

Desarrollo de un Programa para Predecir la Trayectoria de Vuelo de un Cohete Sonda

Sergio Blum Velasco

Facultad de Ingeniería en Mecánica y Ciencias de la Producción
Escuela Superior politécnica del Litoral (ESPOL)
Campus Gustavo Galindo, Km. 30.5 vía Perimetral
Apartado 09-01-5863. Guayaquil, Ecuador
sergio1984@gmail.com

Ricardo Naranjo S. Ing., MSc.

Facultad de Ingeniería en Mecánica y Ciencias de la Producción
Escuela Superior politécnica del Litoral (ESPOL)
Campus Gustavo Galindo, Km. 30.5 vía Perimetral
Apartado 09-01-5863. Guayaquil, Ecuador
ricardo.naranjo@yahoo.com

Resumen

La presente tesis tiene como objetivo principal la elaboración de un programa para predecir la trayectoria de vuelo de un cohete sonda para investigaciones meteorológicas y científicas bajo diferentes condiciones operativas.

Se calculó el coeficiente de arrastre del cohete de pruebas Arreaux de cuatro aletas fabricado por AeroTech Inc. utilizando programas CFD de Ansys Inc. Gambit 2.3 para dibujar y realizar el mallado. Fluent 6.3 para resolver el problema y presentar los resultados.

Se desarrollaron las ecuaciones necesarias para determinar teóricamente la trayectoria de vuelo. En base a estas ecuaciones se realizó el programa de predicción de vuelo. El código fue realizado en MATLAB 7.0 con la ayuda de la herramienta "GUIDE" que genera una interface gráfica con el usuario para crear programas en entorno "Windows".

Con datos experimentales de lanzamientos del Arreaux realizados en la Universidad de Alabama en Huntsville se compararon con resultados obtenidos con el programa bajo las mismas condiciones operativas. También se calcularon trayectorias de vuelo con el programa desarrollado de seis modelos de motores fabricados por AeroTech Inc. y se compararon con resultados obtenidos con predicciones de nomogramas proporcionados por el fabricante. Comparando resultados se concluye que el programa desarrollado predice dentro de un margen de error aceptable.

Palabras Claves: Cohete sonda, Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), coeficiente de arrastre.

Abstract

This thesis has the main objective to elaborate a program to predict the flight trajectory of a sounding rocket to meteorological and scientific investigations under different operating conditions.

The drag coefficient of the four wings Arreaux prove rocket made by AeroTech Inc. was calculated by CFD programs from Ansys Inc. Gambit 2.3 to draw and make the mesh. Fluent 6.3 to resolve the problem and display the solution.

To determinate the theoretical flight trajectory accurate equations were developed. The flight prediction trajectory program was build in based these equations. Program code was made by MATLAB 7.0 with helping tool such as "GUIDE" which generates a graphic interface along the user to create programs within "Windows" environment.

Arreaux launches experimental datum obtained from Alabama University in Huntsville were compared with programs results under the same operating conditions. Six models AeroTech rocket motors were proved in Arreaux, the trajectories were compared against ones predicted from monograms provided by the manufacturer. With these final results it's concluded that the developed program predicted on acceptable error range.

1. Introducción

El presente trabajo tiene como finalidad desarrollar un programa para predecir la trayectoria de vuelo de un cohete sonda bajo diferentes condiciones operativas. Para ello se simulará el flujo alrededor del cohete para determinar la relación cuerpo-fluido usando un programa CFD comercial.

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.

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.

2. Objetivo

Desarrollar un programa de cómputo para predecir la trayectoria de vuelo de un cohete sonda bajo diferentes condiciones operativas.

3. Metodología

La metodología del proyecto está graficada en la Figura 1 y se detallada a continuación:

El primer paso será calcular mediante CFD el coeficiente de arrastre del Arreaux en función del número de Match y número de Reynolds para crear tablas de datos a ser utilizadas en el programa. Para ello se utilizará programas comerciales basados en CFD como una herramienta esencial en el cálculo de dicho coeficiente. Se usará programas CFD de *Ansys Inc.*, *Gambit* es el pre-procesador y *Fluent* es el procesador y post-procesador.

En el pre-procesador se dibujarán las superficies del Arreaux, se establecerá un volumen de control y se lo dividirá en pequeños elementos, es decir se lo mallará. Luego en el procesador, a partir de las condiciones operativas del Arreaux, se realizarán los cálculos numéricos para conocer el comportamiento físico del aire dentro del volumen de control. Estos resultados se los analizarán por medio del post-procesador para determinar la fuerza de arrastre.

El segundo paso en el desarrollo esta tesis será determinar las ecuaciones para el cálculo teórico de la trayectoria. Para ello se determinarán las fuerzas externas que actúan sobre el cohete. Estas fuerzas son:

la fuerza gravitacional ejercida por la atracción de la Tierra, la fuerza de empuje del motor y la fuerza de arrastre provocada por la resistencia del aire como medio de desplazamiento. Además se deberá conocer las propiedades del aire en función de la altura y en función de las condiciones atmosféricas en el sitio de lanzamiento.

Nuestro tercer paso es desarrollar un programa para predecir la trayectoria de vuelo del cohete sonda. Para ello se desarrollará un código en MATLAB que tendrá como entrada de datos la curva de empuje del motor, coeficientes de arrastre y condiciones atmosférica en el sitio de lanzamiento, y dé cómo resultado los datos de la trayectoria de vuelo.

En el cuarto paso se seleccionarán resultados experimentales que se compararán con los resultados obtenidos con el programa para validar su funcionamiento. Además se determinarán las características operativas para alcanzar una altura requerida.

Finalmente se formarán las conclusiones y recomendaciones del caso.

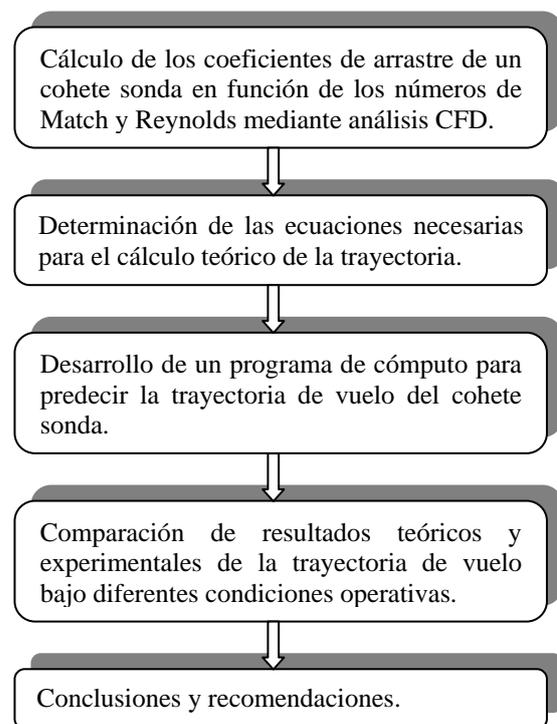


Figura 1. Metodología del proyecto.

4. Resultados

4.1. Principio de Funcionamiento de un Cohete Sonda

Un cohete consta básicamente de una estructura aerodinámica que en su interior contiene la carga útil a transportar, el motor de propulsión a reacción, combustible, oxidante, sistema de control, etc.

El funcionamiento del motor está basado en la Tercera Ley de Newton en que a toda acción le

corresponde una reacción con la misma magnitud y en sentido opuesto. La acción es la expulsión de gases a altas velocidades por la tobera del motor debido a la combustión y la reacción es la fuerza de empuje sobre el cohete en sentido opuesto que provoca el movimiento del mismo.

Debido al vacío presente en el espacio exterior el cohete debe de llevar en su interior el combustible y el oxidante. Podemos distinguir dos tipos de cohete según el combustible usado.

Los cohetes de combustible líquido llevan consigo un tanque de combustible y otro de oxidante, los cuales son bombeados y regulados hacia la cámara de combustión en donde se mezclan y reaccionan.

El otro tipo son los cohetes de combustible sólido en donde el propelente y el oxidante se encuentran ya mezclados y compactados en la cámara de combustión. La desventaja de estos es que una vez iniciada la ignición no puede detener ni regular como los de combustible líquido.

Algunos cohetes llevan aletas ubicadas generalmente en la parte externa inferior de la estructura que son superficies de estabilización o de control cuando viaja dentro de la atmósfera. Estas aletas pueden ser móviles o estáticas. Las aletas móviles se las usa cuando se tiene que controlar la trayectoria durante el vuelo. Para lograrlo el cohete debe de constar con algún sistema de posición global que puede ser por un sistema de giroscopios ubicados su interior o por medio de satélites.

4.2. La Atmósfera

La atmósfera es la envoltura de aire que rodea al planeta Tierra. El aire es una mezcla de elementos y compuestos químicos que no reaccionan entre sí. Las principales moléculas de gases que constituyen el aire en proporción al volumen son: el Nitrógeno (N_2) al 78.08%, Oxígeno (O_2) al 20.95%; en el 1% restante se incluyen gases como: ozono, vapor de agua, dióxido de carbono y algunos gases nobles como el argón y radón. Hasta una altitud de 85 km (tropósfera, estratósfera y mesósfera) la composición química de la atmósfera permanece casi constante, por lo que el conjunto de estas tres capas se las denomina *homósfera* [3, 4, 5, 6, 7].

Como no se encuentra disponible mediciones de presión contra la altitud para condiciones particulares de temperatura y presión referenciales, se ha determinado lo que se denomina una atmósfera estándar o atmósfera normal que facilita en el diseño de vehículos aéreos, misiles o como en nuestro caso de un cohete sonda y predecir su comportamiento bajo condiciones normales durante el vuelo. Considerando las propiedades térmicas se distinguen las siguientes zonas o capas como se muestra es la figura 2.

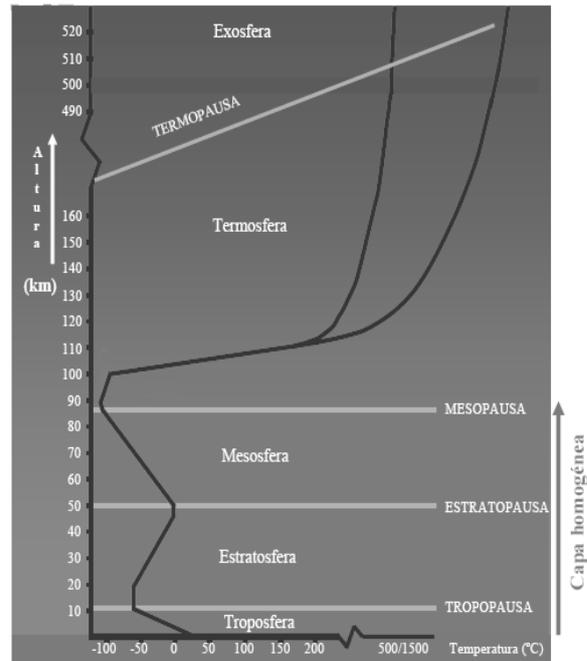


Figura 2. Capas y perfil de temperatura para una atmósfera estándar promedio [5].

El aire atmosférico es un fluido compresible ya que varía significativamente su densidad a cambios de presión y temperatura. Cumple con la ley de los gases ideales con bastante aproximación. Con estas consideraciones y en base a la definición de una atmósfera estándar se obtuvieron ecuaciones para determinar las propiedades del aire como la temperatura, presión, densidad y viscosidad para diferentes alturas y condiciones iniciales. En la siguiente figura se muestra la densidad en función de la altura para una atmósfera estándar a una temperatura de 28°C y 101.33kPa de presión a nivel del mar.

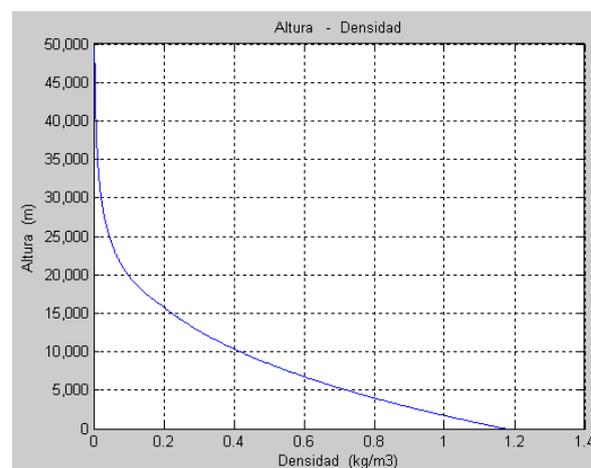


Figura 3. Variación de la densidad del aire en función de la altura.

4.3. Introducción a la Dinámica de Fluidos Computacional

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 terrestre. También solo se puede alcanzar velocidades supersónicas e hipersónicas por periodos muy cortos de tiempo y a pequeña escala [10, 11, 12, 17, 18].

Una de las alternativas para simular todas estas condiciones es usar programas desarrollados en base a CFD. 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.

4.4. Determinación del coeficiente de Arrastre

4.4.1. Mallado

Se usó el programa Gambit 2.3 para realizar la geometría y el mallado del fluido en estudio alrededor del cohete.

Se generó un cilindro que representa al volumen de control de 7m de alto y 2m de radio coincidiendo con el eje de simetría del cohete como se muestra en la figura 4. Por facilidad se creó un mallado no estructurado con 572243 elementos tetraédricos como se muestra en la figura 4. El mallado consiste en dividir el campo de flujo en pequeños volúmenes o superficies de control para poder aplicar a cada uno de estos elementos las ecuaciones diferenciales que rigen la dinámica de fluidos.

Un correcto mallado nos asegura una buena precisión en la respuesta numérica. Con un examinador de malla podemos saber si el mallado es el adecuado o necesita ser mejorado. La opción usada fue *EquiSize Skew* (Q_{EVS}) que es una medida de sesgo o asimetría donde el valor $Q_{EVS} = 0$ representa un elemento completamente simétrico y $Q_{EVS} = 1$ representa un elemento completamente asimétrico o deformado. En general se sabe que un mallado de alta calidad tiene un promedio de $Q_{EVS} = 0.4$. Con la ayuda del histograma (ver figura 5) vemos que la media está en $Q_{EVS} = 0.2855$ lo que indica que el mallado es de muy buena calidad.

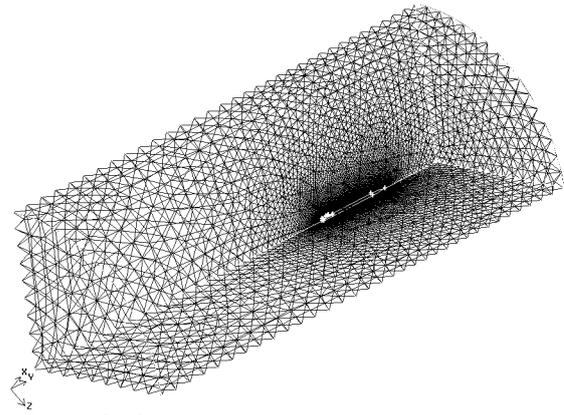


Figura 4. Resultado del mallado del volumen con elementos tetraédricos.

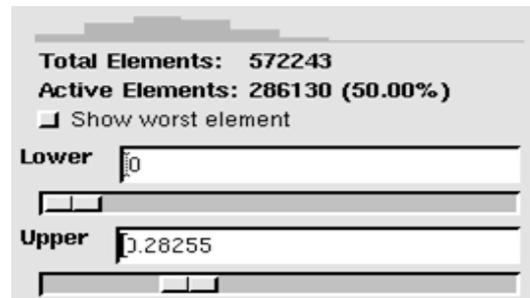


Figura 5. Histograma de valores Q_{EVS} del mallado. El 50% de los elementos se encuentran en $0 \leq Q_{EVS} \leq 0.2855$.

4.4.2. Convergencia de los Resultados

Se usó el programa Fluent 6.3 para resolver el problema. Como el proceso de resolución de problemas CFD se realiza por métodos iterativos fue necesario monitorear la convergencia de los resultados. En la figura 6 se muestra un ejemplo de la convergencia del coeficiente de arrastre.

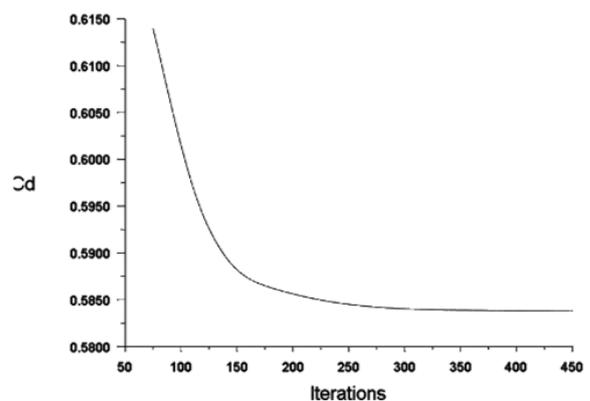


Figura 6. Convergencia del Coeficiente de Arrastre.

4.4.3. Resultados CFD

En la figura 7 se graficaron los resultados de la variación del coeficiente de arrastre del Arreax en función del número de Reynolds y el número de Match.

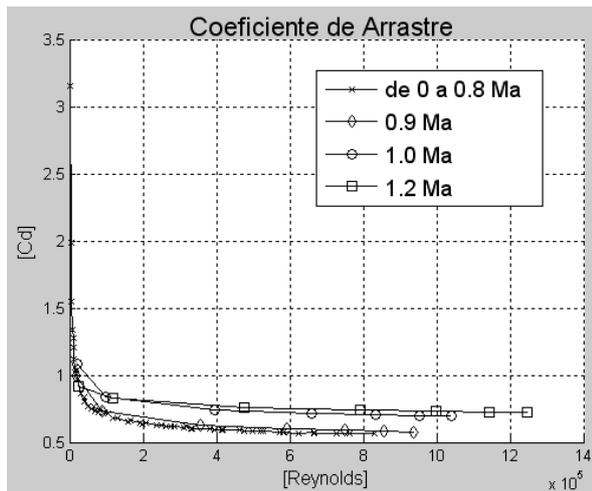


Figura 7. Variación del Coeficiente de Arrastre del Arreaux con el número de Reynolds y el número de Match.

Cuando el flujo incide en la punta de la ojiva se tiene el punto de estancamiento, la velocidad del flujo es nula. A medida que el flujo recorre la curvatura de la ojiva este se acelera por el cambio de dirección y se empieza a producir la onda de choque, es decir la velocidad del aire o mayor que la velocidad del sonido aun cuando la velocidad de corriente libre sea menor.

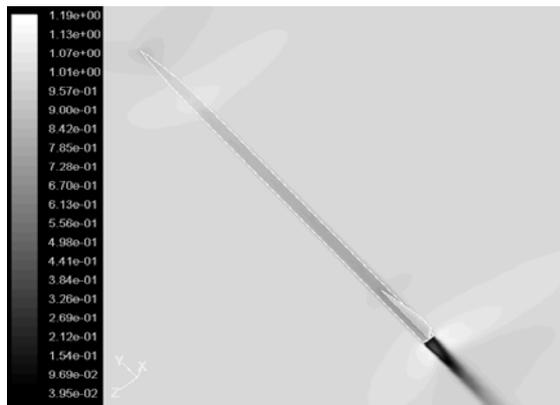


Figura 8. Contornos del Número de Match, velocidad de corriente libre 1 Ma.

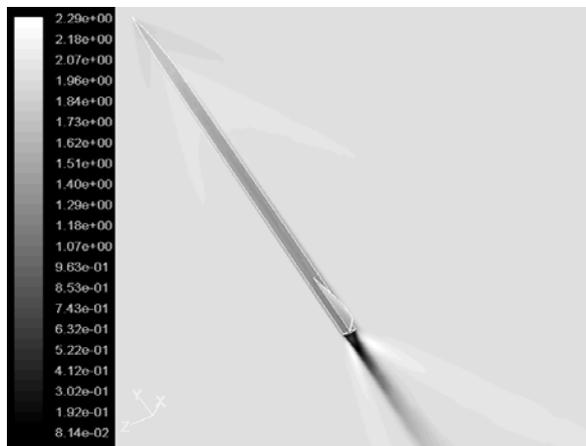


Figura 9. Contornos del Número de Match, velocidad de corriente libre 2 Ma.

Al aumentar la velocidad de la corriente libre se forma el cono de la onda de choque. A mayor velocidad del flujo, el ángulo de la onda es más cerrado como se puede observar en las figuras 8 y 9. Este mismo efecto se produce en las aletas donde se producen cambios de dirección de flujo.

4.5. Resultados del Programa bajo las Condiciones Operativas de las Pruebas Experimentales con el motor F40W

Las condiciones iniciales del lanzamiento del Arreaux se detallan a continuación:

- Masa del cohete = 0.340 kg
- Masa de la carga útil = 0.206 kg
- Masa inicial del propelente = 0.040 kg
- Densidad del aire = 1.177 kg/m^3

Los datos experimentales fueron tomados por un altímetro colocado en el interior del vehículo. Finalizado el lanzamiento experimental se descargaron los datos del vuelo a una computadora.

Se realizó la predicción de vuelo ingresando la curva de empuje del motor proporcionada por AeroTech Inc. mostrada en la figura 10.

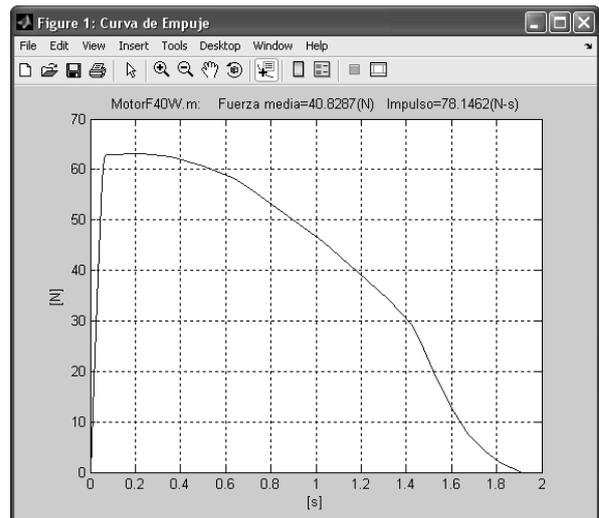


Figura 10. Curva de empuje del motor F40W.

Se realizó la siguiente tabla para comparar los resultados la trayectoria

Tabla 1. Resultados Experimentales y del Programa de la trayectoria del Arreaux con el Motor F40W.

Descripción	Experimental	Programa
Tiempo de combustión	2.32 s	1.91 s
Altura al finalizar la combustión	140.2 m	138.9 m
Velocidad al finalizar la combustión	88.1 m/s	105.2 m/s

Los resultados de la tabla anterior indican que las curvas de empuje del motor experimental y teórica son diferentes. Esto se puede verificar porque no son cercanos los valores del tiempo de combustión y velocidad al finalizar la combustión.

Para poder hacer una comparación entre ambas trayectorias se necesita que las condiciones de vuelo sean similares. Luego de la combustión y cuando alcanzan la misma velocidad de vuelo las fuerzas externas sobre el cohete son similares en ambos casos. Es decir las fuerzas de empuje del motor son nulas. La masa total del cohete permanece constante y la variación de la gravedad es despreciable por lo tanto se igualan las fuerzas gravitacionales. Y las fuerzas de arrastre serán iguales ya que esta fuerza es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad.

En la siguiente figura se superponen la trayectoria experimental y la obtenida del programa y se comparan los resultados en la siguiente tabla 2.

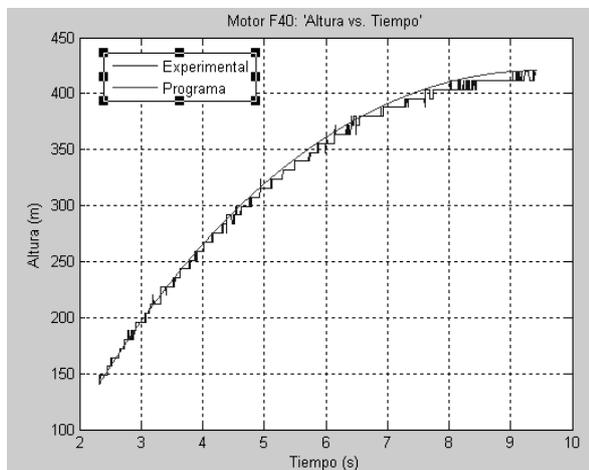


Figura 10. Superposición de gráficas Altura vs. Tiempo del Arreaux, motor F40W.

Tabla 2. Resultados Experimentales y de Predicción de la trayectoria del Arreaux con el Motor F40W.

Descripción	Experimental	Programa	Error
Velocidad inicial	88.1 m/s	88.1 m/s	-
Velocidad final	0 m/s	0 m/s	-
Duración del trayecto	7.08 s	7.13 s	0.66%
Altura recorrida	275.2 m	279.8 m	1.67%

Con los resultados de la tabla anterior se puede concluir que la predicción de la trayectoria es aceptable.

4.6. Cálculo de Trayectoria con el Motor G64W

Se calcularon trayectorias del Arreaux propulsados

con diferentes modelos de motores de AeroTech Inc. y se compararon con resultados obtenidos por medio de nomogramas [2, 23]. A continuación se muestran los resultados propulsado con el motor G64W.

Condiciones iniciales en el lanzamiento son:

- Masa del cohete = 0.340 kg
- Masa carga útil = 0.1475 kg
- Masa de combustible inicial = 0.0625 kg
- Masa total en el despegue = 0.55 kg
- Presión atmosférica = 101.33 kPa
- Temperatura atmosférica = 28 °C
- Densidad del aire = 1.1728 kg/m³

La curva de empuje del motor G64W ingresada en el programa se muestra en la siguiente figura.

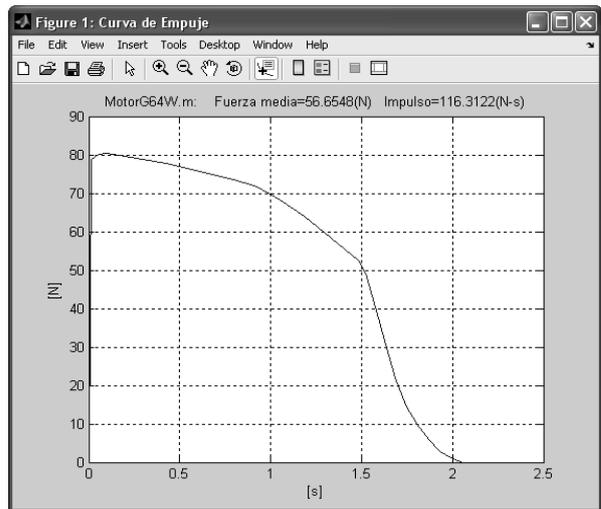


Figura 10. Curva de empuje del motor G64W.

De la curva de empuje anterior y con datos proporcionados por AeroTech se realizó la siguiente tabla comparativa en que se puede concluir que la curva utilizada es correcta ya que los errores son pequeños.

Tabla 3. Características Operativas del Motor G64W.

Descripción	Fabricante	Programa	Error
Impulso del motor	118.8 N-s	116.3 N-s	2.10%
Fuerza Empuje Media	56.80 N	56.66 N	0.25%
Tiempo Combustión	2.06 s	2.05 s	0.34%

Luego se predijo la trayectoria de vuelo con el nomograma y se compararon con los resultados del programa como se muestra en la tabla 4 obteniéndose resultados aceptables.

En las figuras 11, 12 y 13 se muestran algunos resultados obtenidos con el programa desarrollado.

Tabla 4. Resultados de la Trayectoria del Arreaux, Motor G64W.

Descripción	Nomograma	Programa	Error
Coefficiente de arrastre medio	0.73	0.73	-
Densidad media	1.1285 kg/m ³	1.1285 kg/m ³	-
Altura máxima	830.0 m	838.5 m	1.24%
Tiempo de vuelo	11.56 s	11.79 s	1.99%

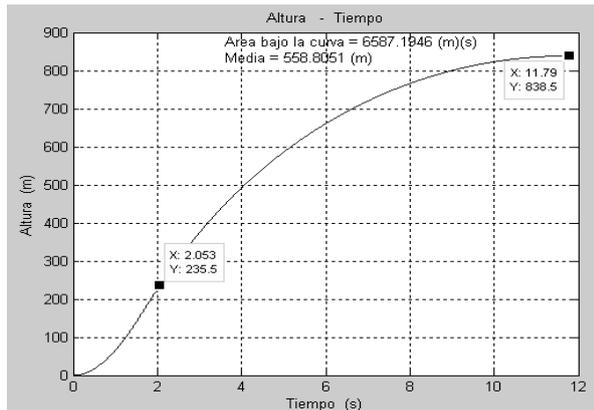


Figura 11. Gráfica 'Altura vs. Tiempo' del Arreaux,

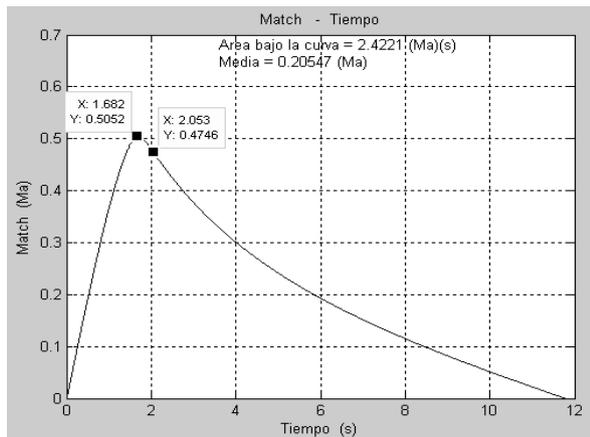


Figura 12. Gráfica 'Número de Match vs. Tiempo'.

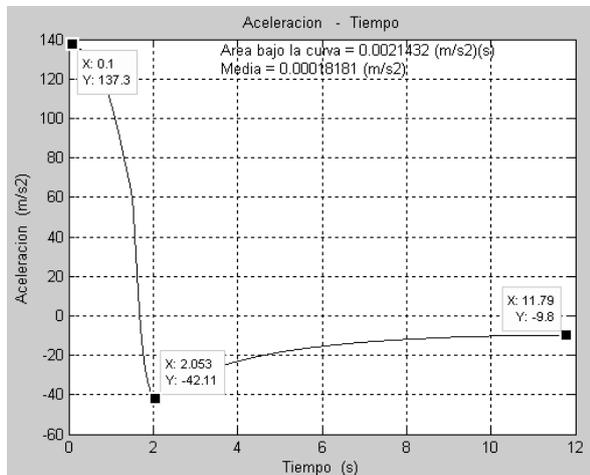


Figura 13. Gráfica 'Aceleración vs. Tiempo'.

5. Conclusiones

- Se desarrolló un programa de cómputo para predecir la trayectoria de vuelo de un cohete sonda bajo diferentes condiciones operativas. Las condiciones operativas que se pueden variar son las curvas del coeficiente de arrastre del cohete, la curva de empuje del motor, la masa del cohete, la masa de la carga útil a transportar, el flujo másico de combustible, y la altura sobre el nivel del mar, presión y temperatura atmosférica en el lugar del lanzamiento.
- Para predecir la trayectoria de vuelo fue necesario hacer algunas simplificaciones en el modelo al asumir que el cohete es un cuerpo completamente rígido, viaja en dirección vertical y no se tomó en cuenta la presencia de vientos laterales.
- Se desarrolló un modelo CFD del vuelo del Arreaux para calcular el coeficiente de arrastre. El proceso de mallado fue exitoso ya que los gradientes de las propiedades físicas en las zonas alejadas de las paredes del Arreaux fueron prácticamente nulos. Se trabajó con dos modelos de turbulencia, para velocidades de vuelo subsónicas se usó el modelo de dos ecuaciones k-epsilon Realizable y para velocidades supersónicas se utilizó el modelo de una ecuación Spalart Allmaras. Con el modelo Spalart Allmaras el tiempo de convergencia de la solución fue menor porque es un modelo más sencillo que el modelo k-epsilon Realizable.
- Se determinó las ecuaciones que representan las fuerzas de arrastre, empuje y gravitacional sobre el cohete sonda.
- Se calculó la trayectoria de vuelo del Arreaux ingresando diferentes curvas de empuje de motores de AeroTech, los valores de la altura alcanzada y tiempo de vuelo fueron muy cercanos a los obtenidos por medio de nomogramas proporcionados por AeroTech. El valor de la densidad del aire usada en el nomograma fue la densidad media a lo largo de la trayectoria de vuelo y coeficiente de arrastre fue el valor medio durante el vuelo.

6. Recomendaciones

- El desarrollo de este programa serviría para el desarrollo de otro que calcule la curva del coeficiente de arrastre ingresando la geometría del cohete. Para ello se recomienda calcular tres coeficientes de arrastre: uno según la forma de la ojiva, otro para el cilindro del cohete y un tercero para las aletas.
- En futuros trabajos se debe de analizar la estabilidad del cohete según su geometría y distribución de la masa. Además, incluir la

- influencia en la trayectoria debido a vientos laterales y movimientos angulares de las aletas.
- Tener en cuenta que puede existir un aumento considerable de la temperatura a altas velocidades sobre las superficies en contacto del cohete con el aire debido a la fricción.
 - Elegir adecuadamente el tamaño del volumen de control y las condiciones de frontera para eliminar los gradientes de las propiedades físicas en las zonas alejadas de las paredes del cohete.
 - Hacer el modelo lo más simple posible eliminando superficies pequeñas e innecesarias porque generan elementos de mala calidad del mallado. Estas áreas se presentan generalmente en los bordes de las aletas al tener muy poco espesor, y en la unión de las aletas con la base del cilindro.
 - Para poder determinar las características operativas del motor para alcanzar una altura requerida se debe tener en cuenta al impulso específico del combustible.
 - Lo más importante para el éxito general del proyecto es realizar pruebas experimentales propias para poder confirmar los resultados obtenidos teóricamente, para lograr esto es necesario un mayor apoyo de la facultad y principalmente de la universidad.

7. Agradecimiento

A Dios, a mis padres, a mis hermanos, a mi director de tesis, a los profesores y amigos que gracias a su invaluable motivación y respaldo logré culminar este trabajo.

8. Referencias

- [1] Bruce R. Munson - Donald F. Young - Theodore H. Okiishi, *Fundamentos de Mecánica de Fluidos*. Editorial Limusa S.A., México, 1999.
- [2] *Aerotech Consumer Aerospace Division: Product Catalog 2006 y 2008*. Cedar City, Estados Unidos.
- [3] Salvat, *Diccionario Enciclopédico Salvat*. Salvat Editores S.A., Volumen 3, Barcelona, España, 1987.
- [4] D. C. Griersmith, *A Review of Atmospheric Characteristics: General Principles*. <http://ceos.cnes.fr:8100/cdrom-98/ceos1/science/dg/dgcon.htm>, Julio 2008.
- [5] Calera B. Alfonso - Antonio J. Barbero, *Interacción de la Atmósfera y la Superficie del Planeta*. UCLM, España. www.google.com.ec, www.uclm.es/profesorado/ajbarbero/Teoria/FA0708%20Tema02%20Atmosfera%20v1.pdf.
- [6] Gil O. Manuel, *El Ozono Estratosférico*. INTA, España, Marzo 2006. www.google.com.ec, www.divulgameteo.es/uploads/Ozono-estratosférico.pdf.
- [7] Ideam, *Atmósfera*. Colombia. www.google.com.ec, <http://www.ideam.gov.co:8080/sectores/ozono/atmosfera.htm>.
- [8] Charles O'Neill, *Aerospace Engineering Laboratory: Solid Rocket Motor Performance*. MAE, Estados Unidos, Febrero 2001. www.google.com.ec, www.caselab.okstate.edu/ocharle/projects/rocketmotor.pdf.
- [9] E. Brizuela, Dr. Ing. – J. C. LOZA, Ing., *Combustión*. UBA, Buenos Aires, Argentina, 2003.
- [10] John D. Anderson Jr., *Computational Fluid Dynamics*. McGraw Hill, Estados Unidos, 1995.
- [11] Espinoza R. Héctor, *Tesis de Grado: Elaboración de un Modelo CFD de un Generador Eólico y Validación Experimental*. ESPOL, Guayaquil, 2008.
- [12] Fluent Inc., *Fluent 6.3 User's Guide*. New Hampshire, Estados Unidos, Septiembre 2006.
- [13] Fluent Inc., *Fluent 6.3 Tutorial Guide*. Volumen 1, New Hampshire, Estados Unidos, Septiembre 2006.
- [14] Fluent Inc., *Gambit 2.3 User's Guide*. New Hampshire, Estados Unidos, Marzo 2006.
- [15] Fluent Inc., *Gambit 2.3 Modeling Guide*. Volúmenes 1 y 2, New Hampshire, Estados Unidos, Marzo 2006.
- [16] Fluent Inc., *Gambit 2.3 Tutorial Guide*. New Hampshire, Estados Unidos, Marzo 2006.
- [17] Tibor Sandor Balint, *Assessment of Commercial Off the Shelf Computational Fluid Dynamics (COTS-CFD) Tools to Enhance the Concurrent Design Environment at NASA-JPL*. Pasadena, Estados Unidos, Mayo 2002. www.google.com.ec, http://mss02.isunet.edu/Students/Balint/JPL_Placement_Rev3.pdf.
- [18] Rodríguez C. Lara - Cebrià S. Xavier, *Estudio Fluido-dinámico y Optimización de la Aleta de una Embarcación Planeadora de Vela*. UPC, Barcelona, 2002. www.google.com.ec, <https://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/3667/1/31233-1.pdf>.
- [19] Matlab, *Matlab Help*.
- [20] Atencia Javier – Nestar Raúl, *Aprenda Matlab 6.0 como si estuviera en Primero*. TECNUM, Navarra, España, Julio 2001.
- [21] Barragán G. Diego, *Manual de Interfaz Gráfica de Usuario en Matlab 7*. UTPL, Loja.
- [22] *Propulsion Lab 2 - Solid Rocket Flight Test*. MAE, Estados Unidos.
- [23] Müller Andreas, *AeroTech: Rocket Trajectory Nomograms*. Estados Unidos, 2007.