa de la tobera _____	139
Figura 3.43: Distancia al centro de masa de la tobera _____	140
Figura 3.44: Centro de gravedad del cohete _____	141
Figura 3.45.- Análisis de la trayectoria parabólica de un cohete amateur. _____	145
Figura 4.1: Dibujo del cohete diseñado en solidworks. _____	155
Figura 4.2: Importar geometría al Ansys. _____	155
Figura 4.3: Editar geometría y luego generar. _____	156
Figura 4.4: Geometría presentada en superficies usando formatos IGS y STEP. _____	156
Figura 4.5: Unión de superficies usando marge. _____	158
Figura 4.6: Cohete en formato parasolid x_t _____	158
Figura 4.7: Corrección de huecos (imperfecciones) en el cuerpo _____	160
Figura 4.8: Utilización de la herramienta freeze _____	160
Figura 4.9: Creación de la geometría del aire _____	162
Figura 4.10: Substracción del cuerpo de la geometría del aire _____	163
Figura 4.11: Creación del mallado _____	163
Figura 4.12: Opción mallado _____	164
Figura 4.13: Modificación de las propiedades del mallado _____	165
Figura 4.14: Refinamiento del mallado _____	166
Figura 4.15: División de las partes para la simulación _____	167
Figura 4.16: Condiciones de frontera entre el cuerpo y el fluido _____	168
Figura 4.17: Creación del volumen de control _____	170

Figura 4.18: Estadísticas de simetría del mallado _____	170
Figura 4.19: Estimación de la longitud de referencia de la malla de superficie _____	171
Figura 4.20: Refinamiento final de mallado _____	172
Figura 4.21: creación de la ventana FLUENT _____	173
Figura 4.22: Chequeo del mallado _____	173
Figura 4.23: Corrección de la escala al momento de importar _____	174
Figura 4.24: Verificación del volumen del mallado _____	174
Figura 4.25: Configuración general para FLUENT _____	176
Figura 4.26: Modelo de cálculo de viscosidad _____	177
Figura 4.27: Modelos seleccionados para la simulación aerodinámica ____	179
Figura 4.28: Condiciones de frontera: Zona cohete _____	180
Figura 4.29: Condiciones de frontera: Zona pressure-outlet _____	181
Figura 4.30: Condiciones de frontera: Zona velocity-inlet, ingreso de velocidad del viento _____	182
Figura 4.31: Identificación de las condiciones de frontera en FLUENT ____	182
Figura 4.32: Cálculo del área proyectada de la cara frontal del cohete ____	184
Figura 4.33: Cuadro de valores de referencia _____	184
Figura 4.34: Cuadro de solution methods (métodos de solución) _____	187
Figura 4.35: Cuadro de solution controls _____	188
Figura 4.36: Drag monitor _____	188
Figura 4.37: Lift monitor _____	189
Figura 4.38: Lift monitor _____	189
Figura 4.39: Cuadro de solution initialization _____	190
Figura 4.40: Velocidad del fluido representada en gráfico con su magnitud asignada _____	191

Figura 4.41: Velocidad del fluido representada en gráfico con su magnitud asignada con inicialización híbrida _____	191
Figura 4.42: Velocidad del fluido con relación al cohete _____	193
Figura 4.43: Turbulencia en el cohete _____	193
Figura 4.44: Coeficiente de presión en el cohete _____	194
Figura 4.45: Coeficiente de presión vs la posición _____	195
Figura 4.46: Contorno del coeficiente de presión _____	196
Figura 4.47: Exportación del contorno del coeficiente de presión _____	196
Figura 4.48: Datos de la presión y viscosidad de resistencia al avance (drag) _____	197
Figura 4.49: Datos de la presión y viscosidad de cabeceo (lift) _____	198
Figura 5.1: Cuerpo: Tubería ASTM A500 _____	199
Figura 5.2: Corte del cuerpo al tamaño calculado _____	199
Figura 5.3: Tocho inicial de Duralón para la nariz _____	200
Figura 5.4: Torno CNC de la Escuela Politécnica del Ejército _____	200
Figura 5.5: Ajuste del tocho con la mordaza del torno CNC _____	201
Figura 5.6: Acabado final de la nariz tipo ojiva en torno CNC _____	201
Figura 5.7: a) nariz cortada b) nariz lijada y colocada en el cuerpo _____	201
Figura 5.8: Proceso de torneado interno de la tobera. _____	202
Figura 5.9: Proceso de torneado externo de la tobera. _____	202
Figura 5.10: a) Tobera terminada b) tobera ensamblada en el cuerpo _____	203
Figura 5.11: Aleta de aluminio de 2 mm _____	203
Figura 5.12: Aleta de aluminio de 2 mm _____	204
Figura 5.13: Cohete prototipo finalizado _____	204
Figura 5.14: Túnel de viento de marca Plint Partners, con una velocidad máxima de 30 m/s usando un motor de 2900 rpm, creado en el año 1981 y con una capacidad en la cámara de trabajo de 30 x 30 cm. _____	205

Figura 5.15: Prototipadora Marca: Dimensión bst 1200 es _____	206
Figura 5.16: Partes internas de la prototipadora _____	207
Figura 5.17: a) material ABS plus: Resistencia a la tracción: 5.200 psi, módulo de Young: 329.500 psi, b) Cartuchos de alimentación de material de la prototipadora tanto para material base como para material principal. _____	207
Figura 5.18: Proceso de fabricación del modelo en la prototipadora _____	208
Figura 5.19: Modelo escala 1:5 del cohete prototipo _____	209
Figura 5.20: Modelo con soporte, tomas de aire y el manómetro al que se conectan. _____	209
Figura 5.21: Modelo en túnel de viento _____	210
Figura 5.22: Toma de aire # 1 y # 2 _____	210
Figura 5.23: Toma de aire # 3 _____	211
Figura 5.24: Toma de aire # 4 _____	212
Figura 5.25: Simulación del cohete modelo y creación de volúmenes de control en los puntos de análisis _____	213
Figura 5.26: Valores de la presión absoluta en los puntos de análisis _____	213

INDICE DE TABLAS

Tabla 3.1: Coeficiente de empuje efectivo _____	83
Tabla 3.2: Factor de eficiencia para la relación de expansión _____	86
Tabla 3.3: Relación del área de expansión de la tobera _____	89
Tabla 3.4: Dimensiones de la tobera y de la cámara de combustión _____	99
Tabla 3.5: Datos de la ecuación del centro de presión en una ojiva _____	122
Tabla 3.6: Centro de gravedad del cohete _____	141
Tabla 4.1: Aceleración lograda utilizando Pseudo-Transient Method _____	186
Tabla 6.1: Costos de la nariz _____	215
Tabla 6.2: Costos del cuerpo _____	216
Tabla 6.3: Costos de la aleta _____	216
Tabla 6.4: Costos de la Tobera _____	216
Tabla 6.5: Costos de modelo de cohete y extras _____	217
Tabla 6.6: Costos indirectos _____	217

SIMBOLOGÍA

c	Velocidad efectiva de escape
g	Gravedad de la tierra
H	Altura máxima
h_b	Altura de quemado
ln	Logaritmo
M	(Peso inicial – peso después del quemado)/ peso inicial
Q	Ángulo de vuelo al quemarse
t	Tiempo en segundos
t_b	Tiempo al quemarse o tiempo de poder de vuelo
v	Velocidad
v_b	Velocidad de quemado
Y	Ángulo de lanzamiento
cos	Coseno
tan	Tangente
sin	Seno
A_e	Área de salida de la tobera
A_c	Área de la sección transversal de la cámara de combustión
A_t	Área de la garganta de la tobera
d_e	Diámetro de salida de la tobera (cálculo simple)
T_c	Temperatura de combustión del propelente
k	Relación de los calores específicos de los productos de combustión
R	Constante del gas del producto de combustión
F	Empuje deseado
P_c	Presión de la cámara
I_{sp}	Impulso específico de la combinación del propelente
P_a	Presión atmosférica, cuyo valor es de 14.7 psi al nivel del mar.
C_f	Coefficiente de empuje efectivo
C_p	Calor específico a presión constante
C_v	Calor específico a volumen constante
D_t	Diámetro de la garganta
M_t	Número de mach (velocidad) de los gases en la garganta
M_c	Número de mach (vel.) de los gases en parte final de sec. Cilíndrica c
D_e	Diámetro de salida de la tobera (cálculo avanzado)
D_c	Diámetro de la cámara de combustión
V_e	Velocidades de los gases de salida
M_e	Número de mach (velocidad) en la salida de la tobera
L_l	Longitud característica de la cámara de combustión
L_c	Longitud de la cámara de combustión
V_c	Volumen de la cámara de combustión
M	Peso del grano (propelente) en libras.

ρ	Densidad del propelente
Af	Área de una aleta
d	Diámetro externo del cuerpo del cohete
L	Longitud del cohete sin la nariz de cono/ línea de cuerda media, longitud del soporte cónico
ϵ_e	Relación de expansión en la salida de la tobera
ϵ_c	Relación de expansión en la cámara de combustión
D	Diámetro externo del cuerpo del cohete
tb	Tiempo de quemado del propelente
Vr	Volumen del propelente quemado
r	Velocidad de combustión
L_{con}	Longitud de convergencia
L_{div}	Longitud de divergencia
Pt	Presión en la garganta de la tobera
Tt	temperatura en la garganta de la tobera
Lc	longitud de la nariz de cono
Kc	Desplazamiento vertical al eje del cono
C	Calibre de la nariz de cono tangencial.
Rc	Radio de la curva tangente del cono de nariz
Vc	Volumen de la ojiva tangencial
ta	Espesor de aleta
α	Ángulo de ataque
CP	Centro de presiones
CG	Centro de gravedades
CNα	Coefficiente de fuerza normal
S	Área de sección transversal en la parte frontal, S_0 y el final, S_L , de la sección externa, envergadura de la aleta.
Cr	Cuerda en la raíz de la aleta
Ct	Cuerda en la punta de la aleta
Kfb	Factor de interferencia de las aletas
Xo	Distancia desde la punta del cohete hasta el centro de presión de la ojiva
Xt	Distancia desde el borde de ataque de la cuerda en la raíz y el borde de ataque de la cuerda en la punta paralela al cuerpo.
Xff	Distancia desde la punta del cono tipo ojiva hasta donde inicia el borde de ataque de las aletas.
Xaa	Distancia desde la punta del cono tipo ojiva hasta donde inicia el borde de la tobera.
Pi	Peso inicial del cohete con combustible: 7 Kg / 15.25 lb
Pf	Peso del cohete sin combustible después del quemado: 3 Kg / 6,61 lb
Vb	Velocidad al final del tiempo de combustión
hb	Altura al final del tiempo de combustión
ho	Elevación desde donde parte el cohete

X1	Distancia total horizontal de vuelo en el periodo de poder de vuelo
t1	Tiempo de llegada al punto máximo de vuelo desde el fin de quemado
h	Altura por encima del fin de quemado de combustible
x	Distancia horizontal total de desplazamiento desde el fin de quemado
t	Tiempo de vuelo desde el punto 1 al punto 3
Vf	Velocidad final o velocidad de impacto
X3	Distancia horizontal desde el punto 3 al suelo
tf	Tiempo del segmento final de vuelo
T	Tiempo total de vuelo desde el lanzamiento hasta el impacto
X	Distancia total de desplazamiento horizontal del cohete

RESUMEN

Esta tesis tratará sobre el diseño y simulación aerodinámica de un cohete amateur tanto de su estructura externa como de su tobera a fin de analizar los resultados conjuntamente con un prototipo el cual se expondrá en el túnel de viento.

Es necesario incursionar en este tema ya que en el Ecuador, no existen indicios de una investigación y desarrollo de cohetaría a diferencia de muchos países latinoamericanos quienes ya llevan años en investigación y desarrollo del mismo, tenemos como ejemplo Brasil, Colombia, Argentina que han dedicado mucho empeño en el diseño y construcción tanto de cohetaría amateur como de alto nivel. Es por esto que la ESPE ha visto la necesidad de dar los primeros pasos, para posteriormente como un objetivo a futuro, construir el cohete en cuestión.

Esta tesis se ha realizado aplicando los conocimientos previamente adquiridos sobre diseño, manejo de software computacional sobre simulación, investigación, ciencia de los materiales, etc., Generando un método dividido en etapas por las cuales se guió el desarrollo del proyecto; primero se realizó la etapa de validación y el diseño preliminar en forma teórica, se continuó con la etapa de simulación, utilizando un software especializado y se culminó con la etapa del proceso constructivo del prototipo, el modelo para el túnel de viento y se concluyó con análisis de resultados.

Palabras claves

Cohete amateur, Diseño, Simulación, Túnel de viento, ANSYS FLUENT

CAPÍTULO 1

GENERALIDADES

En este capítulo se indicarán los parámetros que son motivo para la realización de este tema y los resultados que se espera obtener al finalizar el mismo.

1.1. Antecedentes del proyecto

Cerca de dos décadas, los cohetes han avanzado desde ser una ciencia experimental fomentada por aficionados a ser programas gubernamentales que ya tienen éxito en poner satélites en órbita alrededor de la tierra, enviar cohetes más allá de la luna, y pronto sondear aún más el espacio. Los gobiernos actualmente se encuentran en la búsqueda de mentes creativas para desarrollar este campo que crece continuamente.

Los cohetes se remontan a 1839, donde se realizaron varios experimentos relacionados con el flujo de aire que hicieron pasar por una serie de orificios produciendo un descenso en la presión, este hecho permitió el descubrimiento de algunas importantes ecuaciones fundamentales en la teoría de los cohetes.

En el próximo año en Inglaterra se dieron investigaciones sobre cohetes estabilizados por rotación, en donde al cohete se lo hizo girar rápidamente sobre su eje, obteniendo un vuelo más estable.

Posteriormente en la Primera Guerra Mundial (1914-1918) se realizó un estudio más serio de la cohería con finalidades científicas dadas las circunstancias de la guerra, en la investigación militar. En Alemania, los estudios sobre cohetes alcanzaron altos niveles de perfeccionamiento dando nacimiento al misil V-2. El control del V-2 se realizaba mediante cuatro deflectores de direccionamiento de flujos (aspas) situados en el reactor, dando estabilidad al proyectil y mediante pequeños timones aerodinámicos instalados en las cuatro grandes aletas, que eran efectivos una vez alcanzada gran velocidad.

El peso del V2 representaba una tercera parte respecto a las dos terceras partes de sus propelentes (razón de masa 3), actualmente debido a los nuevos materiales otros cohetes llegan a tener relaciones de orden del 8 a 10, permitiendo llevar cargas más pesadas.

La ventaja actual es la factibilidad para adquirir información de varios medios en cuanto al diseño y la construcción, medios como grupos aficionados o también del personal preparado como Richard Nakka en Canadá quien colabora en muchos aspectos, tales como los factores que influyen a la hora de seleccionar una estructura o la aerodinámica del cohete teniendo en cuenta el tamaño del motor y mostrando alternativas en materiales, tipos de aletas, sistemas de sujeción y métodos de construcción, también Guillermo Descalzo en Argentina que con apoyo de ACEMA (Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina), ha creado varios cohetes experimentales de los que ha dejado referencia en su página de internet; En universidades como: los Andes, (Ingeniería Mecánica) la Universidad de San Buenaventura, (Ingeniería Aeronáutica), la Universidad Nacional de Bogotá

(Ingeniería Mecánica), entre otras latinoamericanas, han orientado sus investigaciones al diseño y desarrollo de motores de reacción de propelente sólido, aerodinámica, etc. sin embargo, son pocos los trabajos encaminados al control de cohetes, y se considera éste, un tema en constante desarrollo que involucra técnicas de control convencionales y modernas.

Esta tesis mostrará el diseño y simulación de los cohetes, servirá de guía para indicar los seguros procedimientos para desarrollarlos, probarlos y ponerlos en funcionamiento, al final se evaluará el rendimiento simulado para obtener el máximo de información.

Se utilizará el software ANSYS en cuanto a la simulación el cual es un programa universal para el método de elementos finitos (FEM), es muy popular entre los profesionales en el campo de la ingeniería asistida por ordenador (CAE, Computer-Aided Engineering) y soluciones de la CE de lineal y no lineal, estable e inestable en tres dimensiones.

ANSYS está dividido en tres herramientas principales llamados módulos: pre-procesador (creación de geometría y mallado), procesador y post-procesador. Tanto el pre-procesador como el post-procesador están previstos de una interfaz gráfica especialmente útil para problemas de mecánica de sólidos, mecánica de estructuras, los problemas de dinámica de fluidos, transferencia de calor, la electrodinámica, la acústica y los campos relacionados con la mecánica como Modelado y análisis en algunas áreas de la industria para evitar los ciclos de desarrollo largo y costoso del “diseño – prueba – fabricación”.

1.2. Definición del problema

El presente trabajo tiene como finalidad el diseño y la simulación de un cohete amateur a fin de obtener datos que nos ayuden a acercarnos a la construcción de un cohete sonda, para ello se simulará el flujo alrededor del cohete para determinar la relación cuerpo-fluido usando un programa CFD de Ansys.

Un cohete sonda es un vehículo que transporta instrumentos con fines científicos en una trayectoria vertical hacia las capas altas de la atmósfera propulsado por combustible sólido o líquido. Estos vehículos juegan un papel importante en el estudio del clima y la atmósfera ya que su principal ventaja sobre otros medios de investigación es que pueden tomar mediciones exactas y en el lugar donde no se puede llegar por medio de satélites, aviones, globos u otros vehículos; Una de sus principales ventajas es que su costo de fabricación es relativamente bajo.

Los países que han desarrollado programas espaciales empezaron en sus etapas preliminares de investigación con la fabricación de cohetes sonda, lo cual les permitió crear tecnologías propias. El desarrollo de este tipo de vehículo en nuestro país serviría para disponer, aportar y participar con tecnología propia en una futura integración regional en proyectos de investigación espacial.

El problema en cuanto al vuelo de un cohete es su **estabilidad**, ya que esta permite que el cohete tenga precisión y eficiencia en cuanto a su trayectoria. Además de esto el cohete depende de fenómenos tales como la aerodinámica, las variaciones de las variables atmosféricas (temperatura, presión y densidad) y factores propios del

diseño y la construcción tales como la manufactura de partes y piezas, la geometría y ensamble. Estos factores son parte de los parámetros que establecen las bases para el diseño de un cohete y es indispensable tenerlos en cuenta para tener mayor precisión y eficiencia posible.

El diseño de un cohete generalmente se establece a partir de dos componentes principales: el motor y el propelente. Debido a que la tecnología de cohetes está centrada en su mayoría en estos dos componentes, los antecedentes y teorías relevantes disponibles no son totalmente aprovechables para establecer el comportamiento aerodinámico del cohete; Es por esto que cuando se busca la estabilidad de un cohete el factor más importante es el diseño de la estructura ya que es esta la que permite reducir las actitudes dinámicas que modifican la trayectoria de vuelo, lo que conduce a que el problema de esta investigación se centre en ¿Cuáles son los requerimientos aerodinámicos y estructurales para el diseño y fabricación de un cohete?

En la dinámica de fluidos existen problemas que no pueden ser resueltos por métodos analíticos o experimentales. Estos pueden ser resueltos por métodos numéricos como el CFD. Gracias al desarrollo de las computadoras hoy en día existen programas comerciales basados en CFD que resuelven problemas complejos en poco tiempo, a bajo costo y con resultados muy aceptables.

En cuanto al ámbito nacional, es muy importante este proyecto para la ESPE ya que se planea que esta sea la investigación inicial para la construcción de un vehículo

encargado de transportar, aprovechando así la disponibilidad de carga útil para realizar pruebas experimentales de tipo académicas.

El objeto de esta tesis es estudiar todas las variantes que influyen en el diseño de un cohete amateur para con estos datos realizar una simulación aproximada a los acontecimientos reales que sucederían al construir este vehículo.

1.3. Objetivos

1.3.1. Objetivo General

"Diseño y simulación mediante las herramientas CFD de ANSYS de la aerodinámica de un cohete amateur en cuanto a su estructura externa conjuntamente con la tobera y validación con un prototipo en túnel de viento"

1.3.2. Objetivos Específicos

- Realizar la respectiva investigación, lectura y aplicación de la información obtenida a fin de obtener los datos necesarios y entender el funcionamiento y comportamiento de los cohetes amateur en cuanto a su campo mecánico, es decir los cálculos, diseño, construcción de cohetes.
- Utilizar modelos matemáticos y herramientas que permitan simular y modelar el funcionamiento del cohete
- Aplicar los conocimientos adquiridos en los laboratorios de CAD-CAM usando el software ANSYS y partiendo de estos, investigar sobre CFD para la simulación del funcionamiento tomando en cuenta cada parámetro que afecte el proceso.

- Incursionar en este tema ya que en el Ecuador no existen indicios de una investigación y desarrollo de cohetes a nivel ingenieril a diferencia de otros países quienes ya llevan años, obteniendo costos, beneficios, opciones, etc. A fin de emitir un documento concreto para el CEINCI y la CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA..
- Establecer el diseño preliminar del cohete desde el punto de vista ingenieril.
- Aplicar lo aprendido sobre la construcción de los cohetes para fabricar un prototipo del cohete en cuestión.
- Realizar las pruebas respectivas y realizar comparaciones entre los resultados obtenidos con el cálculo y la simulación.
- Servir de guía para aquellas personas y en especial estudiantes de la ESPE, que deseen manufacturar el cohete, mejorar sus partes, investigar nuevos métodos, etc.
- Proponer nuevos temas de tesis para los futuros egresados de las facultades de la Escuela Politécnica del Ejército (ESPE).

1.4. Justificación

¿Por qué hacer un estudio de este tema?

Porque en nuestra facultad no existe una guía para poder diseñar y manufacturar un cohete amateur eficaz, sencillo y a un bajo costo, mencionando que en la construcción de un cohete participan varias carreras y entre ellas la ingeniería mecánica.

Ampliando más la visión, en Ecuador ha faltado el empeño y el apoyo para el desarrollo de este tipo de proyectos por la falta de credibilidad en la ingeniería y tecnología ecuatoriana, pero quizás esto se deba al poco trabajo y tiempo que se le ha dedicado.

Es tan importante esta ciencia ya que al poder entender paso a paso el funcionamiento, se podrá proporcionar bases fundamentales para la proyección futura al implementar varias aplicaciones como por ejemplo: Análisis meteorológico, lanzamiento de satélites para comunicación, Estudios espaciales, implementación del Ecuador en temas aeronáuticos, entre otras y a nivel ESPE como por ejemplo en desarrollo de nuevas tesis complementarias, investigación espacial, etc.

Es muy importante acotar que la divulgación de información ha sido un gran soporte en la investigación, es por esto que actualmente existen apartados científicos en lo que respecta a cohetes modelista y amateur experimental; Pero gran parte de esta información está dirigida justamente a modelistas y entusiastas de la cohetes que no requieren de conocimientos muy profundos para fabricar sus modelos, es por eso que se desea realizar una investigación más profunda desde el punto de vista

ingenieril, ya que hay muchos factores que los modelistas no tienen en cuenta y esto es esencial para lograr profundizar en materia de coherencia.

Se pretende contribuir de alguna manera al avance e innovación de diseño dentro de nuestra facultad y dentro de CEINCI a fin de que si se decide una futura construcción, esta sea más segura, mejor costada y con resultados más apropiados.

Los apartados de esta tesis manejan un marco teórico o de referencia donde se hace hincapié en los cálculos y técnicas que deben ser utilizados para el diseño correcto y seguro de un cohete en cuestión de las partes señaladas a ser tratadas, así como el dimensionamiento, el tipo de material que debe usarse, entre otras a fin de concretar los objetivos generales y específicos.

1.5. Alcance del proyecto

Se pretende realizar el **diseño y simulación de la aerodinámica externa del cohete y en cuanto a las partes internas, la tobera**, así mismo se verificará con un **prototipo su funcionalidad en el túnel de viento** y se simulará en **CFD (Computational Fluid Dynamics) de ANSYS su comportamiento**.

También, lo que interesa del trabajo es comprobar hasta qué punto podemos utilizar una herramienta computacional para analizar las variaciones en la entrada de aire en función de las condiciones de trabajo, y ver a partir de aquí como afecta al rendimiento del cohete al alejarse de las condiciones de diseño.

CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO

“La Tierra es la cuna de la Humanidad, pero no se puede vivir en la cuna para siempre” - Konstantin Tsiolkovsky

Este capítulo dará las bases históricas de los cohetes, los tipos existentes, partes, etc. que servirá de pauta para poder saber con más detalle qué clase de trabajo es el que se va a realizar.

2.1. Introducción

De todos los sistemas conocidos, el cohete es el único capaz de funcionar fuera de la atmósfera terrestre y producir las elevadas velocidades que permiten vencer la fuerza de gravedad y llegar al espacio. En Ecuador la investigación y la utilización de cohetes para usos científicos (exploración espacial, meteorología. etc.) es nula, y esto se debe al poco interés y el desconocimiento muchas veces que se ha encontrado y sobre todo a un factor tan importante como es el dinero.

El trabajo (investigación, diseño y construcción) normalmente se lo realiza estableciendo grupos ya que en un cohete tenemos: sistema de propulsión, estructura, aerodinámica y el control de estabilidad, por lo tanto cada uno de estos, deberá entender la importancia de su trabajo y la de relacionarse con las demás personas a fin de cumplir con el proyecto.

Trato de llegar con este proyecto al diseño y simulación de un cohete, haciendo mayor énfasis en los campos de aerodinámica y estructura tomando en cuenta las restricciones impuestas propias de un proyecto de ingeniería aplicando lo correspondiente a mecánica ya que es un aporte a la investigación en materia aeroespacial y permite aplicar los conocimientos en materia de simulación y diseño entre otras; Además se someterá a una prueba usando un prototipo para tener conclusiones más claras.

2.2. Proceso investigativo científico para los cohetes amateur

El procedimiento científico constituye un resumen fuera de líneas de un proceso que se puede seguir para eliminar tantas conjeturas cómo es posible en el desarrollo del cohete. Todos los científicos y desarrolladores de ingeniería siguen similares patrones en su trabajo los cuales se los adquiere con la experiencia a lo que llamamos el famoso KNOW – HOW.

Los profesionales trabajan de esta manera con el objetivo de evitar costosos errores, ellos predicen, calculan o dan su opinión a fin de que el rendimiento sea el mejor de un proceso u objeto en específico antes de sacar uno nuevo. Nosotros podremos salvar tiempo y dinero si aplicamos en este proyecto estos conceptos.

Planear el procedimiento de trabajo.- no es necesario realizar el procedimiento paso a paso aunque pueda existir el caso de que necesitemos adherir algunos procedimientos extras, se trata de eliminar cualquier cuello de botella e imperfección en el diseño y la prueba del cohete amateur.

1.- Investigación

Realizar toda la investigación que sea posible incluso mientras se desarrolla el proyecto ya que así descubriremos que alguien tiene la idea exacta que nosotros también pensamos y que las cosas que nosotros pensamos descubrir ya se encuentran descubiertos, esto nos podrá ahorrar una gran cantidad de tiempo y dinero.

2.- Diseño experimental

Esa es la primera palabra del trabajo de diseño, Realizar toda las ideas en un papel lo más fácil posible, es decir un diseño básico en una hoja ya que nos ayudara a identificar los problemas de construcción. Si queremos un trabajo- diseño más profesional, podemos utilizar un modelo a escala de lo que va a ser el proyecto normalmente hecho con madera o materiales básicos, esto nos ayudara a verificar proporciones, características aerodinámicas, etc.

3.- Diseño preliminar

El anterior paso nos ayudó a identificar las características generales del cohete lo cual nos da una idea de una eficiencia teórica, en este diseño se realiza los detalles de dibujo de cada componente y del cohete en sí, esto podría ser completo pero tenemos que tomar en cuenta que es preliminar!!

Está comprobado que las ideas mejoran conforme avanza los dibujos y su calidad y es seguro que después de construir un modelo de prueba se verán necesarios ciertos cambios para corregir errores.

4.- Construir una maqueta a escala completa.

El siguiente paso es construir una maqueta a escala completa basándose en el diseño preliminar, este puede ser de cartón, madera o cualquier material fácil de moldear.

Los ingenieros utilizan la maqueta para determinar:

- 1.- Si las ideas de diseño fueron lo suficientemente claras para que todas las partes se coloquen en el lugar correcto sin interferir.
- 2.- Si las partes se pueden armar con la secuencia programada.
- 3.- Si existen problemas específicos de fabricación entre otras.

5.- Modelo de prueba y modelos de trabajo

Es común construir modelos de trabajo de ciertas partes del cohete con el fin de comprobar si van a funcionar cuando se sometan a ciertas pruebas, estos modelos de trabajo pueden ser a tamaño real o a escala dependiendo el diseño que se presente y el material con que se disponga.

Con cohetes, es necesario construir a pequeña escala modelos de trabajo del motor del cohete, porque se puede probar de manera segura. Si el cohete se encuentra muy lejos es imposible determinar si las partes que lo conforman están funcionando o no.

Hay que recordar que cosas como temperatura, humedad, aceleración etc., tienen un efecto en el desempeño del trabajo de cada parte, esto se tiene que tener en consideración en una prueba.

6.- Diseño final

Los anteriores pasos han servido para descubrir ciertas cosas o problemas que necesitan ser cambiadas o modificadas. Es muy seguro que cuando se empiece el diseño final de construcción se descubrirán aún más cosas por cambiar, a esto se lo llama “CAMBIOS DE PRODUCCION “Aun así se deberá desarrollar el diseño final incorporando ciertas inconformidades que se aprendieron en las pruebas anteriores. De este diseño se construirá el producto final.

7.- Construcción del prototipo

El prototipo es el primer modelo escala total completamente operacional del diseño ingenieril final.

Si se construyen más cohetes de los mismos planos finales, el primero se lo llamara prototipo, los demás serán llamados modelos de producción. Se lo debe realizar con mucho cuidado y esmero. Un buen diseño puede ser arruinado por defectos de fabricación. No se debe utilizar partes que no han pasado las pruebas preliminares.

Hay que recordar que el prototipo sigue siendo aún un vehículo experimental. Es muy normal que existan cambios luego que el desempeño ha sido analizado, y es necesario hacerse a la idea aunque cuesta sobre posibles grandes cambios si en caso la prueba demuestre que no funciona.

2.3. Técnicas de recolección de la información

La recolección de información en la investigación se enfocará básicamente en dos aspectos que permitirán cumplir con algunos de los objetivos propuestos. Estos corresponden a la recopilación de información ya existente y a la recopilación de información a través de métodos experimentales.

2.3.1. Recolección de información por métodos existentes

El proceso se enfocará en tres fuentes principales que son:

- Recolección de información por fuentes bibliográficas: Irá enfocada en las teorías y modelos matemáticos existentes en materia de aerodinámica y estructuras, así como otros aspectos generales de diseño encontrados en libros.
- Recolección de información por medios electrónicos: Se hará uso de Internet y documentos de investigación.
- Recolección de información por asesorías: Se realizará asesorías a distintas personas con conocimientos pertinentes al tema de investigación por medio de foros y correos electrónicos en internet.

2.3.2. Recolección de información por medios experimentales

Se enfocará en dos métodos para la recopilación de información por medios experimentales que serán:

Recolección de información por software y por experimentación: Se realizará modelos de simulación FLUENT soportados por los análisis matemáticos que resulten de los cálculos obtenidos, para recopilar información que no sea posible de obtener por medio del túnel de viento que será nuestro caso experimental.

2.4. Historia

Según (Robertson & Webb, 2010), una visualización de los ciclos en los acontecimientos humanos se puede mostrar en un intervalo de Kondratieff (propuesto por Nikolai Kondratieff en 1924), que muestra aproximadamente un ciclo de 55 años en los acontecimientos humanos.

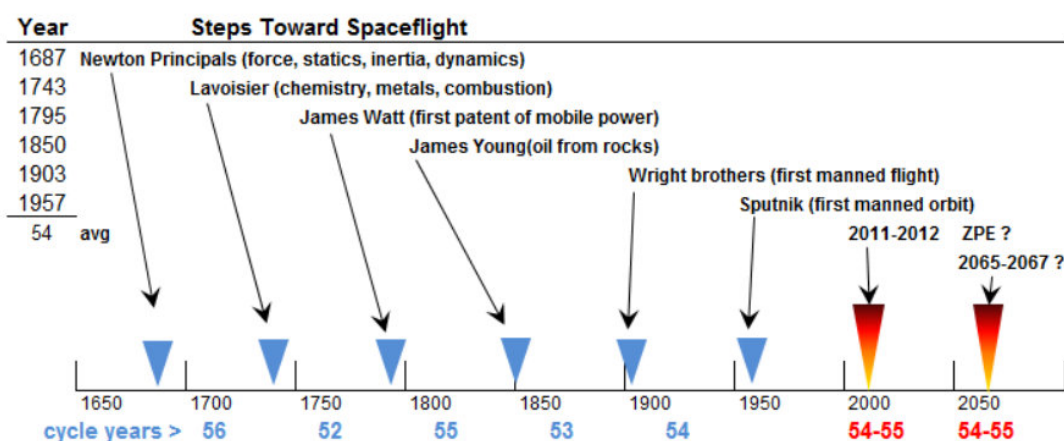


Figura 2.1: La extendida Scott-Allen Kondratieff por Intervalo

Fuente: the Death of Rocket Science in the 21 st Century de Robertson, G. A., & Webb

Como podemos ver en la **figura 2.1**, se realiza una proyección de los posibles años donde se deberían realizar nuevos descubrimientos debido al historial cronológico que existe hasta ahora. Según este estudio se ha decidido dividir de una manera más resumida y científica de la siguiente manera:

2.4.1. Intervalo de descubrimiento

El descubrimiento de la cohería como ciencia se inició en el año 1900 y terminó a finales de 1950. Este intervalo se destacó por el siguiente orden cronológico:

1903– El profesor de matemáticas Konstantin Tsiolkovsky (el cual se hablará posteriormente) publicó (en ruso) La exploración del espacio cósmico por medio de dispositivos de reacción, el primer trabajo científico serio sobre los viajes espaciales. Abogó por el uso de hidrógeno líquido y oxígeno como combustible, calculando su velocidad de salida máxima.

1912 - El ingeniero Robert Esnault - Pelterie publicó una conferencia sobre la teoría de cohetes y los viajes interplanetarios. Este logro derivar en la misma ecuación de Tsiolkovsky, hizo cálculos básicos sobre la energía requerida para hacer viajes de ida y vuelta a la Luna y los planetas, y propuso el uso de la energía atómica (es decir, Radio) para alimentar una propulsión a chorro.

1912 - El Dr. Robert Goddard (Del cual se hablará posteriormente) comenzó un análisis serio de los cohetes, En primer lugar, el combustible debe ser quemado en una pequeña cámara de combustión, en lugar de la construcción del recipiente propulsor entera para soportar las altas presiones y temperaturas. En segundo lugar, los cohetes podrían estar dispuestos en etapas. Y en tercer lugar, la velocidad de escape (y por tanto la eficiencia) podría ser aumentado hasta más allá de la velocidad del sonido mediante el uso de una tobera de Laval. Demostró que un cohete iba a funcionar en el vacío lo que muchos científicos no creían en ese momento.

1923 - El físico Hermann Oberth (Del cual se hablará posteriormente) publicó "El cohete en el espacio planetario", una versión de su tesis doctoral.

1924 - Tsiolkovsky escribió acerca de los cohetes de varias fases, en los trenes de cohetes cósmicos.

1930 - A principios de 1930, los clubes de cohetes surgieron por toda Alemania. Uno de estos clubes, tenía al joven ingeniero Wernher von Braun, en calidad de miembro. En 1934, von Braun y Dornberger tenían un equipo de 80 ingenieros para la construcción de cohetes. Con el exitoso lanzamiento de dos cohetes, Max y Moritz, en 1934, la propuesta de von Braun para trabajar en un dispositivo asistente de despegue para bombarderos pesados y cohetes en general fue considerada.

1943-44—En estos años se desarrolla el cohete V-2 (**Figura 2.2**) el cual fue el primer misil balístico y el primer objeto fabricado por el hombre para alcanzar el vuelo espacial suborbital, el progenitor de todos los cohetes modernos. (The Twilight Zone, 2012)



Figura 2.2: Cohete alemán V2

Fuente: <http://alejandro-stojanovic.wix.com/lemusic/apps/blog/tag/wernher-von-braun>

1945- El WAC Corporal, de 4,9 metros de largo, alcanzo una altura de aproximadamente 72 kilómetros. Los Aerobee subieron cerca de 110 kilómetros.

1949 - (primer copia) "Elementos de propulsión de cohetes" de George P. Sutton, que resume el trabajo de Tsiolkovsky, Goddard y otros. Las versiones anteriores de este libro van más allá de la física newtoniana para cubrir temas tales como la propulsión nuclear pero posteriormente fueron eliminados. También se puso en marcha el proyecto Viking con 14 metros de largo, ascendió 80 Km, este es un cohete de propelente líquido con un diseño basado principalmente en el cohete V-2.

1950-Se incluyeron el Júpiter y los Pershing. El Júpiter teniendo un rango de alrededor de 2600 kilómetros, y los Pershing podían viajar alrededor de 720 kilómetros.

1953 - Primer lanzamiento del cohete Redstone estadounidense (misiles Redstone), que era un descendiente directo del alemán V-2.

1957 - Sputnik 1 (el primer satélite en orbitar la tierra) fue lanzado a una órbita elíptica de baja altura por la Unión Soviética.

1959 - Luna 2 (la primera nave en la Luna sin aterrizaje exitoso) fue la segunda de las naves espaciales de la Unión Soviética de un programa llamado Luna en la dirección de esta y es la más famosa confirmación de la detección temprana del viento solar por la Luna 1.

1957-58 - El Júpiter-C según (NASA, 2004) era un tipo de cohete usado para tres vuelos espaciales suborbitales. El Júpiter-C (**figura 2.3**) lanzó con éxito el primer satélite de Occidente, el Explorer 1, el 31 de enero de 1958. Este evento marcó el nacimiento del programa espacial de Estados Unidos.

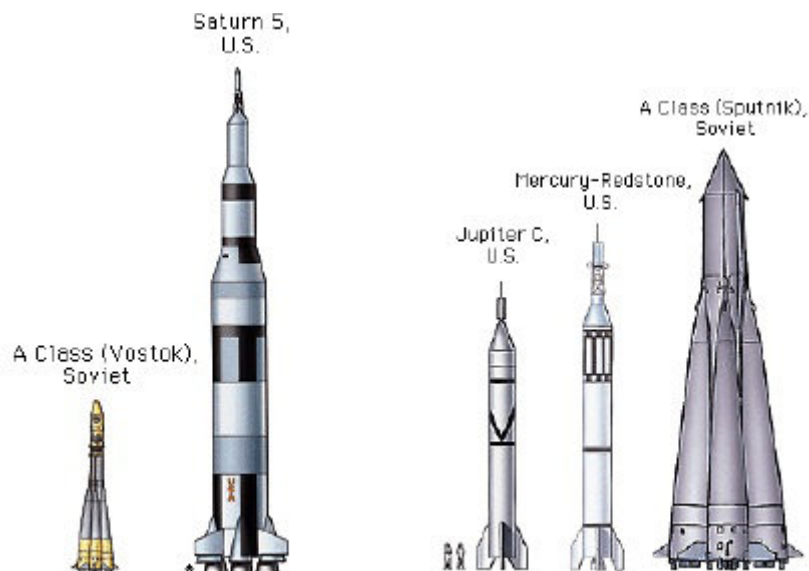


Figura 2.3: Cohetes de primeras misiones espaciales

Fuente: http://www.nasa.gov/worldbook/space_exploration_worldbook.html

2.4.2. Intervalo de la ingeniería

El segundo intervalo de la ciencia de la cohetaría fue una de la ingeniería de los vuelos tripulados, que se inició a finales de 1950 y terminó por el año 1981 en el lanzamiento del transbordador espacial, a partir de entonces, un desarrollo más amplio de los vuelos espaciales de todo el mundo comenzó. Este intervalo se destaca por los siguientes eventos:

1958 - La NASA fue establecida por la ley y el quinto cohete Redstone fue lanzado con éxito.

1961 - Yuri Alexeyevich Gagarin se convirtió en el primer ser humano en el espacio y el primero en orbitar la Tierra representando a la Unión Soviética en un cohete Clase A de nombre Vostok (**figura 2.3**) de 38m.

1959-1963 - Proyecto Mercury (**figura 2.3**) fue el primer programa de vuelos espaciales tripulados de los Estados Unidos. El Mercury-Atlas de 25 metros de altitud, es el primero en viajar desde América al espacio. Voló el 20 de febrero de 1962.

1965-1966—El proyecto Gemini fue el segundo programa de vuelos espaciales tripulados de los Estados Unidos con 10 vuelos tripulados con el objetivo de crear técnicas y tecnología para los nuevos viajes espaciales.

1961-1975 - El programa Apolo fue un programa de vuelos espaciales tripulados realizados por la NASA con el objetivo de llevar a cabo misiones tripuladas con aterrizaje en la luna, el primero de los cinco alunizajes tripulados fue el 20 de julio de 1969.

Estados Unidos lanza a Saturno 5 (**figura 2.3**) el cual llevo a Neil Armstrong a poner un pie en la luna este cohete tiene una longitud de 111 metros

1972-Presente - El programa Shuttle desarrolló un sistema de transbordador espacial reutilizable llamado Columbia el cual fue lanzado por primera vez el 12 de abril de 1981. El transbordador espacial se convirtió en la primera nave civil de los EE.UU. por más de veinte años y está previsto que este fuera de servicio a finales de 2011 - 2012.

2003 - El programa espacial chino lanza su primer vuelo espacial tripulado, el Shenzhou 5 el 15 de octubre.

2006 - La NASA establece el retorno tripulado a la Luna, el programa Constellation, canceló en el 2010.

2008 - programa espacial chino lanza su tercer vuelo espacial tripulado que lleva tres personas como tripulación y lleva a cabo su primera caminata espacial que convierte a China en el tercer país después de EE.UU. y Rusia para hacerlo.

Existen vuelos Rusos en fechas paralelas a las de Estados Unidos pero no se registra una significativa diferencia por lo que se ha omitido en este resumen

2.4.3. Intervalo del comercialismo

El Comercialismo de la cohetaría moderna es la muerte de la cohetaría pero como una ciencia pura. El Comercialismo, incluso con las mejores intenciones se acerca más hacia la búsqueda económica y menos a una búsqueda investigativa hacia nuevos modelos y teorías de los futuros sistemas de cohetes. Un ejemplo de ello es la industria del automóvil, que es más sobre las nuevas características (las ventas) que sobre el desarrollo de nuevos mecanismos de propulsión (es decir, ¿dónde están los coches voladores?). Los casos prevaletentes de la comercialización del espacio tripulada son:

2004– SpaceShip One hace la primera financiación privada de vuelos espaciales tripulados, 21 de junio.

2008 - La NASA premia a Space Exploration Technologies, o Space X, de (la Tierra hasta la órbita tripulada) Por el contrato de servicios prestados para los vehículos de lanzamiento Falcón 1 y Falcón 9. El contrato es una entrega no definida / Cantidad Indefinida (IDIQ), Se esperaba que la NASA pueda realizar estos lanzamientos en Diciembre del 2012

2010 – La NASA deja de realizar viajes desde la tierra a la órbita de los sistemas de lanzamiento tripulado hacia los sistemas comerciales.

La cohetería experimental surgió entre los investigadores y aficionados a temas astronáuticos y aeroespaciales a finales de los años 50 como hemos podido ver, quienes diseñaron y construyeron diversos vehículos capaces de llevar objetos y seres vivientes para la exploración espacial, en donde los cohetes han demostrado ser las máquinas más eficaces para realizar el trabajo y esto se dio con el rotundo éxito que tuvo la Unión Soviética al lograr poner en órbita el primer satélite artificial llamado Sputnik 1; El inicio de la era espacial se considera en el año 1957 por este hecho.

Con el auge tecnológico en crecimiento y las carreras aeroespaciales en pleno furor, países como Estados Unidos y Rusia (en aquel tiempo URSS), buscaron incesantemente lograr poner el primer hombre en el espacio. De aquí nació lo que hoy se conoce como **cohetería experimental o amateur, que fue muy usada para probar a pequeña escala, los principios y teorías propuestas por grandes genios de esta ciencia.**

2.5. Pioneros

Según (Lopez, 2007) Existen varios precursores de esta rama científica, sin embargo existen tres científicos que más sobresalen y son considerados como los padres de la astronáutica: Konstantin Tsiolkovsky, Robert Goddard y Hermann Oberth. Un ruso, un americano y un alemán que vivieron a comienzos del siglo XX y que, a pesar de hacerlo en circunstancias muy distintas, compartieron el sueño de construir un cohete capaz de llevar al hombre a Marte, sueño alimentado por la lectura ávida de las novelas de Julio Verne y H.G. Wells. Desde luego, ninguno de los tres consiguió su objetivo, pero sentaron las bases teóricas que permitieron más tarde la llegada del hombre a la Luna y el envío de sondas de exploración a todos los rincones de nuestro Sistema Solar.

2.5.1. Konstantin Tsiolkovsky

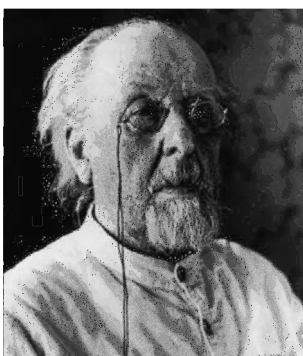


Figura 2.4: Konstantin Tsiolkovsky

Fuente: 50 Años de exploración espacial, Los pioneros del espacio por Fernando López

Konstantin Tsiolkovsky (**figura 2.4**), (1857-1935) nació en una pequeña ciudad rural rusa. Vivió en un hogar con bastantes necesidades económicas pero esto no fue impedimento para adquirir conocimientos. Tuvo una sordera casi absoluta por un resfriado que trascendió a un proceso de fiebre avanzado. Por su problema su madre

decidió aislarlo en casa; a causa de este aislamiento, Tsiolkovsky comenzó lo que fue común durante el resto de su vida, la auto-enseñanza, y forjó un carácter sobrio y recio para vencer la pobreza y los problemas causados por su sordera.

A la edad de 23 años ya había completado el currículum equivalente a la enseñanza Secundaria y Universitaria técnica. Lo cual le permitió dar pruebas para el examen Zarista que le certificaba como “Profesor del Pueblo” y comenzó a impartir clases. Con un discreto pero seguro sueldo, comenzó sus estudios sobre la propulsión de cohetes. A los 26 años publicó el primero de sus ensayos donde se discutía sobre la Tercera Ley de Newton (acción-reacción) como el mecanismo necesario para conseguir vuelos espaciales, y se daba una descripción correcta del estado de ingravidez en el espacio exterior.

Diez años después, en 1903, publicó el famoso ensayo “La Exploración del Espacio con Dispositivos Reactivos” (**figura 2.5**), donde se sentaron los pilares fundamentales de la teoría de los Cohetes al describir las ecuaciones que controlan el movimiento del mismo, incluida la *ecuación Tsiolkovsky*, y la certera apreciación del mejor rendimiento de los combustibles líquidos frente a los sólidos, lo que supuso un salto cualitativo grandioso. (Lopez, 2007)



Figura 2.5: Primera forma de un cohete

Fuente: www.sciencephoto.com/media/228884/enlarge

Por el escaso apoyo y la poca remuneración recibida por su profesión no pudo materializar sus trabajos y quedaron en algo teórico y no se supo de su trabajo hasta después de su muerte por el secretismo Ruso existente en esos tiempos y cuando otros científicos pioneros habían llegado a las mismas conclusiones por su cuenta.

2.5.2. Robert Goddard



Figura 2.6: Robert Goddard

Fuente: 50 Años de exploración espacial, Los pioneros del espacio por Fernando López

Robert Goddard (**Figura 2.6**), (1882-1945), pionero que nació en Estados Unidos, en medio de una familia acomodada. Goddard fue influenciado desde pequeño por las novelas de ciencia-ficción.

Goddard consiguió el Doctorado de Física en Princeton en 1911, donde ya experimentó con cohetes de combustible sólido, y, después de recuperarse de la tuberculosis que lo tuvo a un paso de la muerte, continuó esos estudios como facultativo de la universidad. Consciente de que la construcción de un cohete requería un sueldo mucho mayor, solicitó una jugosa beca del Instituto smithsonian

mediante una propuesta denominada “Un Mecanismo para Alcanzar Altitudes Extremas” en 1919.

El constante acoso de la prensa por un supuesto cohete que pudiera llegar a la luna lo llevó a mantener su investigación desde entonces de la forma más secreta y solitaria posible. A los 39 años abandonó el uso de combustibles sólidos tras numerosos fracasos y comenzó a trabajar con líquidos, **pues eran más eficientes y la única forma posible de conseguir un control sobre la ignición del cohete**. En 1926, 5 años después, el primer cohete de combustible líquido despegó de su finca (**figura 2.7**), como en el primer vuelo de los hermanos Wright, el cohete de Goddard no fue muy espectacular, sólo estuvo en el aire 2,4 segundos, tras alcanzar una altura de 13 metros y recorrer horizontalmente unos 60 metros. (Lopez, 2007)



Figura 2.7: Primer cohete de combustible líquido de la Historia.

Fuente: www.ciencia.nasa.gov/science-at-nasa/2005/14oct_betterrocket/

Antes de ver interrumpido su trabajo por la Segunda Guerra Mundial, Goddard consiguió ya un vuelo controlado de 2.400 m de altura y una velocidad punta de 880 km/h, pero víctima de su propia reclusión, se dio cuenta que el esfuerzo necesario para conseguir un cohete seguro y grande estaba más allá de sus posibilidades.

Después de conocer el cohete V2 alemán su actitud cambió radicalmente, ansioso por compartir conocimientos y encontrar colaboraciones, pero el destino quiso que no llegase a ver ningún V2 capturado. Murió en 1945 en Nuevo México a la edad de 62 años, de cáncer de garganta. (NASA, 2005)

2.5.3. Hermann Oberth

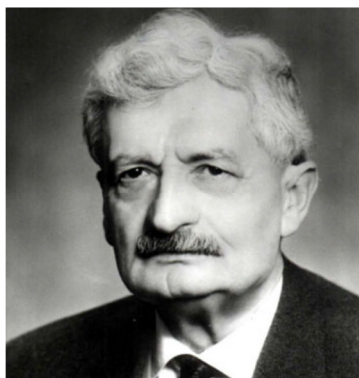


Figura 2.8: Hermann Oberth

Fuente: 50 Años de exploración espacial, Los pioneros del espacio por Fernando López

Hermann Oberth (**Figura 2.8**), (1894-1989), jugó un papel decisivo en la popularización de esta ciencia. Oberth nació el 25 de junio en la pequeña ciudad transilvana de Hermannstadt, perteneciente entonces al imperio Austro-Húngaro.

Antes de acabar los estudios secundarios en 1912, Oberth ya sabía que los combustibles líquidos servirían como excelentes propulsores, especialmente la mezcla de alcohol con oxígeno líquido, Estudió medicina pero afortunadamente el plan de estudios de la universidad de Munich permitía la asistencia a dos clases fuera del campo de la Medicina las cuales fueron Astronomía y Matemáticas, pero a los dos años después abandonó los estudios al estallar la Primera Guerra Mundial, y Oberth, como buen patriota, se enroló en las filas del ejército alemán.



Figura 2.9: Hermann Oberth, investigación en el cohete V2

Fuente: <http://asusta2.com.ar/2011/10/21/herman-oberth-un-gran-inventor/>

Luego de terminada la guerra volvió a sus estudios donde presentó en 1922 su tesis de doctorado “El Cohete en el Espacio Planetario” que incluía la descripción de un cohete de dos fases (alcohol y oxígeno para la primera, e hidrógeno líquido y oxígeno para la segunda) para el estudio de la alta atmósfera terrestre (**Figura 2.9**). También estaban las mismas ecuaciones que Tsiolkovsky derivó.

El tribunal no vio el valor astronómico de su tesis y simplemente le instó a realizar su publicación por cuenta propia, algo que consiguió en 1923 para conocimiento de otros científicos. Inesperadamente y a pesar del lenguaje muy técnico, el éxito comercial fue rotundo, aunque en el foro científico **fue calificado de “ridículo, absurdo y sin sentido”**. Una versión más ligera para el pueblo llano fue publicada en 1924 y tuvo tal éxito que provocó el nacimiento de un grupo amateur de entusiastas del cohete que se organizaron en la llamada Sociedad del Cohete (VfR), que más tarde jugaría un papel decisivo durante la SGM. (Wydler, 2011)

2.6. Cohetería

Un cohete es un vehículo o aeronave que obtiene su empuje por la reacción de la expulsión rápida de gases de combustión desde un motor cohete.

2.6.1. Tipos de cohetes de vuelo libre

Se puede clasificar en **cohetería espacial, cohetería amateur, de investigación y también según su clase.**

2.6.1.1. Cohete espacial

Es una máquina que, utilizando un motor de combustión, produce la energía cinética necesaria para la expansión de los gases, que son lanzados a través de un tubo propulsor. Por extensión, el vehículo, generalmente espacial, que presenta motor de propulsión de este tipo es denominado cohete o misil. Normalmente, su objetivo es enviar artefactos o naves espaciales y hombres al espacio. La importancia de los cohetes espaciales radica en su aplicación, esta puede ser militar o civil. Los tipos de cohetes espaciales se pueden clasificar de acuerdo al tipo de combustible usado:

a) Cohete de combustible líquido

Es en el que el propelente y el oxidante están almacenados en tanques fuera de la cámara de combustión y son bombeados y mezclados en la cámara donde entran en combustión.

b) Cohete de combustible sólido

Es en el que en ambos, propelente y oxidante, están ya mezclados en la cámara de combustión en estado sólido.

c) Cohete de combustible mixto

Es una mezcla de los dos anteriores.

En cuanto al número de fases, un cohete puede ser:

d) Cohete de una fase

En este caso el cohete es "monolítico".

e) Cohete de múltiples fases

Posee múltiples fases que van entrando en combustión secuencialmente y van siendo descartados cuando el combustible se agota, permitiendo aumentar la capacidad de carga del cohete.

2.6.1.2. La Cohetería amateur

También conocida como cohetería experimental amateur o cohetería experimental es un hobby en el que los participantes realizan actividades en las cuales todo el cohete es construido por el propio aficionado: el cohete en sí mismo, incluyendo especialmente el motor y en ocasiones hasta el propio combustible.

Nuestro diseño pertenece a la cohetería amateur pero daremos un enfoque más **investigativo e ingenieril** al diseño del cohete.

Entre los tipos de cohetería de aficionados encontramos modelos de varias potencias, donde los modelos se pueden clasificar en:

a) Modelismo Espacial Básico o Cohetería Modelista (Model Rocketry)

Son cohetes que se construyen con piezas pre-manufacturadas, y generalmente usan motores de pólvora negra de poca potencia. Son cohetes cuya masa no suele sobrepasar los 150 o 200 gramos, y vuelan hasta unos 300 metros de altura como máximo.

b) Cohetería Modelista de Potencia Media (Mid - Power Rocketry, también Large Model Rocketry, Cohetería Modelo de Gran Tamaño)

Estos cohetes usan motores comerciales, generalmente de combustibles compuestos; son cohetes con una masa algo menor a los 500 gramos, y suelen volar a mayor altura que los cohetes modelo. Los cohetes de media potencia son más complejos de construir que los cohetes-modelo, aunque la mayoría de los materiales y técnicas constructivas sean similares.

c) Cohetería Modelista de Alta Potencia (High-Power Rocketry)

Agrupar los cohetes más grandes construidos con componentes comerciales, incluyendo los motores. Estos cohetes tienen una masa que generalmente supera ampliamente los 500 gramos, de hecho, se han construido algunos cohetes de más de 30 kilogramos. No es imposible alcanzar con estos modelos alturas de varios kilómetros.

2.6.1.3. Cohetería Experimental Amateur

Esta es la categoría más desafiante de todas, ya que en ella existe independencia del tamaño o potencia del motor, y se la caracteriza porque todo el cohete -completo- es construido por el hobbista, incluyendo el motor, sin límite alguno.

2.6.1.4. Cohetes de investigación

Se diferencia principalmente por la carga paga. Los cohetes de investigación usualmente están diseñados para cumplir con una misión de la cual se obtendrán datos técnicos. El propósito de los datos es el de entender mejor alguna disciplina científica o fenómeno. En este rol, la carga paga se convierte en un dispositivo para obtener datos y puede ser necesario recuperar la carga paga, por lo tanto es necesario tener un sistema de recuperación.

Deben diseñarse medios para prevenir el daño de la carga paga dentro del sistema del cohete. Dentro de los cohetes de investigación tenemos:

a) Meteorológico

Pueden ser usados para desplegar dispositivos de medición a varias altitudes. Se obtienen datos proveyendo información sobre el aire, vientos, temperatura, radiación y humedad atmosférica.

b) Sensor de altitud

Son usados para obtener información específica a grandes altitudes sobre la superficie de la tierra. Estos sistemas de cohetes y mayoría de los sistemas de cohetes meteorológicos vuelan en trayectorias casi verticales.

c) Satélites

Pueden ser usados para desplegar satélites en la órbita de la tierra. Estos cohetes son usualmente multi-etapa. Para la parte del vuelo libre no guiado, es importante

tomar en cuenta los ahorros en hardware de guiado cuando no se requiere un posicionamiento muy preciso.

d) Despliegue

Son sistemas de cohetes que despliegan materiales ya sea para propósitos militares o de investigación.

2.6.1.5. Según su clase tenemos:

a) Clase 1-cohete modelo que:

- No utiliza más de 125 gramos (4.4 onzas) de propelente.
- Utiliza un propulsor de combustión lenta.
- Está hecho de papel, madera o plástico rompible
- No contiene partes metálicas sustanciales
- No pesa más de 1.500 gramos (53 onzas), incluyendo el propulsor.

b) Clase 2-Cohete de alta potencia que significa un cohete de aficionados que no sea un modelo de cohete que es propulsado por un motor o motores con un impulso total combinado de 40.960 Newton-segundo (9.208 libras-segundos) o menos.

c) Clase 3-Cohete de alta potencia avanzado que significa un cohete de aficionados que no sea un modelo de cohete o un cohete de alta potencia es decir, que supere los rangos establecidos.

2.6.2. Partes y Materiales

Las partes de un cohete básico de diseño amateur son:

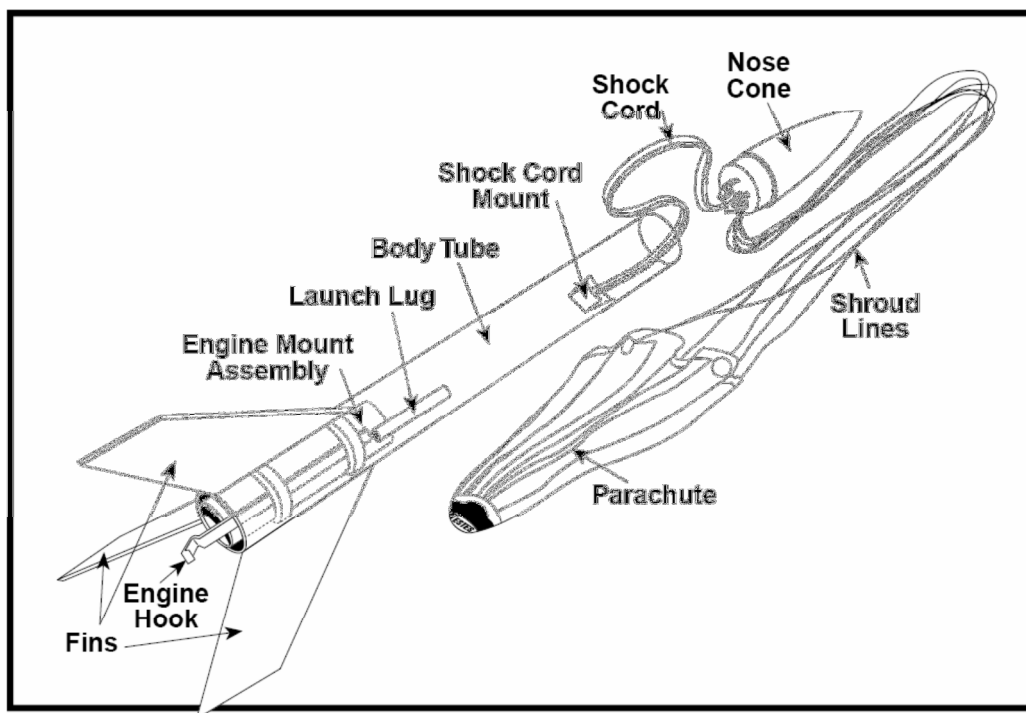


Figura 2.10: Partes principales de un cohete amateur.

Fuente: CVA Model Rocket Guide de Spain rocketry

Todas y cada una de las partes de un modelo de cohete tiene su importancia y tienen su determinada función en cada etapa del proceso. (Community of Ariane Cities (CVA), 2008)

Se puede diseñar un modelo sencillo o construir uno extremadamente complicado, pero siempre al final todo modelo de cohete se puede reducir a las partes básicas de un cohete como el de la **Figura 2.10**.

Normalmente un modelo de cohete suele tener una forma alargada y aerodinámica, acorde a las especificaciones morfológicas dadas por Jim Barrowman para la aplicación de sus ecuaciones. Aunque existes diversas formas aerodinámicas

en cuanto a misiles, cohetes, aviones etc. Siempre se aplican las mismas leyes que se indicaran en el Diseño.

2.6.2.1. El cono

El cono es la parte del modelo del cohete que “abre camino” durante el vuelo, su función es reducir la presión y permite que el aire transcurra con uniformidad en el cuerpo del cohete. Es el componente más importante por este motivo en el aspecto aerodinámico.

Sobre esta parte del modelo intervienen activamente las fuerzas aerodinámicas de arrastre que afectan al buen desarrollo del vuelo. El cono puede tener diferentes formas pero existen tres que son básicas y que se han utilizado por toda la historia. (Andres, 2008)

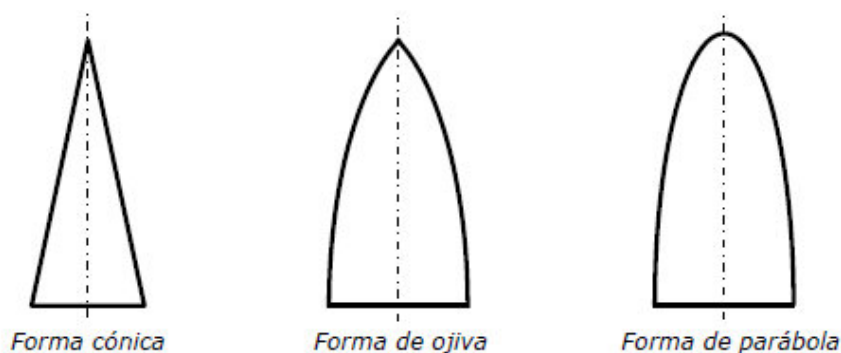


Figura 2.11: Tipos de conos utilizados en la historia.

Fuente: Modelismo Espacial de Jesús Manuel Recuenco Andrés

Más adelante se analizará las formas (**figura 2.11**), ya que cada una tiene su propio coeficiente de rozamiento y su localización del Centro de Presiones (CP).

Como materiales comunes se tiene:

Madera dura, abedul o arce.- material muy resistente pero pesado y para manufacturarlo es necesario una fresadora de madera, gracias a la densidad de ambas maderas, el acabado final es liso una vez impermeabilizado y pintado.

Fibra de vidrio.-Un material excepcionalmente ligero pero como desventaja es la dificultad de alcanzar un acabado liso a no ser que se le aplique varias capas de resina sobre el paño de fibra de vidrio haciéndolo un trabajo excesivo.

El plástico termo conformable.- Tiene la ventaja de tener una superficie muy lisa. Para obtener la forma se necesita de un bastidor el cual puede ser hecho utilizando un modelo pintado de madera para crear un molde de yeso.

Otra ventaja agradable del plástico termo conformable consiste en que puede ser pintado de cualquier color. La desventaja es el peso, ya que requiere paredes gruesas pues el material no es particularmente fuerte.

Aluminio.- Se realiza normalmente con torneado mecánico con 3” de diámetro o dependiendo también de las dimensiones del cuerpo que se utilice. Tenemos como ventajas: la fuerza, facilidad de trabajar con el material, la facilidad de trabajar el acabado final a fin de darle las tolerancias necesarias y la flexibilidad de diseño que el trabajo con maquinaria permite.

Las desventajas son evidentes, el costo del material por las elevadas pérdidas debidas al desperdicio del mismo. También el maquinado requiere de habilidad.

Poliéster reforzado con fibra de vidrio.- Esta alternativa presentada por (Richard Nakka's, pág. 4) implicaba un molde "macho" de madera dura (arce) de la forma exacta y las dimensiones de la ojiva final. Un molde "hembra" fabricado aplicando varias capas de látex líquido sobre el molde de madera, dejando secar cada capa antes de la aplicación de la siguiente como se muestra en la **figura 2.12**.

Las ventajas de este proceso es que el material termina siendo fuerte, terso, y de peso ligero, pero implica un gran esfuerzo y tiempo.



Figura 2.12: Cono de poliéster reforzado con fibra de vidrio

Fuente: Richard Nakka's Experimental Rocketry traducido por José L. Sánchez

2.6.2.2. Zona de la carga útil y componentes eléctricos

En esta zona se encuentra cualquier tipo de carga según la función del cohete como por ejemplo equipos de meteorología, implementos robóticos, GPS, etc. En nuestro caso al tratarse de un cohete amateur, no tendremos ninguna carga útil ni componentes eléctricos.

2.6.2.3. El cuerpo

El cuerpo de un modelo de cohete básico, consiste en un cilindro hueco o tubo de una determinada longitud y grosor en cuyo interior se alojan el Sistema de recuperación, el Sistema contra incendios y el Soporte del motor, es decir que todas las demás partes se conectan a esta. El diseño del cuerpo de un modelo de cohete puede ser muy simple (un tubo), o puede tener una o varias “transiciones cónicas” (conical shoulders) que aumentan o reducen el diámetro del cuerpo.

Como materiales tenemos:

Tubo delgado de acero.- Es un peso relativamente ligero y posibilita a una altura aproximada de 500 pies. No se requiere el uso de un sistema de recuperación ya que el material queda en condiciones aceptables para un nuevo uso, el problema radica que el tubo delgado nos permite usar motores pequeños, al pensar en mayores altitudes se necesitan motores más gruesos y un sistema de recuperación el cual necesita una amplia cámara para su eyección correcta.

Tubo de aluminio de 2”.- permite tener un peso liviano y es ideal para un sistema de recuperación básico pequeño dado por el tamaño de la cámara donde se encuentra alojado.

Tubo de aluminio de 3”.- Es ideal con un sistema de recuperación para grandes altitudes pero es difícil de conseguir en el mercado un tubo de este diámetro ya que con esta medida se encuentran paredes bastante gruesas lo cual costaría más ya que se realiza trabajo de torneado para bajar el grosor de la pared corriendo el peligro de rajaduras en la costura del tubo.

Otra solución es crear la tubería de 3" por medio de una plancha que es más factible encontrar en el grosor que sea más conveniente.

Cartulina gruesa reforzada.- su peso, su precio y facilidad de conseguir en el mercado lo hacen un material muy bueno para vuelos pequeños, la desventaja de este material es el grueso del pared lo cual reduce el volumen interior y las limitaciones prácticas como por ejemplo tratar de taladrar un agujero limpio en la cartulina.

Tubo de desagüe de cloruro de polivinilo de 5/64".-un material ligero en lo cual radica una fuerte ventaja, resistente aunque la desventaja se encuentra en que este material se vuelve frágil en tiempos de frío (temperaturas de invierno)

Cloruro de polivinilo de gotera PLASTMO.- Es un muy buen fuselaje ya que pesa el 40% menos que los tubos de desagüe PVC (0.60 kilogramos / metro) encontrando en el mercado de 3 y 4 pulgadas.

2.6.2.4. El Sistema de Recuperación.

Es el sistema que permitirá traer sano y salvo al cohete a tierra. Ya sea de una fase o varias es necesario que el cohete cuente con un sistema de este tipo incluso por la seguridad del descenso.

Normalmente la expulsión del sistema se realiza una vez haya transcurrido un tiempo de retardo con objeto de dar tiempo a que el modelo alcance su apogeo (momento de caída libre). Este retardo puede realizarse bien con la carga incorporada en el propio motor que se encuentra normalmente en cohetes pequeños, o bien mediante un temporizador electrónico que active una carga pirotécnica instalada en

el interior del cuerpo del modelo. En los cohetes de alta potencia (HPR) se utiliza normalmente el temporizador.

Como ejemplos de sistemas de recuperación tenemos:

a) Planeo:

Este sistema emplea todos los fundamentos de planeo de los aviones, alas delta a fin de lograr que el cohete llegue sin ningún percance a tierra

La FAI en su Sección IV, Clase S-4 define las características que deben reunir estos modelos para competir en la modalidad de permanencia en vuelo con planeo. También existe otra modalidad de recuperación con planeadores RC (Radio Control), en esta modalidad predomina la pericia del piloto para aterrizar el planeador con precisión en una pista de aterrizaje.

(Andres, 2008) Afirma: **“En Modelismo espacial está prohibido “dirigir” cohetes por Control Remoto (RC), y en general, no se deben transmitir señales por radio desde tierra a un modelo, pero no al revés. En cuanto a los planeadores RC, la única restricción que tienen es que durante el ascenso o impulso del motor-cohete, el equipo RC debe estar en modo “standby” o desconectado”.**

b) Serpentín:

Como se observa en la **figura 2.13**, es un conjunto de cintas muy amplias y bastante largas, que se despliegan para frenar la caída del modelo durante el descenso. Es un sistema típico en modelos muy pequeños y de poco peso.

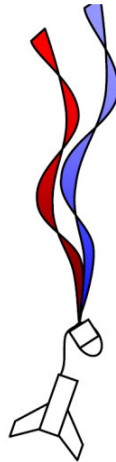


Figura 2.13: Modelo de recuperación tipo serpiente

Fuente: FAI: Federación Aeronáutica Internacional

La FAI (FAI: Federación Aeronáutica Internacional) en su Sección IV, Clase S-6 define las características que deben reunir estos modelos para competir en la modalidad de descenso con serpiente. Obviamente este descenso no es muy seguro y compromete mucho a las partes que conforman el cohete por tal razón se recomienda en cohetes básicos.

c) Girocóptero

Consiste en un modelo capaz de modificar su situación inicial y encontrar características físicas capaces de frenar la velocidad de descenso (**figura 2.14**).

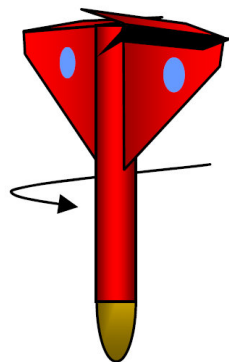


Figura 2.14: Modelo de recuperación tipo girocóptero

Fuente: Modelismo Espacial de Jesús Manuel Recuenco Andrés

Normalmente es un mecanismo que se encuentra en las alas de tal forma que al finalizar el ascenso se activa el despliegue del sistema para que el modelo descienda girando sobre sí mismo como un helicóptero.

La FAI en su Sección IV, Clase S-9 define las características que deben reunir estos modelos para competir en la modalidad de permanencia y descenso con girocóptero.

d) Paracaídas

El Sistema de Recuperación por excelencia es el paracaídas (**figura 2.15**). Desde los inicios de ésta actividad y en la mayoría de los modelos de cohete, el paracaídas es el sistema más utilizado por los modelistas.

Las dimensiones y forma dependerá del modelo del cohete y cada tipo de misión, esto implica la altura deseada, el objetivo, etc. Suelen confeccionarse con materiales ligeros, especialmente la seda. También pueden fabricarse con un trozo de plástico fino o un trozo de tela de nylon. (Jorgen Franck)

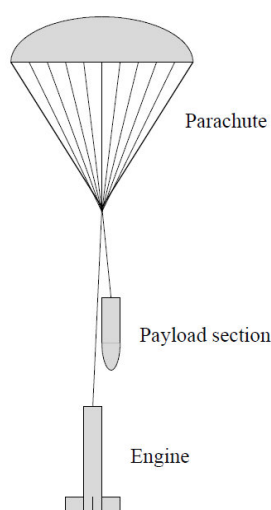


Figura 2.15: Uso del sistema de recuperación tipo paracaídas

Fuente: The Recovery of Rockets Jorgen Franck

2.6.2.5. El Soporte del motor.

Como se observa en la **figura 2.16**, consiste en una porción de tubo en cuyo interior se introduce el propulsor o motor. Su diámetro irá en función del motor que usemos.

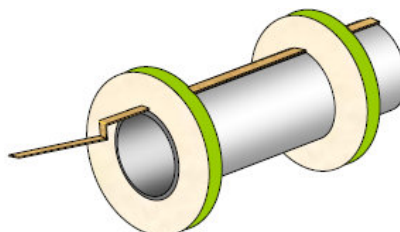


Figura 2.16: Forma del soporte para un motor amateur.

Fuente: Modelismo Espacial de Jesús Manuel Recuenco Andrés

Dos tubos en forma de donas hacen que el tubo antes nombrado se sujete al cuerpo del cohete (tubo principal) en donde el diámetro de estos tubos en forma de donas es exactamente igual al diámetro interno a fin que produzca presión.

Todo el conjunto puede pegarse al interior del cuerpo, quedando de esta forma fijo para un sólo tipo de motor, o bien puede diseñarse para ser intercambiable y de esta forma poder utilizar diferentes tipos de motor con el mismo modelo. El motor finalmente queda retenido en el interior del Soporte por una varilla de material flexible.

2.6.2.6. La abrazadera

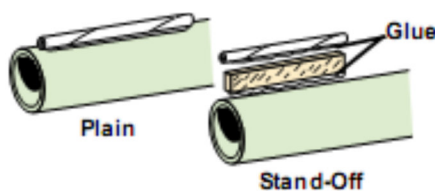


Figura 2.17: Abrazadera para fusionar con estructura de lanzamiento

Fuente: CVA Model Rocket Guide de Spain rocketry

Este es un pequeño tubo de carácter rígido, de papel, plástico o metálico, Unido a la parte exterior del cuerpo y paralelo al eje longitudinal del modelo como se muestra en la **figura 2.17**. En los Cohetes de Alta Potencia (HPR), en lugar de una abrazadera, incorporan un adaptador en forma de **T** para deslizarse por una guía de corredera o rampa de lanzamiento.

El pequeño tubo tiene que tener una relación adecuada entre el cohete en cuestión y la guía o rampa de lanzamiento que se utilice ya que esta le dará determinada dirección de vuelo. (Community of Ariane Cities (CVA), 2008)

2.6.2.7. El Sistema Contra-incendios.

Para garantizar una buena recuperación después de cada lanzamiento, es imprescindible que disponga en su interior de un buen sistema contra incendios (**figura 2.18**).



Figura 2.18: Algodón Ignifugo

Fuente: Modelismo Espacial de Jesús Manuel Recuenco Andrés

Al finalizar un tiempo de retardo, y normalmente cuando el cohete comienza a caer, los gases producidos por la ignición de la carga de eyección harán que se expulse el sistema de Recuperación.

Los gases que se producen se encuentran a una temperatura elevada de calor en fracciones de segundos lo cual hace que se encuentre comprometido el interior del cohete e incluso el mismo sistema de recuperación. Existe un algodón llamado Ignifugo para evitar este suceso o a su vez un algodón normal impregnado en polvos de talco que debe quedar alojado entre el Soporte del motor y el Sistema de Recuperación.

El desgaste del interior del cuerpo se debe a las altas temperaturas de los gases de eyección del Sistema de Recuperación. Otro método muy eficaz es usar pintura en el interior del cuerpo de tipo terrosa ignífuga, lo negativo es el aumento del peso del cohete pero alarga la vida del cohete significativamente.

2.6.2.8. Las aletas.

Las aletas sirven para estabilizar el modelo y mantenerlo en la dirección de vuelo guiando al cohete aerodinámicamente. El perfil de una aleta debe ser aerodinámico, semejante al del ala de un avión, pero con la salvedad de que, en condiciones normales de vuelo, el aire fluye por ambas caras a igual velocidad y presión.

El número y la forma de las mismas pueden ser muy variadas (**figura 2.19**), pero en definitiva deben ser superficies lisas que deben estar perfectamente alineadas y adosadas al exterior del cuerpo de forma que no se puedan desprender durante el vuelo o durante la fase crítica del lanzamiento.

La máxima altitud que pueda alcanzar un modelo de cohete estará condicionada en gran medida por la realización de un diseño de aletas adecuado al tipo de modelo.

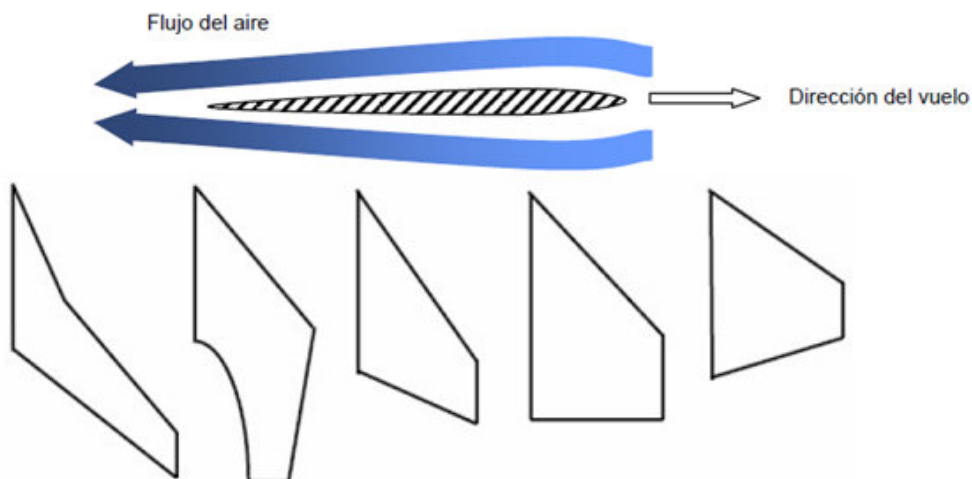


Figura 2.19: Diferentes tipos de aletas

Fuente: Modelismo Espacial de Jesús Manuel Recuenco Andrés

Uno de los factores más significativos es definir el tamaño justo de las aletas para proporcionar la estabilidad adecuada. La reducción al mínimo del tamaño de aleta se considera importante, no tanto por el peso o consideraciones de drag, más bien para reducir el "shuttlecocking" (Efecto del viento que incide en el ala).

Como materiales podemos usar:

Hoja de aluminio.- Es un material fácil de conseguir y permite darle a las alas la forma adecuada calculada no siendo tan grueso como para producir el efecto del viento.

Hoja plexiglás (acrílica).- Muy buena apariencia, precio económico e igual que el aluminio, adecuado para dar forma según cálculos. Como desventaja tenemos que con motores de potencia alta el material se gasta mientras el cohete asciende.

2.6.2.9. La tobera



Figura 2.20: Tobera de acero suave

Fuente: Richard Nakka's Experimental Rocketry; mecanizado de toberas para cohetes traducido por José L. Sánchez

La tobera es un elemento clave en un motor de cohete. Este componente sirve para acelerar una voluminosa masa de gases de combustión inmóviles a velocidades supersónicas, dentro de una distancia muy corta, al hacer esto, produce el empuje útil.

Una tobera está sometida a muy altas presiones, y a un flujo muy veloz y denso de gases a altas temperaturas. Por ello, una tobera debe ser fabricada con un material que sea capaz de resistir tales condiciones de carga estructural y térmica. También, cualquier restricción al libre flujo de los gases debe ser reducida al mínimo, lo que hace necesario que la superficie de flujo esté lo más lisa y pulida posible. Considerando el esfuerzo y el tiempo invertido en la fabricación de la tobera, obviamente es deseable la posibilidad de su uso continuo.

Por suerte, el acero ordinario suave es adecuado para esta aplicación, al menos, para la mayor parte de los propulsores experimentales. Cualquier acero

suave laminado en frío o en caliente puede usarse. El acero laminado en caliente es más suave y como tal es más fácil de cortar. El laminado en frío proporciona un mejor acabado superficial con menos esfuerzo y produce virutas menos problemáticas. Por lo general se usa acero AISI 1018, quizás porque es el que está más fácilmente disponible como se observa en la **figura 2.20**.

Otro material posible es "Ledloy" (12L14) que es un acero con una pequeña aleación de plomo. Es ideal por su fácil manufactura, quizás el aspecto más agradable de mecanizar Ledloy es que las virutas se desprenden rompiéndose en pequeños trozos que desaparecen de la herramienta de corte, a diferencia de la viruta larga "filiforme" que el acero suave (como el 1018) forma.

Ledloy se encuentra fácilmente, pero su costo es ligeramente más elevado que el acero normal. Otra alternativa es el acero inoxidable. Ambas posibilidades deberían usarse con precaución ya que estas aleaciones pueden ser menos resistentes a altas temperaturas que el acero suave. El acero de aleación 4130 no se debe usar, debido a su inferior punto de fusión y dificultad de mecanizado.

Un material *no metálico* alternativo especialmente apropiado para este uso es el grafito, aunque el empleo de este material requiera consideraciones especiales, debido a la gran cantidad de polvo sucio y eléctricamente conductor que se genera durante el mecanizado. Una vieja aspiradora con un filtro para polvo muy fino va muy bien para eliminarlo. Las toberas de grafito son ideales para su utilización con propulsores de alta temperatura de combustión como el APCP, para el cual el acero no es conveniente.

Aleaciones con el punto de fusión bajo como el aluminio y el cobre no son adecuados para toberas multiuso, a no ser que se utilice un inserto en la garganta resistente a las altas temperaturas (esto complica la fabricación).

2.6.3. Etapas de vuelo de un cohete

Según (Andres, 2008) Las diferentes etapas durante el vuelo de un modelo de cohete en general son las siguientes:

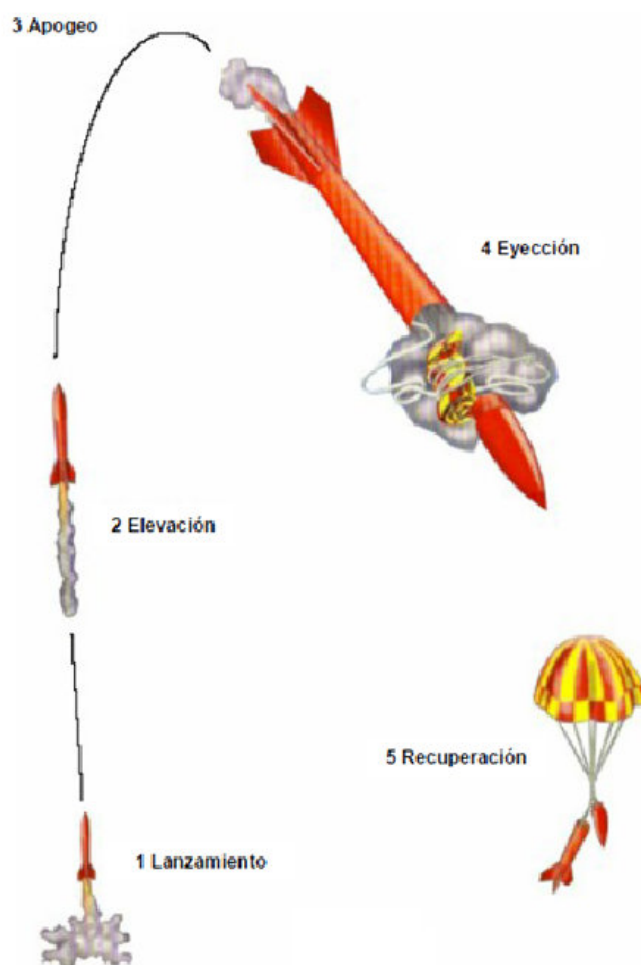


Figura 2.21: Etapas de vuelo de un cohete

Fuente: Modelismo Espacial de Jesús Manuel Recuenco Andrés

- a) **Lanzamiento:** En el lanzamiento se produce la máxima aceleración. En esta fase del vuelo, el modelo soporta la presión del aire ejercida por la aceleración del motor.

- b) **Elevación:** El motor agota su propelente y el modelo continúa ascendiendo por inercia hasta alcanzar su máxima altitud. En esta fase del vuelo el cohete va perdiendo velocidad hasta alcanzar su apogeo.

- c) **Apogeo:** En este punto que denominamos “apogeo”, el modelo tiene una velocidad nula y ha alcanzado su máxima altitud. Seguidamente comienza a caer por su propio peso describiendo un arco.

- d) **Eycción:** Transcurrido un tiempo de retardo, se despliega el sistema de recuperación por efecto de los gases de eycción que expulsan el Sistema en cuestión.

- e) **Recuperación:** El modelo desciende lentamente hasta llegar al suelo por medio del Sistema de Recuperación.

2.6.4. Principios de propulsión y aerodinámica

La propulsión se da gracias a la fuerza que proporciona el motor al quemarse en su interior el propelente y producir gases de expansión. Estos gases se chocan con partículas de aire y el suelo de asentamiento lo cual produce la resistencia y hace que el cohete no pueda desarrollar la velocidad ideal. Es por esta razón que los cohetes

trabajan mejor en el espacio ya que no tienen contra fuerzas como el aire, presión atmosférica. (Bueno, Calderón, & Otálora, 2009)

La presión atmosférica al nivel del mar es aproximadamente 14.7 libras por pulgada cuadrada (1 atm) esto quiere decir que los gases de escape de la tobera del cohete deben empujar 14,7 libras de aire en cada pulgada cuadrada del área de salida de la tobera, pero mientras el cohete asciende, la presión atmosférica decrece rápidamente lo que permite que los gases de escape tengan mayor velocidad gradualmente en ascenso. Cerca de 60,000 pies de altura (18 Kilómetros), la presión es menor que 1 libra por pulgada cuadrada y rápidamente decrece hasta llegar a aproximadamente a cero en donde podríamos decir que el motor se encuentra en su mayor eficiencia. **Es importante señalar que esta presión en todo momento se encuentra en todo el cuerpo de la tobera.**

a) Fuerza de resistencia al avance (También conocida como fuerza de arrastre).-

Es la que representa la magnitud de la fuerza resultante entre la interacción de un fluido con un objeto, siendo esta fuerza paralela a la dirección del movimiento del fluido. Esta también se llama la fuerza de arrastre debido a que siempre tendrá la dirección contraria a la dirección del objeto.

Esto se debe a que los efectos viscosos del fluido producen esfuerzos cortantes, τ_w , y esfuerzos normales debido a la presión, p , sobre las paredes del cuerpo

b) Resistencia al avance inducido.- Es una clase de resistencia que resulta siendo proporcional a la sustentación, es decir entre más sustentación exista, más fuerza

de resistencia al avance inducido ocurra sobre el eje horizontal del objeto que interactúa con el fluido.

c) **Coefficiente de Arrastre.**- El coeficiente de arrastre puede ser expresado como C_d para un objeto bidimensional o tridimensional, el cual determina la cantidad de fuerza de arrastre que un objeto tridimensional puede producir en función de su tamaño, su forma y la energía del fluido en la que interactúa.

d) **Efectos de compresibilidad.**- Los efectos del número de Mach y número de Reynolds están relacionados porque ambos son directamente proporcionales a la velocidad relativa del flujo pero suele ser bastante complicada. Sin embargo, para la mayoría de los problemas de ingeniería se realizan las siguientes simplificaciones.

Para números de Mach pequeños, $Ma < 0.5$, el coeficiente de arrastre se lo considera principalmente dependiente de Re , porque los efectos viscosos son más importantes que efectos de compresibilidad.

En cambio, para $Ma \geq 0.5$ el coeficiente de resistencia depende mayormente de Ma , ya que los efectos de compresibilidad son mayores que los efectos viscosos.

e) **Fuerza de sustentación.**- La fuerza de sustentación se representa en términos aerodinámicos como la magnitud de la fuerza resultante entre la interacción de un fluido con un objeto, siendo esta fuerza perpendicular a la dirección del movimiento del fluido.

f) **Flujo externo.**- Incidirá en el estudio de las fuerzas que se generan entre un cuerpo y un fluido que básicamente son las llamadas fuerzas de sustentación y arrastre como lo muestra la **figura 2.22**. El flujo externo se caracteriza por:

- Los fluidos externos pueden modelarse con fluidos no viscosos.
- Los efectos viscosos que puedan existir tiene relevancia en la capa límite.
- La capa límite está unida a la frontera, en el cual la velocidad del fluido con respecto al cuerpo varía desde 0 hasta 99 % de la velocidad del a corriente exterior. Dependiendo de cómo se mueva el fluido en su interior, la capa limite puede ser laminar, turbulenta o coexistir zonas de flujo laminar y turbulento.

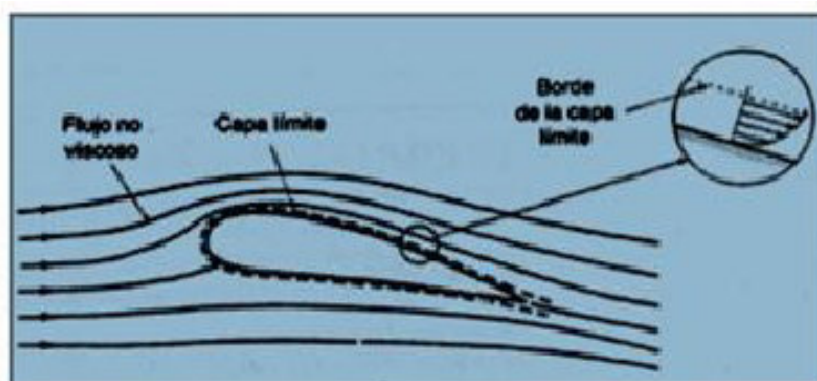


Figura 2.22: Flujo alrededor de una superficie aerodinámica.

Fuente: Análisis Aerodinámico y estructural de los cohetes de Álvaro Bueno

g) **Fuerza normal de arrastre.**- Se denomina Fuerza Normal de Arrastre F_{NA} a la suma de todas las fuerzas normales de presión que el aire ejerce sobre el cohete, las cuales se concentran en un punto sobre la superficie que se denomina "Centro de presiones".

La fuerza normal de arrastre que actúa sobre un cohete, depende de la forma que tenga el modelo, la densidad del aire, la velocidad del modelo, el área de la sección de la base de referencia del cohete y del modelo, el área de la sección de la base de referencia del cohete y del ángulo de ataque con el que el cohete ha sido lanzado.

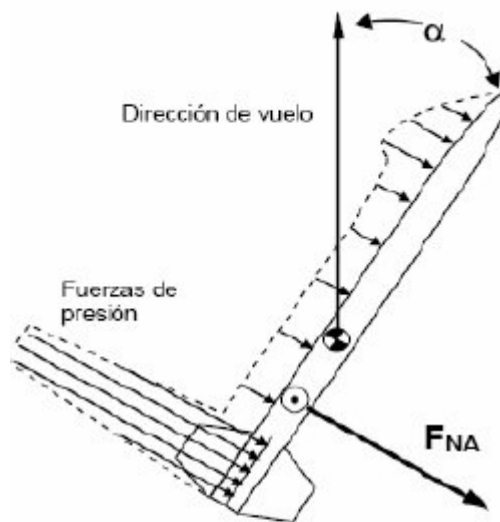


Figura 2.23: Fuerza normal del cohete para centro de presión

Fuente: <http://los-cohetes.8k.com/nocion/estabilidad.htm>

Cuando el ángulo de ataque (ángulo de lanzamiento del cohete) tiene valores cercanos a cero, la fuerza de arrastre tiende a cero ya que es directamente proporcional, observando en la **figura 2.23**, que la fuerza normal de arrastre actúa siempre sobre el Centro de presiones, y la magnitud que tenga en cada momento originará que el cohete gire siempre sobre su centro de gravedad creando un momento de giro. Si el cohete es estable, el giro tendrá que ser en dirección hacia el ángulo de ataque igual a cero.

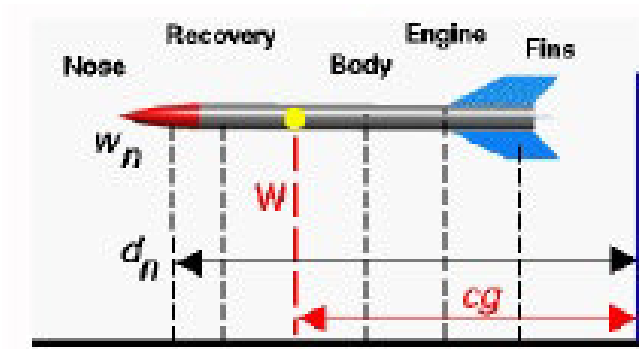
h) Estabilidad estática.- Un cohete es considerado estáticamente estable si una pequeña perturbación a su estado de equilibrio genera fuerzas que tienden a restaurar el equilibrio del cohete.

i) Inestabilidad estática.- Un cohete es considerado estáticamente inestable si las fuerzas tienden a incrementar los efectos de una perturbación. (www.los-cohetes.8k.com, 2005)

j) Centro de gravedad (CG).- Es el punto geométrico donde se presume que se agrupa toda la masa del cohete y sobre el cual, dicho cohete puede estar en equilibrio. La idea de centro de gravedad es bastante intuitiva. Hay que tener en cuenta que el centro de gravedad varía a medida que el propulsor se va consumiendo.

El cohete es el conjunto de diferentes etapas de las cuales podemos hallar su (CG) y su peso. Por lo cual la distancia del CG a la línea de referencia por el peso del cohete tiene que ser igual a la suma de los CG de las diferentes etapas por la distancia a la línea de referencia (**figura 2.24**):

- “W” es la masa vista desde su centro de gravedad
- “d” es la distancia de la línea de referencia.



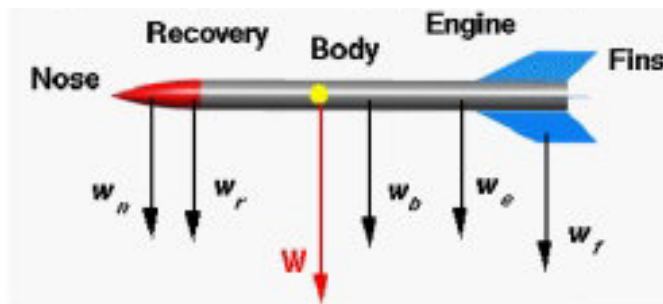


Figura 2.24: Centro de gravedad y pesos de cada componente

Fuente: Análisis Aerodinámico y estructural de los cohetes de Álvaro Bueno

$$W_t := W_n + W_r + W_c + W_e + W_f \quad (0.1)$$

$$W_t \cdot c_g := W_n \cdot d_n + W_r \cdot d_r + W_c \cdot d_c + W_e \cdot d_e + W_f \cdot d_f \quad (0.2)$$

2.6.5. Estabilidad del cohete

Al diseñar un cohete, su estabilidad es de suma importancia. Una pequeña ráfaga de viento o alguna otra perturbación pueden provocar que el cohete se incline ligeramente respecto a su orientación actual. Cuando esto ocurre, la línea central del cohete ya no es paralela a la velocidad del cohete. Esta condición se llama **volando con un ángulo de ataque α , donde α es el ángulo entre la línea central de cohetes y el vector de velocidad.** (Niskanen, OpenRocket technical documentation, 2013)

Cuando un cohete estable vuela con un ángulo de ataque, sus aletas producen un momento para corregir el vuelo del cohete. El momento corrector se produce por las fuerzas aerodinámicas perpendiculares al eje del cohete. Cada componente del cohete puede ser visto como un productor de la fuerza normal procedente de un centro de presiones (CP) del componente, como se representa en la **Figura 2.25**

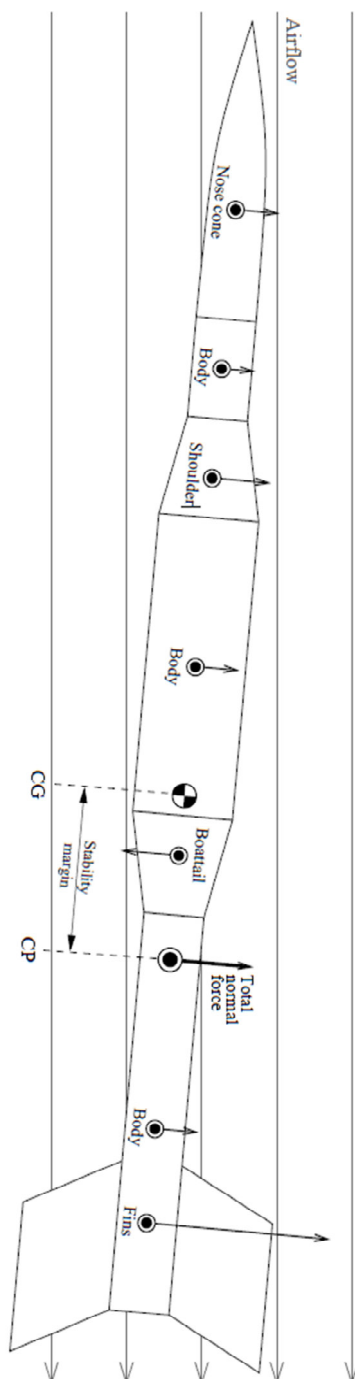


Figura 2.25: Fuerzas normales de cada componente de un cohete.

Fuente: OpenRocket technical documentation de Sampo Niskanen

El efecto de las fuerzas normales separadas se puede combinar en una única fuerza, la magnitud del cual es la suma de las fuerzas separadas y que efectúa el mismo momento todas ellas. **El punto en el que actúa la fuerza total se define**

como el centro de presión del cohete (CP). Como puede verse en la anterior figura, el momento producido intenta corregir el vuelo del cohete siempre y cuando el CP se encuentra detrás del Centro de gravedades (CG). Si se cumple esta condición, el cohete se dice que es estáticamente estable. Un cohete estáticamente estable siempre produce un momento correctivo cuando se vuela a un pequeño ángulo de ataque como se puede observar en la **figura 2.26**.

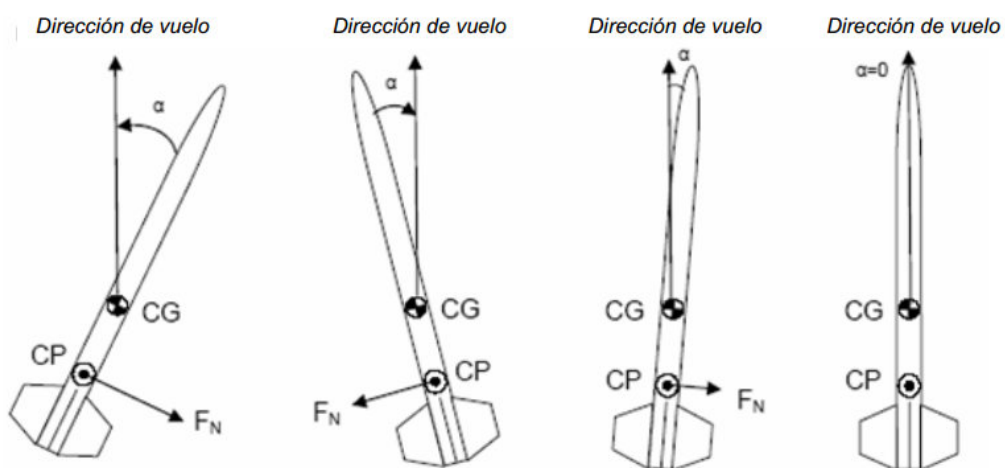


Figura 2.26: Correcciones durante el vuelo en un modelo estable

Fuente: Modelismo espacial de Jesús Manuel Recuenco Andrés

La estabilidad estática no puede darse por dos condiciones: en primer lugar, las fuerzas normales podría anularse mutuamente, en cuyo caso un momento se produciría pero con fuerza cero en total. En segundo lugar, la fuerza normal a la CP podría ser en la dirección equivocada, produciendo un momento no correctivo. Sin embargo, se verá que el único componente para producir una fuerza hacia abajo es una transición de mayor a menor si lo existiera, y la fuerza es equivalente a la correspondiente ampliación del cuerpo. Por lo tanto, la fuerza total que actúa sobre el cohete no puede ser cero ni en una dirección para producir un momento incorrecto cuando el CP este longitudinalmente al CG.

El margen de estabilidad de un cohete se define como la distancia entre el CP y CG, medida en calibres, donde 1 calibre es el diámetro máximo del cuerpo del cohete. Una regla entre los profesionales diseñadores de cohetes es que el CP debe ser de aproximadamente 1-2 calibres. Sin embargo, el CP de un cohete normalmente se mueve hacia arriba cuando el ángulo de ataque aumenta. **En algunos casos, un margen de estabilidad calibre 1-2 puede desaparecer totalmente en un ángulo de ataque de sólo unos pocos grados.** Como el viento lateral es la causa principal de los ángulos de ataque, este efecto se llama *inestabilidad producida por el viento*.

Otra cuestión relativa muy importante es la dinámica de un cohete. Un cohete que es estáticamente estable todavía puede ser insuficiente para devolver al cohete la orientación original con la suficiente rapidez. Los cohetes pueden encontrar varios tipos de inestabilidad dinámica en función de su forma, tamaño y masa:

1. **Demasiados amortiguamientos de oscilación pequeños.** Al querer corregir el momento puede significar sobre-correr la perturbación, requiriendo un momento de corrección en la dirección opuesta. Esto puede conducir a la oscilación continua durante el vuelo.

2. **Demasiado momento corregido.** Este es el caso de una oscilación sobre-amortiguada, donde el momento correctivo es demasiado pequeño en comparación con el momento de inercia del cohete. Antes de que el cohete sea capaz por sí mismo de corregir su orientación, el empuje del motor afectará significativamente la dirección del vuelo.

3. Efecto alabeo - cabeceo. Si el cohete tiene una frecuencia natural de balance (por ejemplo, causada por las aletas) y esta se acerca a la frecuencia de oscilación del cohete, se produce un efecto llamado roll-pitch (alabeo - cabeceo) que causa inestabilidad en el cohete.

2.6.6. Aerodinámica (Centro de presión del cohete)

Para ubicar el centro de presiones se puede utilizar el método analítico en el cual se asume que el área transversal total del cohete por la distancia a su centro de presiones es igual al área de cada una de sus partes por la distancia a la misma línea de referencia de sus respectivos centros de presiones. En las formas triangulares se asume que el centro de presiones se ubica a $1/3$ de su altura y en las formas rectangulares a $1/2$ de su altura. Pero para nuestro caso para el cálculo del centro de presión se utilizará el método de Barrowman (Barrowman & Barrowman, 1966).

Método Barrowman

El método que se ha impuesto para el cálculo del C_p se basa en una teoría y ecuaciones desarrolladas por James Barrowman, Ingeniero aeroespacial en Fluidos y Dinámica del Vuelo.

La metodología que él empleo es:

- 1- Dividir el cohete en partes separadas.
- 2- Analizar cada parte separadamente.
- 3- Analizar los efectos de la interferencia entre las porciones.
- 4- Simplificar los cálculos donde sea necesario.

- 5- Combinar los resultados de los análisis separados para obtener la respuesta final.
- 6- Verificar el análisis por medio de experimentos.

El método se basa en las siguientes hipótesis:

- 1- El flujo de aire alrededor del cohete es suave y sin bruscas transiciones, es decir sin vórtices.
- 2- La punta del cohete es puntiaguda.
- 3- Las aletas están hechas de placas finas.
- 4- El ángulo de ataque es pequeño y muy cercano a cero.
- 5- El flujo de aire es estacionario.
- 6- El largo del cohete es significativamente mayor que su diámetro.
- 7- El cuerpo del cohete es simétrico respecto a su eje longitudinal.

En la práctica la validez es para ángulos de ataque de hasta 10 grados y velocidades de 180 m/seg.

El Método Barrowman divide el cohete en una serie de partes estandarizadas:

- 1- Cono.
- 2- Cuerpo cilíndrico.
- 3- Transiciones cónicas de engrosamiento (conical shoulder).
- 4- Transiciones cónicas de reducción (Conical bottail).
- 5- Aletas.

Para cada una de estas partes se deriva un análisis que da la posición del centro de presión y la fuerza aerodinámica actuante. Combinando todos estos elementos se obtiene como resultante el Centro de Presión C_p .

2.7. Toberas en los cohetes (Sistema del motor del cohete)

La función de la tobera del cohete es convertir la energía térmica del propulsor en energía cinética tan eficientemente como sea posible, con el fin de obtener la velocidad de escape a lo largo de la dirección deseada.

La masa de una tobera del cohete es en gran parte la masa del motor. Muchas de las fallas encontradas en los motores son por causa de un mal diseño de la tobera. Los datos históricos sugieren que el 50% de los fallos de cohetes sólidos tuvieron relación con problemas de la boquilla. La forma en sí sugiere una garganta la cual cumple la función de compresora del gas con el fin de que alcance mayor presión y por lo tanto mayor velocidad.

2.7.1. Principios para el diseño de la tobera

El diseño de la tobera debe tomar en cuenta los siguientes parámetros:

- Tamaño de la tobera (necesario para obtener un mejor rendimiento) frente al peso de la misma.
- La complejidad de la forma de diseño en comparación con el costo de fabricación.

- El material de construcción el cual permite al propelente quemarse a la suficiente alta temperatura y presión para producir la máxima cantidad de partículas de fluido o gas.
- Debe ser diseñado de manera que las partículas tomen solo una dirección de salida para aprovechar el máximo de energía cinética.
- El diseño de la garganta debe realizarse de tal manera que se aproveche la mayor cantidad de energía cinética acelerando a la mayor velocidad posible el fluido o gas.
- Se debe permitir la expulsión del producto lo más rápido posible luego de la eyección por la tobera para superar la presión atmosférica y prevenir presiones de retorno.

2.7.2. Distribución en la cámara de combustión y la tobera

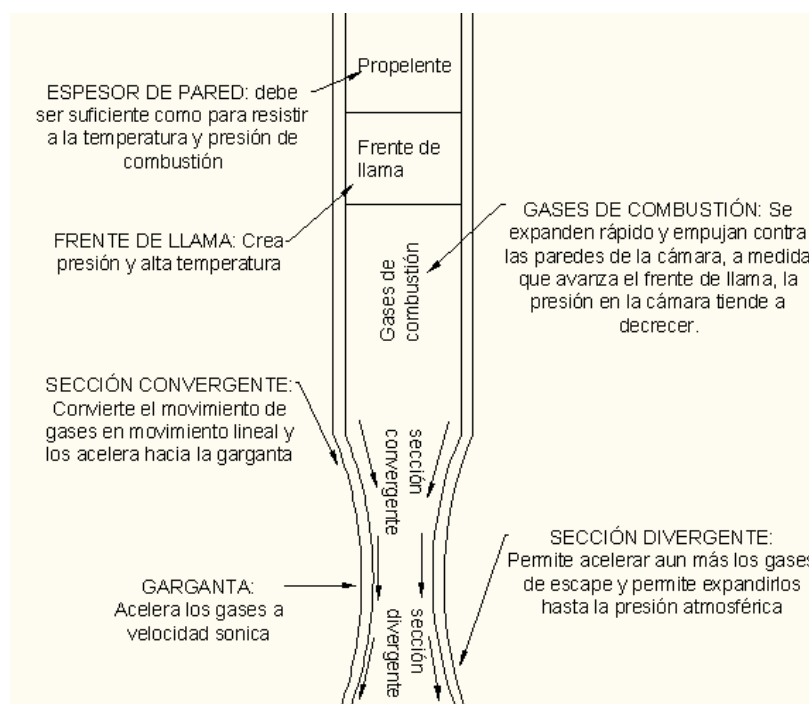


Figura 2.27: Distribución en cámara de combustión y tobera

Fuente: Brinley, C. B. (1964). *Rocket manual for amateurs*. New York: Ballantine books.

Como se puede observar en la **figura 2.27**, obtener una velocidad ideal depende de la conformación de la tobera y la relación que esta tenga en cuanto al volumen de la cámara de combustión y la presión creada por el propelente quemado, la forma del grano (circular, tubular, en cruz, etc.) y también las dimensiones de la cámara de combustión determinan la manera como se comporta (tiempo y forma) el proceso en el motor del cohete.

Si la forma del grano es circular (end burning), el diámetro de la cámara determina automáticamente el área de la superficie y en consecuencia, la cantidad o peso de combustible quemado por segundo. (Brinley, 1964)

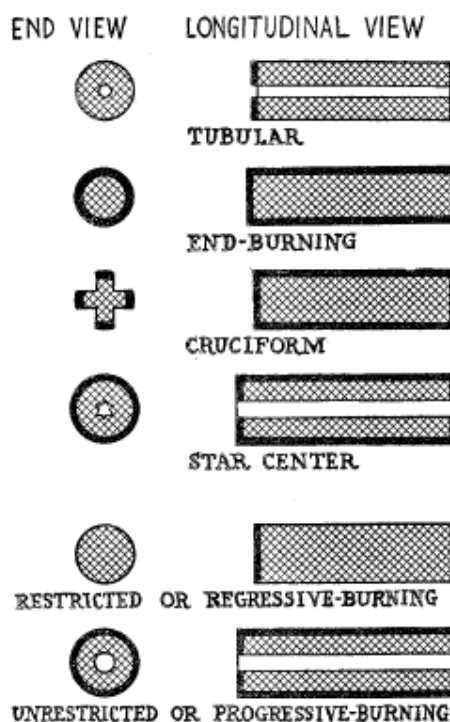


Figura 2.28: Diferentes formas de propelente

Fuente: Brinley, C. B. (1964). *Rocket manual for amateurs*. New York: Ballantine books

2.7.3. Tipos de toberas para cohetes.

El sector más importante de la tobera es en donde su forma es divergente por lo cual los tipos de toberas basan en gran manera sus diferencias en este sector (Huzel, Huang, & Aerospaceweb.org, 1967).

2.7.3.1. Boquilla cónica

- Más fácil de fabricar - para pequeños propulsores (**figura 2.29**)
- Las pérdidas por divergencia: la velocidad de salida no es total ya que no sale completamente en la dirección deseada.

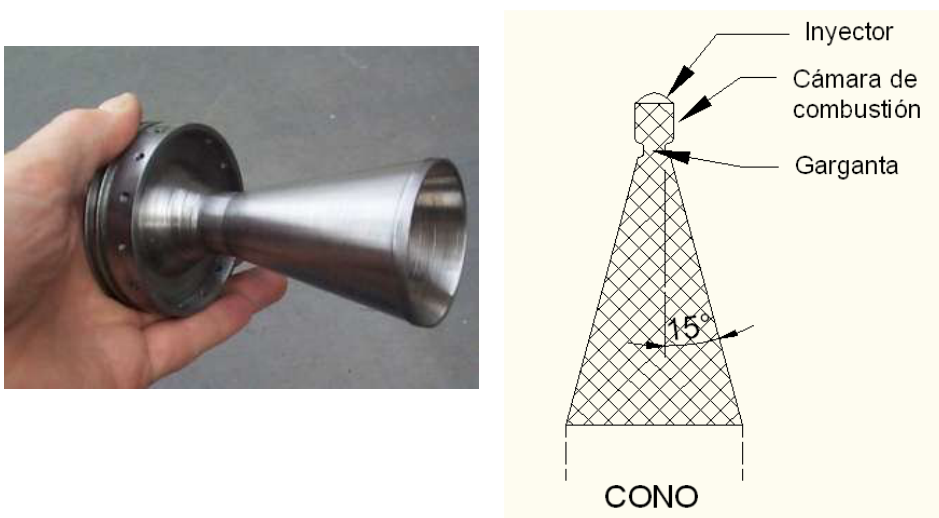


Figura 2.29: Tobera tipo cónica

Fuente: (Huzel, Huang, & Aerospaceweb.org, 1967), (Nakka's & Sanchez, 2006)

2.7.3.2. Boquilla de Campana

- Forma Compleja (**figura 2.30**)
- La eficiencia más alta (cerca de flujo axial de escape)
- Tiene la más amplia superficie de fricción durante el vuelo atmosférico.

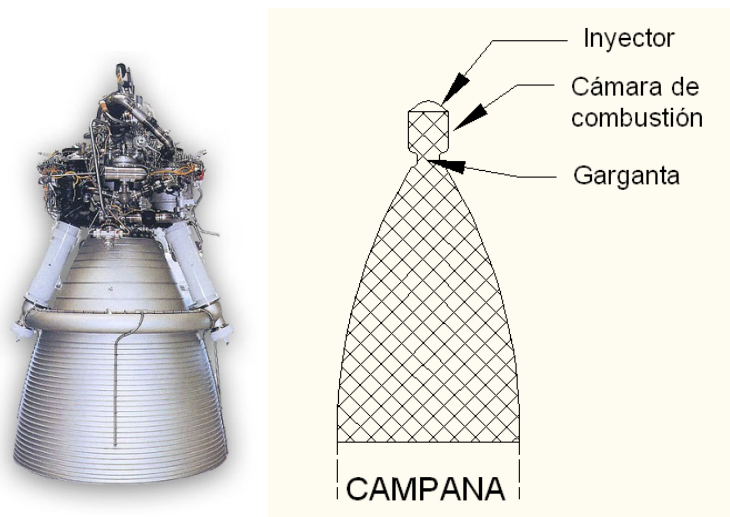


Figura 2.30: Tobera tipo campana

Fuente: (Huzel, Huang, & Aerospaceweb.org, 1967)

2.7.3.3. Boquilla de conexión AERODPIKE (lineal o anular)

- Su principal ventaja es que tiene una altitud de compensación (**figura 2.31**)

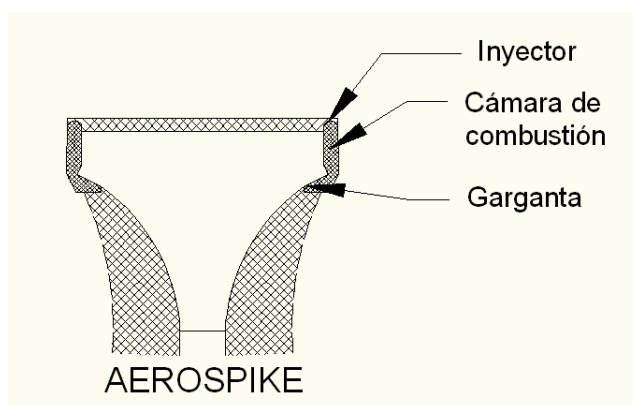


Figura 2.31: Tobera tipo Aerospike

Fuente: (Huzel, Huang, & Aerospaceweb.org, 1967), (Loki, 2004), (Lockheed & Aerospaceweb.org, 2001)

2.7.3.4. Boquilla de Desviación - expansión (E-D)

- Es la boquilla más corta ideal para los cohetes con espacios reducidos (figura 2.32).

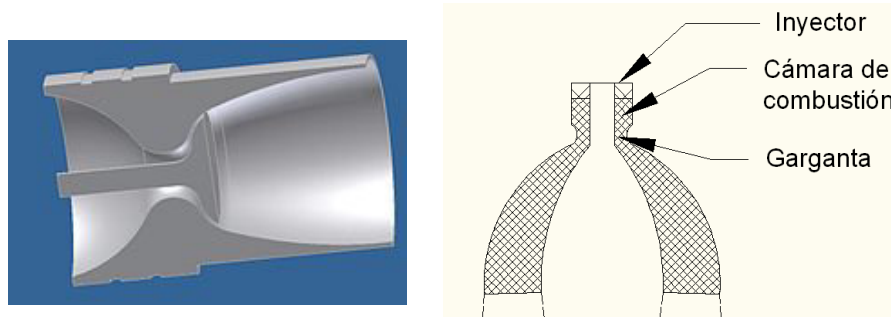


Figura 2.32: Tobera tipo E-D

Fuente: (Huzel, Huang, & Aerospaceweb.org, 1967), (RedHotIceCube, 2009)

CAPÍTULO 3

DISEÑO Y SELECCIÓN DE MATERIALES

En este capítulo se estudia las variables a ser usadas, se realiza el diseño de cada parte del cohete, se indica el combustible y se señala los materiales.

También se pretende realizar el análisis aerodinámico tanto para el centro de gravedad como para el centro de presión y con todos estos datos encontrar la trayectoria, el alcance y la velocidad.

3.1. Variables

Son los datos que están sujetos a cambios frecuentes o probables y se encuentran presentes en el proyecto en cuestión, estos a su vez se dividen en variables independientes y dependientes

3.1.1. Variables independientes

Son las variables que pueden ser modificables por el personal que realiza la investigación o proyecto y se divide en:

3.1.1.1. Variables independientes no controladas

Como su nombre lo indica son variables en las que no se puede establecer un cierto parámetro de control y estas son:

Temperatura

Dirección del viento

Densidad del aire

Velocidad media del viento

3.1.1.2. Variables independientes controlables

Son las variables que se calcularán en este capítulo y estas son:

Longitud del cohete

Relación de aspecto de las aletas

Numero de aletas

Diámetro del cohete

Peso de cohete

3.1.2. Variables dependientes

Estas variables serán el resultado de haber modificado o calculado las variables independientes, es decir que dependen estrictamente de los datos que se tomen para adoptar un valor. Las más importantes son:

Altura máxima

Velocidad máxima

Número de Mach

3.2. Metodología para el diseño

En la **figura 3.1** se determinará la metodología con el fin de señalar los pasos a seguir para el diseño.

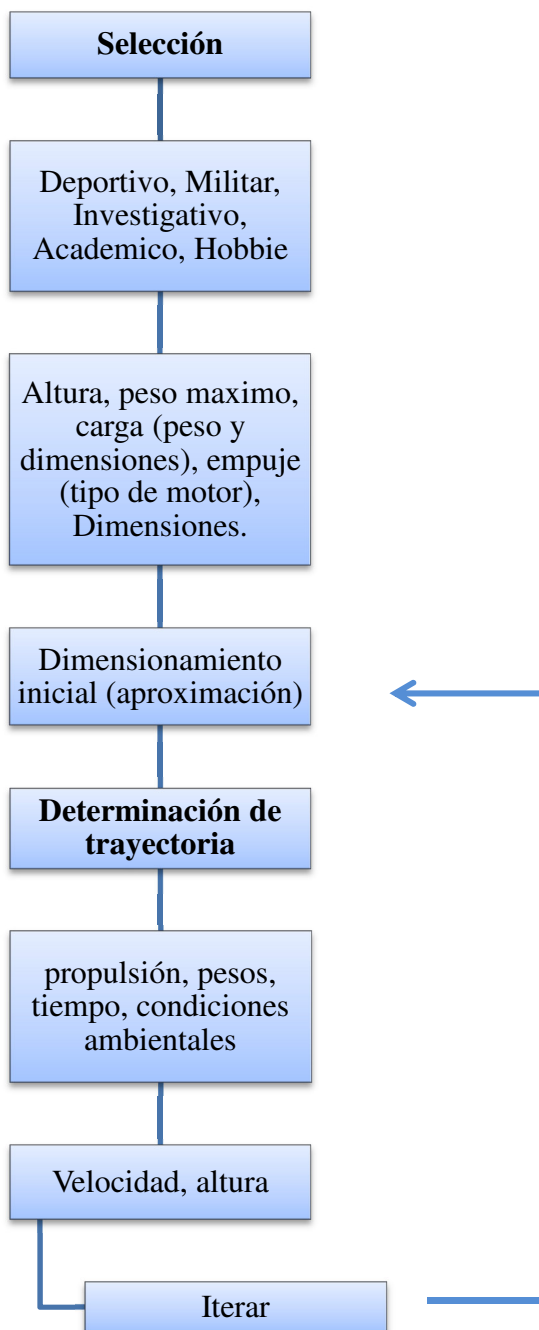


Figura 3.1: Metodología a tomar en cuenta para el diseño del cohete

Fuente: Análisis Aerodinámico y Estructural para cohetes de Bueno Alvaro

En el diseño preliminar se verifica lo que pertenece a un análisis aerodinámico y estructural, estos dos obtenidos por medio de cálculo y también por software:

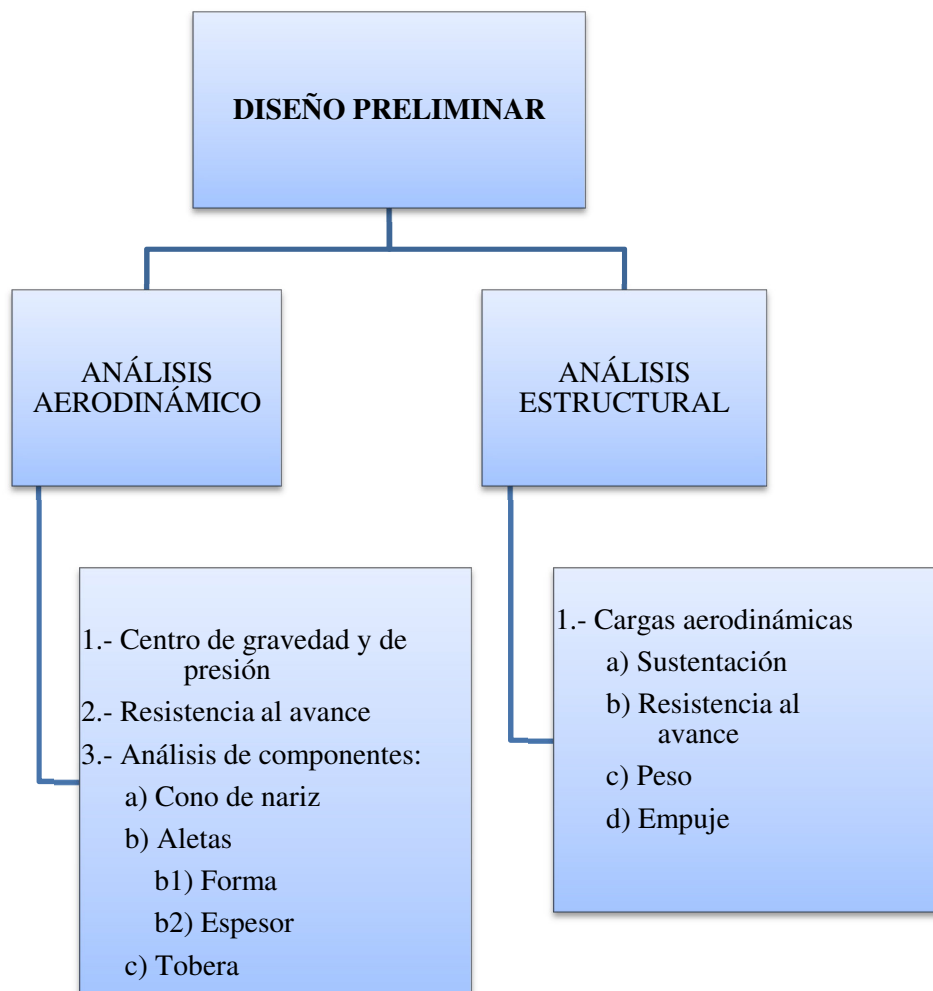


Figura 3.2: Diseño preliminar: análisis aerodinámico, análisis estructural

Fuente: Análisis Aerodinámico y Estructural para cohetes de Bueno Alvaro

3.3. Diseño de la tobera

Según (Brinley, 1964), el análisis de una tobera de cohete implica el concepto de " flujo compresible unidimensional estable de un gas ideal " lo que significa que:

- El flujo del fluido (gases de escape + partículas condensadas) es constante y este no cambian con el tiempo durante el proceso
- Flujo unidimensional significa que la dirección del flujo es a lo largo de una línea recta. Para una tobera, el flujo se supone que es a lo largo del eje de simetría
- El flujo es compresible. El concepto de flujo de fluido compresible es generalmente empleado para los gases que se mueven a alta velocidad (por lo general supersónica), a diferencia del concepto de flujo incompresible, que se utiliza para líquidos y gases que se mueven velocidades muy por debajo de la velocidad del sonido.
- Un fluido compresible presenta importantes cambios en la densidad, un fluido incompresible no lo hace.
- El concepto de un gas ideal es una suposición simplificada, que permite el uso de una relación directa entre la presión, densidad y temperatura, que son propiedades que son particularmente importantes en el análisis de flujo a través de una boquilla.

Teniendo en mente que la presión atmosférica actúa sobre todo el cuerpo de la tobera, podemos definir los objetivos de un buen diseño de un motor de cohete como:

- a) la Sustancia propelente debe quemarse de tal manera que produzca la máxima cantidad de gases a la más alta presión posible.
- b) Estos gases deben escapar en dirección opuesta a la dirección deseada de vuelo a la mayor velocidad posible y con la menor obstrucción.

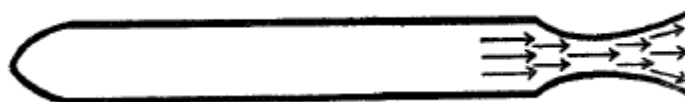


Figura 3.3: Diseño básico de un motor de cohete.

Fuente: Rocket manual for amateurs Del Capt. Bertrand R. Brinley

En la **figura 3.3** se puede observar el principio de diseño de todo motor de cohete en donde en la primera parte se encuentra la cámara de combustión luego viene la tobera con su garganta y al final en el sector ensanchado viene el área de salida.

Este diseño es conocido con el nombre de tobera Laval y su inventor fue un ingeniero francés. Fue diseñada con el fin de aprovechar las leyes físicas básicas que afectan tanto a líquidos como a gases.

La ley sostiene que cuando el diámetro de un tubo decrece, la velocidad de un líquido o gas fluyendo por esta, aumenta en proporción directa lo cual cumpliría con el propósito.

Otra gran importancia de la tobera Laval es el diseño de la parte posterior de la garganta la cual permite que las llamas salgan bruscamente hacia afuera ya que el propósito de esta configuración es permitir que los gases de escape se expandan y

alcancen la presión atmosférica lo más rápido posible, así no se crea presiones de regreso, gases en salida descontrolada o presiones de bloqueo.

La longitud de la sección de la garganta hacia la salida de la tobera es un factor crítico de diseño así como el diámetro de la garganta, los ángulos de convergencia y divergencia.

Es importante señalar que el **diseño y construcción del propelente no se va a realizar por dos razones:**

- El análisis es estrictamente químico en su mayoría por lo que no concierne a la materia estudiada.
- El apartado de esta tesis no contempla en sus alcances este tipo de análisis ya que se centrará en el estudio de la aerodinámica y el diseño del cohete en general y de la tobera en particular.

Una vez señalada la importancia de la tobera y su diseño, se realizará dos tipos de cálculos: cálculos de tobera simplificados y cálculos más minuciosos.

3.3.1. Cálculo simplificado de la tobera

Tomaré como propelente a uno compuesto por la combinación de zinc y azufre y de tipo circular porque son los más comunes creados en el mercado, se lo puede encontrar en el mercado con el nombre de Zinkit.

La temperatura de quemado es de aproximadamente 2600° F y la velocidad de combustión es de 90 in/sec.

Las dimensiones han sido establecidas por investigadores y probadas una y otra vez en varios tipos de cohetes amateur estableciendo reglas empíricas, las cuales han sido probadas científicamente dando resultados óptimos. El problema se ve reflejado en no poder usar el potencial del cohete de la manera más óptima posible y se espera asumir que todo es completamente seguro. Más aún estas reglas han sido catalogadas como óptimas para el trabajo.

Estas reglas son:

- El diámetro de la garganta de la tobera deberá ser aproximadamente el **un tercio del diámetro interior de la cámara de combustión.**
- El ángulo de convergencia de la tobera deberá ser aproximadamente **30 grados** y el ángulo de la sección de divergencia deberá ser aproximadamente de **15 grados** de esta manera:

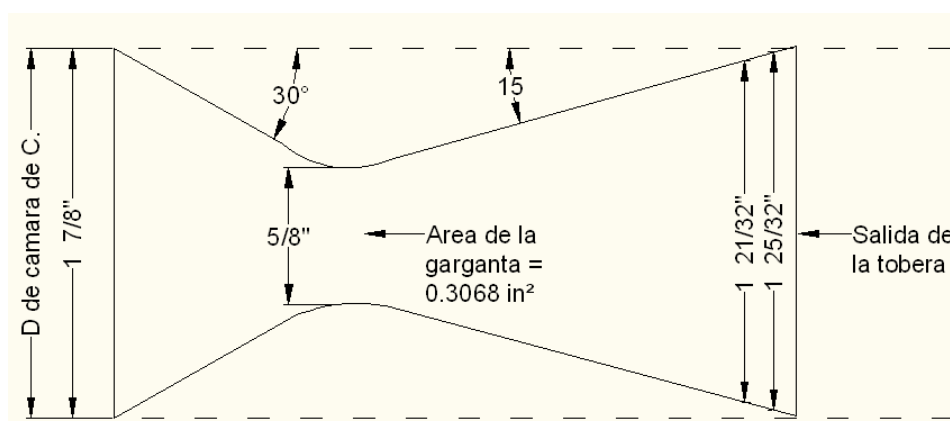


Figura 3.4: Diagrama de cálculo simplificado de una tobera.

Fuente: Rocket manual for amateurs Del Capt. Bertrand R. Brinley

- El área de la sección de la salida de la tobera debe ser **7 a 8 veces el área seccional** de la garganta ($A_e = 7 \cdot A_t$ o $A_e = 8 \cdot A_t$).

Área de salida

$$A_t := 0.3068 \quad \text{in}^2$$

$$A_e := 7 \cdot A_t \tag{3.1}$$

$$A_e = 2.148 \quad \text{in}^2$$

$$\boxed{A_e = 1385.804} \quad \text{mm}^2$$

Diámetro de salida

$$A_e := \frac{\pi \cdot d_e^2}{4} \tag{3.2}$$

$$d_e := \sqrt{\frac{4 \cdot A_e}{\pi}}$$

$$d_e = 1.654 \quad \text{in}$$

$$\boxed{d_e = 42.012} \quad \text{mm}$$

Este diámetro es algo menor que el diámetro interno de la cámara de combustión, como se puede observar este diámetro se encuentra en la **figura 3.4** y el valor 1 25/32" es el resultado utilizando el factor 8 en la operación.

- Si se usa un grano tubular o cualquier otro tipo de grano hueco, el área seccional del tipo de hueco al final del grano debe ser **al menos tres veces** el área de la garganta de la tobera.

Teniendo los diámetros y los ángulos de convergencia y divergencia podemos obtener cualquier longitud extra que se necesite.

3.3.2. Cálculo avanzado de la tobera

Este cálculo será el más óptimo ya que con esta guía se permitirá diseñar cualquier tipo de tobera sujetándose al gusto del diseñador y a las características que desea que tenga su cohete.

1.- Temperatura de combustión.- El diseño de la cámara y la tobera dependen en general del propelente utilizado. La determinación de esta temperatura viene dada por el factor k (relación de los calores específicos) y el valor del factor R (la constante del gas). Para obtener los valores se adjunta los **anexos 1 y 2** en donde se encontraran valores de k y R dependiendo del propelente asignado.

2.- Cálculos de la tobera.- Luego de haber seleccionado la combinación de propelente ya sea líquida o sólida, y por ende el nivel de empuje y la presión en la cámara hayan sido determinados, se podrá calcular las dimensiones de la tobera.

Básicamente la tobera está diseñada para convertir movimiento (subsónico) y alta presión de combustión a alta velocidad (supersónico) y una baja presión.

En una tobera correctamente diseñada, los gases que pasan a través de la garganta deben tener un número de mach igual a 1 y el número de mach crece a medida que se dirige a la parte divergente es decir al lugar de salida de esta.

Para reconocimiento de los símbolos a ser usados, se recurre a la **figura 3.5**

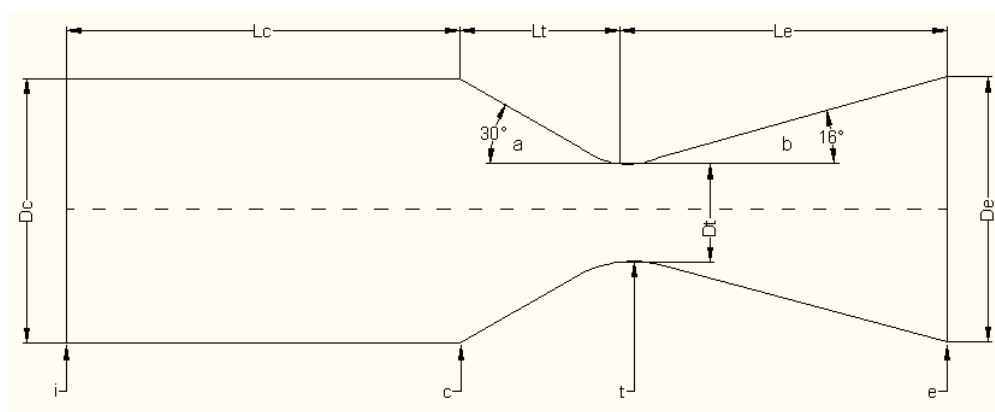


Figura 3.5: Diagrama de cálculo de una tobera y cámara de combustión.

Fuente: Rocket manual for amateurs Del Capt. Bertrand R. Brinley

- La sección i en el caso del propelente líquido representa el inyector y en el caso del propelente sólido representa a la sección de quemado “end of burning”.
- La sección c es el final de la forma cilíndrica y empieza la tobera.
- La sección t es la mínima sección de la garganta de la tobera.
- La sección e es la salida de gas de la tobera. La presión en esta sección debe ser igual a la presión atmosférica en cualquier altitud de la cámara de combustión para así poder aprovechar el mayor potencial y el mayor tiempo posible.

Es importante indicar que el cálculo que se va a realizar sirve tanto para los propelentes sólidos como los propelentes líquidos.

Los datos a ser usados son las siguientes:

- a) Temperatura de combustión del propelente (T_c)
- b) Relación de los calores específicos de los productos de combustión (k)
- c) Constante del gas del producto de combustión (R)
- d) Empuje deseado (F)
- e) Presión de la cámara (P_c)
- f) Impulso específico de la combinación del propelente (I_{sp})
- g) Presión atmosférica (P_a) cuyo valor es de 14.7 psi al nivel del mar.
- h) Coeficiente de empuje efectivo (C_f)

Para una presión de cámara y empuje dados.

$$P_c := 1000 \quad \text{psia}$$

$$F := 800 \quad \text{lbs}$$

Estos datos nos facilita el propelente de acuerdo a pruebas realizadas de sus productos.

Coeficiente de empuje efectivo

Es la relación de los calores específicos de presión y de volumen de los productos de combustión.

Tomando el dato mostrado en el **anexo 2** en donde nos indica el valor de k para el propelente usado (mezcla azufre con zinc), el valor es el siguiente:

$$k := 1.25$$

Presión atmosférica

$$P_a := 14.7 \quad \text{psi}$$

Como se dijo antes, La presión atmosférica al nivel del mar es aproximadamente 14.7 libras por pulgada cuadrada esto quiere decir que los gases de escape de la tobera del cohete deben empujar 14,7 libras de aire en cada pulgada cuadrada del área de salida de la tobera por lo tanto:

$$P_e := P_a$$

Para el propósito de este cálculo se deja el último término en cero, ya que se añade muy poco al valor global del coeficiente de empuje y tomando en cuenta la igualdad de P_e y P_a

El coeficiente de empuje será:

$$C_f := \sqrt{\frac{2 \cdot k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + \frac{P_e - P_a}{P_c} \cdot \frac{A_e}{A_t} \quad (3.3)$$

$$C_f = 1.571$$

También se pueden utilizar la **tabla 3.1** donde $P_e = P_a = 14.7$ psia.

Tabla 3.1: Coeficiente de empuje efectivo

Values of k

	k = 1.15	k = 1.2	k = 1.25	k = 1.3	k = 1.4
600 psia	1.55	1.52	1.50	1.48	1.46
700 psia	1.58	1.54	1.52	1.50	1.48
800 psia	1.60	1.56	1.54	1.52	1.50
900 psia	1.62	1.58	1.56	1.54	1.51
1000 psia	1.63	1.59	1.57	1.55	1.52
1100 psia	1.64	1.60	1.58	1.56	1.53
1200 psia	1.66	1.62	1.59	1.56	1.54
1300 psia	1.67	1.63	1.60	1.57	1.54
1400 psia	1.68	1.64	1.61	1.58	1.55

CHAMBER PRESSURE

Fuente: Rocket manual for amateurs Del Capt. Bertrand R. Brinley

Como se puede observar en la tabla el valor es el mismo. En algunos casos, se usa un factor de corrección de empuje que se encuentra entre 0.92 y 1 dependiendo del propelente no quemado en los gases de escape, tomaré como factor de corrección el valor 1 ya que normalmente este valor de corrección es muy cercano al seleccionado.

Presión en la garganta de la tobera

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

$$P_t = 554.929 \text{ psia}$$

Área y diámetro de la garganta

$$A_t := \frac{F}{C_f \cdot P_c} \quad (3.4)$$

$$A_t = 0.509 \text{ in}^2$$

$$A_t = 328.511 \text{ mm}^2$$

$$D_t := \sqrt{\frac{4 \cdot A_t}{\pi}} \quad (3.5)$$

$$D_t = 0.805 \text{ in}$$

$$D_t = 20.452 \text{ mm}$$

Velocidad de los gases de salida

Donde por los datos señalados del propelente obtenemos la temperatura de combustión antes ya señalada.

$$T_c := 2600 \text{ }^\circ\text{F}$$

$$T_c := T_c + 460 \quad (3.6)$$

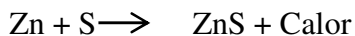
$$T_c = 3060 \text{ }^\circ\text{R}$$

La constante de los gases de combustión R se la obtiene primero calculando la masa molecular de los gases en cuestión. El propelente que se puso como ejemplo es la combinación del azufre con el zinc como se había indicado y se ha comprobado que la mejor proporción es de 2.04 partes de zinc y 1 parte de azufre, esto nos ayudará a determinar el peso del grano:

Peso atómico del zinc (Zn): 65.38

Peso atómico del azufre (S): 32.07

Se produce la siguiente fórmula:



La fórmula del peso molecular se obtiene multiplicando el peso atómico de cada componente por el número de átomos que se requieren para una completa reacción y sumando los resultados:

Zinc:	1 x 65.38
Azufre:	<u>1 x 32.07</u>
Total:	97.45

El peso del grano (molecular) es de **97.45 lb / mol**

$$R := \frac{R'}{M_w} \quad (3.7)$$

Dónde:

R` Es la constante de los gases ideales: $R' := 1545.35 \frac{\text{lb} \cdot \text{ft}}{\text{mol} \cdot ^\circ\text{R}}$

Mw es el peso molecular del grano

Entonces la constante de los gases en combustión es:

$$R = 15.858 \frac{\text{ft}}{^\circ\text{R}}$$

El valor de la gravedad es:

$$g := 32.2 \frac{\text{ft}}{\text{s}^2}$$

La velocidad de los gases de salida es determinada por la ecuación de Saint - Venant:

$$V_e := \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot k}{k - 1} \cdot R \cdot T_c \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3.8)$$

$$V_e = 2984.355 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

Esta velocidad es un valor teórico al cual se aplica en el caso de este propelente un factor de corrección de un 50% debido a que el sulfuro de zinc tiene un calor de sublimación de 2600 °R lo que significa que una porción de gas seguramente se convertirá en estado sólido a una temperatura mayor a 2600 °R .

También se aplica este factor debido a la fricción interna.

$$V_e = 1492.177 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

$$V_e = 454.816 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

En la siguiente tabla se indican valores de $\left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]$ según el factor k y la presión en la cámara de combustión a fin de reducir la formula de Saint - Venant cuando $P_e = P$ atmosférica = 14.7 psi. (Brown)

Tabla 3.2: Factor de eficiencia para la relación de expansión

Valores de k						
Pc (psia)		1,15	1,2	1,25	1,3	1,4
	600	0,384	0,46	0,523	0,574	0,655
	700	0,396	0,474	0,539	0,59	0,671
	800	0,407	0,486	0,551	0,602	0,683
	900	0,416	0,495	0,561	0,612	0,693
	1000	0,424	0,504	0,57	0,622	0,703
	1100	0,431	0,511	0,578	0,63	0,711
	1200	0,437	0,518	0,585	0,636	0,718
	1300	0,442	0,526	0,591	0,643	0,724
	1400	0,448	0,531	0,597	0,65	0,73

Fuente: A guide of amateur rocketry U.S. Army field artillery school Fort Sill, Oklahoma

Temperatura en la garganta de la tobera

$$T_t := T_c \cdot \left(\frac{1}{1 + \frac{k-1}{2}} \right) \quad (3.9)$$

$$T_t = 2720 \text{ } ^\circ\text{R}$$

$$\boxed{T_t := 1238} \text{ } ^\circ\text{C}$$

Velocidad del sonido de los gases de combustión

$$a := \sqrt{k \cdot g \cdot R \cdot T_c} \quad (3.10)$$

$$a = 1397.546 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

$$\boxed{a = 425.972} \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Tanto en la fórmula de velocidad de los gases como la velocidad del sonido es importante que si se trabaja directamente con unidades Inglesas se añada la gravedad tal como se utilizó, si se utiliza unidades métricas se deberá omitir este valor.

Número de mach en la salida de la tobera

El número de Mach es la proporción de la velocidad del gas respecto de la velocidad del sonido.

$$Me := \sqrt{\frac{2}{k-1} \cdot \left[\left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (3.11)$$

El valor de P_e toma el valor de la presión atmosférica del lugar donde se va a realizar el lanzamiento, si el caso fuera Quito que no se encuentra a nivel del mar, su valor es de 14.73 por lo que el valor no cambia en gran cantidad.

Área y diámetro de salida de los gases de la tobera

$$\frac{A_t}{A_e} := \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{k}} \cdot \sqrt{\left(\frac{k+1}{k-1}\right) \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (3.12)$$

$$A_e := \frac{A_t}{\left[\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{k}} \cdot \sqrt{\left(\frac{k+1}{k-1}\right) \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}\right]}$$

También podemos usar la siguiente fórmula:

$$A_e := \frac{A_t}{Me} \cdot \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} \cdot Me^2}{1 + \frac{k-1}{2}}\right)^{\frac{k+1}{2 \cdot (k-1)}} \quad (3.13)$$

Usando cualquiera de las dos el resultado es:

$$A_e = 4.105 \quad \text{in}^2$$

$$\boxed{A_e = 2648.652} \quad \text{mm}^2$$

$$D_e := \sqrt{\frac{4 \cdot A_e}{\pi}} \quad (3.2)$$

$$D_e = 2.286 \quad \text{in}$$

$$\boxed{D_e = 58.072} \quad \text{mm}$$

También se puede calcular las Áreas utilizando una relación de expansión tanto en la salida como en la cámara de combustión. (Sutton & Biblarz , 2001)

$$\epsilon_e := \frac{1}{Me} \cdot \left[\frac{2}{k+1} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot Me^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2 \cdot (k-1)}} \quad (3.14)$$

ϵ_e .- Relación de expansión en la salida de la tobera

$$\epsilon_c := \frac{1}{Mc} \cdot \left[\frac{2}{k+1} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot Mc^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2 \cdot (k-1)}} \quad (3.15)$$

ϵ_c .- Relación de expansión en la cámara de combustión

Las áreas son:

$$A_e := A_t \cdot \epsilon_e$$

$$A_c := A_t \cdot \epsilon_c$$

La siguiente tabla es otro método para calcular el área ya sea de salida teniendo el área de la garganta o viceversa:

$$\text{Relación de áreas} = \frac{A_e}{A_t}$$

$$P_e = P \text{ atmosférica} = 14.7 \text{ psia}$$

Tabla 3.3: Relación del área de expansión de la tobera

Valores de k						
Pc (psia)		1,15	1,2	1,25	1,3	1,4
	600	6,8	6	5,6	5,2	4,5
	700	7,6	6,8	6,3	5,8	5
	800	8,4	7,6	6,8	6,4	5,4
	900	9,2	8,2	7,4	6,8	5,8
	1000	10	8,8	8,2	7,4	6,2
	1100	10,9	9,5	8,7	7,9	6,7
	1200	11,6	10,2	9,3	8,4	7
	1300	12,4	10,8	9,8	8,9	7,4
	1400	13	11,5	10,4	9,4	7,7

Fuente: Rocket Propulsion Elements de George P. Sutton y Oscar Biblarz

$$A_e := 8.2 \cdot A_t$$

$$A_e = 4.175 \quad \text{in}^2$$

$$D_e := \sqrt{\frac{4 \cdot A_e}{\pi}} \quad (3.2)$$

$$D_e = 2.306 \quad \text{in}$$

$$D_e := D_e \cdot 25.4$$

$$D_e = 58.565 \quad \text{mm}$$

Lo cual nos indica un diámetro similar al calculado.

3.3.3. Cálculo de la cámara de combustión

Este cálculo es importante porque determinará las dimensiones del cohete en cuanto a su cuerpo, ya que este en su gran proporción es la cámara de combustión.

Área seccional y diámetro de la cámara de combustión

Para reducir pérdidas debido a la velocidad de flujo de gases dentro de la cámara, **la sección de la cámara de combustión (A_c) debe ser por lo menos tres veces el área de la garganta de la tobera.**

$$A_c \geq 3 \cdot A_t$$

Teniendo esta regla presente, para poder calcular el área seccional, diámetro y volumen de la cámara de combustión es necesario determinar algunas dimensiones del propelente.

Peso del propelente

Los pesos atómicos de los compuestos usados como se indicó son:

Peso atómico del zinc (Zn): 65.38

Peso atómico del azufre (S): 32.07

El peso del grano molecular es 97.45 lbf / mol como se determinó anteriormente. Luego es necesario dividir el total para cada cantidad individual para sacar el porcentaje de cada elemento.

$$\text{Zinc: } \frac{65.38}{97.45}$$

Zinc: 67%

$$\text{Azufre: } \frac{32.07}{97.45}$$

Azufre: 33%

Para sacar el peso del propelente se requiere la siguiente fórmula:

$$M := \frac{F \cdot t_b \cdot g}{V_e} \quad (3.16)$$

Dónde:

F.- Empuje dado por el propelente (800 lb)

tb.- Tiempo de quemado (Está dado por experimentación y este dato se encuentra en la descripción del propelente)

Para el propelente tomado $t_b = 0.5$ s

g.- Gravedad en sistema inglés: 32.2 ft/s^2

Ve.- Velocidad de los gases de escape real (1492.27 ft/s)

M.- Peso del propelente

Tenemos como peso del propelente a ser usado:

$$M := 8.64 \text{ lb}$$

Tomando en cuenta este peso con los porcentajes de cada compuesto se tiene:

$$\text{Zinc:} \quad 8.64 \times 0.67 = 5.78 \text{ lbs}$$

$$\text{Azufre:} \quad 8.64 \times 0.33 = 2.85 \text{ lbs}$$

Peso del propelente quemado por segundo

$$W_w := \frac{M}{t_b} \quad (3.17)$$

Dónde:

Ww.- Peso del propelente quemado por segundo

$$W_w = 17.263 \frac{\text{lb}}{\text{s}}$$

Área de la cámara de combustión

$$A_c := \frac{W_w}{\rho \cdot r} \quad (3.18)$$

Dónde:

Ac.- Área de cámara de combustión

r.- Velocidad de combustión (90 in/s) determinado por el vendedor y si es creación propia, se determinará experimentalmente.

P.- Es la densidad del propelente (composición = 0.0932 lbs/in³)

$$A_c := 2.06 \text{ in}^2$$

$$\boxed{A_c = 1327.805} \text{ mm}^2$$

Diámetro de la cámara de combustión

$$D_c := \sqrt{\frac{4 \cdot A_c}{\pi}}$$

$$D_c := 1.62 \text{ in}$$

$$\boxed{D_c = 41.117} \text{ mm}$$

Longitud de la cámara de combustión (Longitud del grano)

La longitud de la cámara de combustión es igual a la velocidad de combustión por el tiempo de quemado

$$L_c := r \cdot t_b \tag{3.19}$$

$$L_c = 45 \text{ in}$$

$$\boxed{L_c = 1143} \text{ mm}$$

También se puede aplicar la siguiente fórmula

$$l_c := \frac{M}{\rho \cdot A_c} \tag{3.20}$$

En donde tenemos el mismo resultado.

Longitudes de convergencia y divergencia

Las longitudes de convergencia y divergencia L_{con} y L_{div} son fijados por los valores de área calculados y los ángulos permisibles de divergencia (b) y convergencia (a) de forma gráfica.

El ángulo de convergencia es limitado a 30° y el de divergencia a 15° pero se pueden utilizar valores más pequeños aunque esto causa que la tobera tenga que ser más larga.

También se puede calcular estas longitudes por trigonometría teniendo las siguientes formulas:

Longitud de convergencia:

$$L_{con} := \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{D_c - D_t}{\tan(30\text{deg})} \right) \quad (3.21)$$

$$L_{con} := 0.71 \quad \text{in}$$

$$\boxed{L_{con} = 18.034} \quad \text{mm}$$

Longitud de divergencia:

$$L_{div} := \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{D_e - D_t}{\tan(15\text{deg})} \right) \quad (0.22)$$

$$L_{div} := 2.80 \quad \text{in}$$

$$\boxed{L_{div} = 71.12} \quad \text{mm}$$

3.4. Cuerpo del cohete (consideraciones del material y espesor de la cámara de combustión)

El cuerpo por su trabajo en el cohete se lo ha catalogado como una **tubería de combustible de gas**. (Norma **B31.2-1968**). Como se pudo estudiar en Diseño mecánico, el espesor de esta clase de tubería viene determinado en normas encontradas en la referencia: (Buthod & Megyesy, 2001, pág. 208)

$$t := \frac{P_c \cdot D}{2 \cdot S \cdot E} \quad (3.23)$$

Dónde:

- tw.- Espesor requerido
- Pc.- Presión en la cámara de combustión
- D.- Diámetro externo del cuerpo del cohete
- S.- Esfuerzo máximo a la tracción
- E.- Eficiencia en la soldadura

En este caso se seleccionó un tubo comercial que sea mayor al diámetro de la cámara calculado; Este tubo se lo encontró en la empresa comercial de acero **NOVACERO**, en el **anexo 3** se puede observar la selección entre las opciones presentadas.

Este tubo es hecho con la Norma de fabricación ASTM A500 / NTE INEN 2415

El esfuerzo máximo a la tracción para el material ASTM A500 grado A es 45000 psi

Dados los cortos tiempos de quemado se ha determinado un factor de seguridad de 4 para el esfuerzo del material según los constructores de cohetes profesionales debido al riesgo existente en el caso de una explosión.

Tomando en cuenta el factor de seguridad el esfuerzo máximo a la tracción ($S = 45000$) se lo divide para 4 teniendo:

$$S = 11250 \text{ psi}$$

En nuestro caso el tubo es con costura pero dado el factor de seguridad, se tomará

$$E=1$$

$$P_c = 1000 \quad \text{psi}$$

$$D_c = 1.619 \quad \text{in}$$

$$S := 11250 \quad \text{psi}$$

$$E := 1$$

$$t_w := \frac{P_c \cdot D_c}{2 \cdot S \cdot E}$$

$$t_w = 0.072 \quad \text{in}$$

$$t_w = 1.827 \quad \text{mm}$$

Aproximando:

$$\boxed{t_w := 2} \quad \text{mm}$$

3.5. Datos finales de la tobera y cámara de combustión

Recalculando los datos debido al tubo de acero encontrado en el área comercial tenemos:

Espesor de la cámara de combustión:

$$P_c = 1000 \quad \text{psi}$$

$$D := 1.75 \quad \text{in}$$

$$S := 11250 \quad \text{psi}$$

$$E := 1$$

$$t_w := \frac{P_c \cdot D}{2 \cdot S \cdot E}$$

$$t_w = 0.078 \quad \text{in}$$

Aproximando:

$$t_w := 2 \quad \text{mm}$$

Determinación de la nueva cantidad de propelente, longitud de convergencia y divergencia:

Área de la cámara de combustión:

$$D := 44.4 \quad \text{mm}$$

$$D_c := D - 2 \cdot t_w$$

$$D_c = 40.4 \quad \text{mm}$$

$$A_c := \frac{\pi \cdot D_c^2}{4}$$

$$A_c = 1281.895 \quad \text{mm}^2$$

Peso del propelente quemado por segundo:

$$A_c = 1.987 \quad \text{in}^2$$

$$W_w := \rho \cdot r \cdot A_c \quad (3.18)$$

$$W_w := 16.7 \quad \frac{\text{lb}}{\text{s}}$$

Peso del propelente:

$$M := W_w \cdot t_b \quad (3.17)$$

$$M = 8.333 \quad \text{lb}$$

$$\boxed{M := 3.78} \quad \text{Kg}$$

Longitud de convergencia:

$$D_t := 20.5 \quad \text{mm}$$

$$L_{\text{con}} := \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{D_c - D_t}{\tan(30\text{deg})} \right) \quad (3.21)$$

$$\boxed{L_{\text{con}} = 17.234} \quad \text{mm}$$

Longitud de divergencia

$$D_e := 58 \quad \text{mm}$$

$$L_{\text{div}} := \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{D_e - D_t}{\tan(15\text{deg})} \right) \quad (3.22)$$

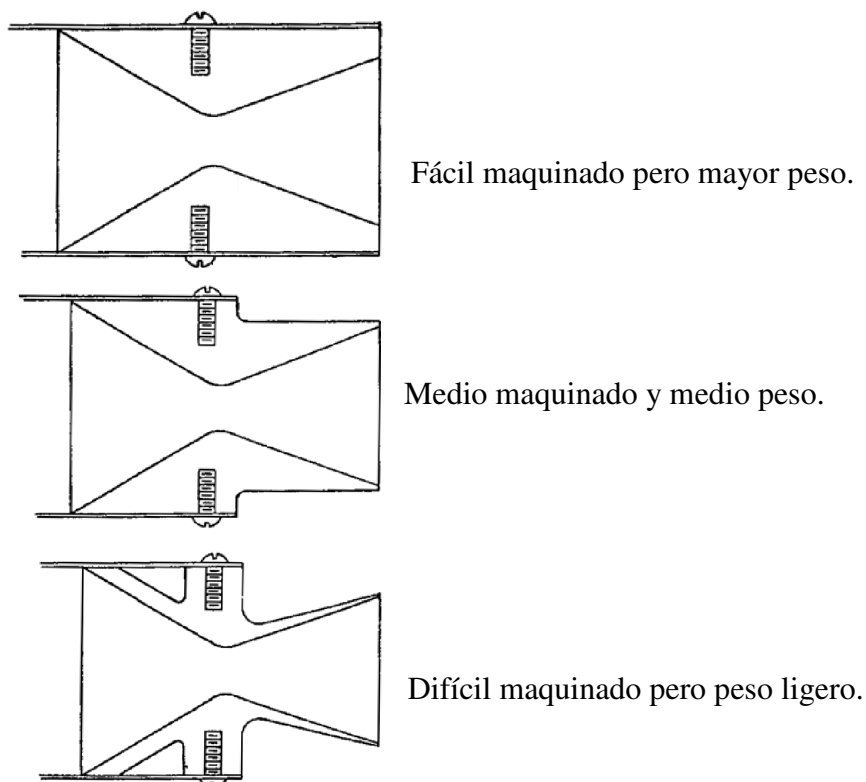
$$\boxed{L_{\text{div}} = 69.976} \quad \text{mm}$$

Con estos datos podemos crear una tabla de resumen con los datos que nos permitirán diseñar la tobera y la cámara de combustión.

Tabla 3.4: Dimensiones de la tobera y de la cámara de combustión

Dimensiones de la tobera y de la cámara de combustión			
Dt	Diámetro de la garganta	20,5	mm
At	Área de la garganta	328,5	mm ²
De	Diámetro de salida	58	mm
Ae	Área de la salida	2648,6	mm ²
Lc	Longitud de la cámara de combustión	1143	mm
Dc	Diámetro de la cámara de combustión	40,4	mm
Ac	Área de la cámara de combustión	1282	mm ²
con	Ángulo de convergencia	30	grad
div	Ángulo de divergencia	15	grad
M	peso del propelente	3,78	Kg
Lcon	longitud de convergencia	17,2	mm
Ldiv	longitud de divergencia	70	mm

Las formas más comunes para unir la tobera con el cuerpo que crea la cámara de combustión son las siguientes mostradas en la **figura 3.6:**

**Figura 3.6:** Tipos de unión entre la tobera y la cámara de combustión

Fuente: Rocket manual for amateurs Del Capt. Bertrand R. Brinley

Tomaré la **segunda opción** (medio maquinado y medio peso) a fin de no crear complicaciones en la creación de la tobera.

Gráficamente tendremos:

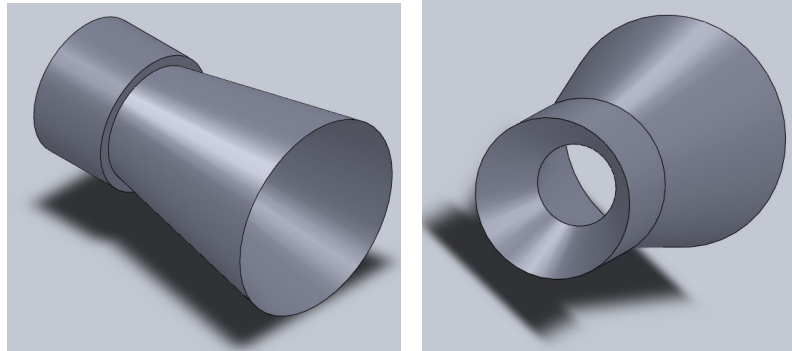


Figura 3.7: Gráfica de la Tobera en 3D.

Con las medidas mostradas en la **figura 3.8:**

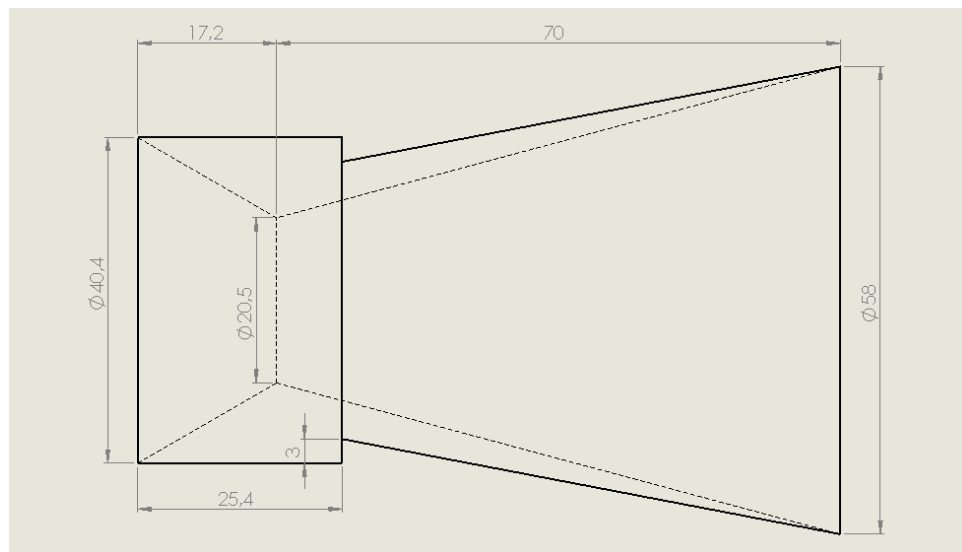


Figura 3.8: Medidas finales de la tobera en gráfica 2D.

Se tendría la tobera unida al cuerpo (cámara de combustión) de la siguiente manera:

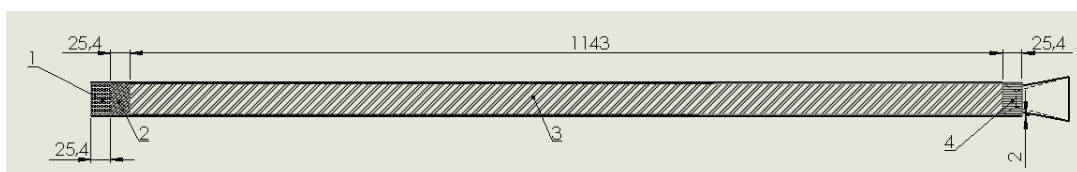


Figura 3.9: División del cuerpo del cohete.

- 1.- Espacio del cuerpo donde se unirá la nariz de cono
- 2.- separador delantero de barra de acero
- 3.- Cámara de combustión calculada
- 4.- Zona de sujeción cámara de combustión – tobera.

Si se desea diseñar un sistema de recuperación como paracaídas, este deberá ir entre la zona 1 y 2.

3.6. La nariz de cono

El cono es diseñado para reducir la resistencia del aire gradualmente dividiendo el flujo de aire alrededor del cohete, esto crea balance o estabilidad y una buena aerodinámica en el cohete.

La nariz de cono usualmente se la Diseña con un ángulo de 30° y están curvadas en la base hasta que encuentren la sección cilíndrica del cuerpo, sin embargo este diseño no es crítico y se puede usar cualquier ángulo **pero el arrastre o resistencia aumenta conforme aumenta el ángulo**. Existen tres tipos comunes de conos en cuanto a su forma mostrados en la **figura 3.10**:

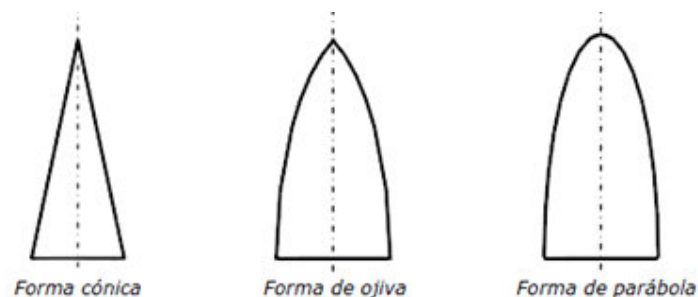


Figura 3.10: Formas de nariz de cono.

Fuente: Modelismo espacial de Recuenco Andres

- La forma cónica se elige a menudo por su facilidad de construcción pero también no es recomendable a velocidades representativas por su característica de resistencia al fluido (drag)
- La forma elipsoidal es la mitad de una elipse, el eje principal es la línea central y el eje menor es la base del cono de nariz. Mediante experimentación se determinó que esta forma es ideal para velocidades subsónicas en donde tendríamos varias aeronaves y en cuestión de cohetería hasta cohetes modelos lo cual no vendría en nuestro caso.
- En la cohetería amateur la forma más familiar es la ojiva ya que produce una buena aerodinámica a las velocidades que alcanzan estos cohetes por lo cual se seleccionará este tipo.

Hay dos tipos básicos de ojivas: La ojiva tangente y la ojiva secante. (Stribling)

Una ojiva tangente tiene un arco que se encuentra con el contorno del cuerpo suavemente, creando de ese modo ninguna interrupción en la línea donde la ojiva se une al cuerpo cilíndrico, en otras palabras el centro de rotación del arco está en el plano de la base de la nariz como se muestra en la **figura 3.11**.

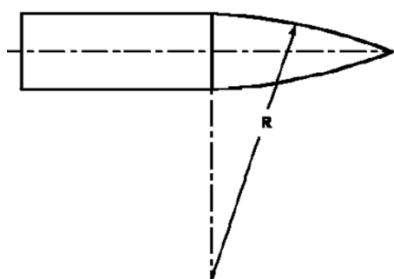


Figura 3.11: Ojiva tangente.

Fuente: Ogive Nose Cones de David Stribling

Ojiva secante, si el centro de giro de la trayectoria es detrás del plano de la base de la nariz se tiene este tipo de ojiva mostrada en la **figura 3.12**.

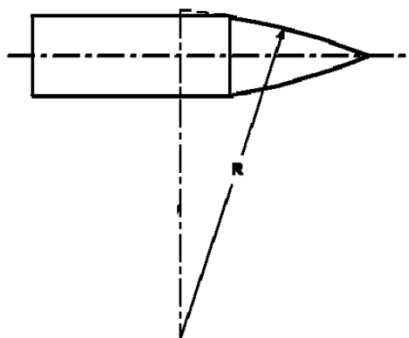


Figura 3.12: Ojiva secante.

Fuente: Ogive Nose Cones de David Stribling

La clasificación de las ojivas se da por el término CALIBRE o relación de finura que es la relación largo con diámetro, por ejemplo un cono de 1 pulgada de diámetro y 3 pulgadas de largo es una ojiva (3:1) es decir calibre 3.

A velocidades supersónicas el calibre tiene un significado muy importante sobre la nariz de cono en cuanto a la fricción de onda (resistencia del flujo en la punta de la nariz debido a la presencia de ondas de choque), particularmente si tiene una relación pequeña pero no hay ganancia considerable con relaciones mayores a 5:1.

3.6.1. Diseño de la nariz de cono tipo ojiva tangencial

Los parámetros de la ojiva serán calculados por dos métodos: método numérico y método gráfico.

- Por el método numérico

La fórmula que genera un cono de ojiva tangencial es la siguiente:

$$y := \sqrt{\left[D \cdot \left(C^2 + \frac{1}{4} \right) \right]^2 - x^2} - \left[D \cdot \left(C^2 - \frac{1}{4} \right) \right] \quad (3.24)$$

Dónde:

(x, y) son coordenadas, x está a lo largo de la longitud del cono, y es la altura o radio tomado de la línea centro del cono.

C.- Calibre de la nariz de cono tangencial.

$$C := \frac{Lc}{D} \quad (3.25)$$

Dónde:

Lc.- longitud del cono

D.- diámetro de la base del cono (diámetro del cuerpo)

En mi caso tomaré un calibre de 2:1 por visualización teniendo:

$$D := 44.45 \quad \text{mm}$$

$$C := 2$$

$$Lc := C \cdot D$$

$$\boxed{Lc := 90} \quad \text{mm}$$

Una fórmula simplificada que puede ser usada es la siguiente:

$$y := \frac{D}{2} - \left(\frac{x^2}{2 \cdot L \cdot C} \right) \quad (3.26)$$

Esta ecuación parabólica produce una curva un poco más plana a la curva de la ecuación general.

Se presenta este método para usarlo en el momento de la construcción en la CNC.

Nota: Estas ecuaciones forman la mitad del cono por lo cual es necesario realizar una simetría para tener la otra mitad.

- Por el método gráfico

Se realizará primeramente este método para la obtención de los planos y gráficas en solidworks (**figura 3.13**).

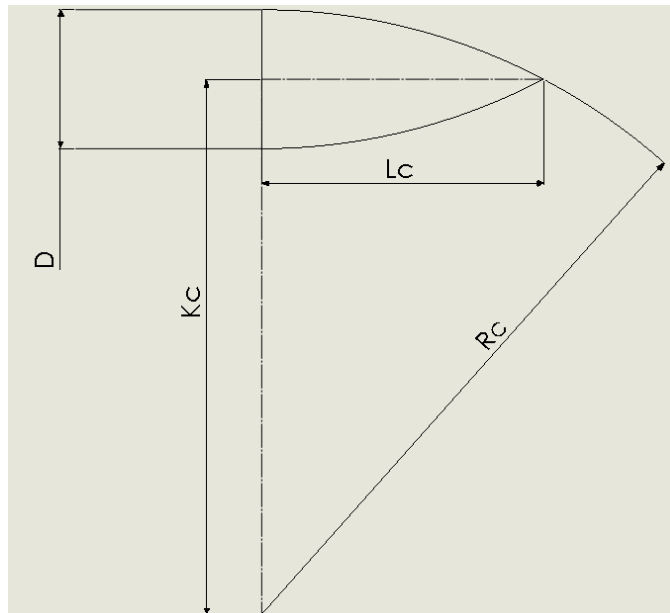


Figura 3.13: Diseño de la ojiva tangencial por método gráfico.

Fuente: Ogive Nose Cones de David Stribling

$$K_c := D \cdot (C^2 - 0.25) \quad (3.27)$$

Dónde:

K_c .- Es el desplazamiento vertical

D .- Diámetro de la base (diámetro del cuerpo)

$$K_c = 171.115 \text{ mm}$$

$$R_c := D \cdot (C^2 + 0.25) \quad (3.28)$$

$$R_c = 193.34 \text{ mm}$$

Dónde:

R_c .- Radio de la curva tangente del cono de nariz

Las fórmulas presentadas para el cálculo de d_v y R han sido creadas para los calibres más usados de 3:1 y 2:1 si se da otro calibre **se deberá seguir la derivación de las fórmulas presentadas en el artículo:** (Stribling, págs. 6-7)

- **Volumen de la ojiva tangencial**

Para tener el volumen se necesita aplicar la siguiente fórmula:

$$V_c := \pi \cdot \left[L_c \cdot R_c^2 - \frac{L_c^3}{3} - \left(R_c - \frac{D}{2} \right) \cdot R_c^2 \cdot \text{asin} \left(\frac{L_c}{R_c} \text{ deg} \right) \right] \quad (3.29)$$

Dónde:

V_c .- Volumen de la ojiva tangencial

$$V_c = 9.642 \times 10^6 \quad \text{mm}^3$$

$$V_c := 9.64 \quad \text{m}^3$$

Gráficamente reemplazando datos en solidworks tenemos:

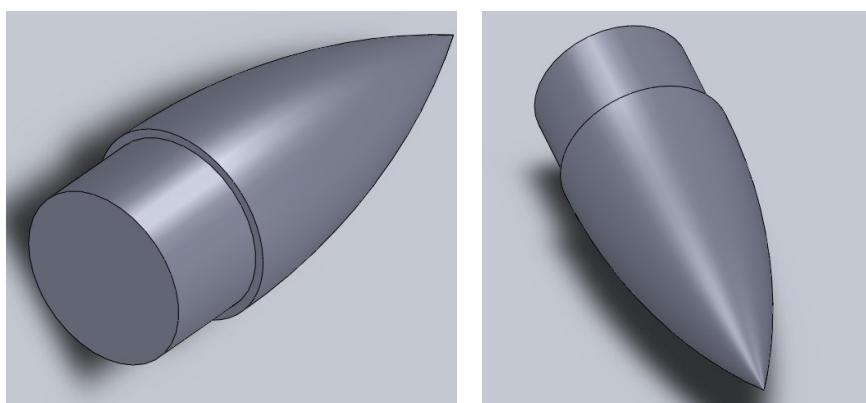


Figura 3.14: Gráfica de la ojiva en 3D.

Con las medidas:

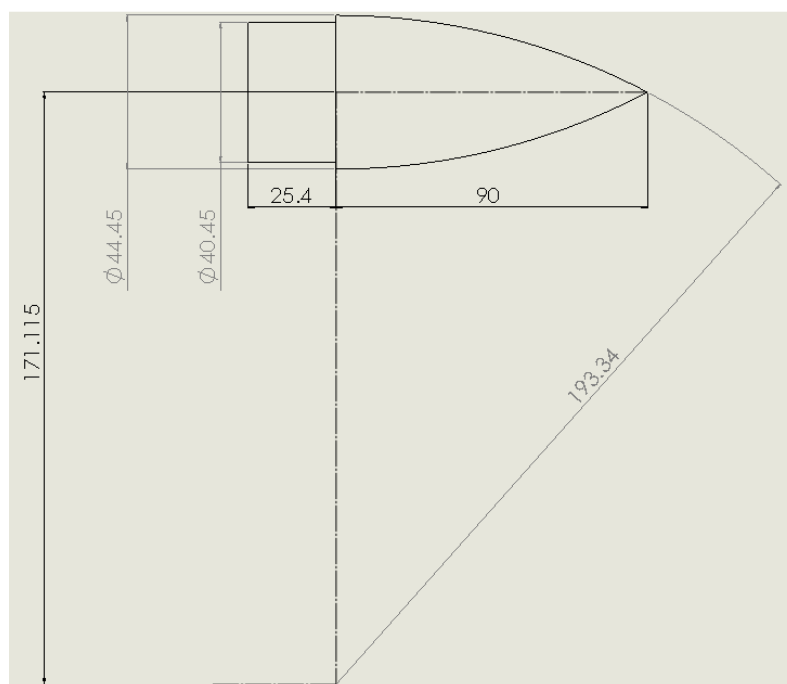


Figura 3.15: Ojiva tangencial con datos calculados.

3.7. Aletas

Las aletas en cohetes amateur como cohetes profesionales, sirven para dar la estabilidad necesaria sobre todo al inicio del proceso. Las preguntas más adecuadas serían: ¿Qué tamaño de aletas utilizar y que número es apropiado?

El tamaño y la cantidad se han determinado que son características especiales de cada cohete lo cual ha hecho que estas preguntas no tengan una respuesta general sino que se ha logrado dar soluciones en base a la **experimentación** incluso en el campo profesional.

Las características de las superficies aerodinámicas han sido determinadas ya sea por test en túneles de viento y test de cohería especiales; así como el uso de software de simulación el cual aplica cálculo relativamente dificultoso para hacer manualmente por lo complejo y extenso.

Una referencia que se puede observar es que los misiles o cohetes diseñados para trabajar a muy grandes altitudes tienen aletas pequeñas en comparación de áreas, esto se debe a que a estas alturas las aletas se vuelven inservibles y la estabilidad inicial también es apoyada por el buen cálculo de balance y con Venturi auxiliares los cuales corrigen la desviación del vuelo si es necesario.

Los tipos más comúnmente utilizados se muestran en la **figura 3.16**, los cuales han sido utilizados en la historia por su buen comportamiento y diseño.

En la simulación podremos probar algunos de estos tipos de aletas para poder identificar la reacción con el fluido en este caso el aire.

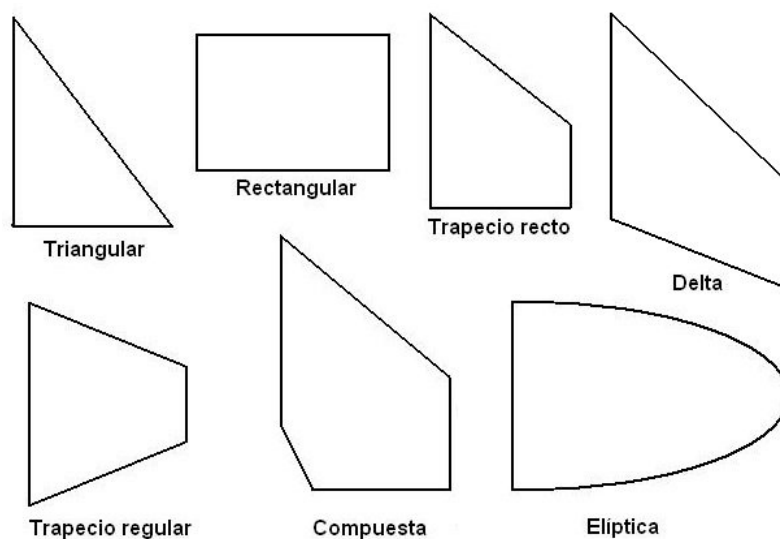


Figura 3.16: Tipos de aletas.

Fuente: Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina
(ACEMA)

Cada uno de los diseños tiene características específicas basadas en los requerimientos de estabilidad del cohete. El delta tiene una resistencia al avance reducida y tiene el centro de presión y gravedad un poco más atrás que el trapezoidal. El trapezoidal mueve el centro de presión y gravedad un poco más adelante que el delta aunque ejerce un poco más de resistencia al avance, pero tiene una ventaja importante sobre los otros dos diseños, ya que el flechamiento del borde de salida evita que en el aterrizaje se dañen las aletas. El delta es recomendable usarlo cuando se requiera mover los centros de presión y gravedad aún más atrás en el cohete.

Los lados de la aleta han sido llamados como muestra la **figura 3.17:**

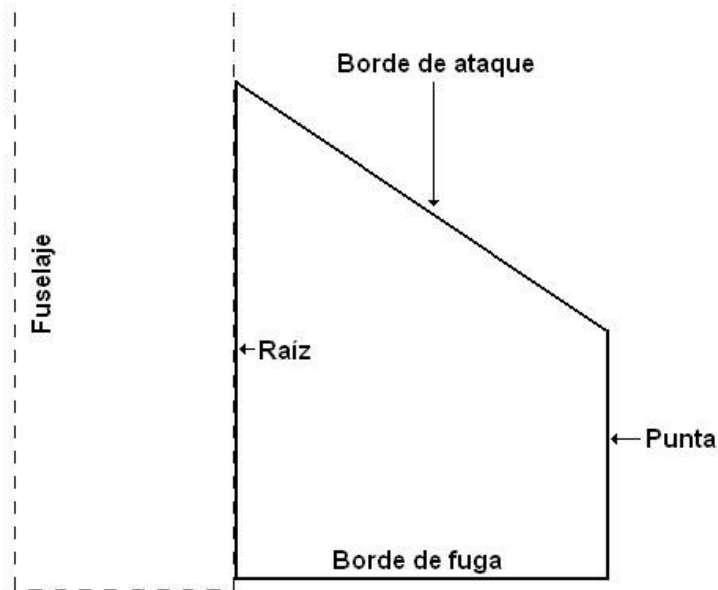


Figura 3.17: Nombre de cada lado de una aleta.

Fuente: Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina
(ACEMA)

En cuanto al número de aletas, no existe una cantidad fija pero hay que tener en cuenta que **la altura que alcance el cohete, disminuirá, si tenemos muchas aletas, porque el cohete al tener mayor superficie, la resistencia del aire al paso del mismo será mayor a la de un cohete con menor superficie, por lo general colocar tres aletas, es lo esencial, ya que en un cohete con eso basta, pero si vemos que el cohete va a alcanzar grandes aceleraciones, velocidades y alturas, es recomendable el uso de cuatro o más ya que la estabilización será mejor.**

Por el momento el número de aletas seleccionado **será tres**.

3.7.1. Cálculo del área de una aleta

Al realizar muchas experimentaciones y simulaciones, los grupos amateurs de estados unidos han definido una fórmula para determinar el área de una de las aletas la cual ha sido utilizada hasta la actualidad con gran éxito.

Esta fórmula se ha diseñado para aplicarse solamente hasta 3 aletas ya que si el cohete tiene 4 aletas o más, el área se reducirá proporcionalmente.

$$A_f := \frac{(D + 0.5) \cdot L}{6} \quad (3.30)$$

Dónde:

- Af.- Área de una aleta
- D.- Diámetro externo del cuerpo del cohete
- L.- Longitud del cohete sin la nariz de cono

Esta fórmula de diseño sostiene que **el ancho de cada aleta debe ser al menos 1 ¼ veces el diámetro del cuerpo del cohete.**

Otra regla sostiene que la distancia de lado a lado entre dos aletas de ubicación opuesta en el cuerpo no deben ser 200 veces más que el espesor de una aleta lo cual quiere decir que el espesor mínimo según experimentación que se puede utilizar es de 0.0175 pulgadas (aluminio o acero estarían bien ya que muchos otros materiales no tienen suficiente fuerza o rigidez).

Normalmente se procede a construir un modelo a escala y se aplican varias pruebas de vuelo con diferentes dimensiones de aletas hasta observar cual provoca la mejor estabilidad.

Aplicando la fórmula dada tenemos:

$$D := 1.75$$

$$L := 48$$

$$A_f := \frac{(D + 0.5) \cdot L}{6} \quad (3.30)$$

$$A_f = 18 \quad \text{in}^2$$

$$\boxed{A_f = 11612.88} \quad \text{mm}^2$$

Esto puede ser un aproximado para tomar como referencia en cuanto al area

3.7.2. Dimensionamiento de la aleta

Una vez calculada el área podemos aplicar otra formulación según la experimentación para el cálculo de las medidas de las aletas.

Existe una simple regla que es la siguiente:

Raíz = 2 diámetros externos del cohete (**2 D**).

Borde de fuga = 1,5 diámetros del cohete (**1,5 D**).

Punta = 1 diámetro del cohete (**1 D**).

Borde a ataque = El que resulte de la forma que hemos planificado y aplicar los pasos precedentes.

En la **figura 3.18** se aprecian estas medidas gráficamente.

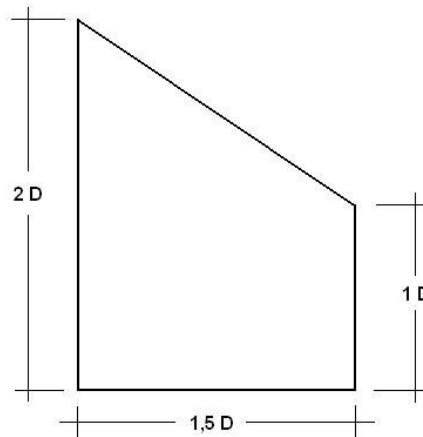


Figura 3.18: Dimensiones de la aleta.

Fuente: Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina (ACEMA)

Si se aumentan estas medidas el cohete será más estable, Bajará su C.P. y aumentará su Drag. Por el contrario, si se reduce las medidas, subirá el C.P., disminuirá el Drag y será menos estable.

El balance exacto le otorgará al modelo un vuelo excelente.

3.7.3. Determinación del espesor y material

En cuanto al material como se señaló anteriormente se podría usar acero o aluminio por su resistencia y su fácil manejo al momento de dar la forma; La madera era usada antiguamente pero ya sea cualquier tipo, no demostró soportar los esfuerzos involucrados en un cohete amateur a diferencia de los cohetes modelo ya que siempre terminaba con fractura y quiebre.

El plástico es un material fuerte pero difícil de trabajar al momento de dar forma, es ligero lo cual es un punto muy importante al momento de considerar el peso pero se debe tener cuidado de sacrificar la resistencia al esfuerzo por esta razón, por lo tanto se puede concluir que dependerá del plástico a ser utilizado ya que también es importante tomar en cuenta que el plástico no tiene buena resistencia al calor como la tiene el acero o el aluminio.

Un problema muy común es que las aletas se caen de sus ejes o son dobladas por la fuerza del despegue y para poder evitarlo, si las aletas son hechas con aluminio o acero, el espesor mínimo debe ser de 1/16 de pulgada.

Según el espesor mínimo recomendado tomaré 2 mm

En general es una buena idea para evitar diseños que implican superficie de aleta muy grande, extenderse fuera en ángulo recto con el casco del cohete, es decir que el eje largo axial de la aleta debe ser paralelo al eje largo axial del cuerpo del cohete.

Para una gran estabilidad es importante dos situaciones: que las aletas estén en exacta alineación longitudinal con el cuerpo y que el intervalo entre aletas se realice a cercanas tolerancias (**solamente dos grados de diferencia en la posición relativa de las aletas causará que el cohete se desvíe violentamente de su trayectoria planificada**)

3.8. Análisis aerodinámico: Centro de presión

Un cohete se encuentra con tres fuerzas básicas durante su despegue y vuelo como se observa en la **figura 3.19**: fuerza de empuje de los motores, la gravedad y las fuerzas aerodinámicas.

El empuje es generado por los motores por el agotamiento de los gases de alta velocidad en la dirección opuesta. El empuje de un motor es directamente proporcional a la velocidad del gas de escape y la masa por unidad de tiempo que se ha agotado. Normalmente, el empuje de un motor de cohete está alineado en el eje central del cohete, de manera que no produce ningún momento angular al cohete.

Cada componente del cohete también se ve afectado por la **fuerza gravitacional**. Cuando las fuerzas y momentos generados se unen, la fuerza de la gravedad puede ser vista como una sola fuerza procedente del centro de gravedad (CG).

Un campo gravitatorio homogéneo no genera ningún momento angular en un cuerpo con respecto al CG, por lo tanto el cálculo de la fuerza gravitacional es una cuestión simple de determinar la masa total y CG del cohete.

Las fuerzas aerodinámicas, por otro lado, producen tanto las fuerzas netas y momentos angulares. Para determinar el efecto de las fuerzas aerodinámicas en el cohete, la fuerza total y el momento debe ser calculado en relación a algún punto de referencia.

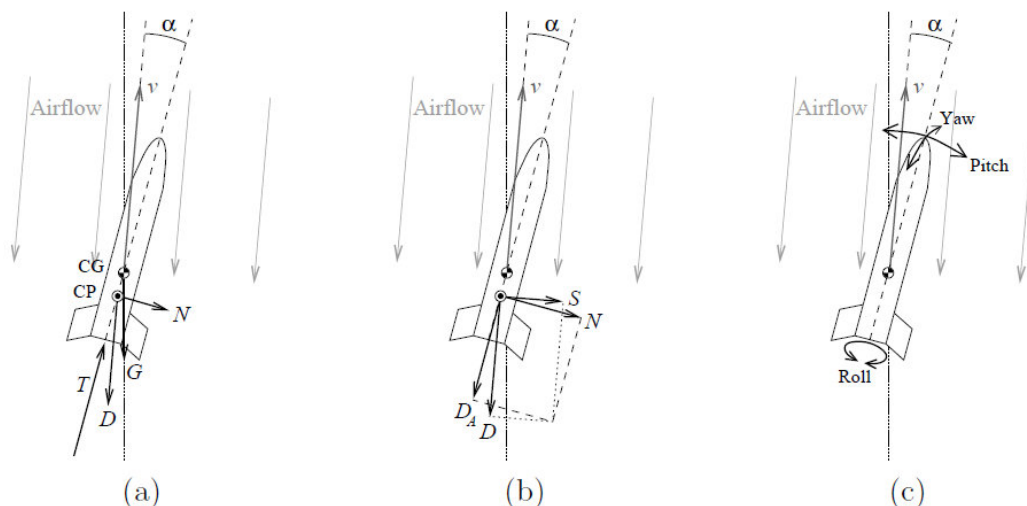


Figura 3.19: a) Las fuerzas que actúan sobre un cohete en vuelo libre: G gravedad, motor empuje T , fuerza de arrastre (drag) D , la fuerza normal N .
 b) Componentes perpendiculares de la fuerza total aerodinámica: fuerza normal N , fuerza de arrastre axial D_A ; fuerza lateral S y de arrastre D . (c) El cabeceo (pitch), la guiñada (yaw) y las direcciones de rodamiento (roll).

Fuente: OpenRocket technical documentation de Niskanen Sampo

Las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un cohete se suelen dividir en componentes para su análisis. Los dos componentes más importantes de la fuerza aerodinámica son la fuerza normal y arrastre o drag.

- **La fuerza normal** aerodinámica es la componente de la fuerza que genera el momento corrector alrededor de la CG y proporciona una estabilización del cohete.

- **El arrastre o drag** de un cohete se define como el componente de fuerza paralela a la velocidad del cohete. Esta es la fuerza aerodinámica que se opone al movimiento del cohete a través del aire.

Si el cohete está volando con un ángulo de ataque mayor a 0, entonces la fuerza de arrastre y la normal no son perpendiculares. Con el fin de tener componentes independientes de fuerza, es necesario definir pares de componentes que son siempre perpendiculares uno al otro como se muestra en la figura anterior b) donde está por un lado la fuerza normal y el arrastre axial y la fuerza lateral y de arrastre.

Las componentes que se utilizará como base para las simulaciones de vuelo son la fuerza normal y el arrastre axial.

La fuerza normal genera el momento de cabeceo y ningún otro momento.

Para encontrar el balance y estabilidad aerodinámico es necesario calcular el centro de presiones tomando en cuenta las fuerzas que se explicaron anteriormente.

3.8.1. Ecuaciones de Barrowman: determinación del centro de presión

En el capítulo 2 se indica las condiciones para usar este método el cual toma como consideración las secciones externas del cohete, el coeficiente de fuerza normal a un ángulo de ataque dado actuando en cada sección y la localización del centro de presión de cada componente. Las secciones externas del cohete serán el **cono de nariz, el cuerpo y las aletas.**

- **Centro de presiones individuales**

En las ecuaciones de Barrowman, se toman en cuenta el momento de cabeceo de la fuerza aerodinámica normal sobre las diferentes partes del cuerpo.

$$X := \frac{L - \frac{v}{S(L)}}{1 - \frac{S(0)}{S(L)}} \quad (3.31)$$

El centro de presiones, entonces, es una función definida de la forma del cuerpo que determina el volumen. Ahora aplicamos la ecuación anterior a las diferentes partes del cuerpo para poder obtener el centro necesitado.

- **Coeficiente de fuerza normal**

Cuando se estudian las configuraciones de los cohetes, los valores absolutos de fuerza son a menudo difíciles de interpretar, ya que muchos factores les afectan. Con el fin de obtener un valor más adecuado para la comparación, las fuerzas están normalizadas al igual que los momentos por factores similares para obtener un **coeficiente de fuerza normal adimensional (figura 3.20)**.

Para las secciones del cuerpo del cohete la pendiente del coeficiente de fuerza se evalúa a partir de la siguiente ecuación:

$$CN\alpha := \frac{8}{\pi \cdot D^2} \cdot (S(L) - S(0)) \quad (3.32)$$

Dónde:

CN α .- Coeficiente de fuerza normal

D.- Diámetro de la base del cono de nariz

S.- Área de sección transversal en la parte frontal, 0 y el final, L, de la sección externa.

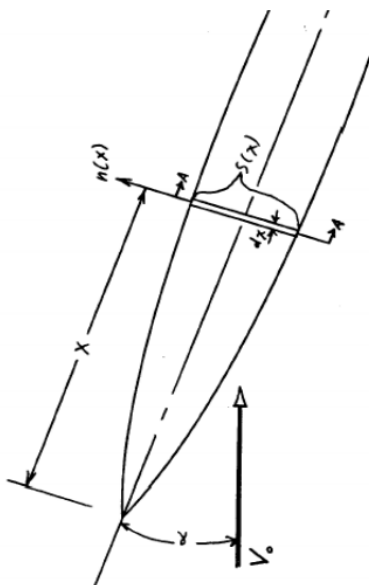


Figura 3.20: Coeficiente de fuerza normal

Fuente: La predicción teórica del centro de presiones de James S. Barrowman

Se nota que CN_{α} es independiente de la forma del cuerpo, mientras el cuerpo sea tal que la integración sea válida. Esta ecuación ahora se aplica a las diversas porciones del cuerpo.

3.8.2. Coeficiente de fuerza normal y centro de presión de la nariz tipo ojiva

Como se observa en la **figura 3.21**, la referencia para la ubicación del coeficiente de fuerza normal se tomará desde la punta de la nariz tipo ojiva

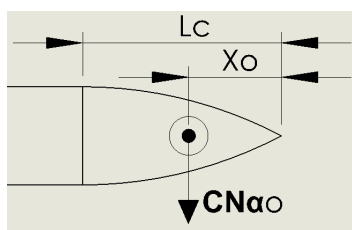


Figura 3.21: Coeficiente de fuerza normal y centro de presión de la nariz tipo ojiva

- **CN α de la nariz tipo ojiva (CN α_0)**

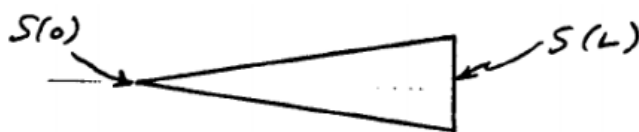


Figura 3.22: Cp de la nariz de cono

Fuente: La predicción teórica del centro de presiones de James S. Barrowman

Para la nariz $S(0) = 0$

Con la fórmula:

$$CN\alpha := \frac{8}{\pi \cdot D^2} \cdot (S(L) - 0) \quad (3.32)$$

$$\text{Tenemos que } S(L) := \frac{\pi \cdot D^2}{4} \quad (3.33)$$

$$CN\alpha_0 := 2$$

Este resultado se aplica para las ojivas, los conos, o las formas parabólicas; así como cualquier otra forma que varíe suavemente (figura 3.22).

- **CP de la nariz tipo ojiva**

El volumen de una ojiva esta expresado en la siguiente ecuación (Barrowman & Barrowman, 1966):

$$\frac{V}{\pi \cdot D^3} := f \cdot \left(f^2 + \frac{1}{4}\right)^2 - \frac{1}{3} \cdot f^3 - \left(f^2 - \frac{1}{4}\right) \cdot \left(f^2 + \frac{1}{4}\right)^2 \cdot \text{asin}\left(\frac{f}{f^2 + \frac{1}{4}}\right) \quad (3.34)$$

$$\text{Dónde: } f := \frac{L}{D}$$

L.- Longitud del cono

D.- Diámetro del cuerpo

También se determinó que en la base el factor integral según la forma es la siguiente:

$$S(L) := \frac{\pi \cdot D^2}{4} \quad (3.33)$$

Igualando para la ecuación anterior se tendría:

$$S(L) \cdot D \cdot 4 := \pi \cdot D^3 \quad (3.35)$$

Uniendo las ecuaciones tenemos:

$$\frac{V}{S(L) \cdot D \cdot 4} := f \cdot \left(f^2 + \frac{1}{4}\right)^2 - \frac{1}{3} \cdot f^3 - \left(f^2 - \frac{1}{4}\right) \cdot \left(f^2 + \frac{1}{4}\right)^2 \cdot \text{asin}\left(\frac{f}{f^2 + \frac{1}{4}}\right) \quad (3.36)$$

De la ecuación general del centro de presión $S(0) = 0$, ya que este se refiere a la punta de la ojiva por lo que todo el denominador se elimina:

$$X := L - \frac{v}{S(L)}$$

Dividiendo la ecuación anterior para D se tiene:

$$\frac{X}{D} := f - \frac{v}{S(L) \cdot D} \quad (3.37)$$

Remplazando en la ecuación

$$\frac{X}{D} := f - 4 \left[f \cdot \left(f^2 + \frac{1}{4} \right)^2 - \frac{1}{3} \cdot f^3 - \left(f^2 - \frac{1}{4} \right) \cdot \left(f^2 + \frac{1}{4} \right)^2 \cdot \operatorname{asin} \left(\frac{f}{f^2 + \frac{1}{4}} \right) \right] \quad (0.38)$$

Usando la **tabla 3.5** y graficando la función de resultado se tiene la **figura 3.23**:

Tabla 3.5: Datos de la ecuación del centro de presión en una ojiva

X/D	f
0	0
1	0,43003
2	0,91448
3	1,38736
4	1,857168
5	2,325727
6	2,793658
7	3,261229
8	3,728575
9	4,195769
10	4,662859

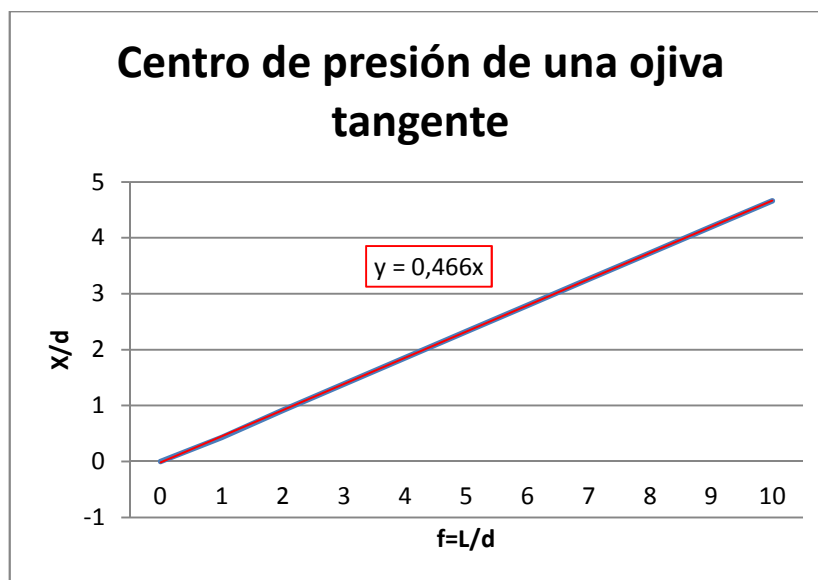


Figura 3.23: Grafica de la determinación del centro de presión

Por lo que tendríamos la ecuación del centro de presión de la ojiva:

$$X_o := 0.466L_c \quad (3.39)$$

Dónde:

L_c .- Longitud de la ojiva

$$L_c := 90 \quad \text{mm}$$

Reemplazando datos:

$$\boxed{X_o = 41.94} \quad \text{mm}$$

Gráficamente tendríamos:

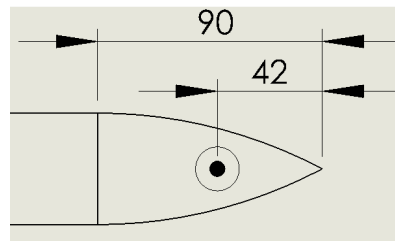


Figura 3.24: Ubicación del centro de presión en la ojiva

3.8.3. Coeficiente de fuerza normal y centro de presión del cuerpo cilíndrico

Se obtendrá primeramente el coeficiente de fuerza normal para luego encontrar el centro de presión de la siguiente manera:

- **CN_{α} del cuerpo cilíndrico ($CN_{\alpha c}$)**

Para cualquier cuerpo cilíndrico $S(L) = S(0)$

Por lo tanto:

$$CN_{\alpha c} = 0$$

Esto significa que no hay incrementos en el cuerpo cilíndrico a pequeños ángulos de ataque.

Cuando el ángulo de ataque es mayor a 10° no se puede desestimar la fuerza normal que actúa en el cuerpo por lo que se debe aplicar la *extensión de las ecuaciones de Barrowman para ángulos de ataque grandes*.

Existe el caso de que el ángulo de ataque se incremente pudiendo alcanzar valores superiores a los 10° como en un día ventoso por ejemplo.

En la **figura 3.25** podemos ver la incidencia del ángulo de ataque conforme va variando.

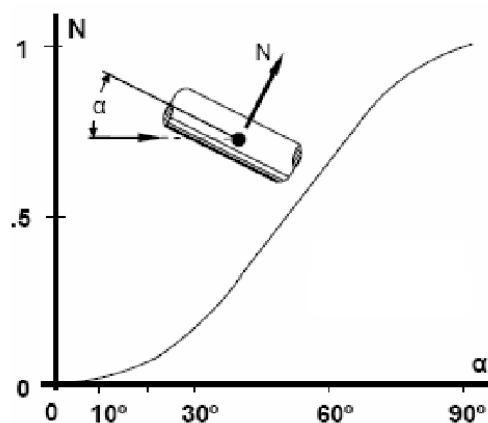


Figura 3.25: Incidencia del ángulo de ataque con respecto a la normal del cuerpo

Fuente: Modelismo espacial de Recuenco Andres

Basándose en los números de Reynolds altos y el flujo laminar del aire a velocidades subsónicas que producen normalmente los cohetes, el coeficiente de arrastre de un cuerpo cilíndrico a partir de su longitud, diámetro y superficie lateral se ajusta a la siguiente ecuación:

$$C_{db} := 0.6342 \cdot \left(\frac{L}{D} \right)^{0.1186} \quad (3.40)$$

Dónde:

L.- Longitud del cuerpo cilíndrico

D.- Diámetro externo del cuerpo cilíndrico

En base a datos obtenidos en experimentación por medio del túnel de viento para un cuerpo cilíndrico, el coeficiente de la normal del cuerpo responde a una ecuación no lineal expresada en función del seno del ángulo de ataque:

$$C_{N\alpha c} := \frac{4 \cdot C_{db} \cdot A \cdot f(\alpha)}{\pi \cdot D^2} \quad (3.41)$$

Dónde:

C_{db}.- Coeficiente de arrastre del segmento cilíndrico del cuerpo

A.- Área longitudinal total del segmento cilíndrico del cuerpo (L*D)

D.- Diámetro externo del segmento cilíndrico del cuerpo

$$f(\alpha) := 1.28819 \sin(\alpha)^3 + 0.33643 \sin(\alpha)^2 + 0.07934 \sin(\alpha) \quad (3.42)$$

En nuestro caso se tomará al ángulo de ataque menor a 10 grados pero en futuras experimentaciones si existe el caso de un mal día (ventoso), la estructura de lanzamiento proporciona un ángulo de ataque inicial o el cohete adquiere un ángulo de ataque en vuelo, se deberá tomar esta consideración para tener el coeficiente normal del cuerpo.

- **CP del cuerpo cilíndrico**

El centro de presión de un segmento cilíndrico se localiza en la mitad de éste:

$$X_{cc} := \frac{L}{2} \quad (3.43)$$

Dónde:

$$L := 1219.2 \quad \text{mm}$$

Sumando la longitud del cono se tiene:

$$X_c := X_{cc} + L_c \quad (3.44)$$

$$X_c := 700 \quad \text{mm}$$

Gráficamente tenemos:

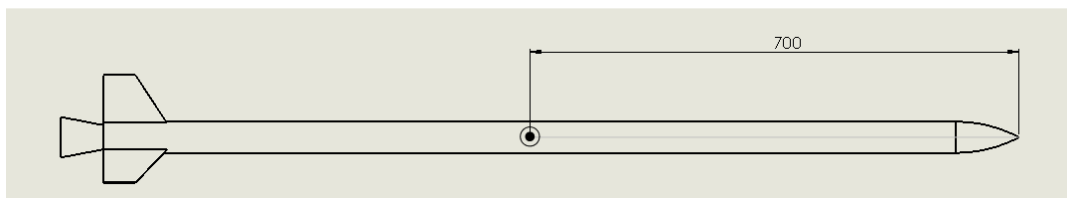


Figura 3.26: CP en el cuerpo cilíndrico

3.8.4. Coeficiente de fuerza normal y centro de presión de las aletas

Usando la geometría de la aleta general (**figura 3.27**), este cálculo se lo realizará para todas las aletas y no individual como se indicará más adelante.

- **CN_a de las aletas (CN_afb)**

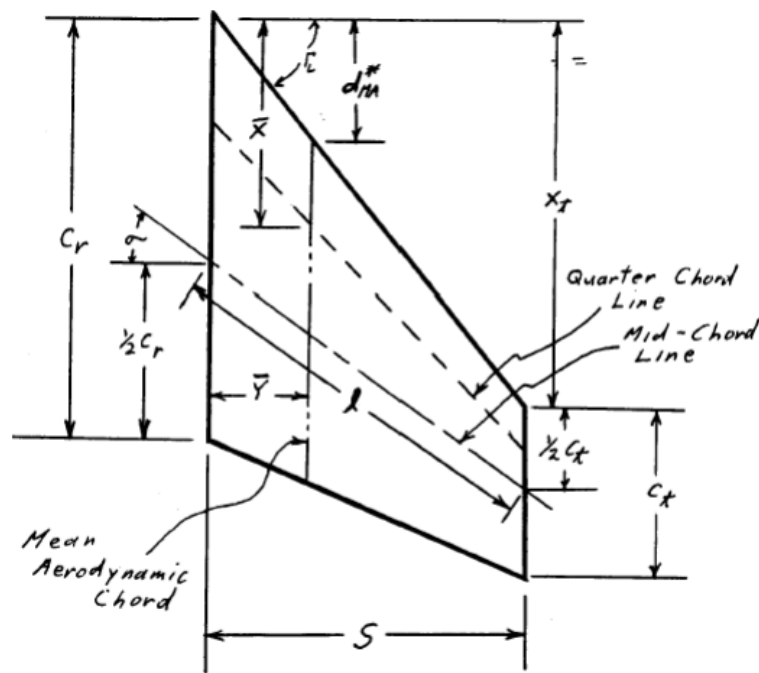


Figura 3.27: Geometría de la aleta en general

Fuente: La predicción teórica del centro de presiones de James S. Barrowman

Dónde:

- S.- Envergadura
- Cr.- Cuerda en la raíz de la aleta
- Ct.- Cuerda en la punta de la aleta
- l.- Línea de cuerda media

En el caso de la aleta seleccionada se tendrá:

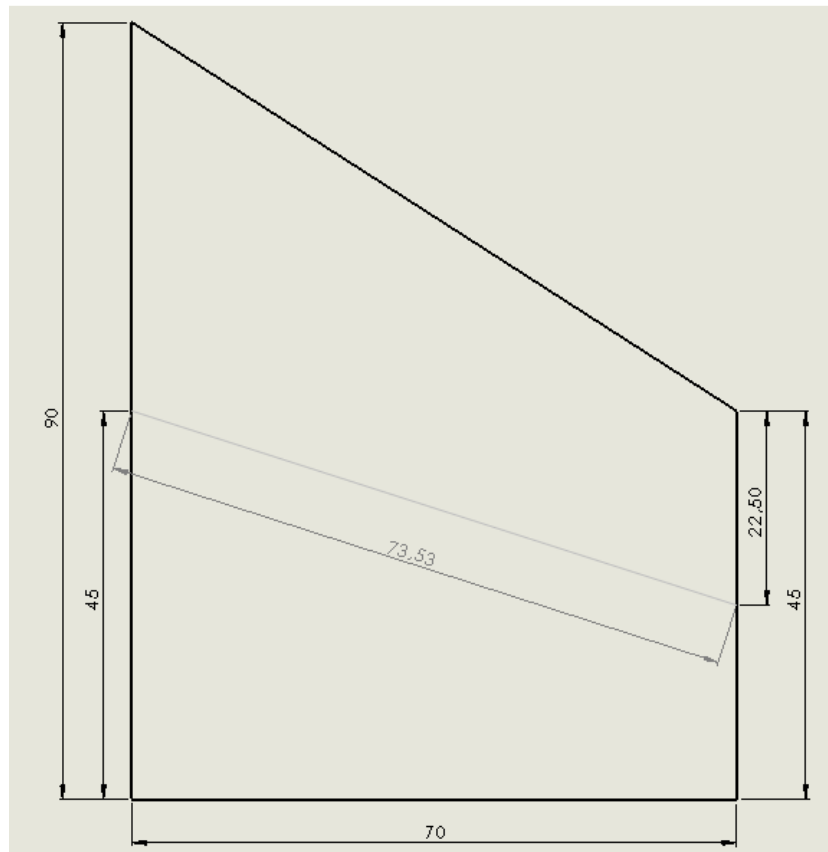


Figura 3.28: Geometría de la aleta seleccionada

Como se decidió usar 3 aletas, Un cohete con tres aletas tiene sus aletas separadas 120° . Asumiendo que un cohete de tres aletas vuela con una aleta en el plano del ángulo de ataque, con $(C_{N\alpha})_1 = C_{N\alpha}$ tendríamos:

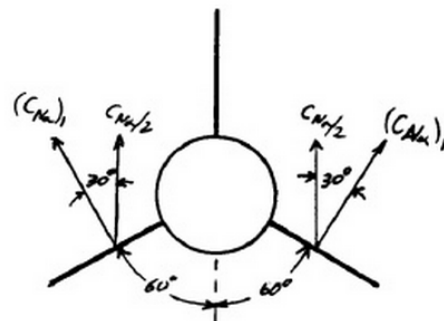


Figura 3.29: Coeficientes de fuerza normal en 3 aletas

Fuente: La predicción teórica del centro de presiones de James S. Barrowman

Para un cohete de tres aletas con sus aletas espaciadas 120° como se muestra en la figura, su coeficiente se calcula del siguiente modo:

$$C_{N\alpha F} := \frac{8 \cdot \sqrt{3} \cdot \left(\frac{S}{D}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 \cdot l}{C_r + C_t}\right)^2}} \quad (3.45)$$

Donde D es el diámetro externo del cuerpo del cohete, los valores son los siguientes:

$$S := 70 \quad \text{mm}$$

$$D := 44.45 \quad \text{mm}$$

$$C_r := 90 \quad \text{mm}$$

$$C_t := 45 \quad \text{mm}$$

$$l := 73.53 \quad \text{mm}$$

Teniendo como resultado:

$$C_{N\alpha F} = 13.864$$

La fuerza normal en las aletas $C_{N\alpha fb}$ está influenciada por el aire que pasa por la superficie de las aletas, y por la sección del cuerpo a la que están unidas. A esta influencia se la denomina “Factor de interferencia (Kfb)” que se debe tener en cuenta para calcular el valor de $C_{N\alpha fb}$

El factor de interferencia para 3,4 y 5 aletas es:

$$K_{fb} := 1 + \frac{R}{S + R} \quad (3.46)$$

Dónde:

R.- Radio del cuerpo del cohete

$$K_{fb} = 1.241$$

La fuerza normal de las aletas $C_{N\alpha fb}$ en presencia del cuerpo es:

$$C_{N\alpha fb} := K_{fb} \cdot C_{N\alpha F}$$

$$C_{N\alpha fb} = 17.204$$

- **CP de las aletas**

Barrowman no estudió la localización del CP de cada aleta de un cohete de forma individual sino que las estudia en conjunto y en presencia del cuerpo es decir agrupado alrededor de un cuerpo cilíndrico y en función de un factor de interferencia antes calculado.

La localización del CP de la aleta, es la misma en las demás aletas de la cola del cohete ya que el CP no depende del número de aletas en la cola o timón, si todas tienen el mismo tamaño y superficie (**figura 3.30**)

$$X_f := \frac{X_t \cdot (C_r + 2 \cdot C_t)}{3 \cdot (C_r + C_t)} + \frac{1}{6} \cdot \left(C_r + C_t - \frac{C_r \cdot C_t}{C_r + C_t} \right) \quad (3.47)$$

Dónde:

Xf.- Posición del centro de presión desde el borde de ataque de la aleta

Xt.- Distancia desde el borde de ataque de la cuerda en la raíz y el borde de ataque de la cuerda en la punta paralela al cuerpo.

Cr := 90 mm

Ct := 45 mm

Xt := 45 mm

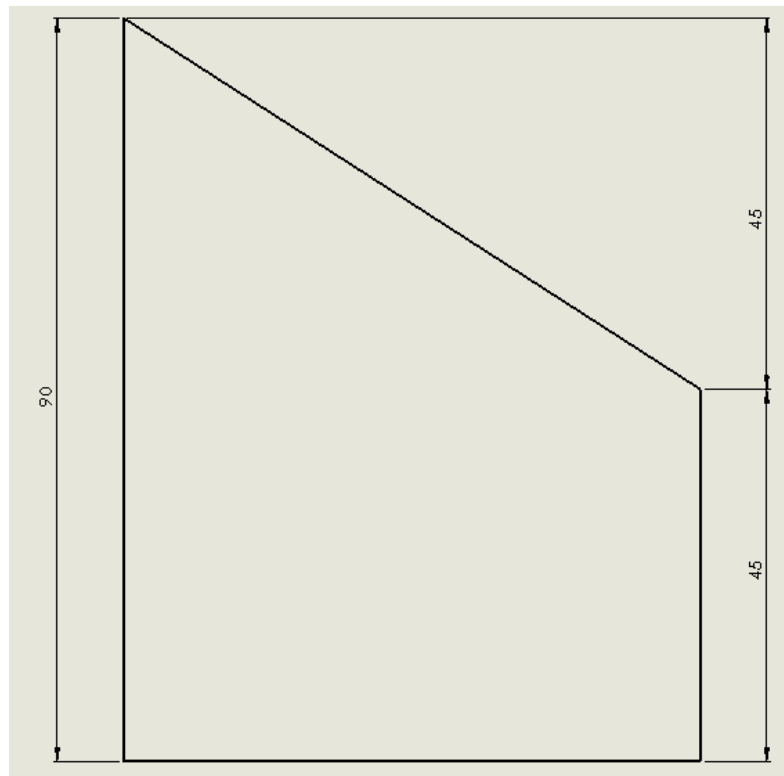


Figura 3.30: Geometría de la aleta para localización del CP

Es necesario sumarle la distancia desde la punta del cono tipo ojiva hasta donde inicia el borde de ataque de las aletas.

$$X_{fb} := X_f + X_{ff} \quad (3.48)$$

Dónde:

Xff.- Distancia desde la punta del cono tipo ojiva hasta donde inicia el borde de ataque de las aletas (**figura 3.31**).

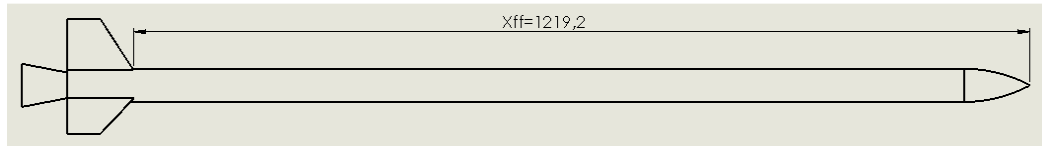


Figura 3.31: Distancia desde la punta del cono hasta donde inicia el borde de ataque de las aletas.

$X_{ff} := 1219.2 \text{ mm}$

Teniendo como resultado:

$X_{fb} = 1256.7 \text{ mm}$

Gráficamente tenemos:

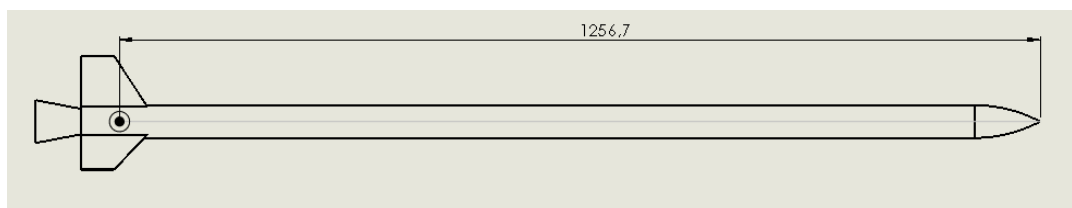


Figura 3.32: CP de las aletas representado en el cuerpo

3.8.5. Coeficiente de fuerza normal y centro de presión en la parte externa del motor

Debido a su forma, la parte externa del motor se asemeja a un soporte cónico delantero como lo muestra la **figura 3.33**.

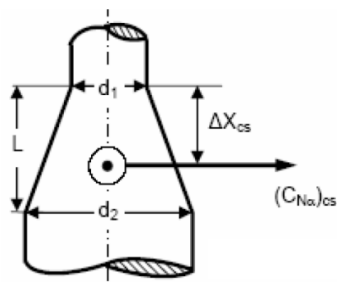


Figura 3.33: CP en un soporte cónico delantero

Fuente: Modelismo espacial de Recuenco Andres

- **CN α del tramo externo del motor (CN α cs)**

$$CN\alpha_{cs} := 2 \cdot \left[\left(\frac{d2}{d} \right)^2 - \left(\frac{d1}{d} \right)^2 \right] \quad (3.49)$$

Dónde:

- d.- Es el diámetro de la base que en este caso es d2 lo que no sucede con un soporte cónico trasero donde sería d1 (cono invertido)

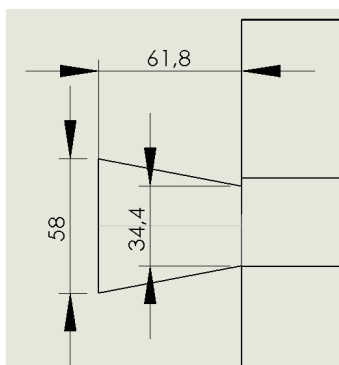


Figura 3.34: Valores para encontrar el coeficiente normal de la parte externa del motor

$d2 := 58 \quad \text{mm}$

$d1 := 34.4 \quad \text{mm}$

$\boxed{CN\alpha_{cs} = 1.296}$

- **CP del tramo externo del motor**

$$X_{cs} := X_{css} + \frac{L}{3} \cdot \left[1 + \frac{1 - \frac{d1}{d2}}{1 - \left(\frac{d1}{d2}\right)^2} \right] \quad (3.50)$$

Dónde:

L.- Longitud del soporte cónico $L := 61.8 \quad \text{mm}$

X_{css}.- Distancia desde la punta del cono tipo ojiva hasta donde inicia la parte externa del motor

$X_{css} := 1309.2 \quad \text{mm}$

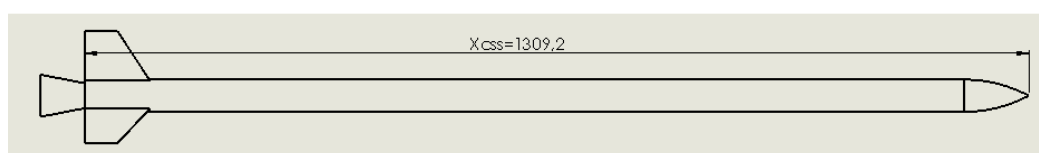


Figura 3.35: Distancia desde la punta del cono hasta donde inicia la parte externa del motor

Teniendo como resultado:

$\boxed{X_{cs} = 1342.7} \quad \text{mm}$

En la **figura 3.36** tenemos:

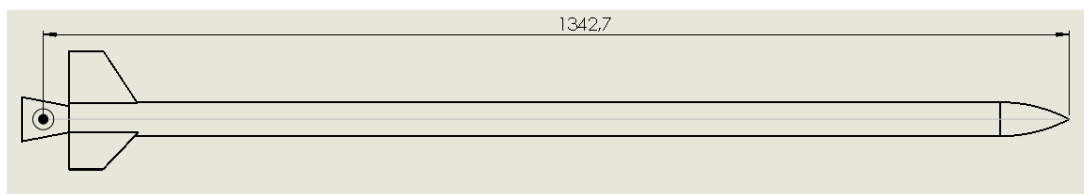


Figura 3.36: CP de la parte externa del motor representado en el cuerpo

3.8.6. Fuerza normal de arrastre y centro de presión total

Se debe combinar todos los resultados obtenidos para determinar la fuerza normal de arrastre y el CP donde se concentrarán todas las fuerzas.

La fuerza normal en todo el cohete es la suma de las fuerzas de todas sus partes:

$$CN_{\alpha} := CN_{\alpha o} + CN_{\alpha c} + CN_{\alpha fb} + CN_{\alpha cs} \quad (3.51)$$

$$CN_{\alpha} = 20.501$$

Centro de presión

$$X := \frac{CN_{\alpha o} \cdot X_o + CN_{\alpha c} \cdot X_c + CN_{\alpha fb} \cdot X_{fb} + CN_{\alpha cs} \cdot X_{cs}}{CN_{\alpha}} \quad (3.52)$$

$$X = 1143.6 \text{ mm}$$

De manera gráfica se tiene la **figura 3.37**:

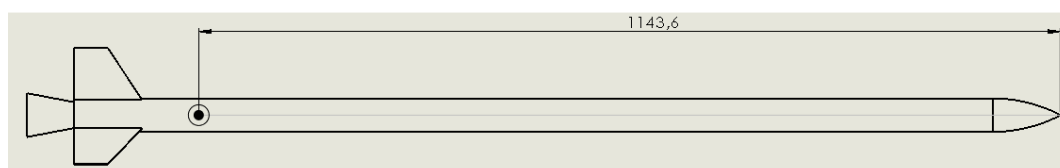


Figura 3.37: Centro de presión del cohete

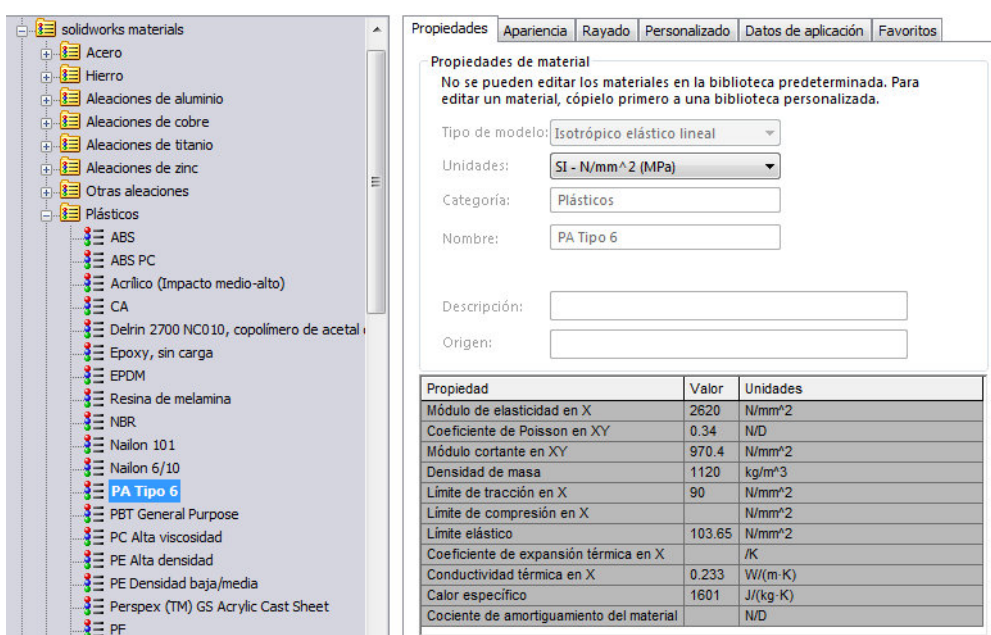
3.9. Análisis aerodinámico: Centro de gravedad

El centro de gravedad se calcula de la misma forma que el centro de presión, con la diferencia de que ahora no se tienen en cuenta únicamente las secciones externas del cohete sino también todos los componentes internos que en nuestro caso sería el motor solamente.

Para determinar la masa y la distancia al centro de gravedad de cada parte utilizaré el programa solidworks el cual facilitará la obtención de estos datos. Es necesario encontrar la distancia del centro de masa desde un punto de referencia (la punta del cono de nariz del cohete).

3.9.1. Peso y distancia al centro de masa de la ojiva

El material que se va a utilizar es el Duralón o también llamado técnicamente Cast PA-6 el cual se debe escoger en las propiedades de los materiales de solidworks como lo muestra la **figura 3.38**.



Propiedades de material

No se pueden editar los materiales en la biblioteca predeterminada. Para editar un material, cópielo primero a una biblioteca personalizada.

Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal

Unidades: SI - N/mm² (MPa)

Categoría: Plásticos

Nombre: PA Tipo 6

Descripción:

Origen:

Propiedad	Valor	Unidades
Módulo de elasticidad en X	2620	N/mm ²
Coefficiente de Poisson en XY	0.34	N/D
Módulo cortante en XY	970.4	N/mm ²
Densidad de masa	1120	kg/m ³
Límite de tracción en X	90	N/mm ²
Límite de compresión en X		N/mm ²
Límite elástico	103.65	N/mm ²
Coefficiente de expansión térmica en X		/K
Conductividad térmica en X	0.233	W/(m-K)
Calor específico	1601	J/(kg-K)
Cociente de amortiguamiento del material		N/D

Figura 3.38: Propiedades del material de la ojiva (Duralón)

Luego se selecciona las propiedades físicas teniendo la **figura 3.39**:

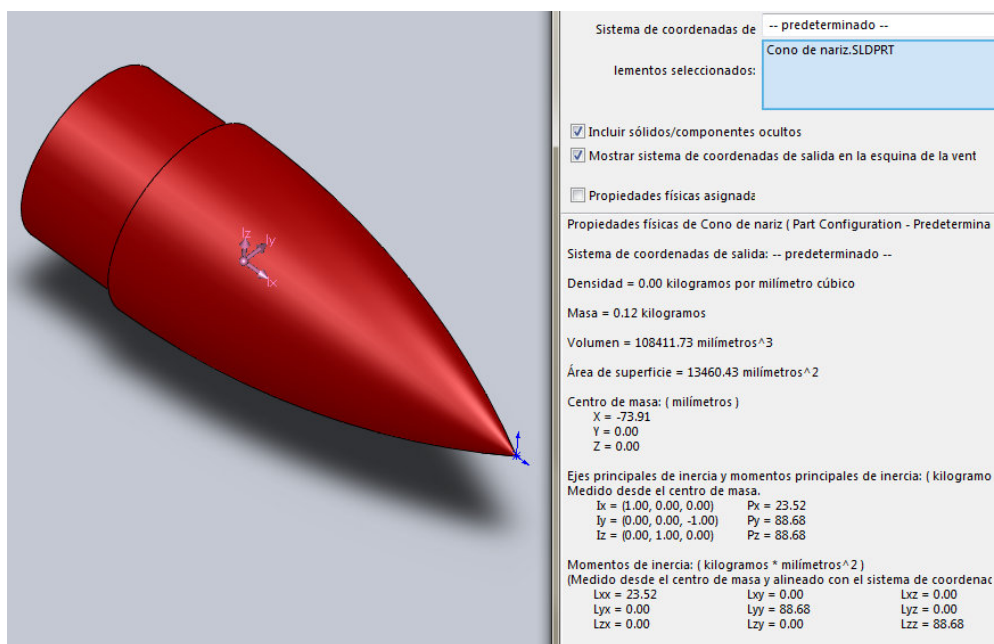


Figura 3.39: Distancia al centro de masa de la ojiva

$$m_1 = 0.12 \quad \text{kg}$$

$$x_1 := 73.91 \quad \text{mm}$$

3.9.2. Peso y distancia al centro de masa del cuerpo

De igual manera el material que se va a utilizar es acero que ya se lo indicó anteriormente, estas propiedades han sido señaladas en solidworks como muestra la **figura 3.40**:

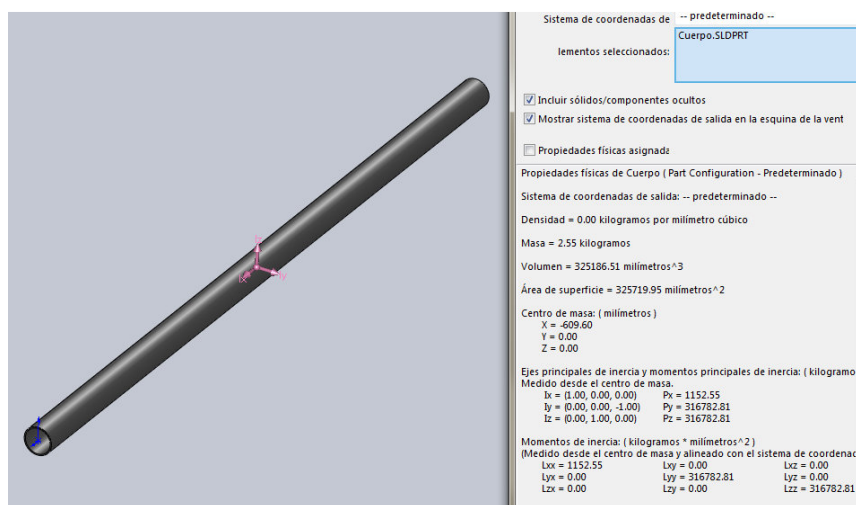


Figura 3.40: Distancia al centro de masa del Cuerpo

$$m2 := 2.55 \quad \text{kg}$$

$$x2 := \frac{L}{2} + Lc \quad (3.53)$$

$$x2 := 700 \quad \text{mm}$$

3.9.3. Peso y distancia al centro de masa de las aletas

Las aletas son de aluminio de 2 mm de grosor (calculado anteriormente) teniendo la **figura 3.41**:

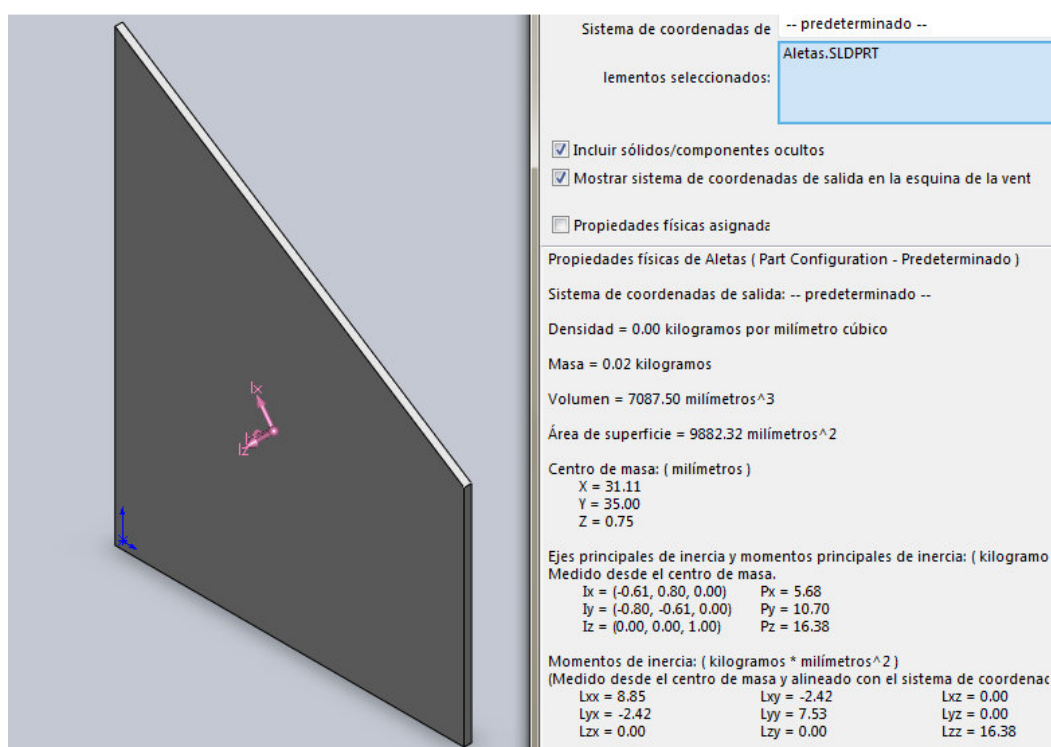


Figura 3.41: Distancia al centro de masa de las aletas

$$m3 := 0.02 \quad \text{kg}$$

$$x3 := 35 + X_{ff} \quad (3.54)$$

Dónde:

Xff.- Distancia desde la punta del cono tipo ojiva hasta donde inicia el borde de ataque de las aletas.

Xff := 1219.2 mm

x3 = 1254.2 mm

3.9.4. Peso y distancia al centro de masa de la tobera

El acero seleccionado para la tobera es A1018 o también llamado acero de transmisión como se puede observar en la **figura 3.42**, teniendo como masa:

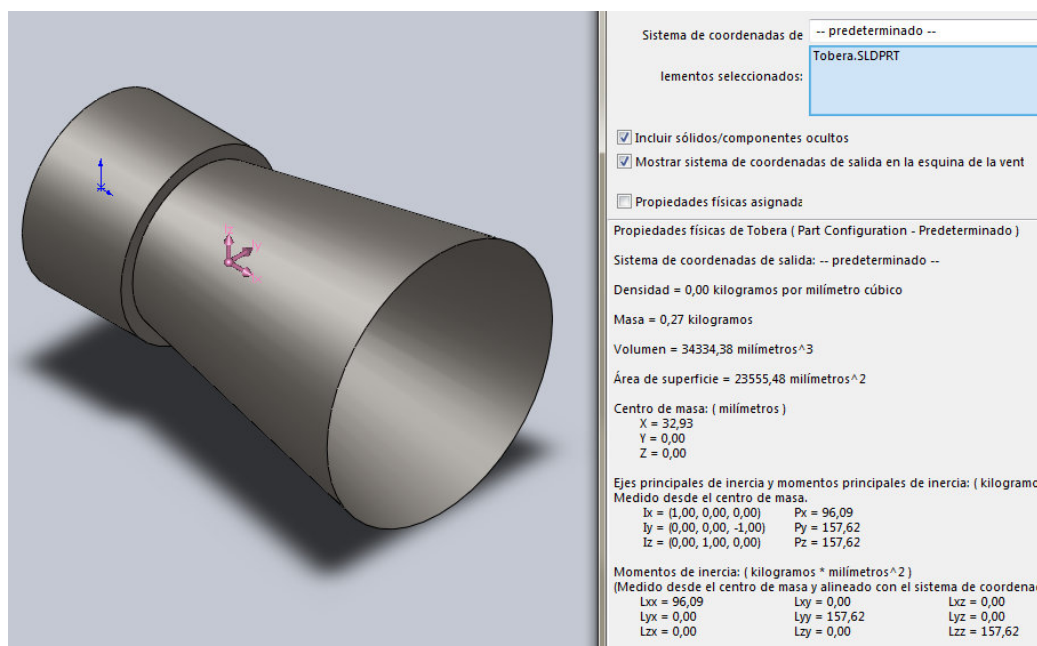


Figura 3.42: Distancia al centro de masa de la tobera

m4 := 0.27 kg

x4 := 33 + Xaa (3.55)

Dónde:

Xaa.- Distancia desde la punta del cono tipo ojiva hasta donde inicia el borde de la tobera.

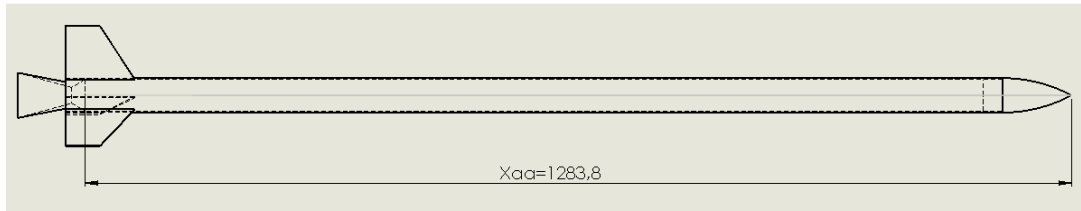


Figura 3.43: Distancia al centro de masa de la tobera

Xaa := 1283.8 mm

x4 = 1316.8 mm

3.9.5. Centro de gravedad total

Se aplicará la siguiente ecuación:

$$X_{cg} := \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} \quad (3.56)$$

Tabla 3.6: Centro de gravedad del cohete

Determinación del centro de gravedad			
	m (Kg)	xi (mm)	m _{ixi}
Cono tipo ojiva	0,121	73,910	8,943
Cuerpo cilíndrico	2,600	700,000	1820
Aletas	0,020	1254,200	25,084
Tobera	0,270	1316,800	355,536
Σm_{ixi}			2209,563
Σm_i	3,011		
X_{cg}	733,830		

$$X_{cg} := 733.83 \text{ mm}$$

Gráficamente tenemos:

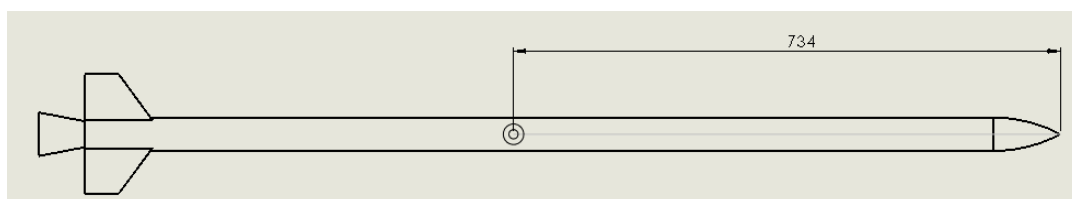


Figura 3.44: Centro de gravedad del cohete

Si tanto el CP como el CG se encuentran en el eje central del cohete, se considera que el cohete está estáticamente estable cuando el CP está detrás del CG.

El margen estático se presenta como:

$$C_{m\alpha} := \frac{X_{cg} - X}{D} \cdot CN_{\alpha} \quad (3.57)$$

Dónde:

X_{cg} .- Centro de gravedad del cohete.

X .- Centro de presión del cohete.

D .- Diámetro externo del cohete.

CN_{α} .- Coeficiente normal total

$$X := 1143.6 \text{ mm}$$

$$D := 44.45 \text{ mm}$$

$$CN_{\alpha} := 20.501$$

Teniendo como resultado:

$$C_{m\alpha} = -188.992$$

El cohete se encuentra estáticamente estable si el signo de $C_{m\alpha}$ es negativo siendo CN_{α} positivo. También se presenta la estabilidad reacomodando la ecuación anterior de la siguiente manera:

$$\frac{C_{m\alpha}}{C_{N\alpha}} := \frac{X_{cg} - X}{D} \quad (3.58)$$

Cuando se tiene el CP demasiado cerca del CG, se corre el riesgo de tener un cohete que sea dinámicamente inestable. Tener el CP demasiado lejos del CG es también indeseable ya que significa que su trayectoria de vuelo se desvía en la dirección hacia el viento, en lugar de subir verticalmente.

En los cohetes amateur, que tienen más masa para un tamaño determinado que los cohetes modelo, puede requerir un CP más cercano a la parte posterior del cohete de lo que se obtiene en dichos cohetes debido a un mayor impulso de giro que resulta de su masa.

Para asegurar que el cohete sea estable, se busca que este tenga un margen estático entre 5 a 10 calibres, debido a la masa del cohete. (Calibre se refiere al diámetro del cuerpo)

Resolviendo la ecuación se tiene el siguiente calibre:

$$b := \frac{C_{m\alpha}}{C_{N\alpha}}$$

$$b := \frac{X_{cg} - X}{D} \quad (3.58)$$

$$\boxed{b = -9.08}$$

3.10. Cálculo de la trayectoria

Según (Brinley, 1964), después de haber diseñado el cohete es importante tratar de predecir cuan alto va a llegar, en cuanto tiempo y que velocidad tendrá ya que esto nos ayudará a identificar el rendimiento máximo. También es necesario realizar estos cálculos para tener una idea del espacio físico que se necesita para realizar el lanzamiento y los posibles peligros que pueden existir.

Este método es realizado por el departamento de INGENIERÍA MECÁNICA de Brooklyn en la división de investigación de propulsión de Estados Unidos.

Se utilizará los siguientes símbolos.

- Ve.-** Velocidad de los gases de escape real (1492.27 ft/s, 454.8 m/s)
- g.-** Gravedad en sistema inglés (32.2 ft/s², 9.81 m/ s²)
- H.-** Altura máxima
- h_b.-** Altura de quemado
- ln.-** Logaritmo
- Q.-** Ángulo de vuelo al quemarse
- t.-** Tiempo en segundos
- tb.-** Tiempo de quemado (Está dado por experimentación y este dato se encuentra en la descripción del propelente)

Para el propelente tomado **tb = 0.5 s**
- v.-** Velocidad
- v_b.-** Velocidad de quemado
- Y.-** Ángulo de desviación de la vertical de lanzamiento
- Cos.-** Coseno

Tan.- Tangente

Sin.- Seno

Para motivos de cálculo se asumirá que en el instante de quemado, el movimiento es lineal (la desviación con la vertical no excede los 5 grados) como se observa en la **figura 3.45**.

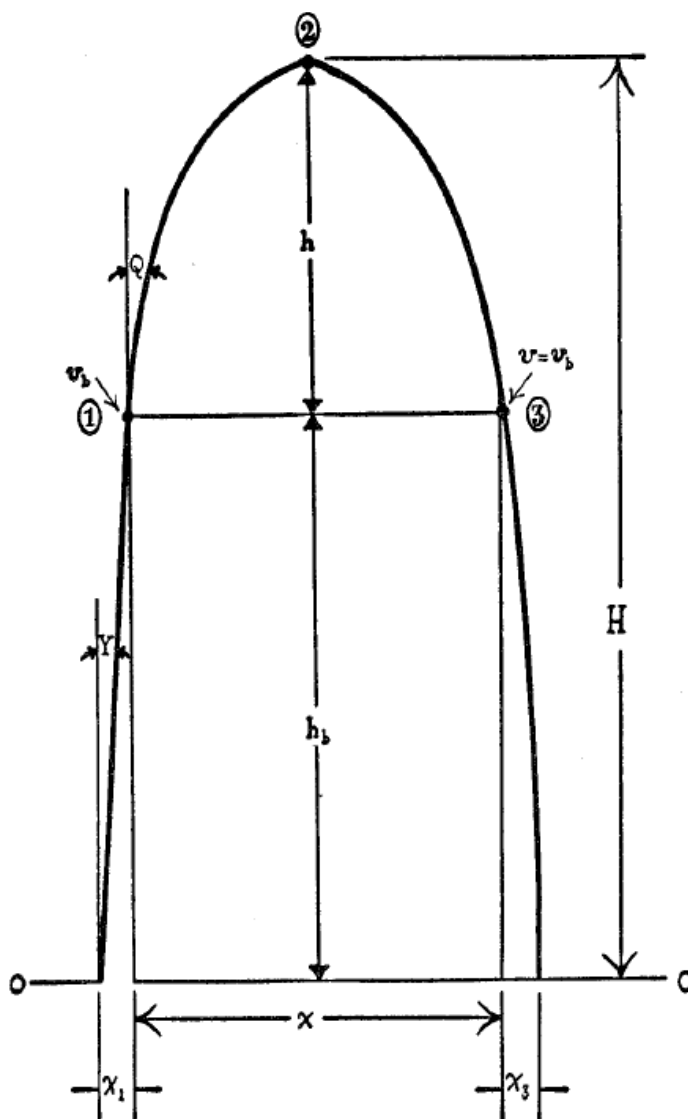


Figura 3.45.- Análisis de la trayectoria parabólica de un cohete amateur.

Fuente: Rocket manual for amateurs del Capt. Bertrand R. Brinley

3.10.1. Velocidad al final del tiempo de combustión (Vb):

$$V_b := (-V_e \ln(1 - M) - g \cdot t_b + V_o) \cdot \cos(Y \cdot \text{deg}) \quad (3.59)$$

Dónde:

Pi.- Peso inicial con combustible: 7 Kg

Pf.- Peso sin combustible después del quemado: 3 Kg

M.- (Peso inicial – peso después del quemado)/ peso inicial

$$P_i := 7 \quad \text{kg}$$

$$P_f := 3 \quad \text{Kg}$$

$$M := \frac{P_i - P_f}{P_i} \quad (3.60)$$

$$M = 0.571$$

Como la velocidad inicial es cero ya que es un cohete que parte de tierra (lo que no sucede con cohetes que parten de aeronaves), podemos eliminar esta variable.

$$V_e := 454.8 \quad \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$g := 9.81 \quad \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$t_b := 0.5 \quad \text{s}$$

$$Y := 5 \quad \text{grad}$$

$$V_b := (-V_e \ln(1 - M) - g \cdot t_b) \cdot \cos(Y \cdot \text{deg}) \quad (3.59)$$

$$\boxed{V_b = 378.998} \quad \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

3.10.2. Altura al final del tiempo de combustión (hb):

La ecuación que se aplica es la siguiente:

$$h_b := \left[V_e t_b \cdot \left(1 + \frac{1 - M}{M} \cdot \ln(1 - M) \right) - \frac{1}{2} \cdot g \cdot t_b^2 + V_o t_b + h_o \right] \cdot \cos(Y \cdot \text{deg}) \quad (3.61)$$

Donde h_o .- Elevación desde donde parte el cohete

Se tomará toda elevación al nivel del suelo lo que causa que h_o sea cero, e igualmente la V_o será igual a cero.

Por lo que tenemos la fórmula:

$$h_b := \left[V_e t_b \cdot \left(1 + \frac{1 - M}{M} \cdot \ln(1 - M) \right) - \frac{1}{2} \cdot g \cdot t_b^2 \right] \cdot \cos(Y \cdot \text{deg}) \quad (3.61)$$

$$\boxed{h_b = 81.356} \quad \text{m}$$

3.10.3. Distancia horizontal total de viaje durante el periodo de poder de vuelo (X1):

Por el triángulo rectángulo que se forma, se puede calcular esta distancia:

$$X1 := hb \cdot \tan(Y \cdot \text{deg}) \quad (3.62)$$

$$\boxed{X1 = 7.118} \quad \text{m}$$

Después de haber determinado estos valores, se analizará desde el instante del fin de quemado de combustible.

3.10.4. Altura por encima del fin de quemado de combustible (h):

$$t2 := \frac{Vb \cdot \sin(Q \cdot \text{deg})}{g} \quad (3.63)$$

Donde

t2.- Tiempo de llegada al punto máximo de vuelo desde el fin de quemado

Q.- Ángulo de vuelo al quemarse y por experimentación se decidió que tiene el valor del ángulo de desviación de la vertical de lanzamiento y máximo sumado 1 grado más.

$$Q := 5 \quad \text{grad}$$

Po lo que tenemos:

$$t2 = 3.367 \quad \text{s}$$

La altura está dada en función del tiempo de llegada al punto máximo y es la siguiente:

$$h := \frac{1}{2} \cdot g \cdot t_2^2 \quad (3.64)$$

$$\boxed{h = 55.612} \quad \text{m}$$

3.10.5. Distancia horizontal total de desplazamiento desde el fin de quemado (x):

El tiempo requerido para que el cohete pase por el punto 3 (**figura 3.45**) está dada por:

$$t_3 := \sqrt{\frac{h \cdot 2}{g}} \quad (3.65)$$

$$t_3 = 3.367 \quad \text{s}$$

Por lo tanto el tiempo total de vuelo entre el punto 1 y 2 es:

$$t := 2 \cdot t_2$$

$$\boxed{t = 6.734} \quad \text{s}$$

Por lo tanto la distancia total de desplazamiento desde el fin de quemado es la siguiente:

$$x := V_b \cdot t \cdot \cos(Q \text{ deg}) \quad (3.66)$$

$$\boxed{x = 2542.587} \quad \text{m}$$

Ahora los siguientes cálculos se los realizará desde el punto 3 hasta que llegue al suelo. El tiempo desde el punto 1 al punto 2 es igual al tiempo desde el punto 2 al

punto 3 y la velocidad de descenso al punto 3 es igual a la velocidad al final del tiempo de combustión (V_b).

3.10.6. Velocidad final o velocidad de impacto (V_f)

$$V_f := \sqrt{V_b^2 + 2 \cdot g \cdot h_b} \quad (3.67)$$

$$\boxed{V_f = 381.098} \quad \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Y la distancia horizontal desde el punto 3 al suelo (X_3) se la calcula:

$$X_3 := h_b \cdot V_b \cdot \sqrt{\frac{2}{g \cdot h_b}} \quad (3.68)$$

$$\boxed{X_3 = 1543.524} \quad \text{m}$$

Tiempo requerido para el segmento final:

$$t_f := \frac{V_f - V_b}{g} \quad (3.69)$$

$$\boxed{t_f = 0.214} \quad \text{s}$$

3.10.7. Tiempo total de vuelo desde el lanzamiento hasta el impacto

$$T := t_b + t + t_f \quad (3.70)$$

$$\boxed{T = 7.448} \quad \text{s}$$

3.10.8. Distancia total horizontal

$$X := X_1 + x + X_3 \quad (3.71)$$

$$\boxed{X = 4093.229} \quad \text{m}$$

CAPÍTULO 4

SIMULACIÓN MEDIANTE EL USO DE LAS HERRAMIENTAS DE ANSYS CFD

Puede definirse a la simulación como la experimentación con un modelo que imita ciertos aspectos de la realidad. Esto permite trabajar en condiciones similares a las reales, pero con variables controladas y en un entorno que se asemeja al real pero que está creado o acondicionado artificialmente.

La idea es que la simulación permita comprobar el comportamiento de una persona, de un objeto o de un sistema en ciertos contextos que, si bien no son idénticos a los reales, ofrecen el mayor parecido posible. Así, es posible corregir fallos antes de que la experiencia, efectivamente, se concrete en el plano de lo real.

Existen muchos problemas de dinámica de fluidos que no se los puede resolver analíticamente por la complejidad en la resolución de las ecuaciones diferenciales. Una de las alternativas es el uso de túneles de viento para realizar pruebas experimentales. La desventaja de los túneles de viento es que son muy costosos y existen pocos. Además no es posible semejar todas las condiciones de vuelo, como temperaturas muy bajas o elevadas existentes dentro de la atmósfera.

También solo se puede alcanzar velocidades supersónicas e hipersónicas por periodos muy cortos de tiempo y a pequeña escala.

En cuanto a FLUENT de ANSYS, pertenece a la Dinámica de Fluidos Computacional (*Computational Fluids Dynamics* en inglés), es la rama de la ciencia encargada de predecir la física relacionada con los fluidos (en nuestro caso el aire

considerado como tal). Estos programas resuelven una gran cantidad de ecuaciones diferenciales muy complejas por métodos numéricos y permiten conocer con fiabilidad el comportamiento de un fluido alrededor de un cuerpo. El análisis del flujo de cualquier fluido está basado en tres principios físicos fundamentales:

1. Conservación de la masa,
2. Conservación de la cantidad de movimiento, y
3. Conservación de la energía.

Al desarrollar las ecuaciones basadas en estos tres principios físicos se obtienen las ecuaciones de Navier-Stokes que es la base del desarrollo del CFD.

Las ecuaciones Navier-Stokes describen los movimientos de un fluido. La resolución analítica de estas ecuaciones no es posible ya que en la resolución de problemas por métodos numéricos, este sistema puede constar de cientos a millones de ecuaciones simultáneas, el número de ecuaciones depende directamente de la cantidad de elementos discretizados del campo de flujo, salvo para casos muy concretos, por lo que normalmente se recurre a la aproximación numérica de la solución, que es lo que obtenemos con los programas de CFD.

La importancia del desarrollo del CFD está en utilizar de la manera más eficientemente posible los recursos computacionales disponibles y obtener una solución muy cercana a la realidad. (ANSYS, 2010)

Fluent nos da la opción de elegir qué tipo de *solver* queremos usar, de entre los dos que ofrece: *pressured-based* o *density-based*.

En el **método density-based**, el campo de velocidad es calculado a partir de las ecuaciones de cantidad de movimiento. La densidad es obtenida a partir de las ecuaciones de continuidad, y el campo de presión es obtenido a partir de la ecuación de estado o ecuación de gas ideal.

En el **método pressured-based**, el campo de velocidad es calculado a través de las ecuaciones de cantidad de movimiento. En cambio el campo de presión es obtenido a partir de ecuaciones de corrección de presión que a su vez son obtenidas a partir de las ecuaciones de cantidad de movimiento y de continuidad.

Al analizar un gas ambos métodos son válidos. En general se usa el método basado en presión acoplado cuando se tiene zonas de baja o alta velocidad de flujo sobre **superficies aerodinámicas** por lo cual es ideal para el proyecto en cuestión.

El pressured-based puede ser tanto acoplado (resuelve todas las ecuaciones a la vez) como segregado (resuelve las ecuaciones de manera secuencial) y trabaja primero sin tener en cuenta la conservación de la masa y posteriormente calcula la presión necesaria para conseguir la conservación.

Al analizar flujos compresibles, como el aire en nuestro caso, se debe prestar mucha atención a los efectos de compresibilidad. Para medir la compresibilidad de un flujo se utiliza comúnmente el número de Mach (Ma). Para números de Mach muy bajos ($Ma < 0.1$) se pueden despreciar los efectos de compresibilidad. Para los

demás casos ($Ma > 0.1$) se recomienda usar modelos matemáticos para Flujos Compresibles.

En este capítulo se realizará la simulación por las ventajas que se obtiene en un proyecto.

- Nos permite el estudio de nuevos diseños difíciles de probar a nivel experimental.
- Es una gran herramienta a la hora de la resolución de problemas, ya que podemos someter nuestro diseño a análisis bajo una inmensa variedad de condiciones y régimen de trabajos, permitiendo la aparición de posibles conflictos y atacar su resolución lo antes posible, o rediseñar la geometría en general si es necesario.
- Todo esto va enfocado al ahorro de trabajo y de costes económicos, ya que no nos vemos obligados a crear y probar un prototipo nuevo cada vez que nos apareciera un nuevo problema (algo que sería muy costoso), sino que podemos probar nuestro diseño hasta que estemos conformes, para plasmar físicamente nuestro modelo definitivo. (Pradhan)

4.1. Exportación de archivos de solidworks a Ansys

Una vez realizado el diseño del cohete se tiene la **figura 4.1** en solidworks:

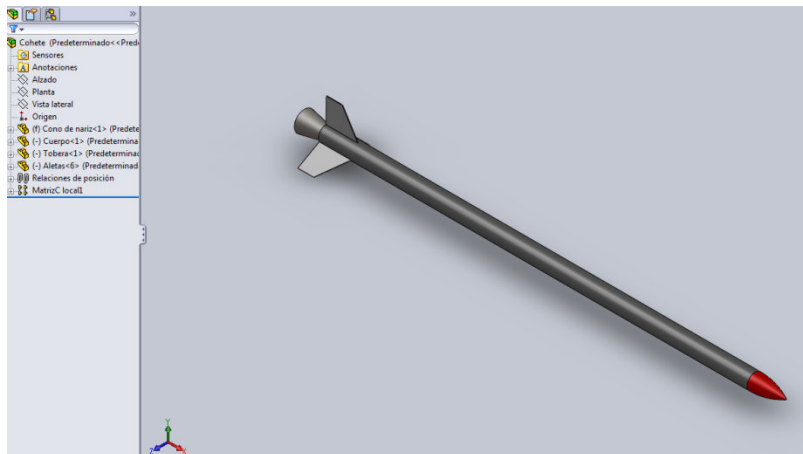


Figura 4.1: Dibujo del cohete diseñado en solidworks.

Luego partiendo de este nuevo formato se realiza nuevamente guardar como y esta vez se selecciona uno de los siguientes formatos: IGS, STEP o x_t; los cuales se explicarán posteriormente.

Luego se tiene que abrir Ansys y arrastramos la ventana de Fluent o a su vez doble click y tomamos la opción de import geometry y luego browse (**figura 4.2**):

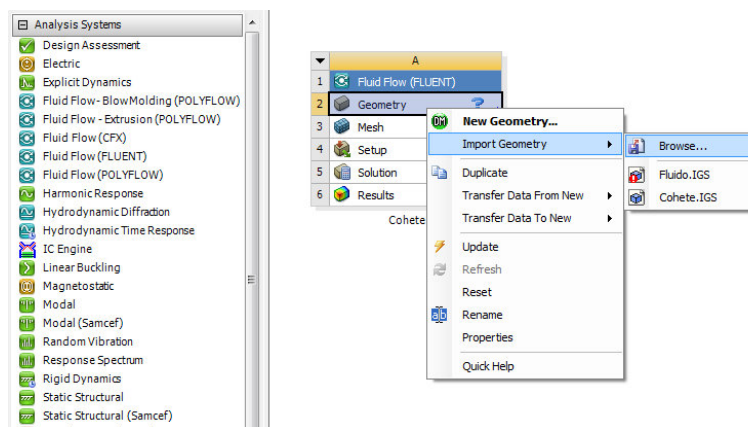


Figura 4.2: Importar geometría al Ansys.

En donde se seleccionará el formato deseado.

4.1.1. Formatos IGS y STEP

La calidad de estos dos formatos no es muy buena pero es recomendada cuando se requiere que el archivo no sea tan pesado.

Para entrar en la geometría se tiene que ir a geometry y luego edit geometry.

Luego hacer click en generate como se observa en la **figura 4.3**

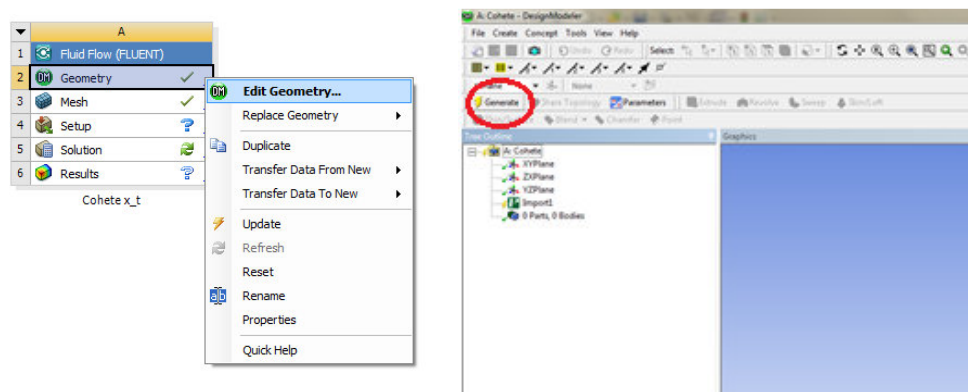


Figura 4.3: Editar geometría y luego generar.

Otra situación de estos formatos es que muestran a la geometría en superficies y no en sólidos.

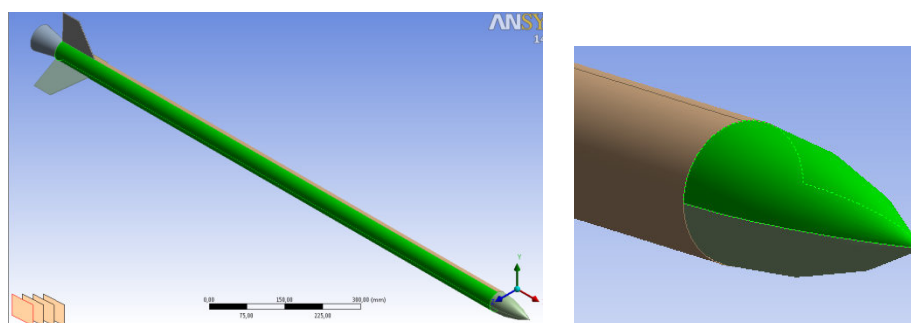
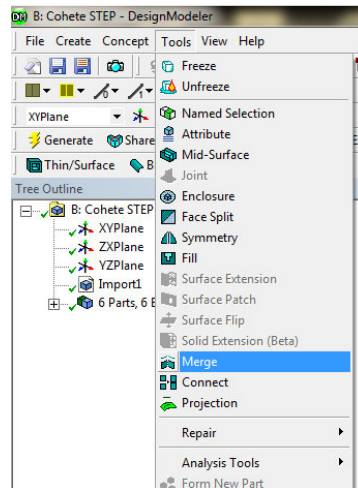
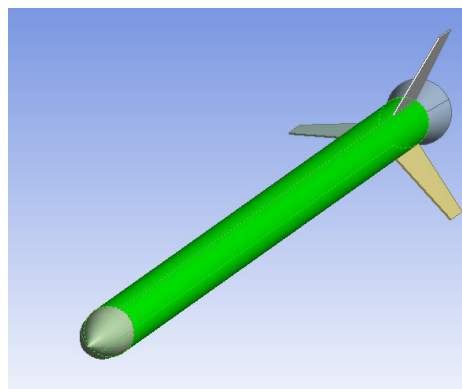
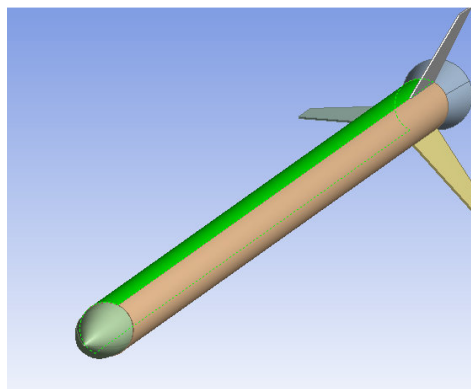
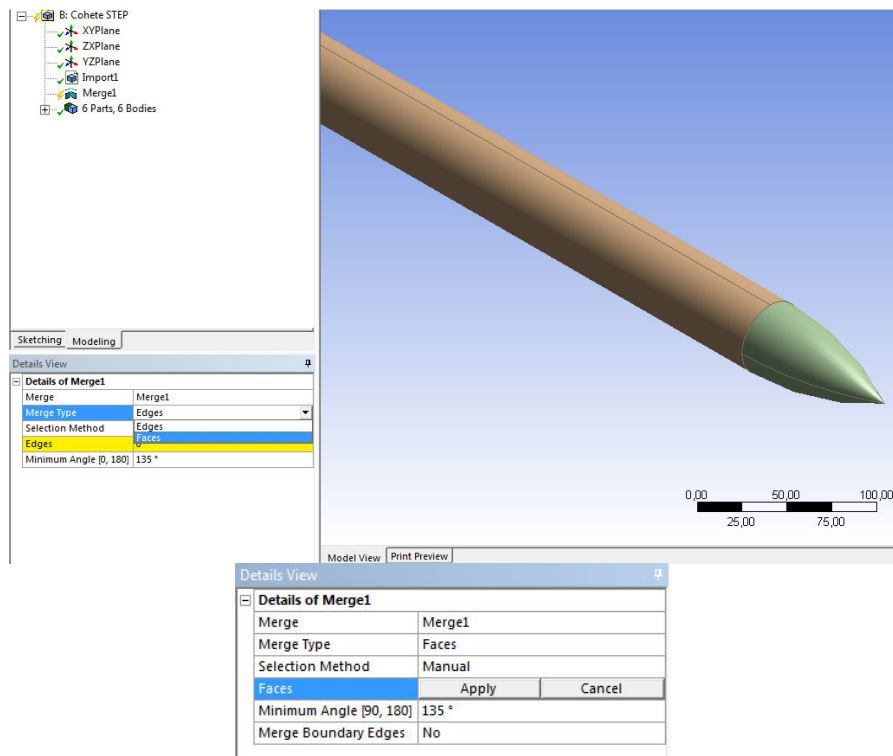


Figura 4.4: Geometría presentada en superficies usando formatos IGS y STEP.

Para unificar las superficies realizamos lo siguiente: Click en tools luego merge:



En merge type seleccionamos faces, seleccionamos las caras y luego apply



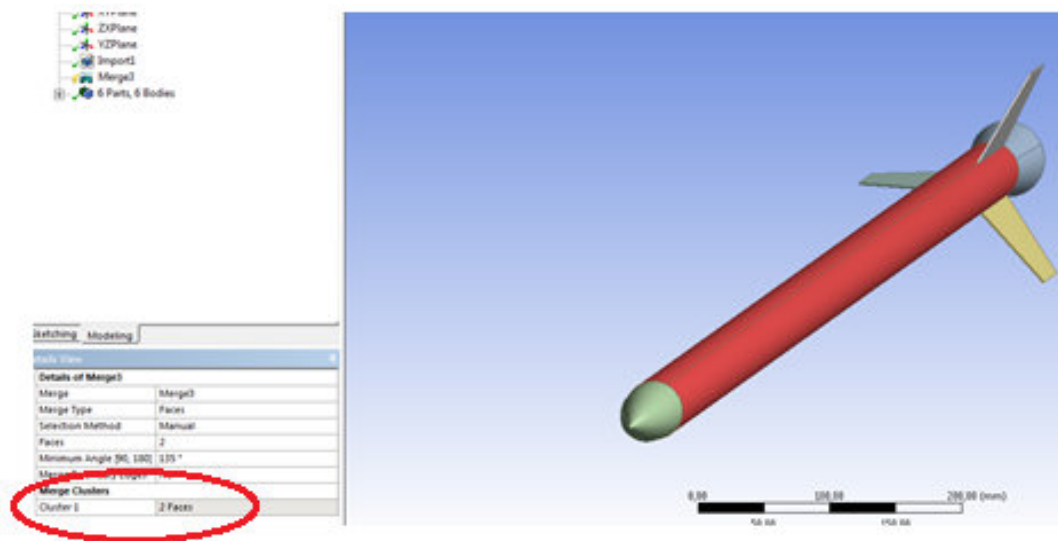


Figura 4.5: Unión de superficies usando merge.

Y tenemos el primer grupo (cluster 1)

Luego ponemos generar y nos da como resultado una sola superficie.

4.1.2. Formato parasolid x_t

En este formato la calidad es mejor y cada elemento de la geometría aparece como sólido (**figura 4.6**) pero no es ideal si la geometría es muy complicada ya que el archivo se puede volver muy pesado para el cálculo como se indicó anteriormente.

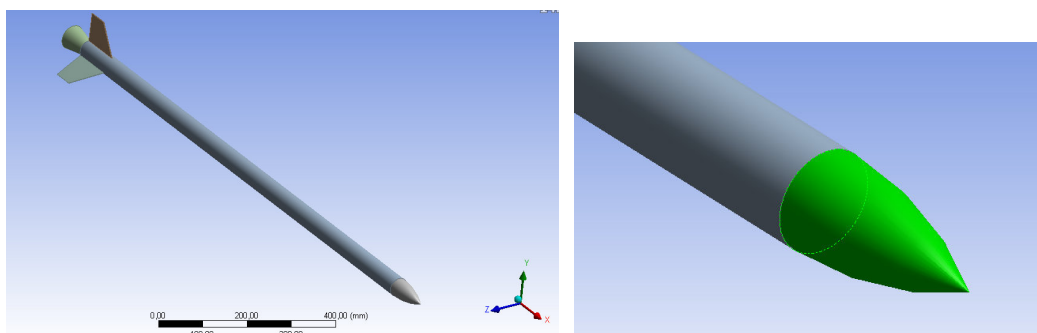
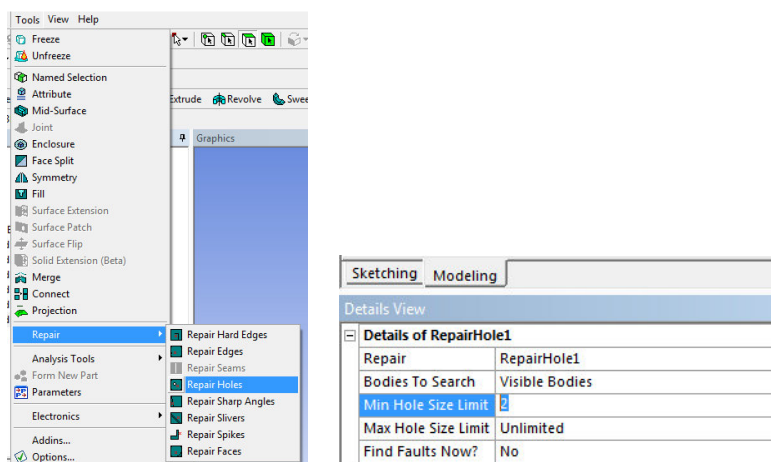


Figura 4.6: Cohete en formato parasolid x_t

4.2. Corrección del cuerpo y creación de la geometría externa del fluido

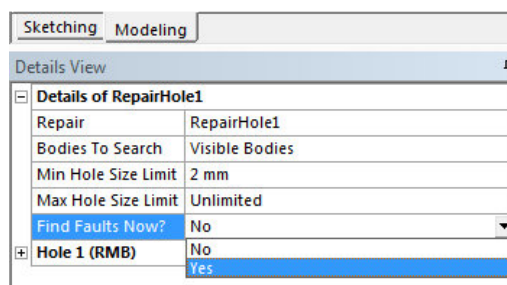
Si se tiene una geometría llena de impurezas es decir si no se ve lisa completamente o se tiene huecos que no son propios de esta, tenemos la opción de tools: repair – Repair holes.

Seleccionamos el mínimo diámetro de huecos permitido lo que quiere decir que si existen huecos de imperfección menores al indicado, estos se rellenarán.



Luego hacemos click en: Find faults now? Y ponemos en yes

En el proyecto nos indica un diámetro mayor al indicado el cual es el diámetro de la tubería pero en este caso este hueco es natural y correcto así que se selecciona la opción de no rellenar.



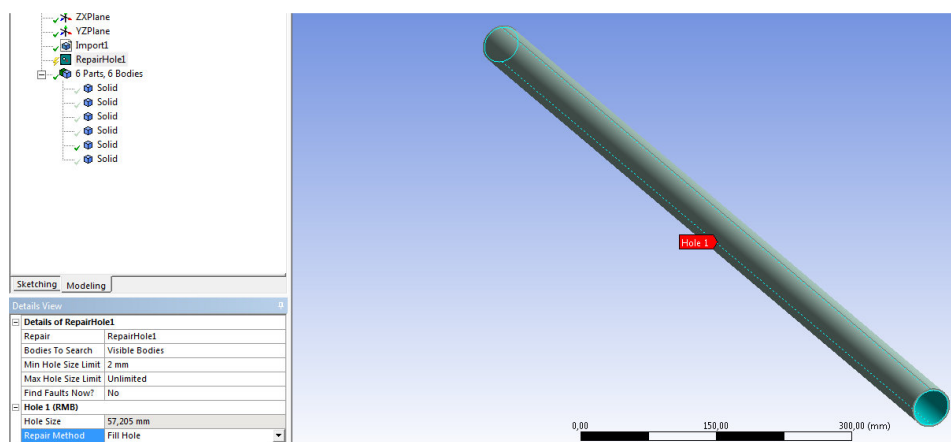


Figura 4.7: Corrección de huecos (imperfecciones) en el cuerpo

Lo siguiente que se necesita hacer es lo que se denomina como “congelar el cuerpo”, o como se lo encuentra en Ansys “freeze” como se muestra en la **figura 4.8**.

Esta es una herramienta de modelado avanzado que tiene dos aplicaciones: Permite un método alternativo para el modelado de ensamble con múltiples partes del cuerpo como es este caso, para cortar una o varias partes determinadas en varios sub volúmenes.

También actúa como un separador en la historia de la construcción lo cual permitirá tener otro cuerpo sin que exista una mezcla de estos. Nos podemos dar cuenta con los cubos en el historial del trabajo.

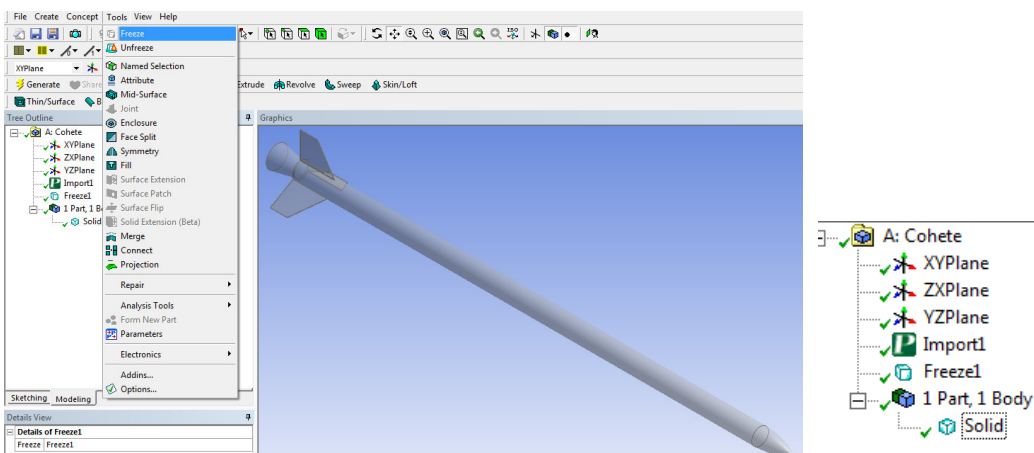


Figura 4.8: Utilización de la herramienta freeze

Ahora si creamos algo alrededor del cohete se lo tomará como otro cuerpo diferente.

Para crear otro cuerpo el cual será el fluido alrededor del cohete se tiene que seguir el siguiente procedimiento:

Tool: Enclosure (**figura 4.9**)

Shape (forma).- indica el tipo de contorno o cercado que se desea para nuestro cuerpo. En este caso se utilizará Box, el cual es rectangular y se asemeja a un túnel de viento.

Number of planes (número de planos).-Es el número de simetría de planos, el cohete es simétrico en el medio por lo tanto se necesitará un solo plano simétrico por lo que se pone en 1 plano y luego se señala el plano correcto que en este caso sería el plano XZ.

Symmetry plane (plano simétrico).- Indica el plano de simetría seleccionado anteriormente.

Model type (tipo de modelo).- Como se ha realizado de una manera simétrica, se puede seleccionar full model o partial model el cual nos indicará un solo lado de la geometría partiendo del eje de simetría seleccionado, ya sea la parte positiva o negativa del eje del plano.

Cushion (acolchonamiento).- Este indica si la geometría del aire es uniforme o no y aquí se coloca las dimensiones de esta.

Si se coloca por ejemplo 100 mm significa que a cada lado partiendo desde el cuerpo hasta el final de la geometría del fluido se tendrá esta medida en el caso de ser uniforme y en el caso de ser no uniforme se tendrá que señalar las medidas de cada lado.

Es preferible tener una geometría del fluido grande como para poder observar el comportamiento de esta sin tener cortes.

(DESPUES DE REALIZAR LOS CAMBIOS SE UTILIZA GENERATE)

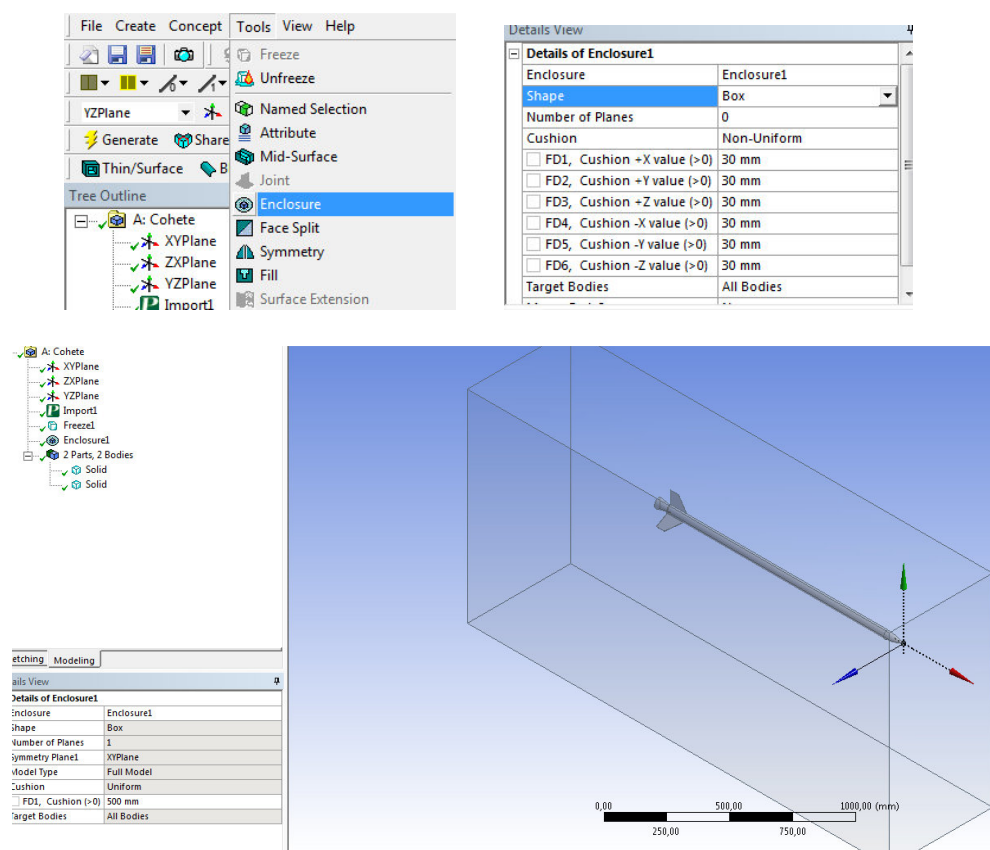


Figura 4.9: Creación de la geometría del aire

El siguiente paso es sustraer el cuerpo de la geometría del aire usando Create:

Boolean

En operation: Subtract que es el comando para sustraer lo indicado.

Target bodies (cuerpos objetivo).- Es la geometría del aire

Tool bodies (Cuerpos herramienta).- La geometría a ser substraída

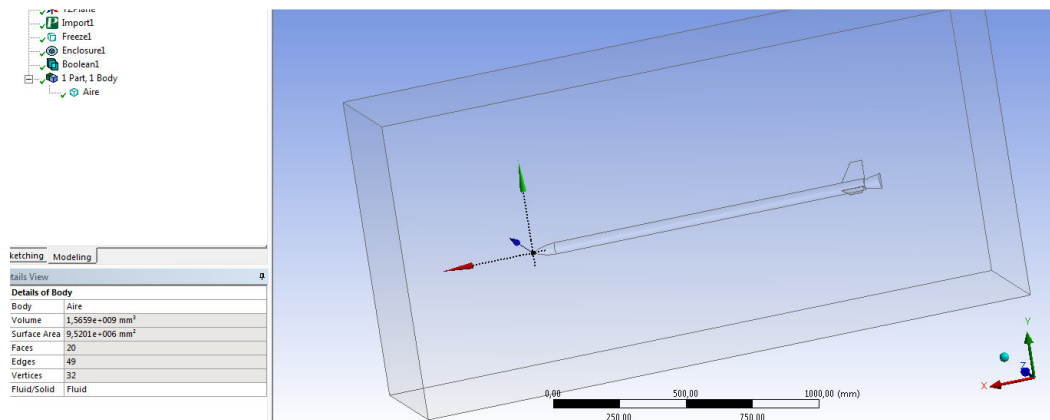
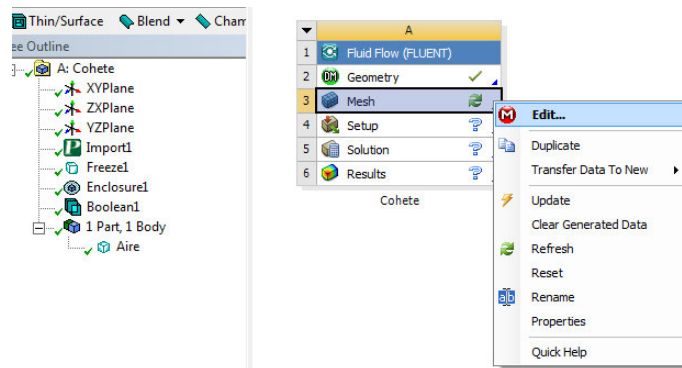


Figura 4.10: Substracción del cuerpo de la geometría del aire

4.3. Creación del mallado (Skaperdas & Kolovos, 2009)

Hacer click derecho en mesh y luego edit



Luego seleccionamos mesh y update

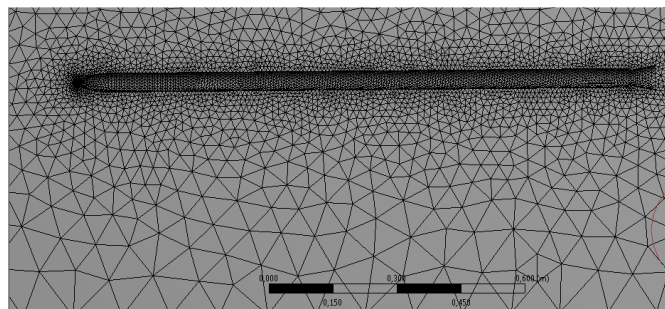


Figura 4.11: Creación del mallado

En las opciones de mesh se tiene:

Sizing (tamaño)

Use advanced size function (función de tamaño avanzado): Se señala específicamente donde se van a realizar los cambios, normalmente debe seleccionarse: On: proximity and curvature

Relevance center (centro de relevancia): influye en el tamaño mínimo del mallado, si se selecciona las diferentes opciones se podrá ver en min size los cambios de tamaño. Si en relevance se aumenta el porcentaje, se podrá ver más detalles geométricos como por ejemplo modificaciones en ángulo de curvatura (**figura 4.12**).

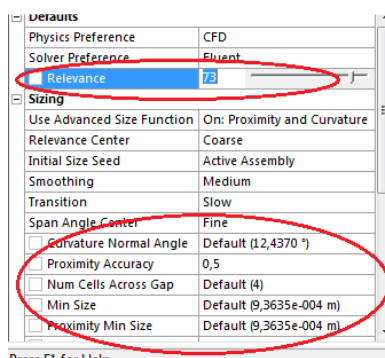


Figura 4.12: Opción mallado

Es preferible realizar los cambios manuales, de tal manera que en relevance debe estar en cero y para que el cálculo no se haga tan pesado en relevance center se coloca en coarse (grueso).

Initial size seed (Tamaño inicial de celda): Active assembly

Smoothing (Alisado): high

Transition (transición): Se usa cuando se utiliza una diferente configuración de mallado como por ejemplo configuración de tipo tetraedro y eso se logra haciendo

click derecho en mesh y luego en insert se selecciona method lo cual crea un análisis diferente en el sector que se seleccione. También se indica una transición lenta o rápida lo cual significa que si se tiene un elemento pequeño el tamaño de las celdas será proporcional a los elementos y cambiaran de tamaño según se escoja la opción.

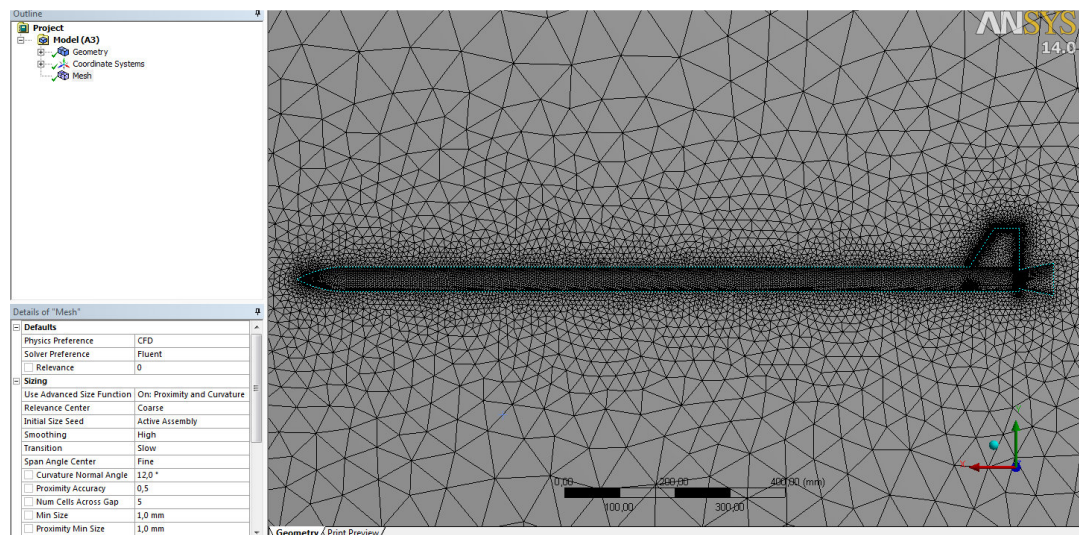


Figura 4.13: Modificación de las propiedades del mallado

Para poner ciertos límites de medidas en la malla Click derecho en mesh luego en insert y luego sizing como se observa en la **figura 4.13**.

Se selecciona las partes que se desean con más refinamiento (**figura 4.41**), se señala el tamaño de las celdas y luego generar

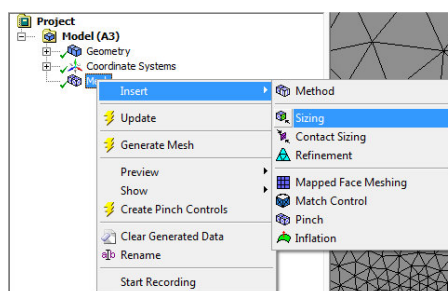
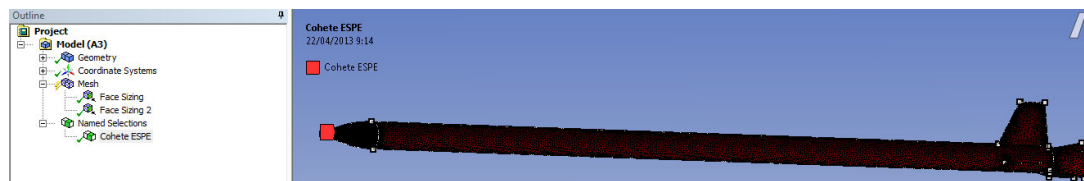
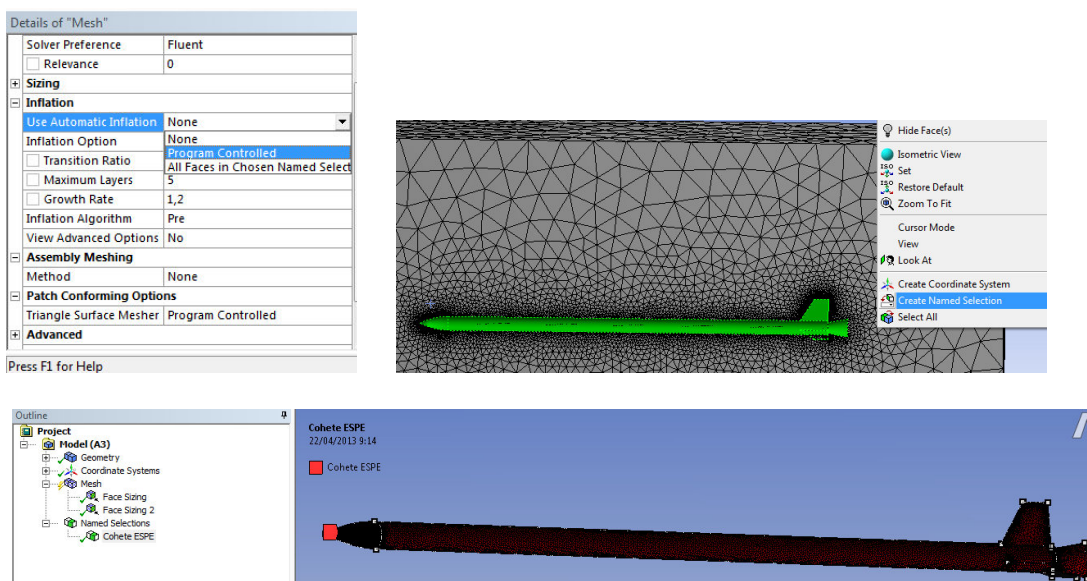




Figura 4.14: Refinamiento del mallado

Behavior (Comportamiento).- La opción soft permite crear una transición entre un elemento pequeño y el cuerpo en la que la diferencia del mallado crece en forma progresiva mientras que la opción hard permite tener en cualquier parte del cuerpo el tamaño del mallado por igual sin importar si se tiene un elemento pequeño de la figura.

Para capturar de mejor manera los efectos del fluido en el cuerpo se realiza lo siguiente: click en inflation y program controlled, se selecciona las partes del cuerpo y luego click derecho y created named selection donde se pone un nombre de referencia.



Dentro de las opciones de named selection, en program controlled inflation se selecciona la opción include.

Luego se realizan los mismos pasos para todas las caras.

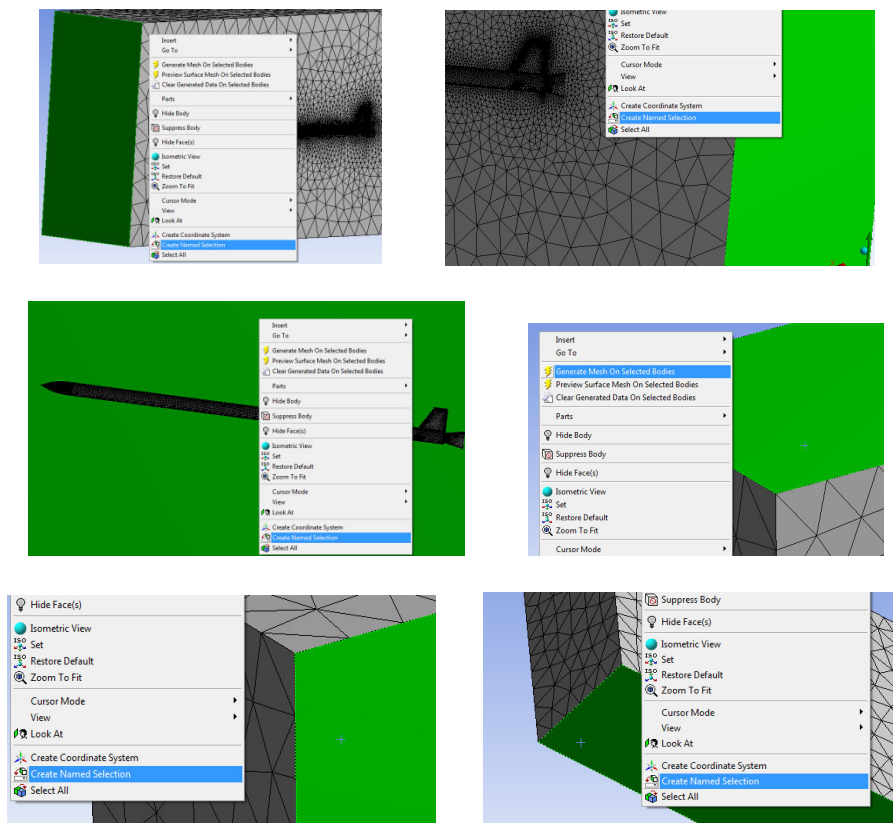


Figura 4.15: División de las partes para la simulación

La cara de entrada (ver **figura 4.15**), llevará el nombre: Velocidad de entrada, la cara posterior se denomina presión de salida, la cara frontal se denomina cara de simetría, la cara superior tiene el nombre de simetría superior, cara inferior simetría inferior, la cara posterior simetría posterior.

Según el artículo “**Best practice guidelines for handling automotive external aerodynamics with FLUENT**” (Lanfrit, 2005), se recomienda usar la opción First aspect ratio (primera relación de aspecto): 5, Geometric growth rate: 1.2, Number of Layers: 5, estos se encuentran en inflation option.

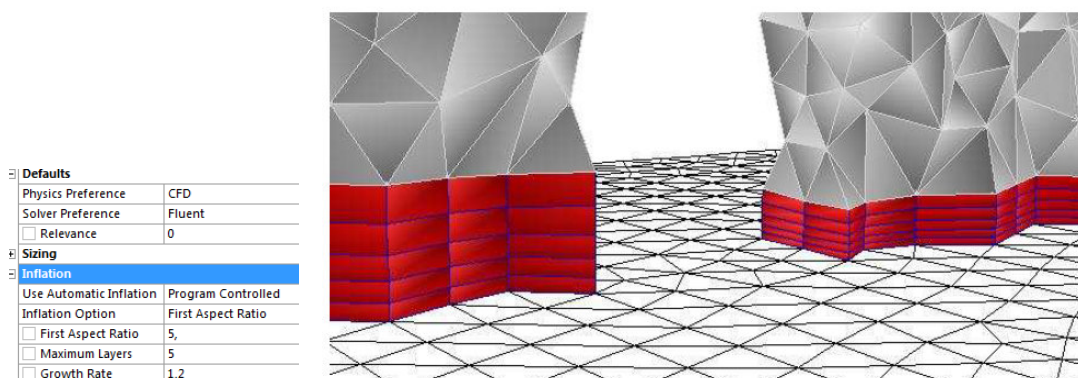


Figura 4.16: Condiciones de frontera entre el cuerpo y el fluido

Fuente: Best practice guidelines for handling automotive external aerodynamics with FLUENT de Marco Lanfrit

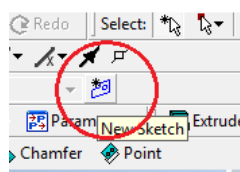
En la **figura 4.16** a la izquierda muestra la estructura que se recomienda y es el límite existente entre el cuerpo y el fluido.

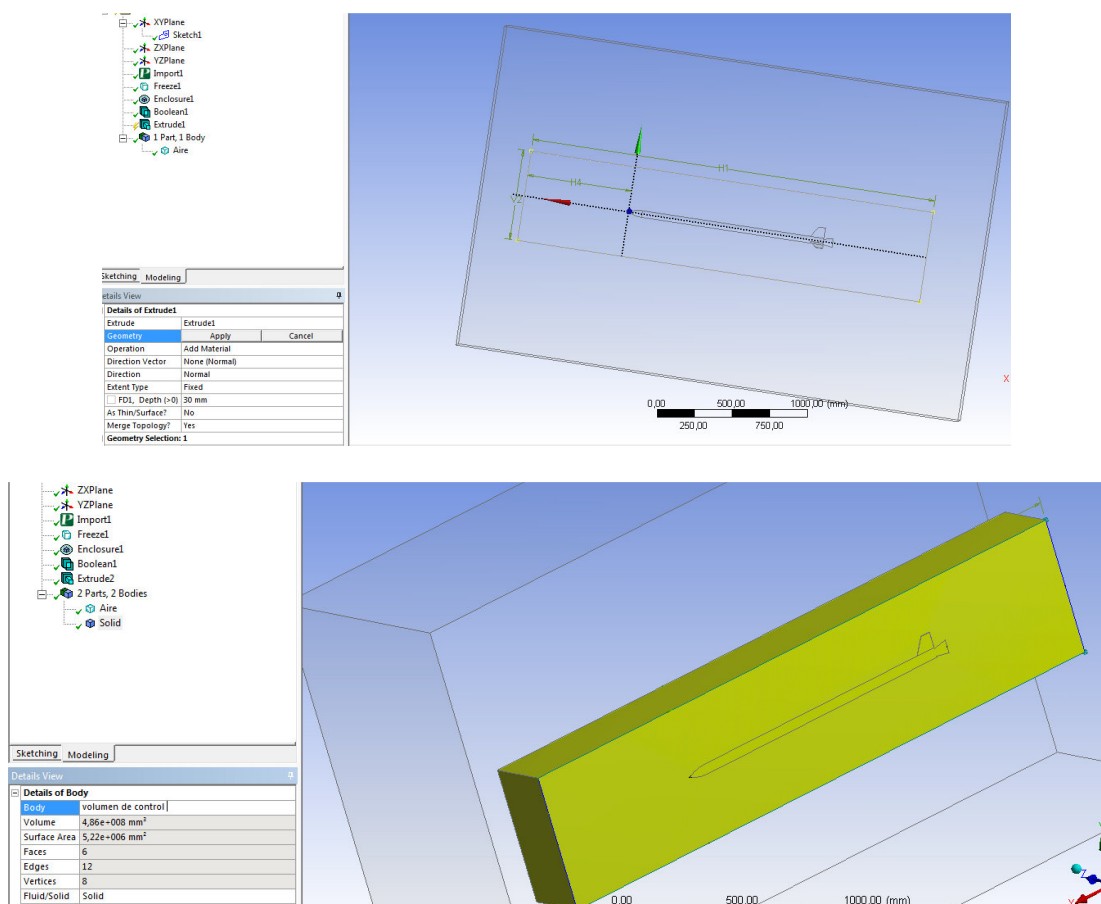
Otra recomendación realizada por este artículo es crear un volumen de control (**figura 4.17**) alrededor del cuerpo lo que permite un mejor control de las características y un mejor refinamiento de la malla.

Abrir la ventana de workbench y editamos la geometría.

En la geometría se crea un rectángulo que encierre a la figura haciendo click en new sketch en el plano XY y luego de dar dimensiones al volumen de control se procede a extruirlo y congelarlo.

Luego de esto, se vuelve a abrir mesh.

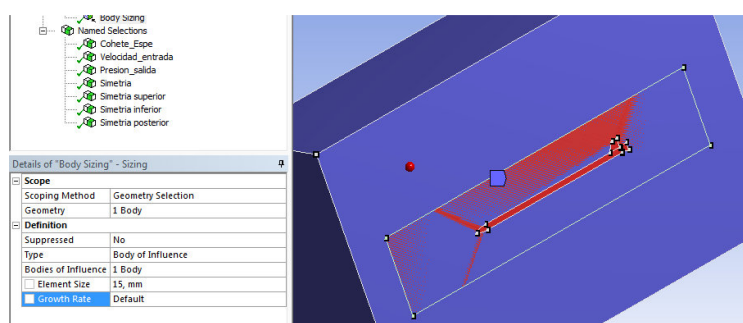




Click en mesh, insert y sizing.

Seleccionar el aire y en type seleccionar body of influence.

En body of influence se selecciona el volumen creado y generar.



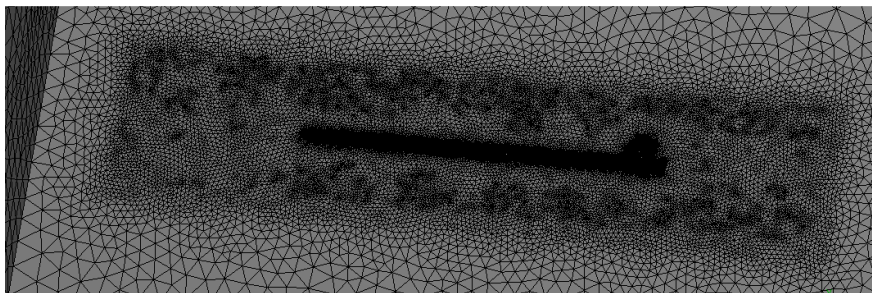
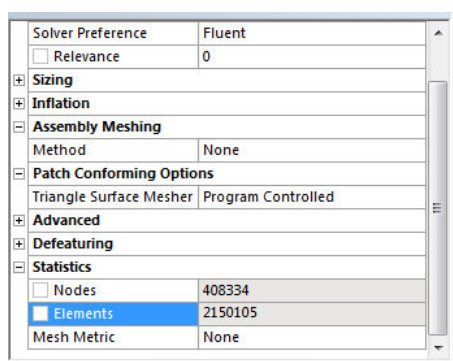


Figura 4.17: Creación del volumen de control

Para quitar el sólido volumen de control y dejar solo el mallado que provoca se debe hacer click en geometry luego en solid click derecho y seleccionar hide body.

El siguiente paso es revisar las estadísticas haciendo click en statistics



Lo que nos indica en elements es que hay 2.1 millones de elementos en este mallado.

En mesh metric hay varias opciones para verificar la calidad del mallado pero una muy usada es skewness (falta de simetría) como se observa en la **figura 4.18**.

Se recomienda que la máxima celda en skewness se encuentre alrededor de 0.95 y no sea mayor que 0.98 ya que si se da este caso, Ansys indica un error de mallado.

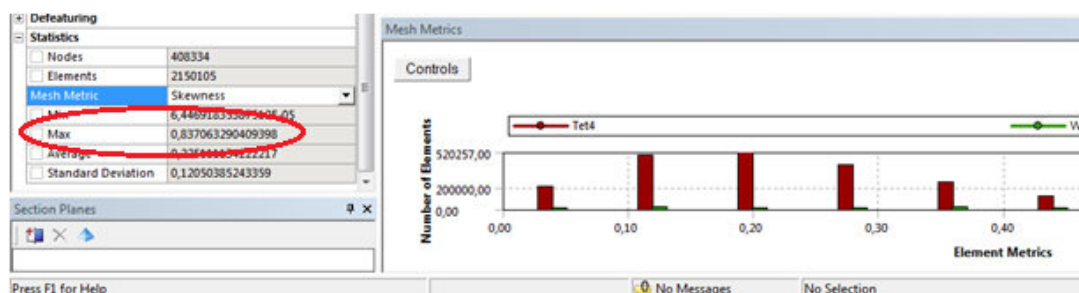


Figura 4.18: Estadísticas de simetría del mallado

Este mallado indica la máxima celda de 0.83 lo que no es ideal pero la estructura de cálculo de ANSYS no se complicará con este resultado.

El siguiente gráfico muestra la longitud recomendada de las celdas según la velocidad de flujo libre y también indica las tres diferentes tendencias de refinamiento que antes se indicó. (Lanfrit, 2005)

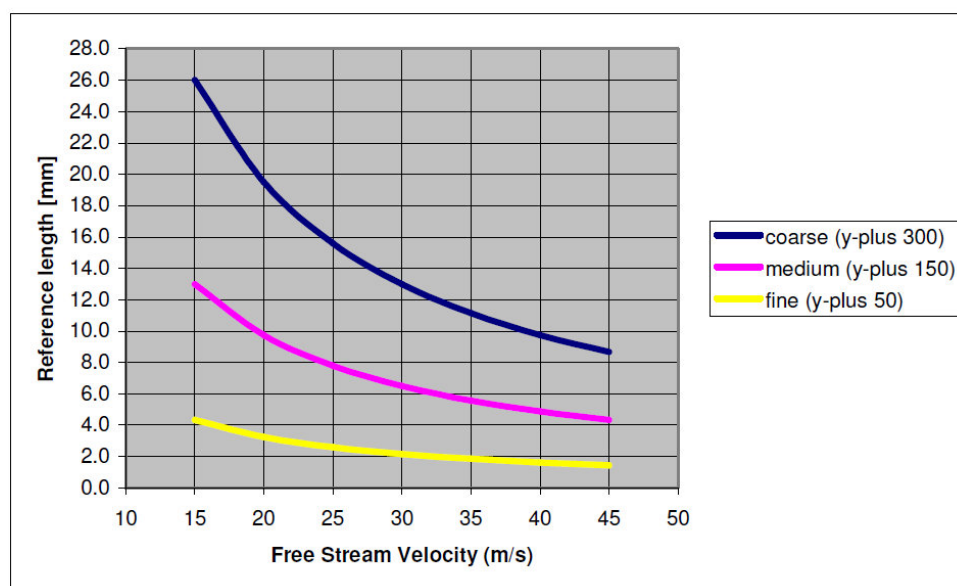


Figura 4.19: Estimación de la longitud de referencia de la malla de superficie

Fuente: Best practice guidelines for handling automotive external aerodynamics with FLUENT de Marco Lanfrit

Se debe decidir qué grado de resolución es necesario para la simulación, y qué recursos están disponibles como por ejemplo la capacidad del computador. La elección de una triangulación de superficie gruesa (coarse) conducirá a una malla inicial de aproximadamente 2 - 5 millones de células por lo que el dato obtenido se encuentra en este rango.

Una resolución media, que actualmente forma parte de un enfoque estándar, dará lugar a mallas que consistan en aproximadamente 5 - 10 millones de células, mientras que la mejor resolución (fine) corresponderá a mallas más allá de 10 millones de células. El número total de células depende en gran medida de la complejidad de la geometría y los ajustes de volumen de mado.

Para mejorar el cálculo se realizará un refinamiento más en la parte frontal y posterior como se observa en la **figura 4.20**.

Se tomará especial atención en la parte frontal para observar el comportamiento del cono.

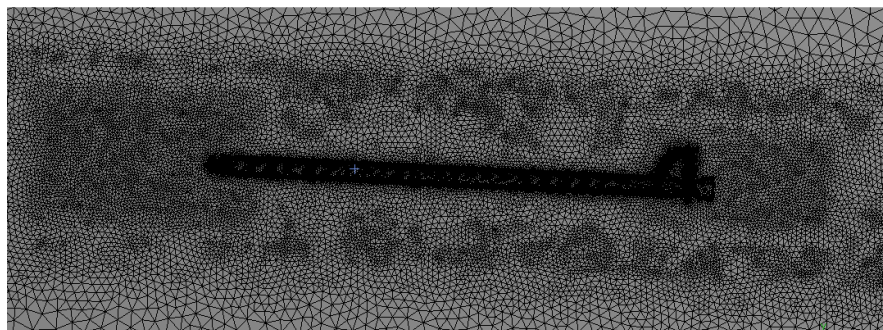
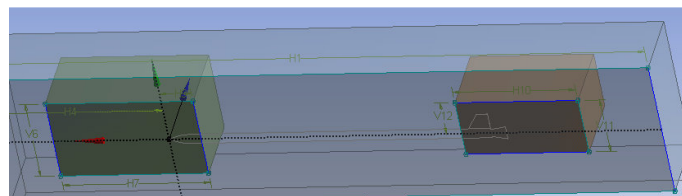


Figura 4.20: Refinamiento final de mado

4.4. Ingreso de datos (FLUENT)

Para esto se realiza click derecho y se selecciona edit.

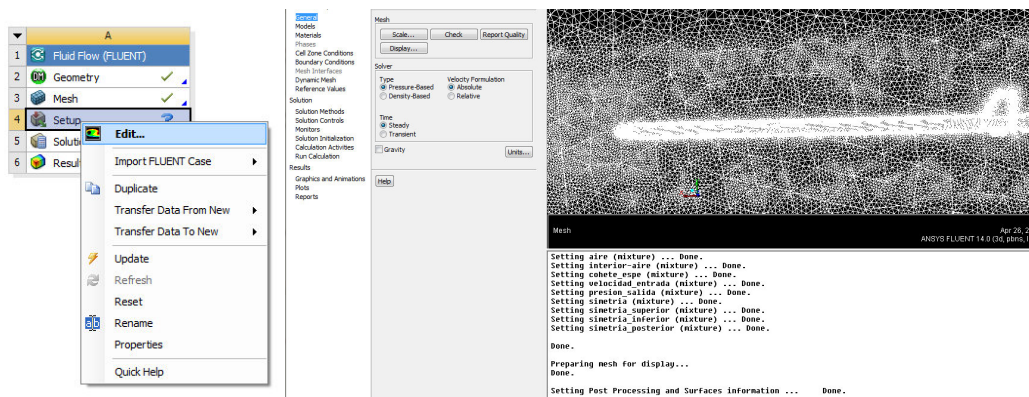


Figura 4.21: creación de la ventana FLUENT

4.4.1. General

El primer paso es chequear el mallado por si ANSYS detecta alguna falla haciendo click en check como se observa en la **figura 4.22**.

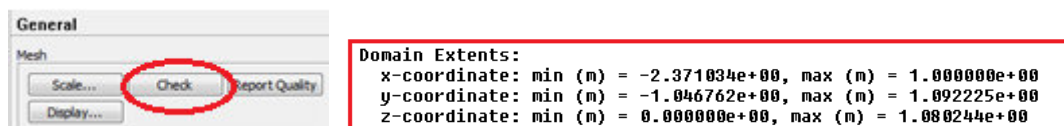


Figura 4.22: Chequeo del mallado

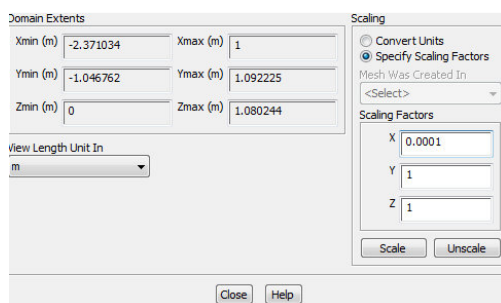
Si se realiza el mallado en otro software diferente a workbench, normalmente se tiene potencias diferentes ya que la escala se ve afectada.

Ejemplo:

La coordenada en x $\min (m) = -2.371034 e + 04$ donde varía la potencia ya se positiva o negativa por lo que se debe realizar el siguiente paso:

Ir a scale y luego specify scaling factors:

Si es con potencia +04



Si es con potencia -04

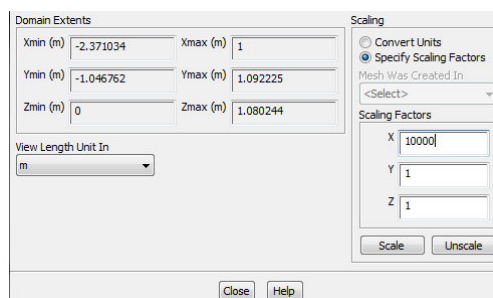


Figura 4.23: Corrección de la escala al momento de importar

Así se devolverá el tamaño original del dominio de extensión como indica la **figura 4.24**. Otro aspecto importante que debe ser chequeado es el volumen.

```

Volume statistics:
  minimum volume (m3): 1.185346e-11
  maximum volume (m3): 1.392323e-03
  total volume (m3): 7.788164e+00
  
```

Figura 4.24: Verificación del volumen del mallado

Siempre el mínimo volumen por más pequeño que sea como es el caso (**figura 4.24**), es importante que sea positivo ya que si es negativo representa un gran problema para FLUENT y nos enviará un mensaje de error lo cual no permitirá avanzar en el proceso.

En la opción de **solver** se tiene que seleccionar que tipo de análisis se desea realizar ya sea en base a la presión o a la densidad.

Pressure- based (basado en presión): Se usa cuando se tiene un flujo de baja velocidad e incompresible

Density-based (basado en la densidad): Se usa normalmente cuando se tiene un flujo de alta velocidad y compresible o también incompresible.

En este caso el aire es considerado como incompresible por lo que se podría usar un análisis con base en presión pero **la velocidad a la que viaja el cohete es alta por lo que se presentan cambios en la densidad como por ejemplo efectos de cavitación por lo que se debería usar un análisis en base a la densidad y luego un análisis en base a presión.**

Lamentablemente el computador donde se está realizando la simulación no permite trabajar con base en la densidad ya que este requiere de mayor procesador para el cálculo.

Previo trabajo con base en la densidad me demostró que realizando 100 iteraciones como un número bajo para el cálculo el computador se demora aproximadamente 20 horas por lo que no fue posible identificar los efectos de cavitación pero el procedimiento que se muestra a continuación es el mismo si se desea realizar una futura simulación con base en la densidad.

La formulación de la velocidad (**Velocity formulation**) dará como resultado tener en la mayor parte del dominio del flujo velocidades muy pequeñas lo que causa una reducción de la difusión numérica en la solución y dando una solución más precisa.

Absolute velocista (velocidad absoluta): Se prefiere esta formulación en aplicaciones en las que el flujo en la mayor parte del dominio **no esté girando**, es ideal en flujo externo.

Relative velocista (velocidad relativa): Ideal cuando la mayor parte del fluido en el dominio **esté girando** como en el caso de un gran impulsor en un tanque de mezcla.

Si se va a trabajar con base en la densidad, solamente nos dará la opción de absolute velocity.

En cuanto a **time**, steady es el análisis común que se realiza con fórmulas que no incluyen análisis de amplitudes largas en el fluido, por lo que si se da este caso se deberá usar transient.

Gravity (gravedad) se usa cuando encima del cuerpo se tiene arena, agua o algún fluido pesado o también cuando la trayectoria es vertical como es este caso.

Se tiene la siguiente configuración:

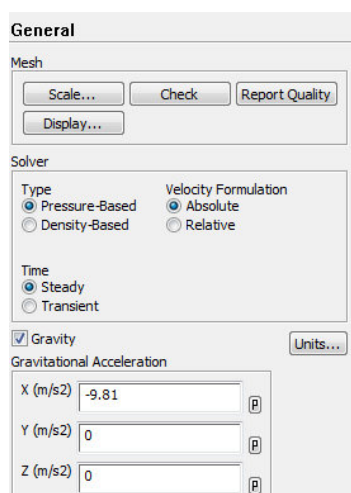


Figura 4.25: Configuración general para FLUENT

4.4.2. Models (Modelos)

Multiphase (multi-fases): Se aplica cuando existe algunas fases de fluido no continuo por lo que no es el caso.

Energy (Energía): El cohete viaja a temperaturas altas por lo que es necesario considerar a la ecuación de energía en los cálculos.

Viscous (Viscosidad): En esta sección se deberá elegir correctamente el modelo que se aplicará para el caso del cohete.

Según la recomendación de FLUENT el modelo para un vehículo afectado por el aire y en simulación de túnel de viento para análisis aerodinámico es la configuración que se muestra en la **figura 4.26**:

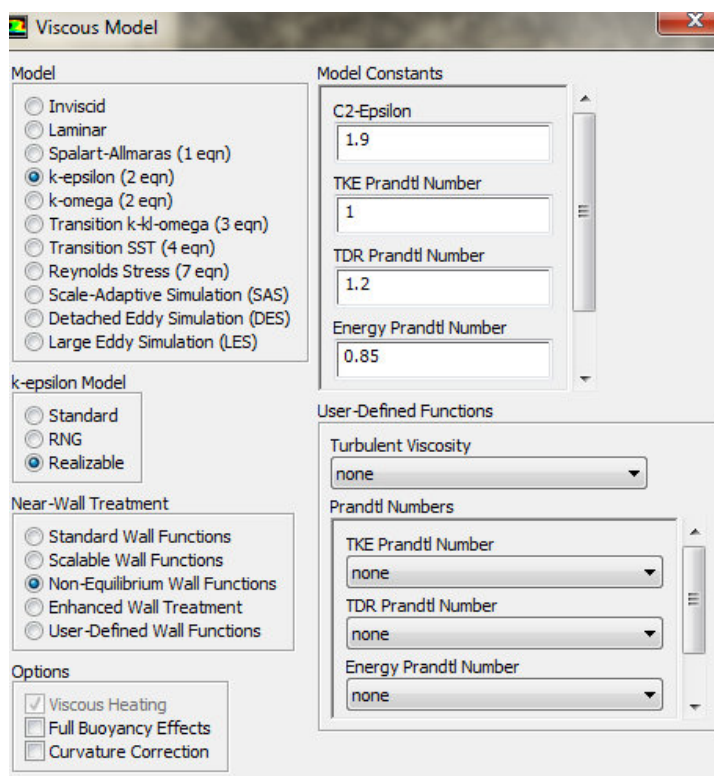


Figura 4.26: Modelo de cálculo de viscosidad

Standard Wall functions (Funciones de pared estandar): Es una opción por defecto en FLUENT. Las funciones de pared estándar funcionan razonablemente bien para una amplia gama de flujos de pared delimitada, sin embargo, el análisis tiende a ser menos fiable cuando las situaciones de flujo se apartan de las condiciones ideales que se asumen en su derivación. Por ejemplo, cuando los flujos de pared se someten a gradientes de presión graves, y cuando los flujos no se encuentran en equilibrio, es probable que se vea comprometida la calidad de los cálculos.

Para un número alto de Reynolds en flujos tales como el flujo alrededor de los vehículos, la resolución de la región cercana a la pared bajo el análisis de la sub capa viscosa no es una opción práctica debido a que el número de celdas que se deben localizar cerca de la pared del cuerpo son excesivamente largas.

Para superar este inconveniente en el análisis de la pared, FLUENT ofrece la posibilidad de utilizar **Non-Equilibrium Wall functions (NWF s)**. NWF'S (función de pared no equilibrada) analiza los efectos sobre la gradientes de presión lo cual es de gran beneficio para la predicción de la aerodinámica de un vehículo.

Además de analizar la gradiente de presión, NWF analiza los efectos de la variación local en el espesor de la subcapa viscosa al calcular el balance de energía cinética turbulenta en las celdas adyacentes a la pared.

Para explicar en parte los efectos de los gradientes de presión y de salida de equilibrio, se recomienda Non-Equilibrium Wall functions para los flujos complejos que implican la separación, reinserción, y choque donde el flujo y la turbulencia se

someten a gradientes de presión graves y cambiar rápidamente. En este tipo de flujos, se pueden obtener mejoras, sobre todo en la predicción de cortes en la pared (coeficiente de fricción) y la transferencia de calor (Nusselt o el número de Stanton).

La diferencia entre Standard Wall functions y scalable Wall functions (funciones de pared escalable) es que scalable evita problemas de sucesivos refinamientos de la malla en la pared.

En cuanto a las demás opciones del menú general de models se dejarán en off ya que no aplican para el caso presente teniendo como resultado:

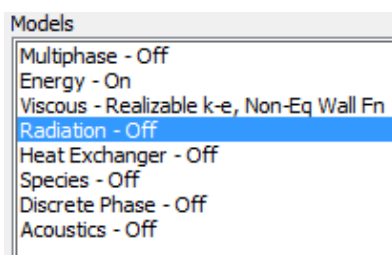


Figura 4.27: Modelos seleccionados para la simulación aerodinámica

4.4.3. Materials (Materiales)

Aquí especificaremos como fluido al aire y en cuanto al material ya que FLUENT no permite identificar diferentes materiales en un cuerpo se trabajara con los materiales por separado enfocando la zona donde se encuentra cada uno de ellos.

4.4.4. Cell zone Conditions (Condiciones en la zona de la celda)

Analiza las condiciones internas desde la frontera es decir las celdas Que rodean al sólido, aquí se tiene que identificar el tipo de comportamiento que tiene el fluido

como la presión la temperatura, etc., para eso se debe hacer click en operating conditions.

La presión será la presión atmosférica ya que la altura alcanzada no llega a superar el espacio exterior. La temperatura promedio de trabajo a altura es de 15 a 20°C.

4.4.5. Boundary Conditions (Condiciones de contorno)

Son las condiciones de frontera en donde se aplicará las zonas que se dividieron anteriormente, aquí se señalará la velocidad de avance del cohete.

Zona: Cohete _ Espe

Se considera como una pared estacionaria ya que el fluido es el que se va a encontrar en movimiento en esta simulación (**figura 4.28**).

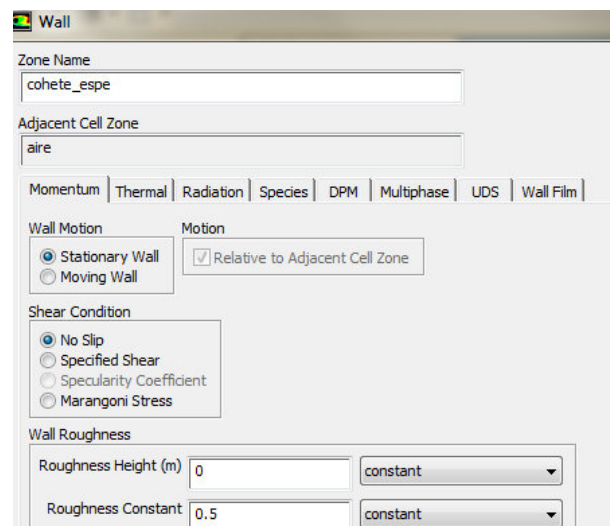


Figura 4.28: Condiciones de frontera: Zona cohete

Zona: presión _ salida

En **type** se selecciona: pressure-outlet.

ANSYS recomienda (**Anexo 4**) que para flujos externos se utilice turbulence intensity y viscosity ratio, una intensidad de turbulencia desde 1% al 5%

Se recomienda 5% en la presión de salida dado los obstáculos que se presentan en la forma del cohete por las aletas ya que aquí se presentará más turbulencia.

Se recomienda en flujo externo una razón de turbulencia vs viscosidad de 1-10 como se observa en la **figura 4.29**

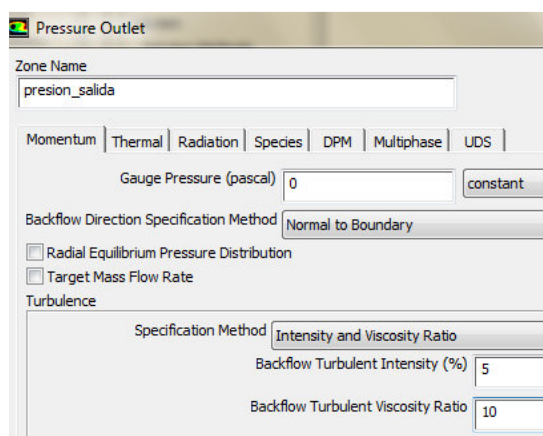


Figura 4.29: Condiciones de frontera: Zona pressure-outlet

Zona: Velocidad _entrada

En **type** se selecciona: Velocity-inlet.

ANSYS recomienda (**Anexo 4**) que para flujos externos se utilice turbulence intensity y viscosity ratio,

Se recomienda utilizar una intensidad de turbulencia de 1% en la velocidad de entrada en un túnel de viento.

Se recomienda utilizar 1% en la velocidad de entrada en un túnel de viento y 5% en la presión de salida dado los obstáculos que se presentan en la forma del cohete por las aletas ya que aquí se presentará más turbulencia.

Se recomienda en flujo externo una razón de turbulencia vs viscosidad de 1-10

Aquí se especifica la velocidad que tiene el fluido, la dirección en este caso es X negativa por lo que en la opción *velocity specification method* seleccionamos la opción *magnitude and direction* o también en *velocity specification method* se selecciona la opción *component* como se indica en la **figura 4.30**.

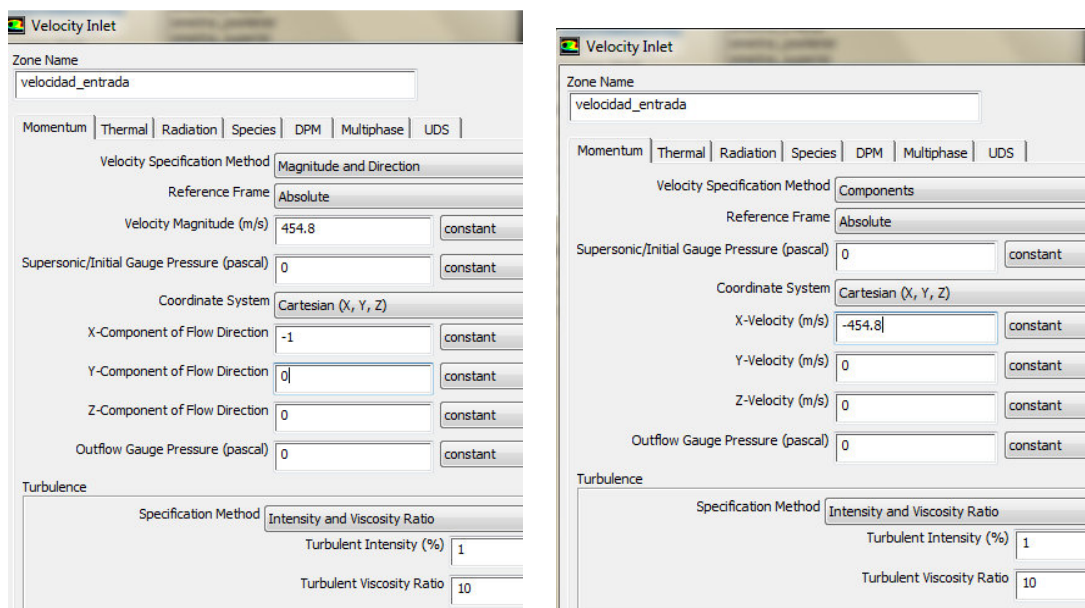


Figura 4.30: Condiciones de frontera: Zona velocity-inlet, ingreso de velocidad del viento

Luego de colocar los datos necesarios, ANSYS identifica automáticamente las zonas como se puede observar en la siguiente **figura 4.31**:

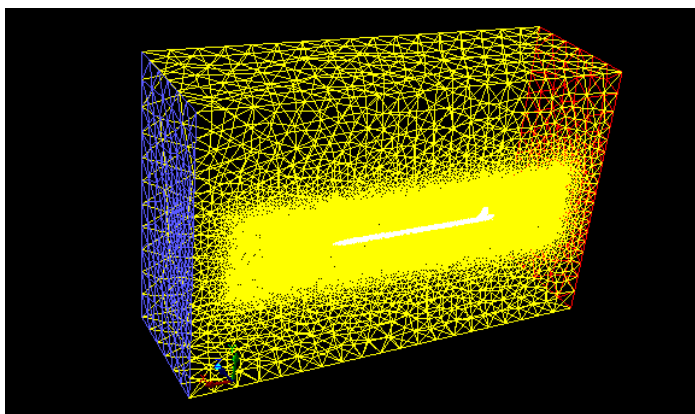


Figura 4.31: Identificación de las condiciones de frontera en FLUENT

Dynamic Mesh

Esta opción no se utilizará ya que este mallado se recalcula automáticamente y sirve cuando se tiene un objeto en movimiento como por ejemplo un pistón, las válvulas, una puerta que se abre y se cierra, etc. por lo que no es este el caso.

4.4.6. Reference values (Valores de referencia)

Es muy importante ya que estas referencias actúan directamente con los cálculos de drag (resistencia aerodinámica) y lift (sustentación aerodinámica o levantamiento) que realiza FLUENT automáticamente.

Si se ha usado la condición de simetría, FLUENT calculará solamente la mitad de las fuerzas actuantes en el cohete, si se estaría trabajando con un modelo completo todas las fuerzas actuantes serán dos veces más grandes ya que se usará un área frontal dos veces mayor pero los coeficientes serán los mismos es por eso que se utiliza la mitad del cuerpo (mitad del cuerpo significa mitad de las fuerzas y mitad del área frontal).

Explicado esto, para obtener el área de la cara frontal se puede realizar ya sea si es una figura simple con un cálculo básico de obtención del área o a su vez si es una figura más compleja como sería la cara proyectada de la ojiva, se utiliza el siguiente comando de FLUENT:

Click en reports, y luego projected areas:

Luego se selecciona cohete _ Espe o todo lo que se denominó pared en las zonas antes vistas, pero en este caso la única zona denominada de esta manera fue el cohete en sí y lo que se obtiene es un área proyectada en el eje seleccionado (**Figura 4.32**).

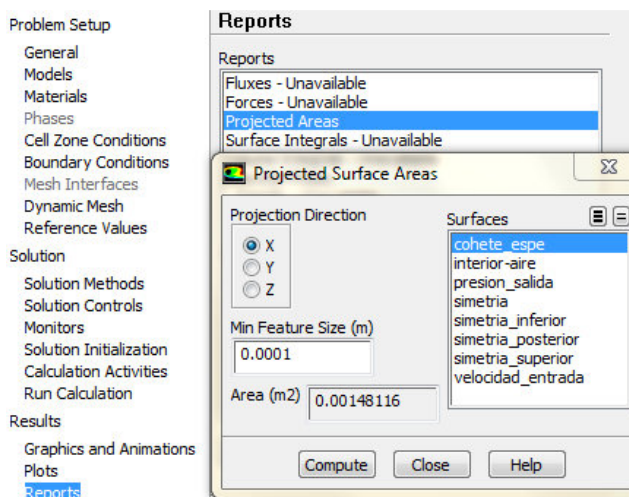


Figura 4.32: Cálculo del área proyectada de la cara frontal del cohete

Este valor calculado se lo anotará en los valores de referencia.

En compute from se selecciona velocidad _ entrada y automáticamente cambiará la velocidad en el cuadro de referencia y en reference zone se selecciona al aire.

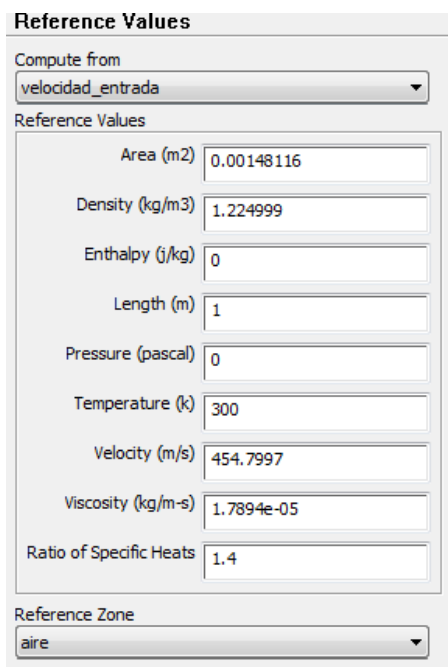


Figura 4.33: Cuadro de valores de referencia

4.4.7. Solution methods (métodos de solución)

Solution methods se encarga de mejorar drásticamente la velocidad y la fiabilidad de la simulación según se seleccione las opciones presentadas.

Mediante el entendimiento y el uso de tecnología de resolución apropiada, se puede obtener resultados más rápidos y una mejor convergencia.

Pressure-Based Coupled Solver

Este solucionador reduce alrededor de 5 veces el tiempo de convergencia global al resolver el impulso, la velocidad y la presión en base a ecuaciones de continuidad en forma conjunta o acoplada.

Existe un ligero aumento de memoria al usarlo, pero sus beneficios son mayores en calidad de cálculo.

La opción de simple solo se utilizará si la memoria de proceso es demasiado pesada.

Pseudo-Transient Method

Este método de solución, es una forma implícita para los casos de estado estacionario. Permite obtener soluciones más rápidas y más correctas al hacer que el tiempo por iteración sea ligeramente superior, pero en algunos casos extremos, el número de iteraciones necesarias para la convergencia utilizando este método se ha reducido en un orden de magnitud o más.

Por lo general, se puede esperar aceleraciones globales del 30 por ciento a 50 por ciento. La tabla muestra los niveles de mejora posibles en comparación al método de solución utilizado normalmente en una base de presión (Keating, 2011).

Trabajaré con Pressure-Based Coupled para no exceder la capacidad de operación del computador.

Tabla 4.1: Aceleración lograda utilizando Pseudo-Transient Method

Cases	Courant number-based coupled (iterations)	Pseudo-transient coupled (iterations)
Backward facing step (turbulent: SST)	750	75
Film cooling benchmark (turbulent: SA)	2,300	1,350
Flat plate, SST transition model	1,200	100
Rotor/stator with mixing plane model	500	250
Centrifugal pump	220	50
Axial compressor stage	400	110

Fuente: Several recent enhancements in ANSYS Fluent solver capabilities
de Mark Keating

En las primeras 100 iteraciones se utilizará tanto en flow, turbulent kinetic energy y turbulent dissipation rate la opción first order upwind que vuelve el cálculo más ligero en cuanto a los flujos alrededor del cuerpo, después de estas iteraciones se cambiará a second order

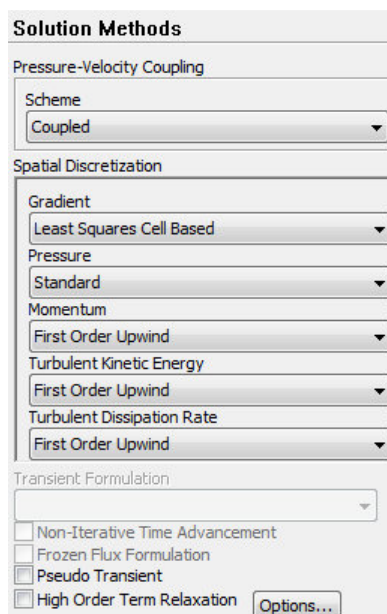


Figura 4.34: Cuadro de solution methods (métodos de solución)

4.4.8. Solution controls (Controles de solución)

En Courant number (marca el límite superior del intervalo de tiempo utilizado por ciertos algoritmos) ANSYS recomienda para mallado sesgado usar 50, en momentum y en pressure también se recomienda valores iguales o menores a 0.75 y por experimentación se recomienda el uso de 0.25, en turbulent viscosity 0.8 ya que ayuda a acelerar los fluidos viscosos, pero en la segunda etapa de iteración se cambiará a 0.95 el cual es el recomendado según los desarrolladores de ANSYS.

En limits en máximo turb. Viscosity ratio 10000000 para evitar posibles mensajes de error después de cada iteración debido a las limitaciones en cuanto a la tolerancia en la viscosidad y turbulencia. Al finalizar en solution controls (controles de solución) se tiene la siguiente **figura 4.35**.

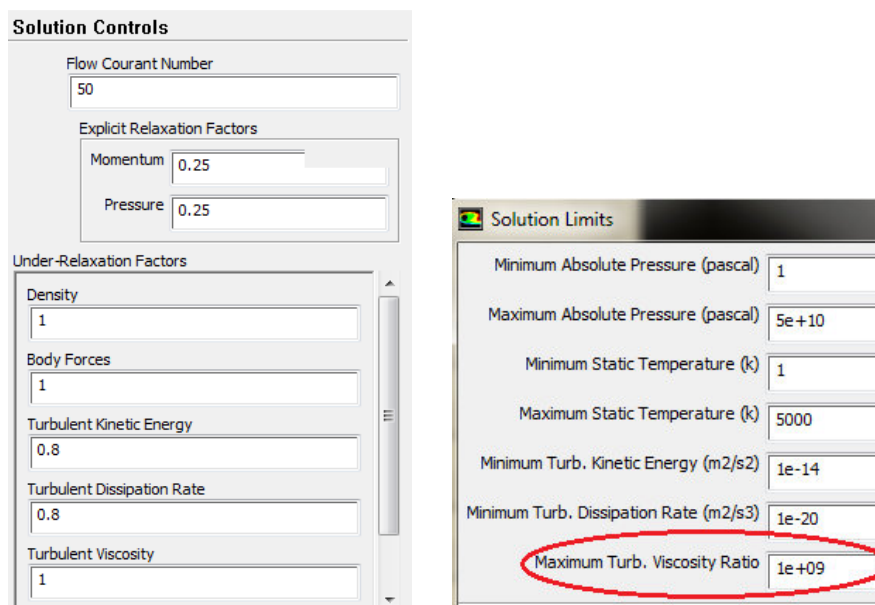


Figura 4.35: Cuadro de solution controls

4.4.9. Monitors (Monitores)

Aquí se indica las pantallas con las cuales se desea trabajar o visualizar sobre los cálculos realizados.

Se indicará tanto los movimientos de drag (**figura 4.36**) y de lift (**figura 4.37**) (fuerza de resistencia al avance y la fuerza perpendicular al vector del viento) y también el momento que son muy importantes para la aerodinámica del cohete.

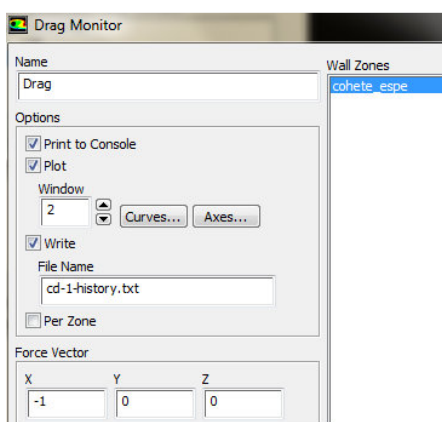


Figura 4.36: Drag monitor

Se coloca -1 ya que esta fuerza se encuentra en dirección opuesta al avance del cohete.

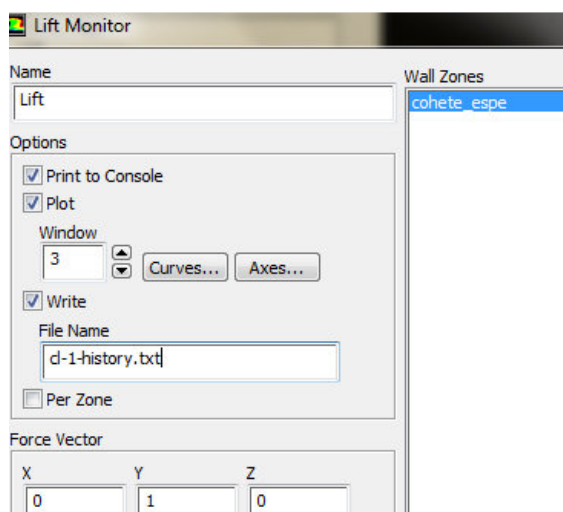
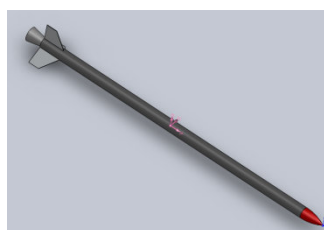


Figura 4.37: Lift monitor

Se encuentra en Y positiva porque esta fuerza se encuentra perpendicular al fluido.

En cuanto al momento, el eje de giro se realizará en Z por lo que se indica con la unidad; La ubicación es en el centro de gravedad de todo el cuerpo.



Centro de masa: (milímetros)
 X = -715.01
 Y = 0.00
 Z = 0.00

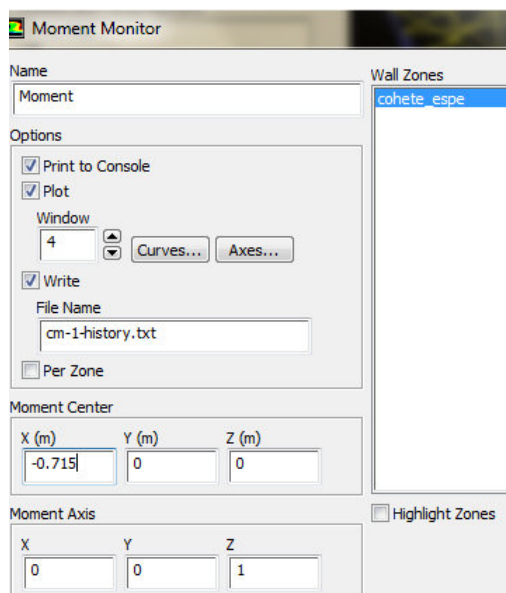


Figura 4.38: Lift monitor

4.4.10. Solution initialization (Iniciación de la solución)

FLUENT prueba un valor inicial desde el cual FLUENT empieza a iterar.

En compute from seleccionamos velocidad _ entrada,

En reference frame seleccionar absolute y luego hacer click en initialize como se indica en la **figura 4.39**.

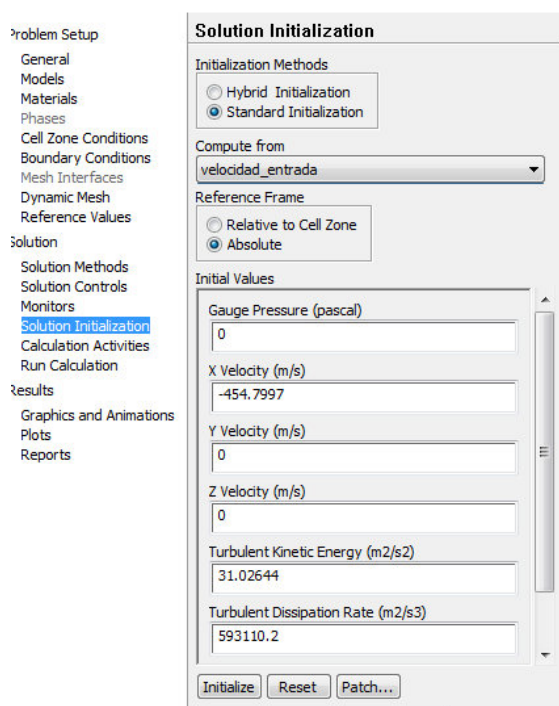
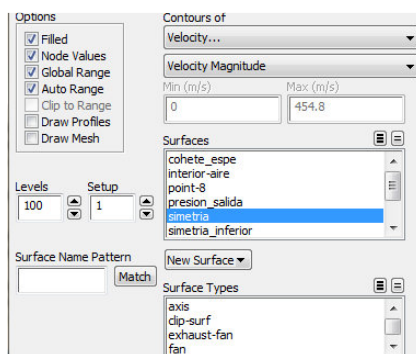


Figura 4.39: Cuadro de solution initialization

Para comprobar la velocidad a la que está sometido el cohete se hace click en graphics animations



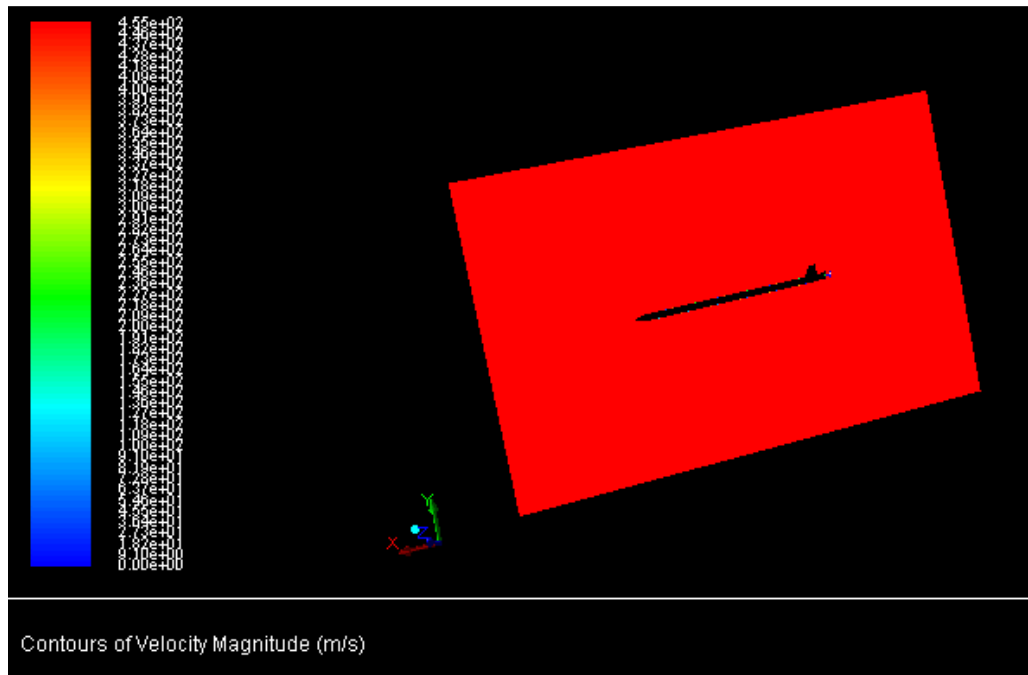


Figura 4.40: Velocidad del fluido representada en gráfico con su magnitud asignada

Se probará ahora en initialization methods con la opción hybrid initialization (**Figura 4.41**). Esta inicialización realiza 10 iteraciones rápidas usando el modelo laminar y permite tener una buena distribución de la velocidad y la presión. Igualmente se hace click en graphics animations.

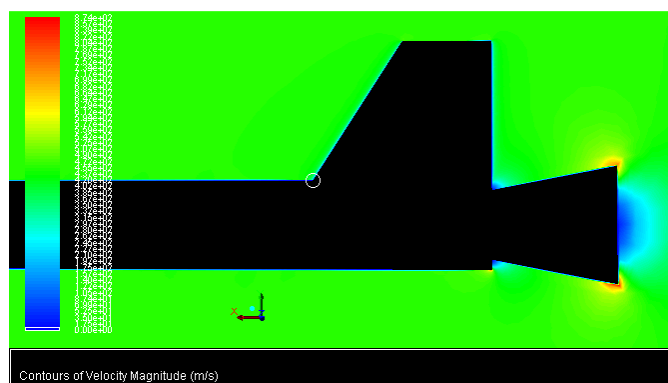


Figura 4.41: Velocidad del fluido representada en gráfico con su magnitud asignada con inicialización híbrida

Como se puede observar en el gráfico existe una considerable reducción de velocidad al final de la tobera suponiendo el fin de la quema de combustible, también se puede observar una aceleración en las puntas de la tobera.

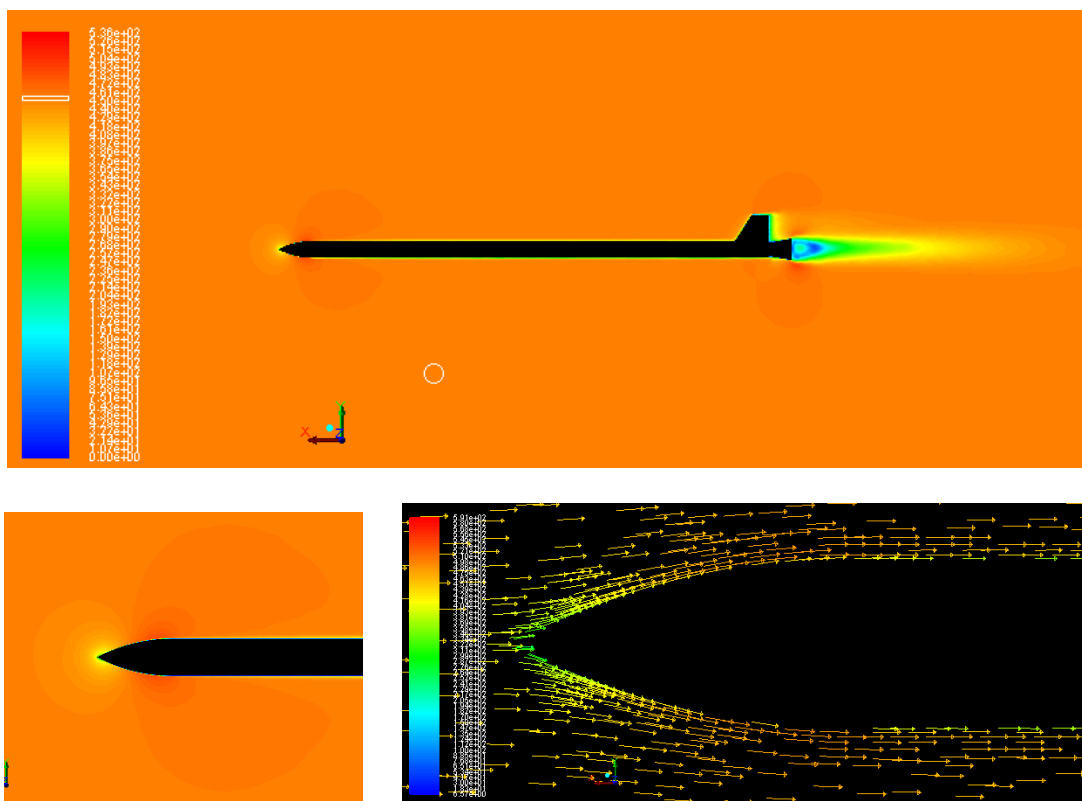
4.4.11. Calculation activities (actividades del cálculo)

Se puede señalar cada cuantas iteraciones se desea guardar por motivo de seguridad

4.4.12. Run Calculation (Arrancando el cálculo)

Se selecciona el número de iteraciones que se desea realizar en este caso realizaré 100 iteraciones y se hace click en calculate.

Se obtuvieron los siguientes resultados que se pueden observar en la **figura 4.42**:



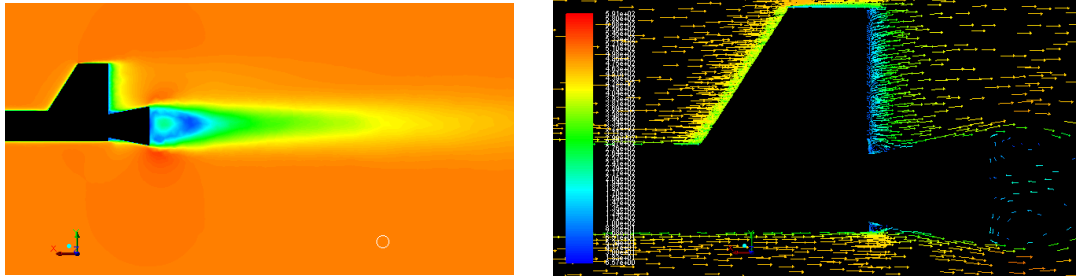


Figura 4.42: Velocidad del fluido con relación al cohete

Se puede observar el sentido del viento seleccionando en graphics animations la opción vectors.

Para poder observar la turbulencia en el cuerpo se configura la pantalla de contorno y se obtiene:

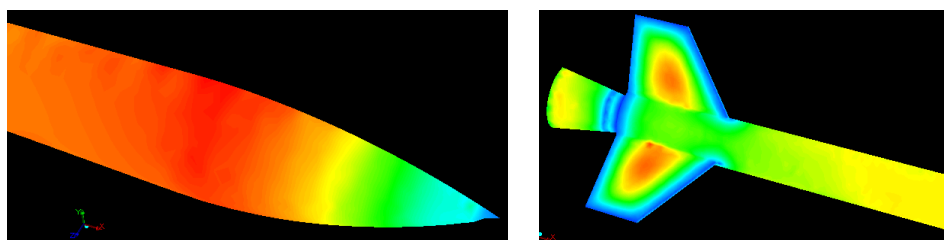
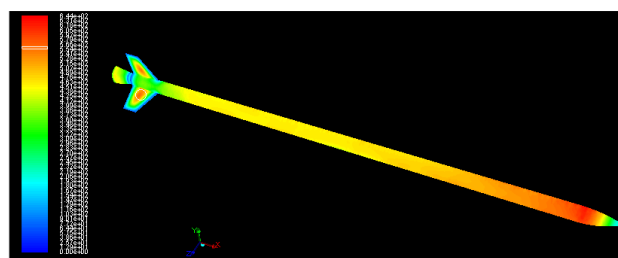
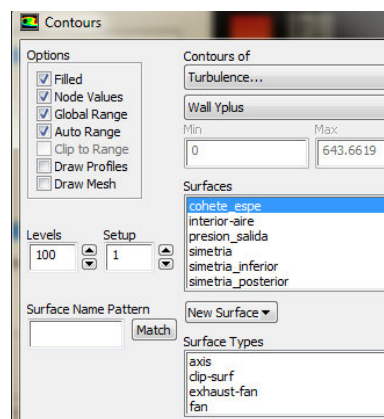


Figura 4.43: Turbulencia en el cohete

Donde se puede observar al fluido bastante acelerado justo al terminar la ojiva y también en las aletas, esto se logra ya que FLUENT analiza el mallado producido en el cuerpo mediante las distancias Yplus.

También se puede observar la presión que se presenta en el cuerpo mediante un coeficiente de presión.

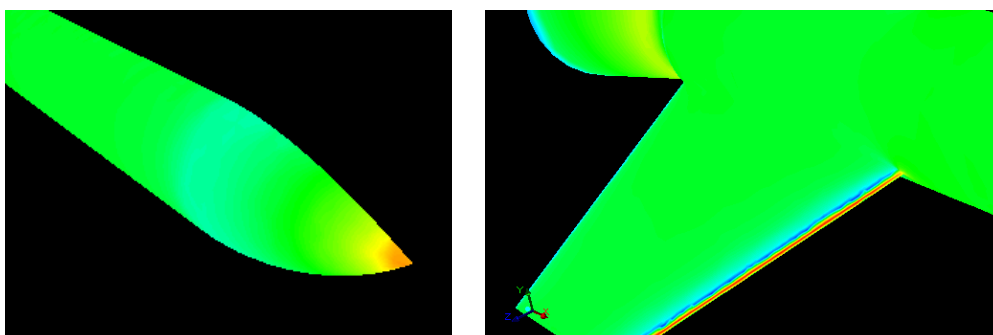
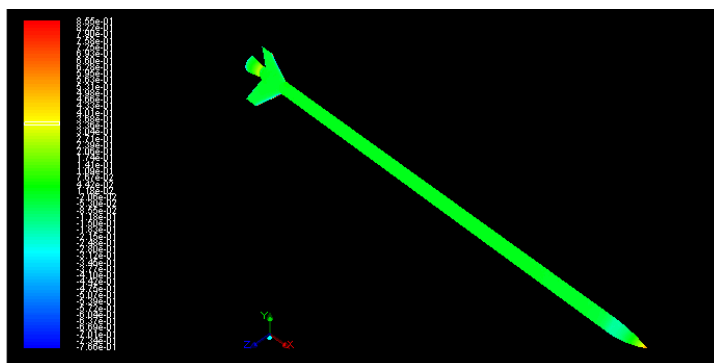
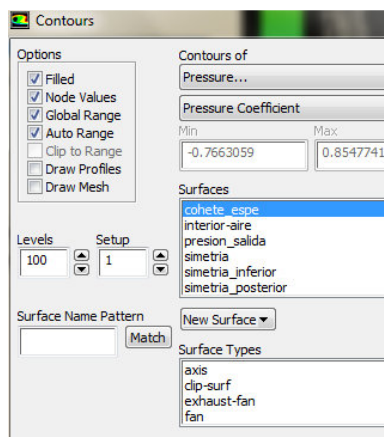


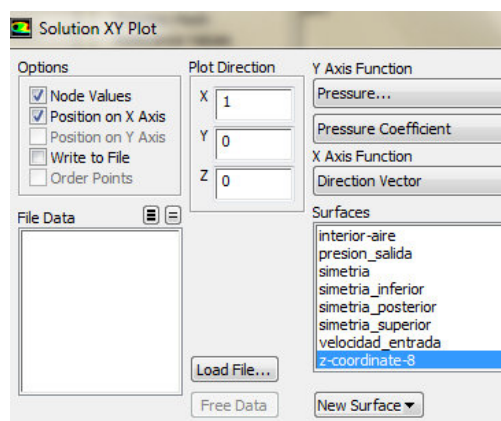
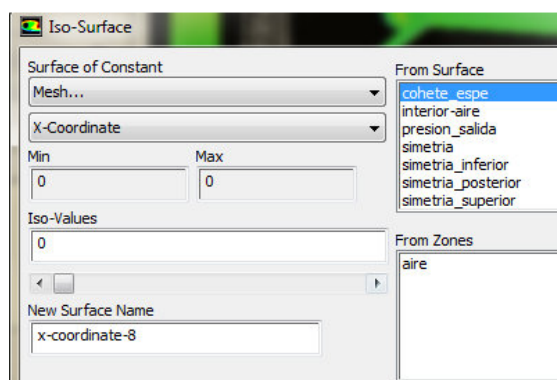
Figura 4.44: Coeficiente de presión en el cohete

4.4.13. Plots (Gráficos)

Se necesita crear una nueva superficie para lo cual se debe seleccionar en set up, new surface y luego click en iso- surface.

Se selecciona en surface of constant mesh y en from surface el cuerpo.

Se crea y en la ventana principal se selecciona el nombre de la nueva superficie como se muestra en la **figura 4.45**.



Teniendo como resultado el siguiente gráfico:

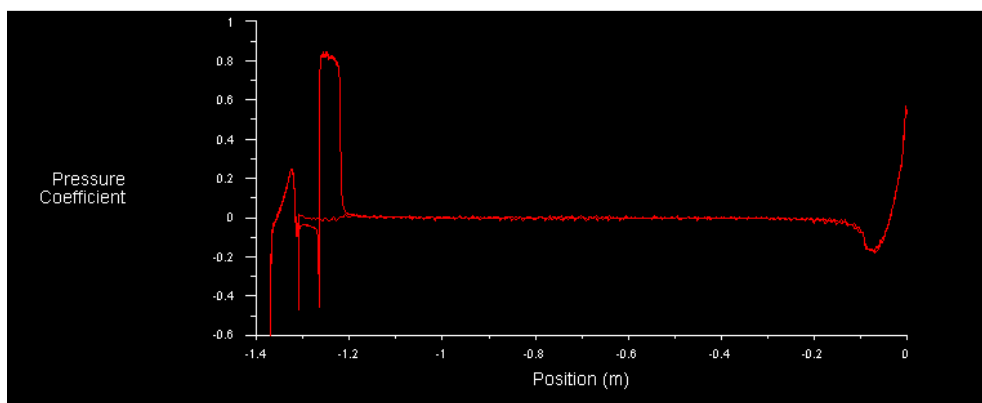


Figura 4.45: Coeficiente de presión vs la posición

Como se puede observar el coeficiente de presión es menor a 1 y lo que nos muestra en el gráfico es el contorno de presión que visto de otra manera sería el siguiente mostrado en la **figura 4.46**:

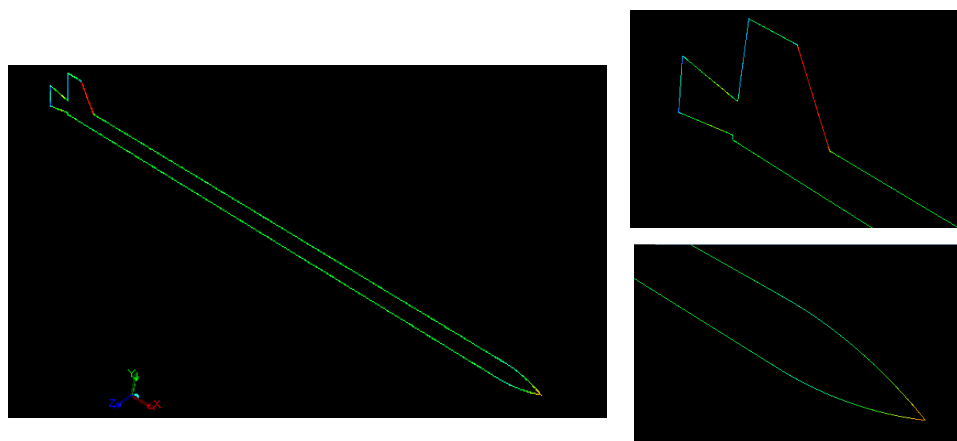


Figura 4.46: Contorno del coeficiente de presión

Este contorno se lo puede exportar a mathcad, matlab, Excel haciendo click en write to file.

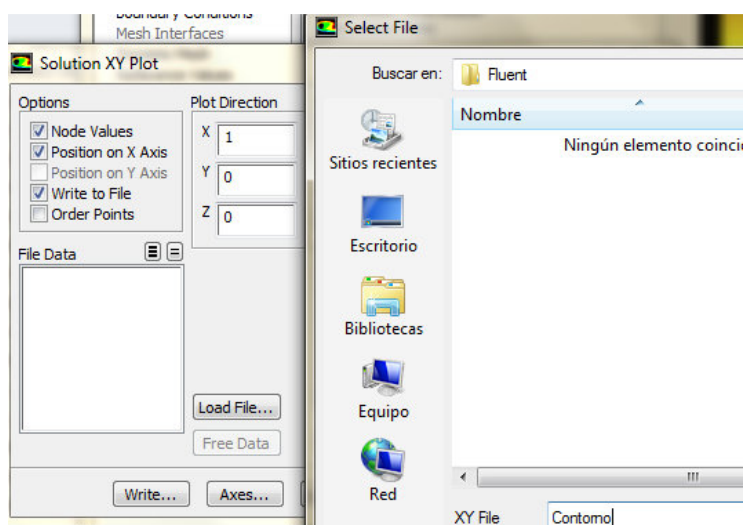


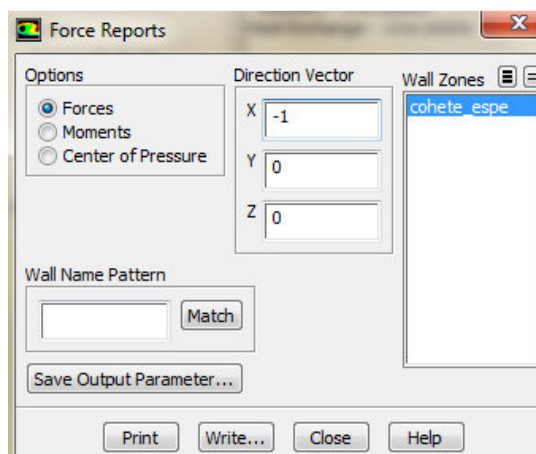
Figura 4.47: Exportación del contorno del coeficiente de presión

4.4.14. Reports (Reportes)

En reports se puede observar las fuerzas y los coeficientes tanto de presión como de viscosidad.

Para esto se debe hacer click en forces y luego en set up.

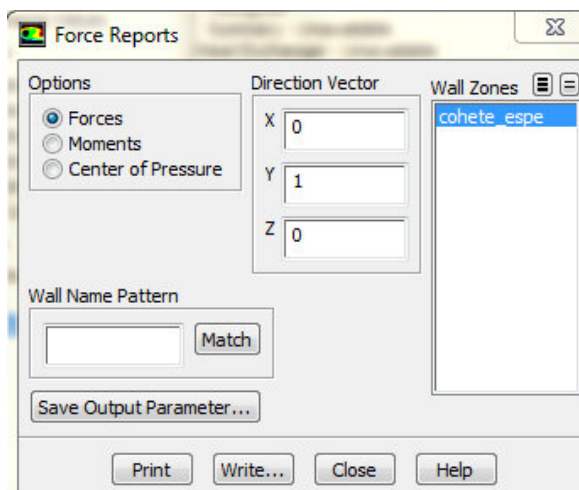
En la dirección de x se encuentra la presión y viscosidad de resistencia al avance (Drag forces) como muestra la **figura 4.48**.



Forces - Direction Vector (-1 0 0)						
Zone	Forces (n) Pressure	Viscous	Total	Coefficients Pressure	Viscous	Total
coquete_espe	115.56915	31.802706	147.37186	0.61587677	0.16947903	0.7853558
Net	115.56915	31.802706	147.37186	0.61587677	0.16947903	0.7853558

Figura 4.48: Datos de la presión y viscosidad de resistencia al avance (drag)

En la dirección de Y se encuentra la presión y viscosidad de cabeceo (Lift forces) como muestra la **figura 4.49**.



Forces - Direction Vector (0 1 0)

Zone	Forces (n)			Coefficients		
	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
cohete_espe	-0.27626508	0.007529011	-0.26873607	-0.0014722376	4.012267e-05	-0.0014321149
Net	-0.27626508	0.007529011	-0.26873607	-0.0014722376	4.012267e-05	-0.0014321149

Figura 4.49: Datos de la presión y viscosidad de cabeceo (lift)

La dirección de z no es necesaria ya que todas las fuerzas que salgan como resultado se anularán cuando se considere la otra mitad del cuerpo no analizado por la simetría existente.

CAPÍTULO 5

CONSTRUCCIÓN Y PRUEBAS EN TUNEL DE VIENTO

En este capítulo se explicará cómo fue el proceso de construcción tanto del prototipo como del modelo a escala para el túnel de viento y de igual manera se explicará los resultados obtenidos en el mismo.

5.1. Construcción del prototipo

- **Cuerpo:** Según las especificaciones calculadas en el capítulo 3, se compró una tubería de acero ASTM A500 / NTE INEN 2415 (**figura 5.1**) con dimensiones especificadas en el **anexo 3** en la sección de planos.



Figura 5.1: Cuerpo: Tubería ASTM A500

La cantidad de tubería que se encuentra en el mercado es de 6 m por lo que fue necesario cortar a la medida calculada de 1220 mm como se muestra en la **figura 5.2**.

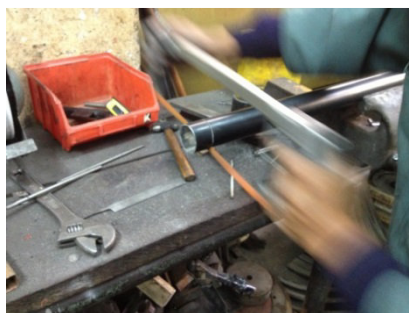


Figura 5.2: Corte del cuerpo al tamaño calculado

- **Nariz tipo ojiva**: Parte de un tocho de Duralón de 2 pulgadas de diámetro (51 mm) x 250 mm de largo como lo indica la siguiente **figura 5.3**:



Figura 5.3: Tocho inicial de Duralón para la nariz

Para adoptar la forma de una ojiva fue necesario el uso de un torno CNC (torno de control numérico) y su software respectivo como muestra la **figura 5.4**.



Figura 5.4: Torno CNC de la Escuela Politécnica del Ejército

Se colocó el tocho en la mordaza del torno y se verificó que no exista juego en su eje para proceder con la configuración de la programación en el software.

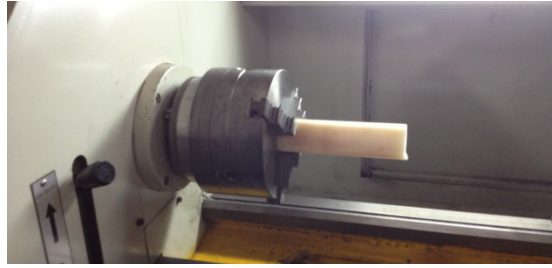


Figura 5.5: Ajuste del tocho con la mordaza del torno CNC

Luego se procede a ingresar el código de programación realizado en el simulador

Se cierra la puerta y se inicia el proceso teniendo como resultado:



Figura 5.6: Acabado final de la nariz tipo ojiva en torno CNC

Se cortó el sobrante del tocho que se utilizó para sujetar en la mordaza y se lijó para dar un mejor acabado (**Figura 5.7**).

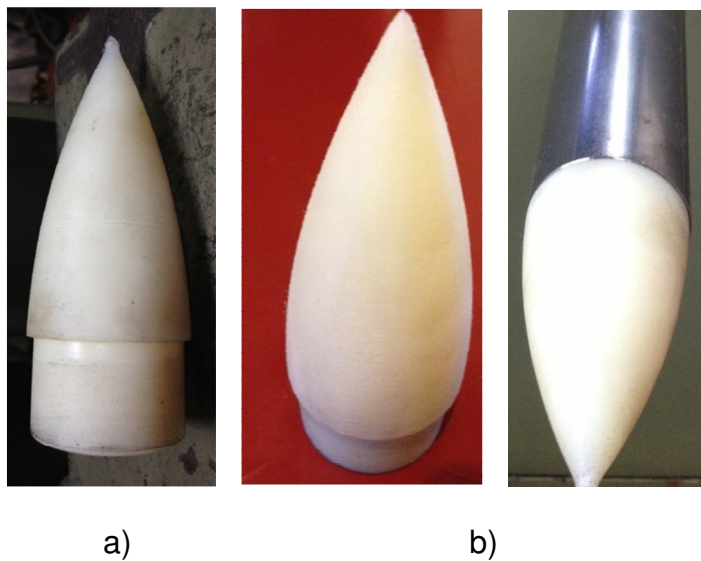


Figura 5.7: a) nariz cortada b) nariz lijada y colocada en el cuerpo

- **Tobera:** Parte de un tocho de acero A 1018 o también llamado acero de transmisión y se lo trabajó en un torno manual a diferencia de la nariz tipo ojiva por su factibilidad y ahorro de costos.



Figura 5.8: Proceso de torneado interno de la tobera.

Como se puede observar en la **figura 5.8** lo primero que se realizó es el torneado interno respetando los ángulos indicados en los planos tanto de un lado como del otro.

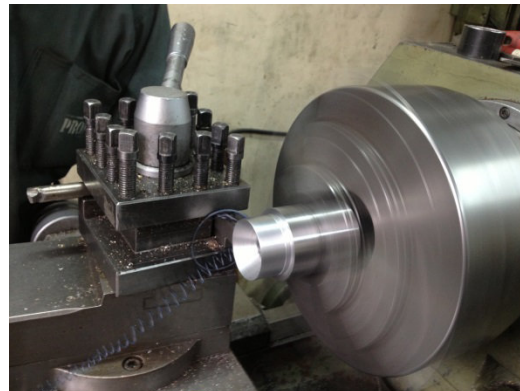


Figura 5.9: Proceso de torneado externo de la tobera.

En la **figura 5.9** se puede observar el siguiente procedimiento una vez terminado el torneado interno que es el torneado externo cumpliendo igualmente las dimensiones señaladas con el fin de restar peso en el conjunto.



Figura 5.10: a) Tobera terminada b) tobera ensamblada en el cuerpo

Como se puede observar en la **figura 5.10** se realizó la sujeción al cuerpo por medio de hexagonales sin cabeza con el fin de evitar cualquier interferencia con el aire.

- **Aletas:** Para su fabricación se necesitó un pedazo de plancha de aluminio de 2 mm de grosor, en él se dibujó la forma determinada de la aleta y se cortó con cizalla para crear un acabado adecuado.



Figura 5.11: Aleta de aluminio de 2 mm

Para poder unir al cuerpo se realizó un doblado en forma de pestaña y luego se colocó remaches dos por cada aleta en total 6 para lograr firmeza como se muestra en la **figura 5. 12**.



Figura 5.12: Aleta de aluminio de 2 mm

Es importante que entre aletas se encuentren a 120 grados de distancia y estén paralelas al cuerpo del cohete para que no modifiquen el vuelo calculado

Prototipo final

Para finalizar, se pintó el cohete con los colores de la facultad y se tomó en cuenta que debe tener colores vivos (tomate) sobre todo en la punta para que sea visible por motivos de seguridad



Figura 5.13: Cohete prototipo finalizado

5.2. Construcción del modelo para el túnel de viento

Al no poder encontrar en Ecuador un túnel de viento suficientemente grande y potente como para simular el vuelo del prototipo creado, se vio en la necesidad de realizar una comparación a un nivel escalar.

Al encontrar un túnel de viento de los pocos existentes en nuestro país, fue necesario crear un modelo a escala para acoplarlo según las dimensiones permitidas por el mismo. En la **figura 5.13** se muestra el túnel de viento usado en la ESPE (Escuela Politécnica del Ejército) en el laboratorio de Fluidos de la facultad de ingeniería mecánica.



Figura 5.14: Túnel de viento de marca Plint Partners, con una velocidad máxima de 30 m/s usando un motor de 2900 rpm, creado en el año 1981 y con una capacidad en la cámara de trabajo de 30 x 30 cm.

Como se indica en la **figura 5.13** la capacidad de trabajo es de 30 x 30 cm lo que significa que el modelo de prueba no podría ser más grande que estas dimensiones por lo que se realizó una escala al prototipo de 1:5 en todas sus partes y en lo que se

refiere al cuerpo se acorto la medida en longitud para dar esbeltez y no crear partes demasiado frágiles susceptibles a ruptura.

Para poder crear el modelo de prueba se requirió de una **prototipadora** (Proceso de fabricación rápida en el cual se añade material capa a capa y cuya principal ventaja es evitar el uso de moldes), de la Escuela Politécnica del Ejercito (ESPE) en el laboratorio de máquinas y herramientas **figura 5.14** la cual opera extruyendo una pequeña cantidad de un termoplástico (silicona) a través de una boquilla pequeña, formando cada sección y a su vez el objeto en tercera dimensión.



Figura 5.15: Prototipadora Marca: Dimensión bst 1200 es

La prototipadora consta de una bandeja donde se deposita el material, un cartucho que deposita el material y el mecanismo en sí de la maquinaria como se observa en la **figura 5.15**.

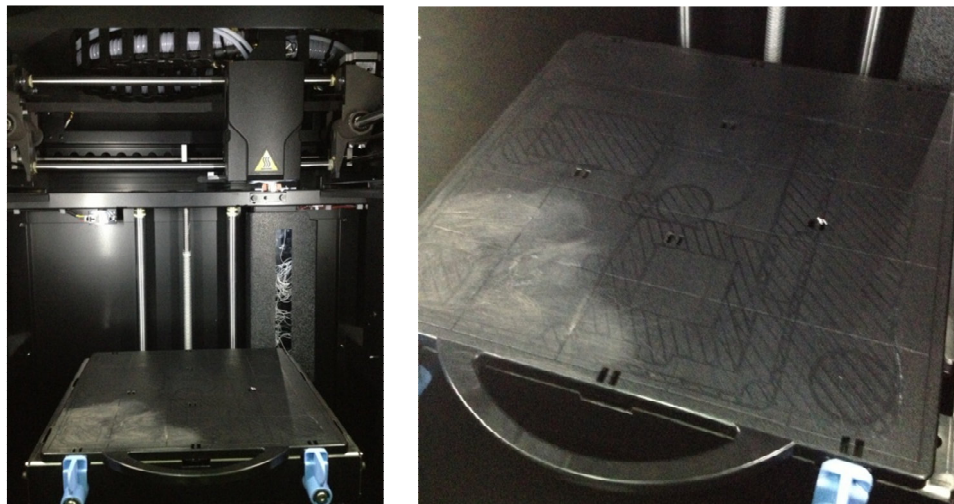


Figura 5.16: Partes internas de la prototipadora

En cuanto al material existe de dos tipos: el material base y el material de aporte. El material base tiene una coloración gris y es de fácil remoción y su principal objetivo es dar soporte al modelo en el momento de su creación.

El material de aporte es el material principal del que está hecho el modelo, es de color blanco hueso y se llama **ABS plus**. (Figura 5.16)



a)

b)

Figura 5.17: a) material ABS plus: Resistencia a la tracción: 5.200 psi, módulo de Young: 329.500 psi, b) Cartuchos de alimentación de material de la prototipadora tanto para material base como para material principal.

Para realizar el modelo fue necesario presentarlo en un archivo CAD el cual es leído por el software de la prototipadora y en aproximadamente 5 a 6 horas, capa a capa, la prototipadora terminó de realizarlo como se observa en la **figura 5.17**.

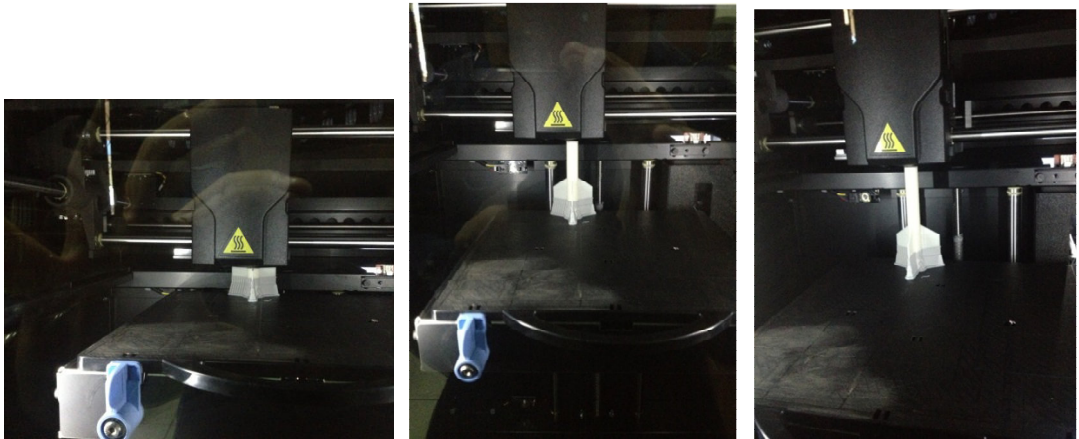


Figura 5.18: Proceso de fabricación del modelo en la prototipadora

Como último paso es necesario remover el material base y se tiene el modelo final:

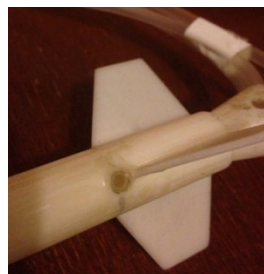
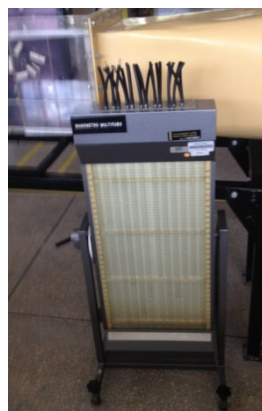




Figura 5.19: Modelo escala 1:5 del cohete prototipo

5.3. Prueba en túnel de viento

Para realizar las pruebas se deben crear tomas de aire en el modelo a fin de transportar el fluido por mangueras hasta llegar a un manómetro para verificar la presión existente en cada punto como indica la **figura 5.19**



Toma #1

Toma #2

Toma #3

Toma #4

Figura 5.20: Modelo con soporte, tomas de aire y el manómetro al que se conectan.

Las tomas de aire se las realizó en los puntos más importantes del cohete como son la punta de la nariz tipo ojiva, en la variación de la misma, el inicio de la aleta y en la tobera como se puede observar en la **figura 5.19**. Luego estas tomas son llevadas al manómetro el cual indica la presión existente en mm de agua.

El paso siguiente fue la colocación del modelo en el túnel de viento y conectar las mangueras al manómetro para su respectiva medición.

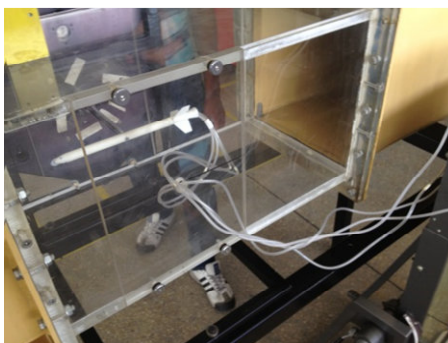


Figura 5.21: Modelo en túnel de viento

Como paso final se encendió el túnel de viento con su máximo de velocidad de 30 m/s teniendo los siguientes resultados:

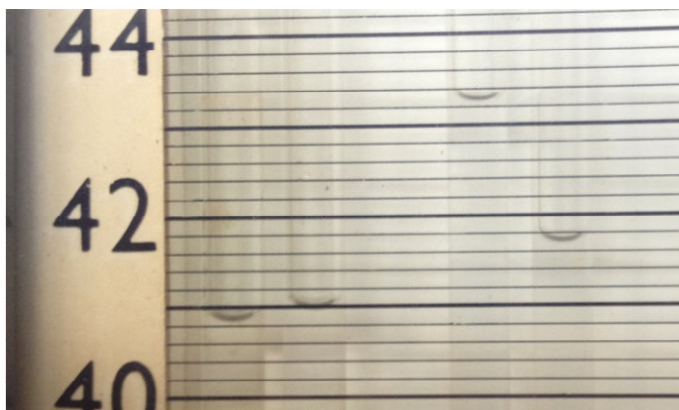


Figura 5.22: Toma de aire # 1 y # 2

Para el cálculo se aplicará la fórmula del manómetro con el fin de determinar las presiones absolutas en cada toma de aire:

$$P1 := Patm + \gamma_{agua} \cdot h1 \quad (+ \text{Desnivel está en contra del aire}) \quad (5.1)$$

Dónde:

P1: Presión en la toma #1

Patm: Presión atmosférica

γ_{agua} : Peso específico del agua

h1: Diferencia de altura para toma #1

$$P_{\text{atm}} := 101325 \quad \text{Pa}$$

$$\gamma_{\text{agua}} := 9800 \quad \frac{\text{N}}{\text{m}^3}$$

$$h_1 = 0.002 \quad \text{m}$$

$$P_1 = 101344.6 \quad \text{Pa}$$

$$P_2 := P_{\text{atm}} - \gamma_{\text{agua}} \cdot h_2 \quad (- \text{Desnivel está a favor del aire}) \quad (5.2)$$

Dónde:

P2: Presión en la toma #2

h2: Diferencia de altura para toma #2

$$h_2 = 0.016 \quad \text{m}$$

$$P_2 = 101168.2 \quad \text{Pa}$$



Figura 5.23: Toma de aire # 3

$$P3 := P_{atm} - \gamma_{agua} \cdot h3$$

Dónde:

P3: Presión en la toma #3

h3: Diferencia de altura para toma #3

$$h3 = 0.022 \quad \text{m}$$

$$P3 = 101109.4 \quad \text{Pa}$$



Figura 5.24: Toma de aire # 4

$$P4 := P_{atm} - \gamma_{agua} \cdot h4$$

Dónde:

P4: Presión en la toma #4

h4: Diferencia de altura para toma #4

$$h4 = 0.028 \quad \text{m}$$

$$P4 = 101050.6 \quad \text{Pa}$$

Por otro lado se realizó una nueva simulación con el cohete modelo y se lo sometió a las mismas condiciones que presenta el túnel de viento, en la **figura 5.21** se muestra el mallado creado por medio de volúmenes de control en las áreas de interés para la comparación.

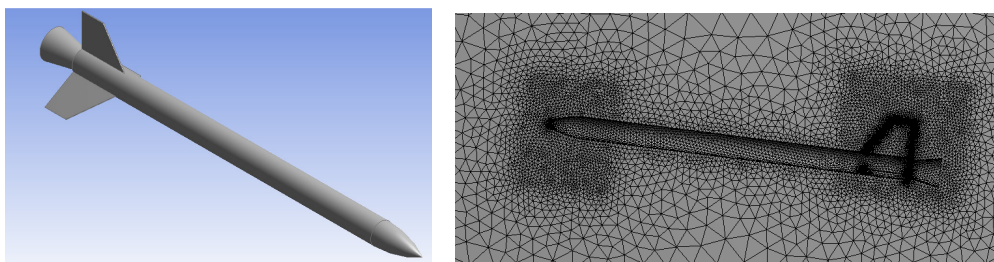


Figura 5.25: Simulación del cohete modelo y creación de volúmenes de control en los puntos de análisis

La simulación se la realizó usando una velocidad de 30 m/s y a diferencia del cohete prototipo, en el modelo no se toma en cuenta la gravedad; Se analizó la presión en los puntos de comparación teniendo como resultado:

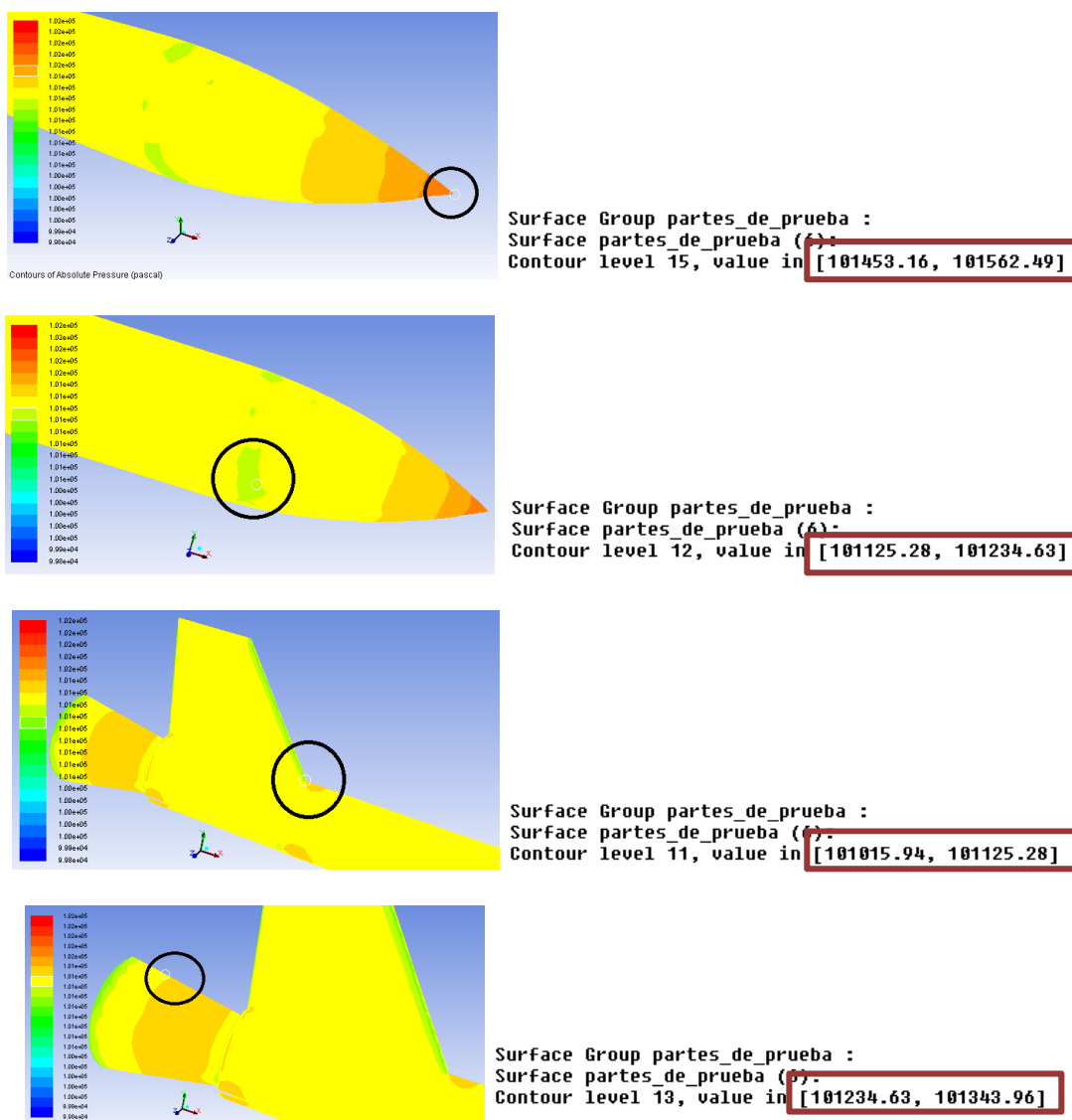


Figura 5.26: Valores de la presión absoluta en los puntos de análisis

Si se compara lo práctico con lo teórico podemos observar que en la toma # 2 y 3 los valores están en el rango presentado en la simulación y si bien los valores de las tomas # 1 y 4 no están en los rangos, se encuentran muy cerca de los valores simulados.

Hay que tener en consideración los posibles errores como por ejemplo el eje que sostiene al modelo con el túnel de viento, este crea cierta turbulencia que afecta a los valores reales y también los años que tiene el túnel de viento que afectarían principalmente en el rendimiento del motor es decir la velocidad real de salida del aire entre otros.

CAPÍTULO 6

ANÁLISIS ECONÓMICO, CONCLUSIONES Y

RECOMENDACIONES

En este capítulo se revisarán los gastos para poder construir el prototipo, el modelo y gastos varios, además se revisará si se cumplió con los objetivos y las recomendaciones que se pueden aportar para ya sea mejorar o innovar esta investigación.

6.1. Costos directos

Los costos directos son todos los costos que permitieron tener el producto final que es el prototipo y el modelo al igual que las piezas que se manufacturaron.

6.1.1. Costos de la nariz tipo ojiva

Tabla 6.1: Costos de la nariz

NOMBRE	COSTO \$
Tocho de Duralón de 2 pulgadas de diámetro (51 mm) x 250 mm	12
Torneado en CNC	120
Corte, Lijado	10
TOTAL	142

6.1.2. Costos del cuerpo

Tabla 6.2: Costos del cuerpo

NOMBRE	COSTO \$
Tubería de acero comercial ASTM A500 / NTE INEN 2415 (6 m)	14
Cortado y esmerilado	5
TOTAL	19

6.1.3. Costos de la aleta

Tabla 6.3: Costos de la aleta

NOMBRE	COSTO \$
Plancha de aluminio lisa de 2 mm	8
Cortado, esmerilado, doblado	3
Remachado	6
TOTAL	17

6.1.4. Costos de la Tobera

Tabla 6.4: Costos de la Tobera

NOMBRE	COSTO \$
Tocho de acero A 1018 (transmisión)	20
Torneado manual	60
Unión con hexagonales	3
TOTAL	83

6.1.5. Costos extras

Tabla 6.5: Costos de modelo de cohete y extras

NOMBRE	COSTO \$
Pintura	12
Modelo realizado en Prototipadora	75.69
Eje de 1.5 pulgadas par soporte del modelo	5
Torneado de soporte para modelo y agujeros para mangueras	10
TOTAL	102.69

6.2. Costos indirectos

Estos son los valores que influyen durante todo el proyecto y no entran específicamente en el proceso de fabricación.

Tabla 6.6: Costos indirectos

NOMBRE	COSTO \$
Servicios Básicos	90
Internet	14
Impresiones	120
Transporte	100
Diseño	60
TOTAL	384

6.3. Costo total

El Costo total del proyecto es de: 747.69 \$

Es importante aclarar que el la ESPE no cobró el uso de la maquinaria como el torno manual, la CNC, la prototipadora.

6.4. Conclusiones

Se realizó el diseño, la simulación y la construcción de un cohete amateur usando la herramienta ANSYS – FLUENT y también se realizaron pruebas en el túnel de viento con lo que se pudo cumplir con el objetivo general que se planteó al inicio del proyecto

Mediante el marco teórico y el Diseño se logró entender el funcionamiento y comportamiento del cohete amateur y al iniciar la construcción se pudo tener una clara noción del costo que tiene así como ayudó a identificar las partes más importantes y más complicadas de construir.

Es importante recalcar que el programa ANSYS – FLUENT fue de gran ayuda al momento de simular para verificar diferentes comportamientos y se logró demostrar su fiabilidad al hacer una prueba física.

Aunque el cohete amateur es un paso muy básico en relación a los cohetes a gran escala, fue muy importante entender el funcionamiento ya que estos principios son la base para desenvolverse en el funcionamiento de cohetes de mayor capacidad.

La construcción del prototipo tuvo un concepto ingenieril ya que se basó en cálculos tanto de su estructura como de su comportamiento ya en funcionamiento lo cual permite que este proyecto se transforme en una guía para futuras investigaciones

Es factible incursionar en el tema de la coherencia con el fin de entender muchos funcionamientos que tienen su base en el mismo como por ejemplo la industria aeronáutica lo cual como se ha visto es prácticamente nula en nuestro País.

Se logró responder a un objetivo planteado el cual fue el de identificar los costos, los beneficios y las opciones hasta el punto de poder decidir el tamaño del cohete, la cantidad de combustible requerido, saber la trayectoria que tendrá, saber la altura máxima como dato importante, entre otras cosas.

6.5. Recomendaciones

Es importante que la ESPE analice la posibilidad de crear la ingeniería aeronáutica ya que en nuestro país todo ese campo no ha sido explotado y al realizar este proyecto pude darme cuenta los beneficios que conlleva el entrar en este mercado.

Que esta tesis sirva de guía para muchos otros alumnos que deseen continuar con el proyecto ya que falta mucho por hacer y mucho por investigar, de tal manera que esta tesis considero es creadora de más temas para el interés de la Escuela Politécnica del Ejército.

Recomiendo que los institutos encargados de la coherencia y en general de la aeronáutica estén mejor preparados ya que lastimosamente no existe información en nuestro país, es prácticamente nula por lo que determina un motivo más para estancarnos en el crecimiento tecnológico.

Bibliografía

- Andres, J. M. (2008). *Modelismo espacial*.
- ANSYS. (2010). *Introduction to ANSYS FLUENT*. ANSYS Customer Training Material.
- Brinley, C. B. (1964). *Rocket manual for amateurs*. New York: Ballantine books.
- Brown, M. G. (s.f.). *A guide to Amateur rocketry*. Fort Sill, Oklahoma: U.S. Army field artillery school .
- Bueno, A., Calderón, J., & Otálora, L. (2009). Análisis Aerodinámico y Estructural para cohetes. 18-23.
- Buthod, P., & Megyesy, E. F. (2001). *Pressure Vessel handbook*. Tulsa, Oklahoma: Pressure Vessel Publishing.inc.
- Community of Ariane Cities (CVA). (2008). Model Rocket Guide. *Diseño, construcción y normas de seguridad en cohetería*, 4.
- Jorgen Franck, D. A. (s.f.). The Recovery of Rockets. *Amateur Rocket Club*, 2-3.
- Keating, M. (2011). Several recent enhancements in ANSYS FlueNt solver capabilities. *Accelerating CFD Solutions*, 48-49.
- Lanfrit, M. (2005). Best practice guidelines for handling automotive external aerodynamics with FLUENT. *Fluent Deutschland GmbH*.
- Lopez, F. (2007). Los Pioneros del Espacio. *50 años de exploración espacial*, 1-2-3.
- Niskanen, S. (2013). OpenRocket technical documentation. *Development of an Open Source model rocket simulation software*, 11-13.
- Pradhan, B. K. (s.f.). Computational fluid dynamics analysis of flow through high speed turbine using FLUENT. *Computational fluid dynamics analysis of flow through high speed turbine using FLUENT*, 24-29.
- Robertson, G. A., & Webb, D. W. (2010). the Death of Rocket Science in the 21 st Century. *Institute for Advanced Studies in the Space, Propulsion & Energy Sciences*, 2-3-4.
- Stribling, D. (s.f.). Ogive Nose Cones. *Ogive Nose Cones*, 1-2.
- Sutton, G. P., & Biblarz , O. (2001). *Rocket Propulsion Elements*. New York / Chichester / Weinheim / Brisbane / Singapore / Toronto : Wiley-Interscience Publication JOHN WILEY & SONS, INC. .

Direcciones de internet

- ACEMA (Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina). (2002). *ACEMA Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina*. Obtenido de www.rocket.com.ar: <http://www.rocket.com.ar/>
- Barrowman, J. S., & Barrowman, J. A. (18 de Abril de 1966). *Acema*. Obtenido de La predicción teórica del centro de presiones: <http://www.acema.com.ar/biblioteca/databases/download/barrowman.pdf>
- Huzel, Huang, & Aerospaceweb.org. (1967). *Rocket Nozzle Shapes*. Obtenido de Aerospaceweb.org: <http://www.aerospaceweb.org/design/aerospike/shapes.shtml>
- Lockheed, & Aerospaceweb.org. (2001). *Development*. Obtenido de Aerospaceweb.org: <http://www.aerospaceweb.org/design/aerospike/development.shtml>
- Loki, R. F. (2 de Junio de 2004). *Propulsión*. Obtenido de <http://www.rocketryforumarchive.com/>: <http://www.rocketryforumarchive.com/showthread.php?t=6214>
- Nakka's, R., & Sanchez, J. L. (12 de Julio de 2006). *Mecanizado de Toberas para cohetes*. Obtenido de Richard Nakka's Experimental Rocketry: <http://www.escull.net/spanishdocs/rnakka/Mecanizado%20de%20toberas%20para%20cohetes.pdf>
- NASA. (2004). *NASA*. Obtenido de Exploración espacial: http://www.nasa.gov/worldbook/space_exploration_worldbook.html
- NASA. (2005). *Diseñando un motor de cohete mas eficiente*. Obtenido de CIENCIA@NASA: http://www.ciencia.nasa.gov/science-at-nasa/2005/14oct_betterrocket/
- Ravenswaay, D. V. (s.f.). *Konstantin Tsiolkovsky, rocket pioneer*. Obtenido de Science Photo Library: www.sciencephoto.com/media/228884/enlarge
- Niskanen, S. (10 de Mayo de 2013). *OpenRocket technical documentation*. Obtenido de openrocket: <http://openrocket.sourceforge.net/techdoc.pdf>
- RedHotIceCube. (17 de Febrero de 2009). *ED boquilla de corte*. Obtenido de Wikipedia: http://en.wikipedia.org/wiki/File:ED_nozzle_cutaway_view.jpg
- Richard Nakka's, J. L. (s.f.). *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site*. Obtenido de Construcción de cohetes: <http://www.escull.net/spanishdocs/rnakka/Fabricacion%20de%20cohetes.pdf>

Skaperdas, E., & Kolovos, C. (9-11 de Septiembre de 2009). *AUTOMATED PRE-PROCESSING FOR HIGH QUALITY MULTIPLE*. Obtenido de 3rd ANSA UETA International Conference: <http://www.beta-cae.gr/events/c3pdf/332-1-skaperdas-kolovos.pdf>

The Twilight Zone. (24 de Octubre de 2012). *The Twilight Zone*. Obtenido de <http://alejandro-stojanovic.wix.com/>: <http://alejandro-stojanovic.wix.com/lemusic/apps/blog/tag/wernher-von-braun>

www.los-cohetes.8k.com. (18 de 02 de 2005). *Los-cohetes.8k.com*. Obtenido de Estabilidad: <http://los-cohetes.8k.com/nocion/estabilidad.htm>

Wydler, M. E. (21 de Octubre de 2011). *Hermann Oberth: un gran inventor*. Obtenido de asusta2.com.ar: <http://asusta2.com.ar/2011/10/21/herman-oberth-un-gran-inventor>