



DISEÑO DE LOS MOTORES COHETES DE PROPELENTE SOLIDO PARA EL DESPEGUE ASISTIDO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (VANT).

SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINES DESIGN TO ASSISTED TAKE OFF OF A NON CREWED VEHICLE.

JHONATHAN O. MURCIA PIÑEROS.

Ingeniero Aeronáutico.

Cand. Msc. En Ciencias-Astronomía.

Docente Fundación Universitaria los Libertadores.

Co-investigador Grupo de Investigaciones en Ciencias Aeroespaciales GICA.

Email: jomurciap@libertadores.edu.co

SAULO A. GÓMEZ SALCEDO

Ingeniero Mecánico Universidad Nacional de Colombia.

Co-investigador Grupo de Investigaciones en Ciencias Aeroespaciales GICA.

Email: sagomez@unal.edu.co

Fecha de recepción: 14 de abril de 2012

Fecha de aprobación: 7 de junio de 2012

Imagen tomada de http://es.123rf.com/photo_2801592_un-disparo-del-saturno-5-transbordador-espacial-motor-de-cohete.html



ABSTRACT

This paper presents the design of a system of solid propellant rocket motors to reduce the takeoff distance and speed during take-off of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) developed in the Research Group on Aerospace Sciences (GICA) in the program of aeronautical engineering at the Los Libertadores University. According to the parameters of conceptual and preliminary design of the aircraft, choose the type of propellant to drive the rocket motors, nozzle sizing and generate propulsive thrust needed for takeoff, taking into account the low accelerations must support the vehicle, available to its structural components, systems and subsystems.

Key words:

Design, Nozzle, Rocket Assisted Take-Off (RATO), rocket motor, solid propellant, thrust, Unmanned Aerial Vehicle (UAV).

RESUMEN

El presente artículo plantea el diseño de un sistema de motores cohetes de propelentes sólidos para disminuir la distancia de despegue y aumentar la velocidad durante el descolaje, de un Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) desarrollado en el Grupo de Investigaciones en Ciencias Aeroespaciales (GICA) del programa de ingeniería aeronáutica en la Fundación Universitaria los Libertadores. De acuerdo a los parámetros de diseño conceptual y preliminar de la aeronave, se elige el tipo de propelente para impulsar los motores cohetes, dimensionar el ducto propulsivo y generar la fuerza de empuje necesaria para el despegue, teniendo en cuenta las bajas aceleraciones que debe soportar el vehículo, por disposición de sus componentes estructurales, sistemas y subsistemas.

Palabras clave

Despegue asistido por cohetes, diseño, fuerza de empuje, motor cohete, propelentes sólidos, tobera vehículo aéreo no tripulado (VANT).

INTRODUCCIÓN

El grupo GICA actualmente desarrolla una investigación sobre el diseño conceptual y preliminar de un vehículo aéreo no tripulado VANT, para implementarse en misiones de reconocimiento. Esta aeronave lleva consigo un motor eléctrico que genera la fuerza de empuje necesaria para las maniobras básicas de vuelo, pero durante el despegue la longitud de pista requerida a una altitud de Bogotá es de 30m producto del empuje generado por la hélice. Para disminuir la distancia al despegue y que la aeronave pueda efectuar operaciones en pistas cortas, se propone la implementación de motores cohete químicos que generen la fuerza de empuje y aceleraciones necesarias durante la fase del descolaje para disminuir la longitud de pista requerida a una distancia inferior de 4m.

ANTECEDENTES

La aplicación del motor cohete en maniobras de despegue, proporciona al vehículo la posibilidad de realizar operaciones en pistas cortas o en aéreas despejadas donde el espacio es limitado, ideal para operaciones militares. En el caso del VANT del Grupo de Investigaciones sería la primera aplicación civil del sistema RATO (Rocket Assited Take Off) en Colombia, ya que es utilizado a nivel mundial en UAV militares como el Hunter (Cazador) o el Searcher (Buscador) de Industrias aeroespaciales de Israel (IAI) o el Pionner de los Marines de EEUU (DOD, 2005).

El termino RATO (En español despegue asistido por cohete) se deriva del JATO (Jet Assited Take Off), implementado en aeronaves durante la segunda Guerra Mundial. En bombarderos militares que despegaban en pistas muy cortas se utilizaban motores cohete con peróxido de Hidrógeno y una vez consumidos, los motores se desprendían del fuselaje de la aeronave, descendiendo en paracaídas para su recuperación y reutilización. Este sistema era utilizado en aeronaves muy pesadas y con motores poco potentes. Durante la guerra Fría, por parte de la ex Unión Soviética y los Estados Unidos se realizaron experimentos para despegues de aeronaves en portaviones con la asistencia de los motores cohete. Actualmente en demostraciones aéreas el grupo Blue Angels se utilizan motores cohetes de propelentes sólidos para asistir el despegue de su C-130 (Angelo, 2006).

En el VANT la implementación del sistema RATO se debe a que cuenta con un motor eléctrico que suministra el empuje requerido para diversas maniobras, este motor se alimenta de baterías eléctricas. Durante las maniobras de despegue y ascenso, se requiere la mayor potencia del motor, lo que genera mayor consumo de energía en las baterías y acorta el tiempo de la misión, es allí donde los motores cohete asisten al motor eléctrico aumentando la fuerza de empuje sobre la aeronave durante el despegue e impulsándolo a la velocidad necesaria para adquirir la fuerza de sustentación, de esta manera

se restringe el uso del motor eléctrico y baterías durante el despegue, además que la aeronave disminuye su peso por el consumo de combustible de los motores cohete. Se espera que la energía ahorrada por el motor eléctrico durante la fase de despegue pueda ser suministrada a la aeronave con el aumento de su autonomía de vuelo.

A nivel institucional se cuenta con tesis el área de diseño conceptual y preliminar de un cohete portador de dos etapas para el transporte de carga útil desde la superficie de la Tierra a orbitas bajas, avances de diseños de motores cohetes sólidos y estudios del comportamiento dinámico y diseño de motores cohete iónicos para aplicaciones espaciales en maniobras de control y guía de satélites (Calderon & Murcia 2009; Escorcía, 2011; Robledo 2011).

PARÁMETROS DE DISEÑO

Los motores cohete para la aeronave VANT son diseñados de acuerdo con los siguientes requerimientos y restricciones:

- Debe ser fabricado en materiales livianos (aeroespaciales) para no aumentar el peso de la aeronave significativamente.
- Capacidad para resistir más de 30 ciclos de operación sin necesidad de reemplazar sus componentes.

Aislar los gases de escape de cualquier componente estructural de la aeronave.

Presentar una ignición y combustión ininterrumpida, con detonadores inalámbricos.

Establecidos los criterios de la misión, se procede a diseñar y seleccionar los componentes del motor cohete.

PRINCIPIOS DE MOTORES COHETES QUÍMICOS

El motor cohete es un conjunto de dispositivos que conforman un sistema de propulsión. Su mayor característica es que la masa propulsada como fuente de energía cinética se encuentra auto contenida en forma de

energía química, siendo capaz de proporcionar la fuerza de empuje necesaria para generar un movimiento opuesto a la dirección de salida de los gases de escape. Los motores cohete se clasifican de acuerdo al tipo de energía que suministra el impulso, pueden ser: químicos, nucleares o eléctricos (Humble, Henry & Larson 1995). Debido a su modo de fabricación y costos, los motores cohete químicos son los más utilizados en la industria aeroespacial desde hace más de 60 años. La clasificación de cohetes químicos se divide en tres de acuerdo al estado del propelente: líquido, sólido e híbrido. En la rama de motores químicos, los sólidos tienen la ventaja frente a los híbridos y líquidos de ser más sencillos, utilizar menor cantidad de partes, ser más efectivos y ocupar el menor espacio en el vehículo (Sutton, 2001).

El motor cohete de propelente sólido, cuenta con un ducto de geometría convergente-divergente denominado tobera, el cual se encarga de expulsar, direccionar y expandir los gases de escape producto de la combustión del propelente. En la parte superior cuenta con una tapa que sella la cámara de combustión, se ancla a la estructura de la aeronave y es el elemento estructural que transmite la fuerza de empuje. Todos estos componentes se encuentran contenidos en la cámara de combustión, la cual es un ducto que cumple la función de almacenar el propelente sólido (mezcla de combustible y oxidante) para realizar la ignición y combustión del mismo, soportando las presiones liberadas por la explosión controlada. En la figura 1 se observa la distribución y partes de un sistema motor cohete de propelentes sólidos (Duque, Garzon & Roa, 2004).



Figura 1. Partes del motor cohete de propelente sólido.

El factor de selección para los motores cohete es el impulso específico que depende de las propiedades termoquímicas del propelente como la temperatura, la masa molecular, relación de calores específicos y la constante del gas. Entre mayor sea el impulso específico del propelente, más energía química se transforma en energía cinética, que a su vez se relaciona con la fuerza de empuje como se observa en la ecuación (1), donde el impulso específico está dado en función de la fuerza de empuje, constante de gravedad y flujo másico, o en función de la velocidad de los gases.

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0 \dot{m}} = \frac{V_e}{g_0} \quad (1)$$

Los propelentes sólidos desarrollan impulsos específicos inferiores a los 320s, siendo los más bajos en el área de la propulsión química, pero para este caso es ideal, debido a que no se pretende generar grandes aceleraciones en el VANT que puedan llevar a un daño estructural (Humble, Henry & Larson 1995).

Otro factor importante del motor cohete es la velocidad que transmite el cuerpo, según la ecuación (2) del movimiento del cohete de Tsiolkovski, se determina el cambio de velocidades del vehículo en función de la velocidad de salida de los gases y la relación de masas iniciales y finales (Sutton, 2001).

$$\Delta V = -V_e \cdot \ln \left(\frac{M_f}{M_i} \right) \quad (2)$$

Debido a que las velocidades de salida del gas pueden tener valores supersónicos, reduce la relación de masas, es decir el peso del motor cohete y el propelente, presentando un sistema liviano para transportar en un VANT.

DISEÑO DEL MOTOR COHETE

El sistema motor cohete seleccionado para el VANT, hace parte de la rama de propulsión química porque utiliza propelentes sólidos para su combustión. El propelente

seleccionado a base de nitrato de potasio (bajo costos, fácil de fabricar), genera un impulso específico de 160s el cual permite que los gases de escape sean expulsados en la tobera con una velocidad cercana a 1600m/s (1). Se determina la fuerza de empuje necesaria para que la aeronave despegue en la longitud de pista determinada, y con esta se determina el flujo másico que debe tener el motor cohete. La componente de fuerza de empuje depende de una componente de cantidad de movimiento lineal que se explica en la ecuación (1) y otra componente de empuje aerodinámica que depende las presiones de salida de los gases, la presión atmosférica y el área de la tobera, como se observa en la ecuación (3) (Humble, Henry & Larson 1995).

$$F = \dot{m}V_e + A_e(P_e - P_a) \quad (3)$$

Con los datos obtenidos de velocidad en los gases de escape, se procede a dejar esta velocidad en función del número Mach y la relación de calores específicos para determinar la relación de expansión de la ecuación (4) y así hallar las dimensiones del ducto propulsivo en el área de salida y área de tobera donde (Humble, Henry & Larson 1995).

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2\gamma-2}} \quad (4)$$

Se obtiene así los valores de relaciones de áreas a lo largo de la zona de expansión de la tobera, como se observa en la figura 2.

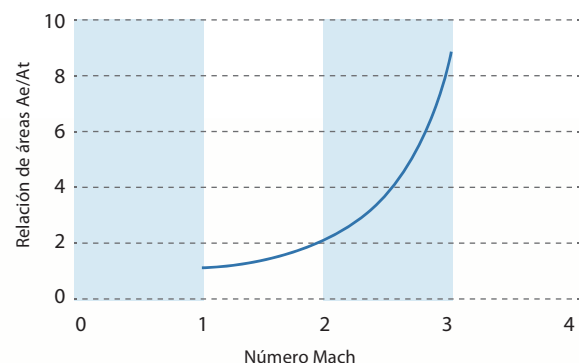


Figura 2. Relación de expansión vs número Mach.

Para el dimensionamiento del ducto, se limita el diámetro máximo de 1 ½" por la tubería comercial que será implementada en la cámara de combustión. De esta manera se dimensiona el ducto propulsivo, se hallan los valores de longitud en función del diámetro de la tobera como lo muestra en la figura 3.

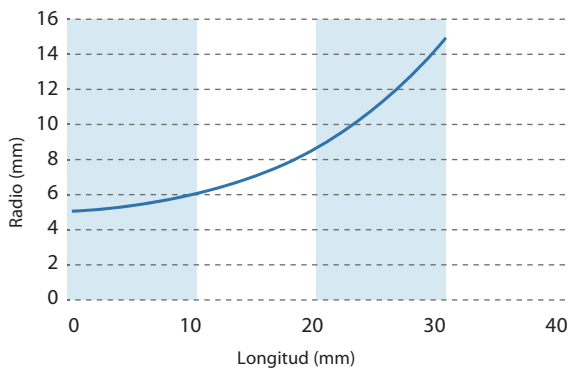


Figura 3. Longitud vs radio de la tobera.

Conociendo las dimensiones de la tobera en la zona de expansión, se halla el ángulo de divergencia que para el caso es de 15° y con él se determina la eficiencia del empuje por rendimiento aerodinámico como se observa en la ecuación (5) (Sutton, 2001).

$$\lambda = \frac{1}{2} (1 + \cos \theta) \quad (5)$$

Se encuentra que la relación de eficiencia es de 0.983, lo que quiere decir es que el empuje real será el 98.3% del empuje teórico calculado. Con los valores y las ecuaciones (4) y (5) se puede terminar la geometría de la tobera convergente-divergente tipo Laval, de manera cónica porque facilita los procesos de manufactura y con la aplicación de un programa CAD se obtienen las dimensiones de la figura 4. Se observa que la tobera tiene una longitud máxima cercana a los 39mm y un diámetro máximo cercano a los 35mm.

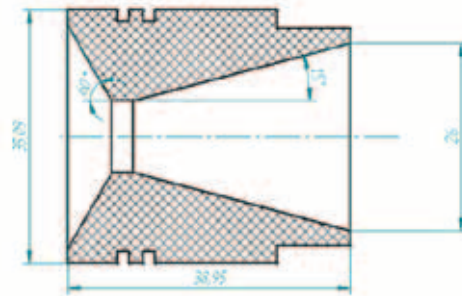


Figura 4. Dimensiones de la tobera.

Las presiones y temperaturas del gas en la tobera se comportan idealmente de manera isoentropica, suponiendo que no hay transferencia de calor y que el 100% de la energía térmica se convierte en energía cinética, sin pérdidas por fricción de los gases con las paredes o generación de turbulencias, se aplican las ecuaciones (6) y (7) para analizar la disminución de presión y temperaturas con el aumento de velocidad del gas desde la cámara de combustión hasta la zona de expansión (Sutton, 2001). Las relaciones de presiones y temperaturas son:

$$\frac{P_c}{P_e} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right]^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \quad (6)$$

$$\frac{T_c}{T_e} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \quad (7)$$

Aplicando las ecuaciones se producen las gráficas de comportamiento de presiones y temperaturas entre las zonas de cámara y expansión, figuras 5 y 6.

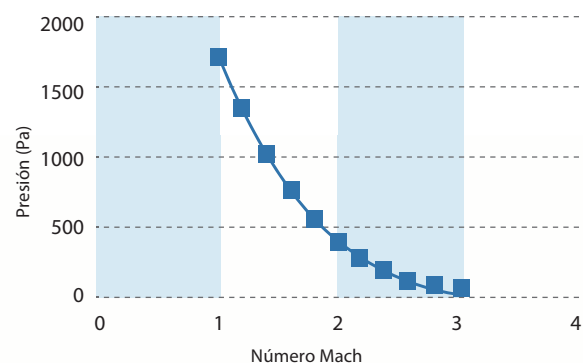


Figura 5. Relación de presiones en función del número Mach.

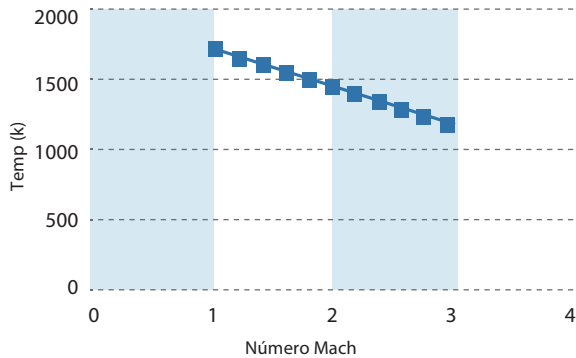


Figura 6. Relación de temperaturas en función del número Mach.

Se observa en la figura 5 el descenso de las presiones desde una zona de 2Mpa en la cámara de combustión, expandiéndose al ambiente con una presión igual a la atmosférica. En la figura 6 el flujo de gas ingresa a la tobera con una temperatura de 1600K (temperatura adiabática de llama) y desciende a la salida hasta temperaturas de 1100K, transformando esa la energía en velocidades cercanas a los 3.5M.

Aplicando las ecuaciones (1), (3), (4), (6) y (7) en un código computacional donde se tiene en cuenta las propiedades del propelente como la velocidad de combustión, la geometría, área de quemado y los cambios de presiones en función de las propiedades químicas del gas, se obtiene el comportamiento de presiones al interior de la cámara de combustión en función del tiempo de quemado, dando como resultado la figura 7, en la cual se observa un máximo de presiones de 2.5 MPa en 1.5s de combustión, es decir el máximo de presiones de la cámara de combustión es cercano a 25 veces la presión atmosférica al nivel del mar. Con esta simulación se encuentra el tiempo máximo de quemado del propelente, que es de 1.5s. El incremento de presiones se debe al incremento del área de quemado debido al aumento radial desde el centro de la barra del propelente hasta las paredes de la cámara de combustión y a la geometría cilíndrica del grano.

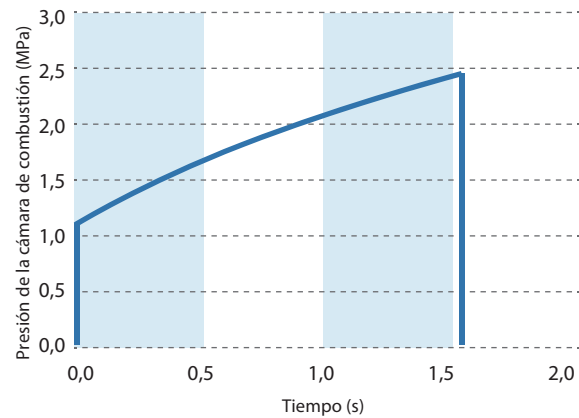


Figura 7. Presiones en la cámara de combustión en función del tiempo.

Reemplazando la toma de datos de presiones con la simulación, se procede a reemplazar los valores en las ecuaciones (1) y (3) para determinar el comportamiento de la fuerza de empuje, arrojando los resultados de la figura 8.

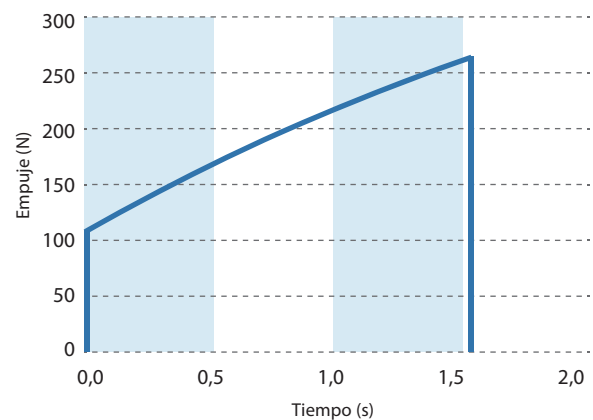


Figura 8. Fuerza de empuje en función del tiempo de combustión.

La gráfica de empuje se comporta de manera proporcional con la grafica de presiones, debido a la dependencia que existe entre el empuje aerodinámico por diferencias de presiones con el empuje total del sistema. Los resultados arrojan que el motor cohete tiene una fuerza de empuje máxima de 264N, con una fuerza promedio de 191N y un tiempo de empuje de 1.553s.

Teniendo los datos de rendimiento del motor, se aplican las ecuaciones (8) y (9) para hallar la distancia al despegue y las velocidades con el sistema RATO y solo propulsado con la hélice. Se toman valores promedio del comportamiento de los sistemas para resolver las ecuaciones al primer orden, estos datos luego serán corroborados con un algoritmo computacional para la trayectoria de vuelo de la aeronave teniendo los datos del diseño detallado de la aeronave. El VANT presenta un peso máximo al despegue de 5kg, una superficie alar de 1.9m², un coeficiente de sustentación máximo del perfil de 1.3 y la fuerza de empuje promedio del motor eléctrico acoplado a la hélice de 500 gr, se evalúan estas condiciones para una densidad de aire a la altitud de Bogotá (Anderson, 2005).

$$V_{lo} = 1.2 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,max}}} \quad (8)$$

$$S_{lo} = \frac{1.44W^2}{\rho g_o S C_{L,max} F} \quad (9)$$

Se comparan los resultados obtenidos en la tabla 1, para el despegue asistido por el sistema de motores cohete contra el despegue en pista por el motor eléctrico acoplado a una hélice. Para el caso del sistema RATO la aeronave cuenta con dos motores cohete acoplados a su estructura de manera simétrica sobre los ejes vertical y longitudinal.

Tabla 1 Datos de los sistemas implementados para el despegue.

SISTEMA	EMPUJE PROMEDIO (N)	DISTANCIA (m)	TIEMPO (s)
PISTA	5	31.5	4.9
RATOx 1	191	0.82	1.1
RATOx 2	382	0.42	0.5

En la tabla 1 se comparan los valores de la implementación del sistema RATO con uno o dos motores cohetes, contra el sistema de despegue convencional en pista. Se observa que cuando se implementa el sistema

RATO con un motor cohete se reduce la distancia de longitud de pista a solo el 2% de la distancia ofrecida por el método de despegue convencional. Se observa que el sistema RATO no necesita amplias zonas para el despegue de la aeronave, posteriormente puede vectorizar el empuje con la posición de la tobera no solo para que genere la fuerza y velocidad necesaria para la sustentación, si no que una componente de la fuerza de empuje del motor pueda ser utilizada para tener un ascenso de mayor verticalidad. Aparte de la ecuación (2) se determina que las velocidades alcanzadas por el vehículo una vez finalizada la combustión del motor cohete son de 50 m/s sin contar fuerzas resistivas al avance. Estos datos solo se confirmarán una vez se hagan las pruebas respectivas con el motor y el VANT.

CONSTRUCCIÓN

Finalizada la fase de diseño, se procede a seleccionar los materiales y la forma del cohete para su construcción, ensamble y posteriores pruebas de funcionamiento. Debido a que el sistema estará montado en el VANT se requiere que los materiales sean livianos como la estructura del avión. Los materiales seleccionados son los siguientes:

Tabla 2. Materiales y partes.

PARTE	MATERIAL
Tobera	Grafito
Cámara de combustión	Aluminio 6061
Tapa	Aluminio 6061

Los materiales son seleccionados debido a sus bajas densidades y resistencias mecánicas. El grafito en la tobera resiste la erosión producto de las velocidades de los gases de escape y los cambios de temperaturas desde los 1600K sin fundirse. La cámara de combustión en Aluminio se encarga de soportar las presiones de 2.5MPa, aislando térmicamente del propelente para que las temperaturas sobre las paredes no superen los 50°C,

la cámara de combustión cuenta con un factor de seguridad de 10. La tapa sella herméticamente el recipiente y se acopla a la estructura del fuselaje de la aeronave para transmitir la fuerza de empuje de los motores y en vuelo evitar que estos se desprendan de la aeronave. La tobera y la tapa tienen un sistema de anillos toroidales que ayudan al sellado hermético y evitan la fuga de gases de escape por las paredes de estos con la cámara. Se elige un sistema de sujeción por medio de anillos retenedores para cambiar rápidamente el componente y recargar el sistema de combustible. Finalmente se disponen los componentes de manera interna en la cámara de combustión dejando la superficie exterior del motor libre de cualquier protuberancia para reducir la resistencia parasitaria que pueda ocasionar sobre la aeronave.

En la figura 9 se observa la vista de corte en 3D del motor cohete en un programa CAD, donde se ensamblan previamente las partes antes de su construcción.

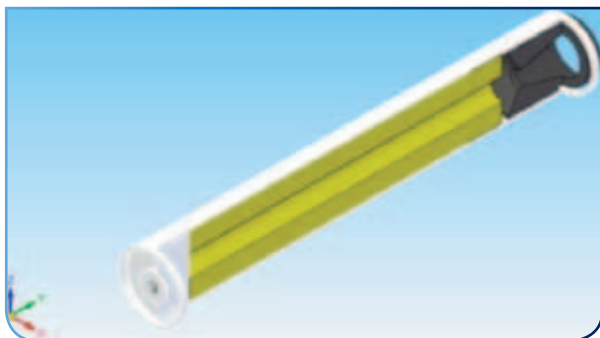


Figura 9. Motor cohete CAD-3D.

Una vez creados los planos de diseño en el software CAD y los parámetros de rendimiento de la tobera, se procede a construir el motor cohete con los materiales seleccionados. En la figura 10 se observan los componentes del motor construidos, listos para las primeras pruebas de funcionamiento.

El peso total del motor es de 207gr, la densidad del propelente en estado sólido es de 1.804 gr/cm³, el volumen que ocupa al interior de la cámara de combustión de 139816 mm³, la masa del propelente cargado es de

252 gr, el peso total de cada motor cohete para el despegue es de 459 gr.

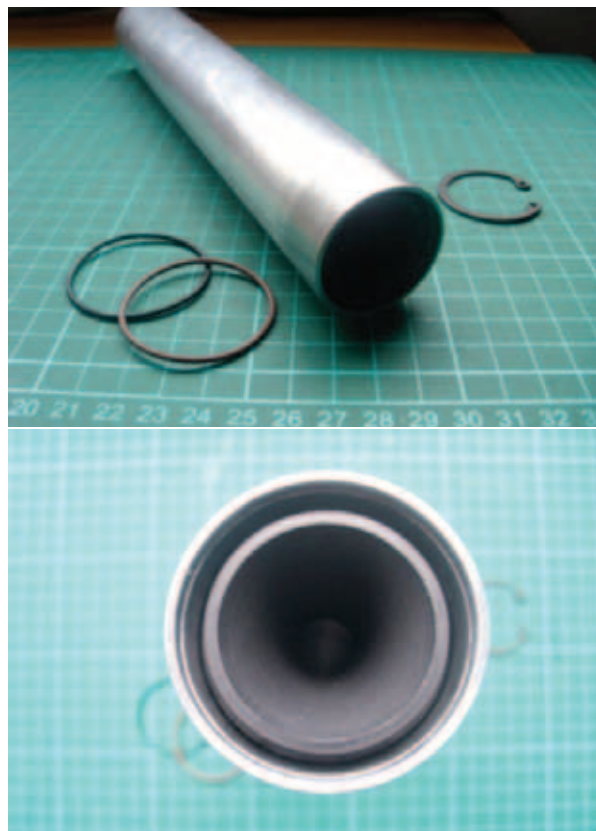


Figura 10. Motor cohete ensamblado y sus partes.

SIMULACIÓN CFD

Mediante software especializado en dinámica de fluidos o CFD, Computational Fluid Dynamics, es posible obtener una descripción detallada del comportamiento de los gases al interior de la tobera y verificar parámetros del funcionamiento del motor como flujo másico, velocidad de los gases a la salida, entre otras.

Las Figuras 11 a 14 presentan los resultados obtenidos de la simulación CFD aplicada sobre la geometría que se obtiene empleando la teoría unidimensional, bajo unas presiones correspondientes a 2.5 MPa, la máxima calculada en la cámara y 101.3 KPa, es decir, la atmosférica:

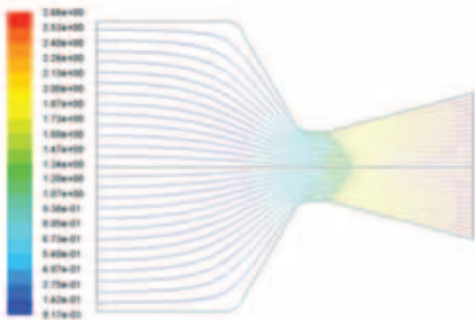


Figura 11. Velocidad mach ilustrada como líneas de flujo

Como es de esperar el Mach máximo, indicado en la Figura 11, se da a la salida de la tobera, esta cantidad se usara para evaluar la similitud con la teoría unidimensional.

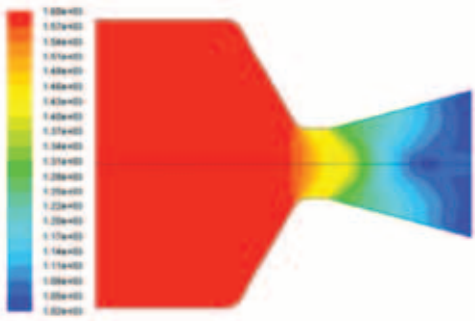


Figura 12. Distribución de temperatura en la tobera

La temperatura a la salida, Figura 12, es mínima cuando el flujo alcanza la salida, también se usara en la comparación. Junto con la presión, Figura 13, que se da en este mismo punto.

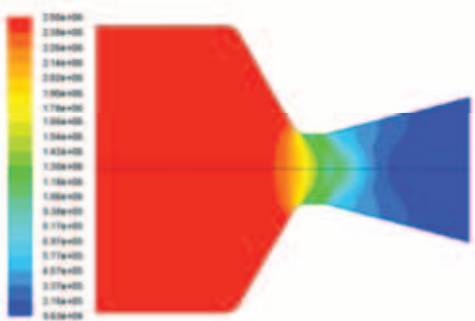


Figura 13. Distribución de presión en la tobera

Una de las utilidades mas importantes del CFD es su capacidad para mostrar el efecto de las características que tienen los fluidos reales, por ejemplo, la viscosidad que ocasiona la formación de la denominada capa limite, esta se observa en el detalle de la distribución de le velocidad en la sección divergente, Figura 14.



Figura 14. Distribución de la velocidad en la parte divergente y capa limite en la pared

La teoría unidimensional proporciona una descripción analítica del comportamiento del flujo que se acelera en una tobera, formulada a partir de del comportamiento del fluido de trabajo como un gas ideal. Otras de las simplificaciones a las que recurre son:

- Pared adiabática
- Proceso iso-entrópico
- Propiedades como presión, temperatura y velocidad son constantes en cualquier sección transversal
- Los efectos de la viscosidad son despreciables.

La Tabla 4 compara los resultados obtenidos de la teoría unidimensional y de la simulación CFD implementada. La diferencia porcentual es evaluada respecto a los resultados analíticos.

Tabla 4. Resultados analíticos y numéricos para el flujo en la tobera

	CFD	Teoría Unidimensional	Diferencia %
Mach Máximo	2.66	2.64	0.76%
Velocidad máxima [m/s]	1.94E+3	1.92E+3	0.88%
Temperatura mínima [K]	1.02E+3	1.03E+3	-1.16%
Presión salida [Pa]	96.30E+3	101.32E+3	-4.96%
Flujo másico [kg/s]	146.0E-3	149.00E-3	-2.01%

Para las variables seleccionadas, la diferencia no supera el 5 %, lo que valida la aproximación analítica como herramienta para obtener el diseño preliminar del motor cohete. Así mismo, se demuestra que el CFD puede ser de gran utilidad cuando se contemplan condiciones más complejas y cercanas al régimen real de funcionamiento.

RESULTADOS ESPERADOS

Antes de ser implementado en la aeronave, el rendimiento de los motores cohete será verificado con pruebas estáticas para obtener datos de la temperatura en la superficie del conjunto motriz, la distancia y ángulo de los gases de escape que no afecte ningún elemento de la aeronave, el tiempo de quemado, fuerza de empuje tiempo de ignición simultánea a distancia. Una vez culminadas estas pruebas, el semillero de investigaciones ICARO de la Universidad Libre en colaboración con el semillero AERODES&I en su sección cohetería de la Fundación Universitaria los Libertadores, implementarán los motores cohete para observar el rendimiento de los mismos en vuelo atmosférico a bordo de un cohete sonda con computadoras y sensores que permiten tomar datos de aceleraciones, velocidades y rendimiento.

Se espera el desarrollo de las primeras pruebas estáticas para el próximo mes y el lanzamiento de los cohetes

sonda en dos meses, permitiendo la futura optimización de los componentes.

CONCLUSIONES

El sistema RATO presenta múltiples ventajas al momento de asistir el despegue como la reducción de tiempo y longitud de pista, el aumento de las velocidades en la aeronave y de la fuerza de sustentación, permitiendo operaciones en áreas donde no se cuente con el espacio suficiente.

Se debe probar la interacción con la estructura de la aeronave, para mejorar el rendimiento de los motores y la resistencia estructural, debido a que puede acelerar el cuerpo del VANT a 7 veces la gravedad.

Una vez obtenidos los resultados de las pruebas, se deben corroborar los datos reales con los teóricos para simular nuevamente las ecuaciones y predecir el comportamiento real de la aeronave.

La simulación CFD es coherente con los resultados predichos por la teoría unidimensional, por tanto, constituye una valiosa herramienta en la evaluación y optimización de un diseño de motor cohete bajo cualquier régimen de trabajo planteado, donde se tengan aspectos no contemplados en la formulación analítica.

Implementado el sistema en el avión, se realizarán toma de datos para tener valores cuantitativos del ahorro de baterías en el motor eléctrico y cuanto es el aumento del tiempo de autonomía de vuelo por la no utilización del motor en maniobra de despegue.

RECONOCIMIENTOS

Los autores agradecen a los integrantes del grupo GICA, el Ing. Julio Parra, Ing. Eduardo Fadul, Ing. Maycol Escorcia y al Ing. Aurelio Mendez, así como a los estudiantes del semillero de investigaciones en propulsión de la Universidad Libre Diego Galindo, John Silva, Andrés Córdoba por sus valiosos aportes al diseño y

construcción de dicho motor. A los estudiantes del semillero AERODESI & I quienes tendrán la misión de ponerlo a prueba en el cohete que construyan.

REFERENCIAS

- [1] Anderson, John, "Introduction to Flight". MGc Hill, 5Ed, 2001.
- [2] Angelo, Joseph, "Rockets". Facts on File, 2006.
- [3] Calderón, Murcia, "Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada a orbitas bajas de la tierra". **Tesis de grado en ingeniería aeronáutica. Universidad Los Libertadores. Bogotá 2008.**
- [4] Calderón O., Murcia J., "Diseño conceptual y preliminar de un cohete portador para orbitas bajas", *Revista tecnoesufa*, 11:36-41, 2009.
- [5] DOD Deparment Of Depense EEUU, "Unmanned Aircraft Systems Roadmap". 2005
- [6] Duque, Garzon & Roa., *Introducción general a la tecnología de la propulsión. Bogotá: Universidad nacional de Colombia, 2004. 917 p.*
- [7] Escorcia M., "Estudio dinámico de los parámetros generales de rendimiento en un motor cohete de propulsión iónica mediante el lenguaje computacional de tipo M", *Tesis de grado Libertadores, 2011.*
- [8] Galindo D., Murcia J., "Diseño de cohetes atmosféricos", *CICTA 2009, Congreso Colombiano de ciencia y tecnología aeroespacial, Cali – Colombia, Octubre 2009.*
- [9] Gravenhorst, A., 2007, "**Manuscrito de Cátedra Sistemas de Transporte Espacial y Propulsión Espacial**", Bogotá.
- [10] Gómez S., "Aspectos de Dinámica de Fluidos Aplicados a Micromotor Cohete" **Tesis de grado en ingeniería mecánica. Universidad Nacional de Colombia. Bogotá 2005.**
- [11] Humble, R. Hery, G. & Larson W. "Space Propulsion Analysis and Design", MGc Hill, 3Ed, 1996.
- [12] Murcia J., "Motores cohete químicos", *Revista coningenio*, 2:80-85, 2009.
- [13] Murcia J., "Diseño conceptual de los motores cohete sólidos de primera etapa para un vehículo portador de satélites", *Revista coningenio*, 3:198-207, 2010.
- [14] Murcia J., Portilla G., "Estudio de la trayectoria de vuelo para un cohete de tres etapas", *CICTA 2010, Congreso Colombiano de ciencia y tecnología aeroespacial, Bogotá – Colombia, Octubre 2010.*
- [15] Portilla, J., 2001, "**Elementos de Astronomía de Posición**", Universidad Nacional de Colombia, Bogotá
- [17] Robledo J., "Diseño conceptual de un motor cohete iónico para misiones espaciales", **Tesis de grado Libertadores, 2011.**
- [17] Sutton G., "Rocket Propulsion Elements". 7Ed, Wiley & Sons, 2001.