

MISIONES DE COHETERÍA EXPERIMENTAL CON PROPELENTE SÓLIDO: MISIÓN SÉNECA, COHETE AINKAA 1

EXPERIMENTAL ROCKETRY MISSIONS: THE SENECA MISSION, AINKAA 1 ROCKET

José Alejandro Urrego Peña

Ingeniero Mecánico, Universidad de los Andes. Proyecto Uniandino Aeroespacial, PUA. Bogotá, Colombia. jo-urreg@uniandes.edu.co

Fabio Arturo Rojas Mora

Doctor en Ingeniería Mecánica, Profesor Asociado, Departamento de Ingeniería Mecánica, Universidad de los Andes. Proyecto Uniandino Aeroespacial PUA. Bogotá, Colombia. farojas@uniandes.edu.co

Fecha de recepción: 4 de junio de 2010

Fecha de aprobación: 13 de octubre de 2010

RESUMEN

Este documento expone la metodología y los resultados obtenidos en el desarrollo de una investigación sistemática, que trata sobre a la implementación de misiones de cohetería experimental. En este proceso se obtuvieron, datos y resultados que permitieron corroborar de forma experimental, conceptos de propulsión, aerodinámica y balística propios de una aeronave tipo cohete sin elementos de control activo a bordo. Para el estudio e implementación de esta misión, se generó 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 culminó con la etapa del proceso constructivo y el procedimiento de disparo. La puesta en marcha de esta misión de cohetería experimental permitió alcanzar, propulsado por un combustible tipo “candy” compuesto por nitrato de potasio y sorbitol, un apogeo del cohete Ainkaa 1 de 780 m sobre la superficie de lanzamiento, con una velocidad de impacto de 526 Km/h, un tiempo de quemado de 3.2s entre otros datos, para configurar esta misión dentro de la categoría de alta potencia.

Palabras clave: cohetería experimental, propelente sólido, motor-cohete.

ABSTRACT

This paper outlines the methodology and results while conducting a systematic research work related with the implementation of experimental rocketry missions. In this process, data and results were obtained to support experimental concepts about propulsion, aerodynamics and ballistics for a rocket aircraft with no active control elements aboard. For the analysis and implementation of this mission, a method divided into stages was created. First, it was carried out the validation stage and a preliminary and theoretical design; then it followed the simulation stage by using specialized software and finally, the stage of the construction process and procedures for launching. The implementation of this experimental rocketry mission it was reached an apogee for the rocket Ainkaa 1, of 780 meters above the launching surface, an impact speed of 526 km/h, and a burning time of 3.2 s. The rocket was powered by a “Candy-like” fuel, classifying this mission within the high-power category.

Key words: experimental rocketry, solid propellant, rocket motor.

INTRODUCCIÓN

La cohetería experimental surgió entre los investigadores y aficionados a temas astronáuticos y aeroespaciales a finales de los años 50, con el rotundo éxito que tuvo la Unión Soviética al lograr poner en órbita el primer satélite artificial llamado Sputnik 1. 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, como Wernher von Braun o Robert Hutchings Goddard [7].

El desarrollo de este proyecto de investigación buscó articular en una misión de disparo exitosa, investigaciones individuales realizadas sobre temas como propulsión, combustión, aerodinámica y trayectorias balísticas para lograr obtener un vehículo que se ajustara de la mejor manera posible, a las restricciones impuestas propias de un proyecto de ingeniería. Esta aeronave permitió probar los conceptos y simulaciones realizadas acerca de las tecnologías antes mencionadas, y comprobar su desempeño en un ambiente real de experimentación. Para ello, se usaron investigaciones realizadas en la Universidad de los Andes, basadas en el desarrollo de motores-cohete [1] [2], y en los primeros planteamientos de elaboración y prueba de misiones de cohetería experimental, con fines investigativos y pedagógicos [3]. De igual manera, se implementaron en este proyecto, protocolos de seguridad y prueba basados en métodos [11] y reglamentos de seguridad internacionales [10], utilizando como criterio principal, la fuerza suministrada por el motor [9]. De esta manera, se logró una completa articulación de elementos propios de

la teoría y experimentación en coherencia, que permiten la reproducibilidad del método de investigación utilizado en futuras misiones de coherencia experimental. Con este desarrollo, se propicia no sólo el aprendizaje de conceptos ligados a la tecnología aeroespacial, sino que permite crear la base de conocimientos teóricos y prácticos necesarios para la formación de una nación con miras al desarrollo de una carrera espacial.

En el desarrollo de este proyecto, se planteó un objetivo principal: efectuar el disparo de un vehículo tipo cohete balístico (con control pasivo de trayectoria), tal que su comportamiento de vuelo genere una trayectoria parabólica, en cuyo apogeo se alcancen los 1.000 m aproximadamente sobre la superficie de lanzamiento. Para cumplir estos objetivos, fue necesario guiar el proyecto de investigación por tres etapas principales. La primera etapa fue aquella que dio el sustento teórico al desarrollo de la misión y se encuentra resumida en las tablas 1, 2 y 3. Se puede ver en ellas, las expresiones más relevantes que gobiernan los pilares principales de una misión de lanzamiento y las referencias bibliográficas de donde se obtuvieron.

Tabla 1. Resumen de ecuaciones y modelos usados en la Misión Séneca para la propulsión

	Ecuaciones	Símbolos	Valores
Propulsión	$\tau = P_c + A^* \cdot C_p \quad (1)$	τ : Empuje.	$\tau=21$ kg
	$C_p = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{z}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{z}{R_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} + \frac{2\gamma+2}{\gamma} \frac{A_c}{A^*} \quad (2)$	P_c : Presión de Cámara. A^* : Área de garganta.	$P_c=2.02$ Mpa $A^*=8E-5$ m ²
	$I_{sp} = \frac{c^* \cdot C_F}{g}; \quad c^* = \frac{P_c \cdot A^*}{\dot{m}} = \frac{\sqrt{\gamma R T_0}}{\sqrt{\left(\frac{z}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (3)$	C_F : Coeficiente de empuje γ : Relación de Calores Específicos.	$\gamma=1.13$ $P_c=101.3$ Kpa $P_c=101.3$ Kpa $I_{sp}=132.86$ s
	$\dot{m}_{máx} = P_c \cdot A^* \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{R T_0} \left(\frac{z}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (4)$	P_c : Presión Atmosférica. A_c : Área transversal salida de tobera.	$c^*=912.37$ m/s $\dot{m}_{máx}=0.16$ Kg/s
	$M_{diseño} = \frac{c^*}{c_{est}} = \frac{c^*}{\sqrt{\gamma \cdot R T_{21}}} \quad (5)$	A_c : Área transversal garganta tobera. c^* : Velocidad Característica.	$R=201.93$ KJ/Kg K $M_{diseño}=3.5$
	$\left(\frac{A_c}{A^*}\right)^2 = \frac{z}{M^2} \left[\frac{z}{\gamma+1} + [2 + (\gamma-1) \cdot M^2] \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (6)$	T_{21} : Temperatura ambiente. A_c : Área de salida tobera.	$A_c=1.65E-3$ m ² $D_c=4.5$ cm
	$D_c = \sqrt{\frac{4A_c}{\pi}} \quad (7)$	σ : Esfuerzo generado en el material.	$L_c=70$ cm
	$\sigma = \frac{P_c}{t} \quad S_y = \frac{\tau_{max} P_c}{t} \quad t = \frac{P_c D}{2\sigma} \quad (8)$	P_c : Presión interior debida a los gases. r : Radio interno de la cámara de combustión.	$r=1.13$ cm /s α : cte.=0.85
	$\gamma = \alpha P_c^n \quad (9)$	t : Espesor de la pared tubular. S_y : Valor del límite de cedencia.	n : cte.=0.407 $\tau=0.6$ mm
	$W_b = \frac{\tau_{sp}}{I_{sp}} \quad V_b = \frac{W_b}{\rho_b} \quad (10)$	n_{seg} : Factor de seguridad. W_b : Peso del combustible.	$W_b=0.32$ kg $\tau_{sp}=2$ s
	$D_{exterior\ grano} = D - 2t \quad D_{int} = \sqrt{\frac{4V_b}{\pi \rho_b}} \quad (11)$	ρ_b : Peso específico combustible. V_b : Volumen de combustible necesario.	$V_b=164.4E3$ mm ³ $D_{exterior\ grano}=50.8$ mm
	$A_b = \frac{\tau}{\sigma_b r I_{sp}} \quad (12)$	D : Diámetro Exterior cámara de combustión. L_{cam} : Longitud Cámara Combustión.	$D_{int}=7$ mm $L_{cam}=102$ mm
	$D_{int} = \sqrt{\frac{4\tau}{\sigma_b r I_{sp}}} \quad L_{cam} = \frac{4V_b}{\pi D^2} \quad (13)$	α : Cte. Tasa quemado. n : Cte. Tasa quemado. I_{sp} : Impulso específico. D_{int} : Diámetro agujero interno combustible. A_b : Área de quemado. $M_{diseño}$: Numero Mach de diseño $D_{exterior\ grano}$: Diámetro Exterior del grano $\dot{m}_{máx}$: Flujo másico máximo	

Fuente de las ecuaciones: [1] y [2].

El primero de ellos son las ecuaciones denominadas **Propulsión**, que pueden verse en la tabla 1; también se pueden ver los datos teóricos obtenidos para el desarrollo de esta misión en la columna **Valores**, y los **Símbolos** que los representan en la columna central. Este conjunto de expresiones permite obtener distintos parámetros del diseño del motor cohete. Entre ellos, vale la pena resaltar la geometría, el empuje, el tiempo de quemado del combustible y parámetros que muestran estrecha relación con el combustible usado, que para este lanzamiento, fue una mezcla de nitrato de potasio y sorbitol, fabricado bajo un protocolo específicamente diseñado para este tipo de combustible sólido [8].

El segundo pilar representado por el grupo de expresiones matemáticas de la tabla 2, denominado **Aerodinámica**, relaciona el comportamiento y el desempeño aerodinámico del cohete, utilizando el método de Barrowman [5], para ubicar el centro de presión. Así, conociendo la ubicación del centro de gravedad y su cambio posicional durante el vuelo, es posible generar un criterio de estabilidad del vehículo.

Tabla 2. Resumen de ecuaciones y modelos usados en la Misión Seneca para la aerodinámica

	Ecuaciones	Símbolos	Valores
Aerodinámica	$L = \frac{1}{2} A \rho v^2 c_l \quad (14)$	L : Sustentación.	$A=8.1E-3m^2$
	$D = \frac{1}{2} A \rho v^2 c_d \quad (15)$	D : Arrastre.	$\rho=0.9 \text{ Kg/m}^3$
	$C_{d_0} = C_{d_0} + k(AOA)^2 \quad (16)$	A : Área transversal.	$v=138 \text{ m/s}$
	$Re = \frac{v L_{fuzaje} \rho}{\mu} \quad (17)$	ρ : Densidad fluido.	$c_{d_0} = 0.47$
	$(C_N)_F = \left[1 + \frac{R}{S+S} \right] \left[\frac{4N \left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2LF}{C_R + C_T}\right)^2}} \right] \quad (18)$	c_l : Coeficiente Sustentación.	$AOA = 85^\circ$
	$X_F = X_R \frac{X_R(C_R + 2C_T)}{2(C_R + C_T)} + \frac{1}{8} \left[(C_R + C_T) - \frac{(C_R C_T)}{(C_R + C_T)} \right] \quad (19)$	AOA : Angulo de ataque	$\mu = 1.8E-5 \text{ kg/ms}$
	$(C_N)_R = (C_N)_N + (C_N)_T + (C_N)_F \quad (20)$	C_{d_0} : Coef. Arrastre con AOA=0	$Re = 4.86E6$
	$\bar{X} = \frac{(C_N)_N X_N + (C_N)_T X_T + (C_N)_F X_F}{(C_N)_R} \quad (21)$	k : cte.	$(C_N)_N = 2$
	$X_N = 0.466 L_N \quad (22)$	μ : Viscosidad. Dinámica Aire.	$(C_N)_T = 0$
		L_N : Longitud de la nariz.	$X_T = 0$
	d : Diámetro base nariz.	$X_T = 567.9 \text{ mm}$	
	C_R : Cuerda raíz de aleta.	$d = 50.8 \text{ mm}$	
	C_T : Cuerda punta aleta.	$C_R = 125 \text{ mm}$	
	S : Semienvergadura de aleta.	$C_T = 63 \text{ mm}$	
	L_F : Longitud aleta en cuerda media.	$S = 132 \text{ mm}$	
	R : Radio trasero de fuselaje.	$L_F = 136 \text{ mm}$	
	X_R : Longitud borde ataque raíz-borde ataque punta aleta.	$R = 25.4 \text{ mm}$	
	X_F : Distancia de la punta nariz-raíz aleta borde ataque.	$X_R = 66 \text{ mm}$	
	N : Numero de aletas.	$X_F = 575 \text{ mm}$	
	Re : Numero de Reynolds.	$N = 3$	
	v : Velocidad del Fluido.	$X_N = 42.4 \text{ mm}$	
	L_{fuzaje} : Longitud fuselaje	$L_{fuzaje} = 700 \text{ mm}$	
	(C_N)_R : Coeficiente total.		
	(C_N)_N : Coeficiente ojiva.		
	(C_N)_T : Coeficiente transición.		
	(C_N)_F : Coeficiente Aletas.		
	X : Ubicación Centro presión desde punta Ojival		
	X_N : Ubicación C. presión ojiva.		

Fuente de las ecuaciones: [3], [4] y [5].

El tercer pilar de sostenimiento teórico del proyecto está representado por las ecuaciones denominadas de **Balística**, tabla 3, cuya función dentro del proyecto es la predicción de la dinámica del cohete durante el vuelo, que en este caso, es puramente parabólico.

Tabla 3. Resumen de ecuaciones y modelos usados en la Misión Séneca para la balística

	Ecuaciones	Símbolos	Valores
Balística	$F = \frac{I_{sp} \cdot W_b}{t_p} \quad (23)$	F : Fuerza de empuje	$\theta = 85^\circ$
	$(a_0)_y = g \left[\left(\frac{F \sin \theta}{W_0} \right) - 1 \right] \quad (24)$	g : Constante gravitacional.	$W_0 = 17 \text{ N}$
	$(a_0)_x = g \left(\frac{F}{W_0} \right) \cos \theta \quad (25)$	W₀ : Peso al lanzamiento.	$W_f = 14 \text{ N}$
	$(U_p)_y = gC \ln \left(\frac{W_0}{W_f} \right) \sin \theta - g t_p \quad (26)$	W_f : Peso sin combustible.	$t_p = 2 \text{ s}$
	$(U_p)_x = gC \ln \left(\frac{W_0}{W_f} \right) \cos \theta \quad (27)$	C : Impulso Específico.	$(U_p)_y = 198 \text{ m/s}$
	$A_{\text{corse}} = \tan^{-1} \left(\frac{(U_p)_y}{(U_p)_x} \right) \quad (28)$	t_p : Tiempo de quemado.	$(U_p)_x = 26 \text{ m/s}$
	$a_f = \frac{Fg}{W_f} \quad (29)$	(U_p)_y : Velocidad en y	$y_p = 317.34 \text{ m}$
	$y_p = \frac{1}{2} (U_p)_y \cdot t_p \quad (30)$	(U_p)_x : Velocidad en x	$x_p = 32.12 \text{ m}$
	$x_p = \frac{1}{2} (U_p)_x \cdot t_p \quad (31)$	y_p : Altura final de propulsión.	$t_{A_p} = 23.13 \text{ s}$
	$(u_y)_{A_p} = 0 = -g(t_{A_p} - t_p) + (U_p)_y \sin \theta \quad (32)$	x_p : Rango final de propulsión.	$y_{A_p} = 1091 \text{ m}$
	$t_{A_p} = t_p + \frac{(U_p)_y}{g} \quad (33)$	(u_y)_{A_p} : Velocidad al apogeo	$t_d = 15 \text{ s}$
	$y_{A_p} = y_p + (U_p)_y (t_{A_p} - t_p) - \frac{1}{2} g (t_{A_p} - t_p)^2 \quad (34)$	t_{A_p} : Tiempo al apogeo	$x_{A_p} = 200 \text{ m}$
	$t_d = \sqrt{\frac{2y_{A_p}}{g}} \quad (35)$	y_{A_p} : Altura al apogeo	$x_d = 508 \text{ m}$
	$x_{A_p} = (U_p)_x (t_{A_p} - t_p) + x_p \quad (36)$	t_d : Tiempo de descenso	$u_f = 146 \text{ m/s}$
	$x_d = (U_p)_x t_d \quad (37)$	x_{A_p} : Rango al apogeo.	$A_{\text{imp}} = 82.16^\circ$
	$u_f = g(t_t - t_{A_p}) \quad (38)$	x_d : Rango al descenso.	$t_{\text{total}} = 227.2 \text{ s}$
$A_{\text{imp}} = \tan^{-1} \left(\frac{u_f}{(U_p)_x} \right) \quad (39)$	u_f : Velocidad de impacto en y.		
$t_{\text{total}} = t_{A_p} + t_d \quad (40)$	A_{corse} : Angulo de impacto.		
	A_{corse} : Angulo trayectoria al corte motor		
	t_{total} : Tiempo de vuelo.		
	θ : Angulo de ataque.		
	a_f : Aceleración final al corte del motor.		
	u_f : Velocidad vertical al impacto.		

Fuente de las ecuaciones: [6].

1. MATERIALES Y MÉTODOS

Una vez creada la fundamentación matemática adecuada, y trazados los parámetros preliminares de diseño según la metodología usada por Duque y Garzón [1] y [2], se procedió a implementar la segunda etapa del proyecto. Para esta etapa se realizaron tres grandes grupos de simulaciones en el software RockSim V9.0 2008®, software

usado ampliamente para educación en cohetería y ciencias afines [13], [14], [15]; en cada grupo de simulación, se ingresaron cada vez más datos que progresivamente refinaban la calidad del resultado obtenido. De esta forma, para el primer grupo de simulaciones, se ingresaron los datos obtenidos del desarrollo teórico del proyecto en la etapa anterior, y se observó el comportamiento y desempeño del modelo. Esta primera simulación validó los datos preliminares obtenidos y permitió dar inicio a la construcción de la aeronave. De igual manera, en este primer grupo se ingresó en el simulador, los datos del comportamiento de quemado y empuje del motor-cohete utilizado para este modelo. La planta motriz de este cohete fue el motor GITA [1][2], cuyo comportamiento fue medido y registrado en protocolos de prueba descritos en las referencias [ídem]. Estos datos obtenidos fueron ingresados en el software EngEdit® de RockSim® y se le indicó al simulador, que efectuara las simulaciones de vuelo con este motor.

En un segundo grupo de simulación, se refinaron los datos relativos a la masa y el material del cual estaba construido cada parte que conformaba el cohete. El objetivo de ingresar estos datos, era determinar con cierto grado de precisión, la ubicación del centro de gravedad del cohete y de esta forma, poder relacionar de manera adecuada la ubicación del centro de presión con el criterio de estabilidad del mismo, que es una interacción directa entre la distancia y la ubicación relativa de los centros de gravedad y la presión sobre el eje longitudinal del cohete.

Para el tercer grupo de simulaciones, se ingresaron los datos del lugar de lanzamiento, incluidos los datos de altitud, humedad relativa, dirección y velocidad aproximada del viento, así como también la totalidad de los materiales, masas y centros de masa reales de las piezas que componían la estructura del cohete. De esta forma, se completó el proceso de simulación, y se obtuvo los datos presentados en la figura 1a, que muestra las características principales del modelo introducido a RockSim®, que incluyen parámetros físicos y geométricos del modelo. De igual manera, puede observarse en la figura 1b, los datos de trayectoria generados en la simulación: altura de apogeo y_{Ap} , y_{Ap} , y_{Ap} , y_{Ap} alcanzada por el cohete, y el tiempo de apogeo t_{Ap} , t_{Ap} , que se encuentran encerrados dentro de los óvalos de dicha figura. Otros datos obtenidos durante el proceso de simulación fueron las curvas de velocidad, altitud y variación del centro de presiones respecto del tiempo de vuelo.

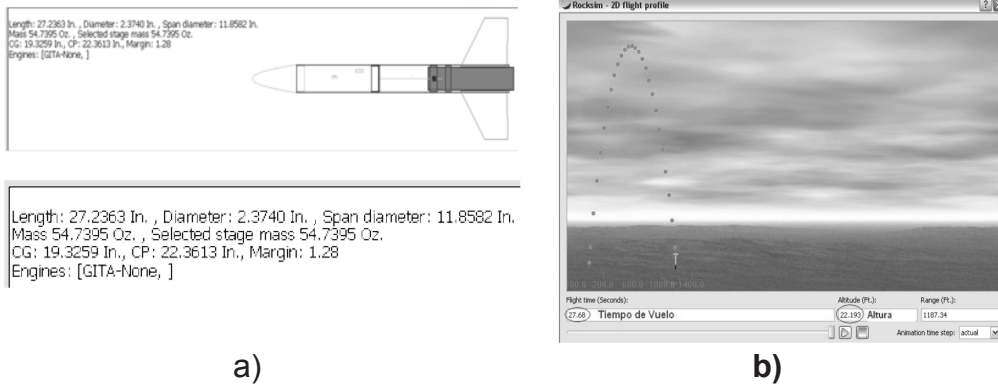


Figura 1. a) Datos introducidos al Simulador RockSim® caracterizando el cohete AINKAA 1.
b) Simulación de la altura de apogeo y_{Ap} , y_{Ap} alcanzada por el cohete AINKAA 1 y el tiempo de apogeo t_{Ap} , t_{Ap}

Estas graficas se presentan en la figura 2, donde también se encierra en óvalos los datos principales; en la figura 2a puede apreciarse las velocidades máxima y de impacto del vehículo, asumiendo un comportamiento puramente balístico (trayectoria parabólica sin control de dirección), y también puede verse la variación del centro de presiones del vehículo durante el tiempo de vuelo. En la figura 2b puede verse la altura de apogeo alcanzada por el cohete y el tiempo total requerido para efectuar la totalidad de la curva parabólica, que corroboraron los datos obtenidos en las predicciones teóricas realizadas para el modelo. Y por último, en la figura 2c, puede verse el comportamiento estable del centro de presión durante la trayectoria de vuelo. La importancia especial de estas gráficas radica en presentar al diseñador de una misión de cohetería, el comportamiento dinámico, estabilidad y alcance del modelo que va a ser probado, ya que estos parámetros no sólo son importantes para el desarrollo de la misión, sino para determinar criterios de seguridad para la aeronave y el personal en tierra encargado del proyecto.

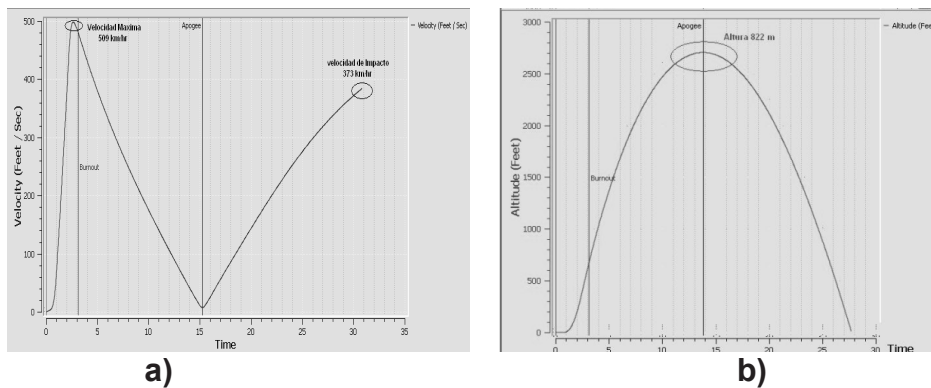


Figura 2. Gráficas de simulación obtenidas en RockSim®. El tiempo en todas las gráficas se toma en segundos. a) Velocidad de trayectoria. b) Altitud respecto del tiempo de vuelo. c) Variación del centrode presiones

Finalizado el proceso de simulación, se efectuó la elaboración del combustible que para esta misión fue tipo “candy”, que es la denominación de los combustibles hechos con algún tipo de azúcar y oxidante; para la fabricación de este grano combustible, se utilizó nitrato de potasio y sorbitol, cuyo acrónimo es KNSB, en una composición estequiométrica 65/35, bajo un protocolo de fabricación, prueba y almacenamiento previamente establecido [8]. Este grano previamente moldeado, fue introducido finalmente en la cámara de combustión del motor GITA que se observa en la figura 3.



Figura 3. Características del Cohete Ainkaa 1 y su motor propulsor GITA

Completadas las dos etapas anteriores, se procedió a la tercera y última etapa del proyecto que fue la puesta a punto y experimentación del modelo realizado para validar los datos teóricos y simulados obtenidos en el desarrollo del proyecto. En esta parte, se efectuó el lanzamiento del cohete, bajo un estricto protocolo de seguridad y seguimiento. Para ello, se contó con el apoyo de la Fuerza Aérea colombiana, que permitió efectuar el lanzamiento del cohete en la base Aérea CR, Luis Arturo Rodríguez Meneses, comandada por el Grupo Aéreo del Oriente (GAORI), del Departamento del Vichada. Se tomaron todas las medidas de seguridad necesarias para una prueba de este tipo, incluidos bomberos, ambulancia con personal médico y jefe de seguridad, aportados por la FAC. Completados todos estos requisitos se hizo el disparo del cohete con un sistema remoto de ignición.

2. RESULTADOS Y ANÁLISIS

Una vez generado el disparo, se obtuvo los datos presentados en la tabla 4, que muestra de manera comparativa, una recopilación de los datos más representativos

en el desarrollo del proyecto, desde su planteamiento teórico hasta sus resultados experimentales. En la columna Datos Reales de la tabla 4, se muestran los datos obtenidos de la experimentación por medio del análisis cuadro a cuadro de los videos hechos del lanzamiento y de la aplicación de las ecuaciones de las tablas 1, 2 y 3. Se presentan también, los datos obtenidos en la etapa de diseño y simulación que corresponden a las columnas Datos Teóricos y Datos Predictivos respectivamente. Con estos datos, es posible presentar un porcentaje de error que permite evaluar el desempeño del prototipo, entre su etapa de diseño y su etapa de prueba para así, en futuras investigaciones disminuir las imprecisiones según corresponda.

Tabla 4. Comparación de valores para diversos parámetros de la misión

Datos Teóricos	Datos Predictivos	Datos Reales	Error %
$\tau = 205 \text{ N}$	$\tau = 145.46 \text{ N}$	$\tau = 129 \text{ N}$	37
$A^* = 8E-5 \text{ m}^2$	$A^* = 8E-5 \text{ m}^2$	$A^* = 8E-5 \text{ m}^2$	0
$t_p = 2 \text{ s}$	$t_p = 3.1 \text{ s}$	$t_p = 3.2 \text{ s}$	37.5
$W_b = 0.32 \text{ kg}$	$W_b = 0.32 \text{ kg}$	$W_b = 0.318 \text{ kg}$	0.6
$d = 50.8 \text{ mm}$	$d = 50.8 \text{ mm}$	$d = 50.8 \text{ mm}$	0
$w_0 = 17 \text{ N}$	$w_0 = 17 \text{ N}$	$w_0 = 17.65 \text{ N}$	3.8
$w_f = 13.8 \text{ N}$	$w_f = 13.8 \text{ N}$	$w_f = 14.53 \text{ N}$	5
-	$y_p = 203.34 \text{ m}$	$y_p = 224 \text{ m}$	-
-	$x_p = 153.12 \text{ m}$	$x_p = 32.12 \text{ m}$	-
$t_{Ap} = 15.1 \text{ s}$	$t_{Ap} = 13.8 \text{ s}$	$t_{Ap} = 12.4 \text{ s}$	17.8
$y_{Ap} = 1091 \text{ m}$	$y_{Ap} = 824 \text{ m}$	$y_{Ap} = 780 \text{ m}$	28.5
-	$A_{imp} = 86.2^\circ$	$A_{imp} = 82.16^\circ$	-

Como puede verse, en los resultados obtenidos, en el lanzamiento de esta misión, se evidencia el cumplimiento de una buena parte de los objetivos planteados, aunque el desempeño del vehículo fue afectado por las condiciones atmosféricas del momento, pues la torre de control de la base registró velocidades del viento de 11 nudos dirección este, cuyo efecto en la trayectoria de la aeronave se puede ver en la secuencia de despegue de la figura 4, que muestra en los dos últimos fotogramas una leve desviación del cohete hacia la izquierda. De esta característica también se obtuvo la variación en los tiempos de apogeo t_{Ap} t_{Ap} y de vuelo t_{total} t_{total} , pues la longitud de la trayectoria real que logra el cohete, es menor que la longitud de la trayectoria simulada.

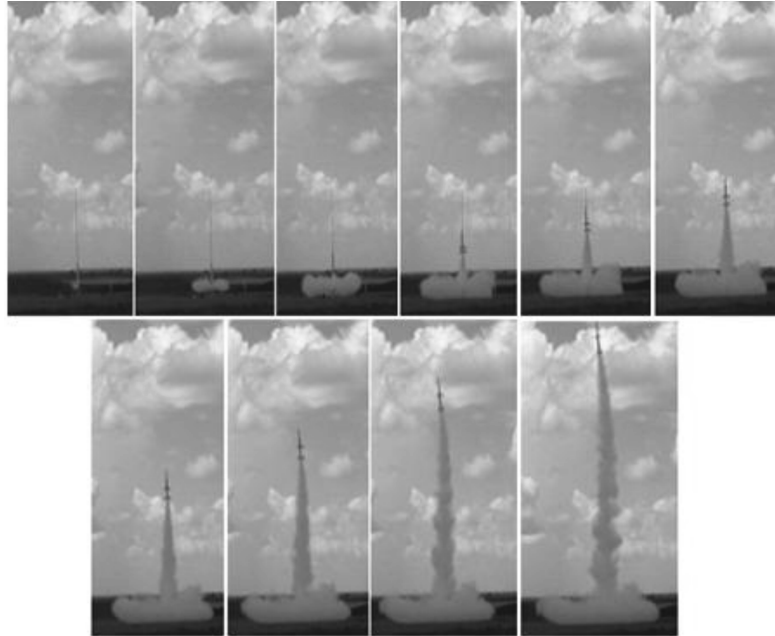


Figura 4. De izquierda a derecha: secuencia de despegue Misión Séneca, Cohete AINKAA 1

3. CONCLUSIONES

En el desarrollo y lanzamiento de esta misión fue posible articular en un solo trabajo investigaciones realizadas [1], [2], [3], [8] sobre teorías de propulsión, diseño de aeronaves tipo cohete y técnicas de preparación de combustibles sólidos. El apogeo logrado $y_{ap} = 780 \text{ m}$, es uno de los resultados que se destacan en este proyecto, ya que permitió comprobar de manera experimental, los estudios hechos en aerodinámica, balística y propulsión propios de un lanzamiento básico de cohetes experimental. Haber logrado un lanzamiento exitoso, permitió generar información de altos niveles de calidad, apta para ser entregada a futuras investigaciones, presentando un referente científico para la academia y para el País.

Este proceso de implementación y lanzamiento sitúa el cohete *Ainkaa 1*, dentro de los primeros vehículos lanzados en Colombia, diseñados para generar registro científico con fines investigativos, y alcanzar aproximadamente los 1.000 m sobre la superficie de lanzamiento. Esto hace que este documento sea único en su tipo en el ámbito nacional.

De esta manera, la Misión Séneca se cataloga dentro del rango de cohetes de alta potencia, ya que el vehículo lanzado tenía al despegue un peso $w_0 = 1600 \text{ gr}$

$w_0 = 1600 \text{ gr}$, y esto supera ampliamente los 500 gr determinados para otorgar dicha clasificación [12]. Así mismo, la clasificación del motor-cohete utilizado en el modelo *Ainkaa 1*, es equivalente a los motores comerciales clase H, por su impulso total $I_t = 231.7 \text{ N S}$ $I_t = 231.7 \text{ N S}$ [10].

Con los resultados obtenidos en la experimentación y las características propias de este modelo, resulta viable plantear proyectos en los cuales la ejecución de disparos de este tipo de cohetes, permita hacer investigación y medición meteorológica, análisis y estudio de descargas eléctricas, protocolos de prueba para instrumentos de medición barométrica, altimétrica, parámetros dinámicos y telemetría, así como también puede ser utilizado en la enseñanza de las ciencias básicas propias de la ingeniería mecánica, química y aeroespacial.

AGRADECIMIENTOS

En el desarrollo de este trabajo se expresa el agradecimiento a la Fuerza Aérea Colombiana, al Grupo Aéreo del Oriente (GAORI), por el apoyo logístico prestado para la prueba de esta misión, y a la empresa Famecon Ltda, por sus altos niveles de calidad en la manufactura de piezas propias de la misión.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Duque D. Carlos. (2003), Modelo y Caracterización del Patrón de Flujo en un Sistema Propulsivo. Bogotá. Colombia. 134 p. Tesis de Maestría (Ingeniería Mecánica) Universidad de los Andes. Facultad de Ingeniería.
- [2] Garzón A. Diego. (2002). Análisis y Diseño de la Cámara de Combustión de un Pequeño Motor- Cohete. Bogotá. Colombia, 158 p. Tesis de Maestría (Ingeniería Mecánica). Universidad de los Andes. Facultad de Ingeniería.
- [3] Jiménez G. Álvaro. (2003). Diseño y Simulación de un Cohete con Carburante Solido. Bogotá. Colombia. 183 p. Tesis de Pregrado (Ingeniería Mecánica). Universidad de los Andes. Facultad de Ingeniería.
- [4] Club de Cohetería Danés. Consultada el 19 de junio de 2009 en: <http://www.dark.dk/technotes/BaseAero.pdf>
- [5] Información Miembro Club de cohetería Trípoli. Consultada el 20 de junio de 2009 en: <http://my.execpc.com/~culp/rockets/Barrowman.html>

- [6] Sutton George. Biblarz, Oscar. (2001) Rocket Propulsion elements. Ed. Wiley. Nueva York. p. 115-121.
- [7] Clary A. David. (2004) Rocket man. Ed. Hyperion. Portland. USA
- [8] Urrego P. Alejandro. (2008) Control de calidad en propelentes sólidos para motores cohete. 2do Congreso Internacional de Ciencia y Tecnología Aeroespacial. CICTA. Cali, Colombia.
- [9] Berglund E. (2009) Swedish Defense Research Agency. Consultada en febrero de 2009 en: <http://smartech.gatech.edu/bitstream/1853/6389/1/NATO-RTO-EN-018.pdf>. Suiza.
- [10] Asociación de cohetería experimental y modelista argentina. Consultada en febrero de 2009 en: http://www.acema.com.ar/SEG_Experimentacion.html. Argentina.
- [11] Asociación de cohetería Trípoli Alta potencia. Consultada en febrero de 2009 en: http://www.tripoli.org/documents/safety_code.shtml. USA.
- [12] National Association of Rocketry. Consultada en febrero de 2009 en: <http://www.nar.org/SandT/NARenglist.shtml>. Marion IA.
- [13] Apogee Rockets RockSim. Consultada en marzo de 2009 en: <http://www.apogeerockets.com/rocksim.asp>. USA
- [14] Apogee Rockets RockSim. Consultada en marzo de 2009 en: http://www.apogeerockets.com/rocksim_specs.asp. USA.
- [15] Space Connection . Consultada en febrero de 2009 en: <http://www.spaceconnection.org/>. USA.