

Diseño y Evaluación Conceptual de un Motor Cohete de Combustible Sólido

Design and Conceptual Evaluation of a Solid Rocket Motor

Jean F. Brito, *egresado, USB* y Eduardo D. Greaves, *Profesor de Física, USB*.

Resumen— La crisis energética ocurrida en Venezuela en el año 2009 debido al fenómeno “El Niño”, planteó la necesidad de contar con mecanismos de emergencia para contrarrestar los efectos de las sequías. A partir de experiencias en otros países con la “siembra de nubes” (*cloud seeding*) para producir lluvia artificial mediante el empleo de cohetes, se propuso el desarrollo de un sistema de cohete sonda capaz de transportar material de sembrado de nubes, así como instrumentación para mediciones meteorológicas y experimentación científica. Este trabajo de tesis comprende el diseño del sistema de propulsión (y otros elementos) y su evaluación mediante Dinámica de Fluidos Computacional. Se trata de un motor que emplea el llamado “propelente de azúcar” como fluido de trabajo, y cuyo diseño parte de los requerimientos de altura de apogeo y carga útil necesarios para la siembra de nubes. Se emplean modelos teóricos idealizados para hacer una primera aproximación de los cálculos, que luego son corregidos para representar las condiciones reales de operación. Se realiza un proceso iterativo en el que, empleando una hoja de cálculo, se ajustan los parámetros de operación de modo que el vector alcance la altura de apogeo requerida. Se realiza el pre-dimensionamiento de los componentes, para luego analizarlos a resistencia mecánica y validar el diseño con la implementación de una simulación de Dinámica de Fluidos Computacional (*CFD*), que permitió hacer las modificaciones necesarias en el diseño que hicieron posible la construcción de buena parte del prototipo final.

Palabras Claves— Cohete sonda, motor cohete, propelente de azúcar, siembra de nubes, simulación *CFD*.

Abstract— The energetic crisis occurred in Venezuela in 2009 due to “El Niño”, stated the necessity of emergency mechanisms to counteract the effects of drought. From other countries’ experiences with cloud seeding to produce artificial rain through rockets implementation, it was proposed the development of a sounding rocket capable of transporting cloud seeding material, as well as instrumentation for meteorological measurements and scientific experimentation. This thesis work comprehends the design of the propulsion system (and other elements) and its evaluation using Computational Fluids Dynamics. It is a rocket motor that uses the “candy propellant” as working fluid, whose design starts with the requirements of apogee height and useful payload for cloud seeding. Idealized theoretical models are implemented for getting to a first approximation on the calculations, corrected later on to represent the real conditions of operation. Through an iterative process, using a calculation sheet, the operation parameters are adjusted so the vector could reach the apogee height, transporting the established useful payload. A pre-dimensioning of the rocket components is done, and are analyzed for the mechanical resistance of the materials, finally validating the design with the use of a *CFD* simulation, whose results allowed the necessary modifications to the design that made possible the construction of a large extent of the final prototype.

Index Terms— *CFD* simulation, cloud seeding, rocket motor, sounding rocket, sugar propellant.

I. INTRODUCCIÓN

EL motor cohete de combustible sólido ofrece mayor empuje y es más compacto que su contraparte de combustible líquido, lo que lo hace ideal para su uso en cohetes sonda. Estos vectores aeronáuticos pueden ser empleados en aplicaciones como el sembrado de nubes con yoduro de plata para producir precipitaciones con el fin de llenar embalses (y así garantizar el suministro eléctrico) y regar campos de cultivo durante sequías, apagar incendios forestales y limpiar la atmósfera de smog o de los residuos de tormentas de arena; también pueden transportar

Este artículo fue enviado para revisión en el II CVTE durante el mes de julio de 2017. Este trabajo fue posible gracias al apoyo del Laboratorio de Física Nuclear y del Laboratorio de Conversión de Energía Mecánica de la Universidad Simón Bolívar, Caracas, Venezuela.

J. F. Brito es egresado en Ingeniería Mecánica de la Universidad Simón Bolívar (Caracas, Venezuela), año 2011 (e-mail: jfbrito@hotmail.com).

E. D. Greaves es profesor titular adscrito al Laboratorio de Física Nuclear de la Universidad Simón Bolívar, apartado 89000, Caracas 1090, Venezuela (e-mail: egreaves20002000@yahoo.com).

instrumentación para investigaciones meteorológicas y experimentación científica.

En el diseño propuesto en este trabajo, se seleccionó un combustible ecológico (no produce cloróxidos) a base de azúcar de mesa (sacarosa) y un oxidante usado como fertilizante (nitrato de potasio), lo que hace factible su ejecución práctica.

II. METODOLOGÍA

A menudo, los diseños de cohetes amateurs y experimentales se limitan a establecer un diseño y luego evaluar sus prestaciones, lo que excluye los casos donde se requiere diseñar en función de obtener un nivel de empuje y altura de apogeo específicos, como en el caso del sembrado de nubes. Tampoco suelen incluir en los cálculos, por lo general, consideraciones como la variación de la densidad y temperatura del aire, o de la aceleración de gravedad, con la altura de vuelo, lo cual puede tener influencia significativa en los resultados de los cálculos, sobre todo al considerar la característica de vuelo en caída libre de los cohetes sonda, una vez que cesa el tiempo de ignición del motor.

En el presente diseño, se parte del requerimiento de altura de apogeo para sembrado de nubes [1], y a partir de allí se realiza un proceso iterativo mediante el uso de una hoja de cálculo del programa *Mathcad*® para determinar el empuje necesario para el motor, partiendo de la ecuación de movimiento del vector [2]:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{c\zeta}{1 - \frac{\zeta t}{t_b}} - g \sin \phi - \frac{Cd \frac{1}{2} \rho V^2 A}{m_0 - \frac{\zeta t}{t_b}} \quad (1)$$

la cual se resuelve mediante métodos numéricos, partiendo de unos estimados de tiempo de combustión (t_b), masa total del vehículo (m_0) y fracción de masa de propelente (ζ), así como de un predimensionamiento del cohete a ser propulsado (basado en un diseño base comprobado de la *Norwegian Experimental Amateur Rocketry* [3]; permite conocer el coeficiente de arrastre aerodinámico Cd) que se calcula a partir de datos de la tasa de combustión r del propelente seleccionado. Con los valores para el factor de corrección ζ_F y el coeficiente de empuje C_F , se puede calcular un aproximado del empuje requerido:

$$F = \zeta_F C_F \dot{m} c \quad (2)$$

siendo la velocidad efectiva de salida de los gases:

$$c = v_{sal} + \frac{(P_{sal} - P_{atm}) A_{sal}}{(m_p / t_{comb})} \quad (3)$$

y la velocidad promedio real de salida de los gases de combustión:

$$v_{sal} = \zeta_v \cdot \sqrt{\frac{2k}{(k-1)} \frac{R}{M} T_c \left[1 - \left(\frac{P_{sal}}{P_c} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} \right]} \quad (4)$$

para permitir dar paso al diseño de los granos propelentes (tubos de combustible sólido moldeados), proceso en el que se

obtienen nuevos valores del tiempo de combustión y de la masa de propelente que deben ser retroalimentados en la hoja de cálculo hasta obtener la altura de apogeo requerida.

III. RESULTADOS

Del proceso de diseño iterativo descrito, se obtuvo la siguiente configuración de balística interna del motor:

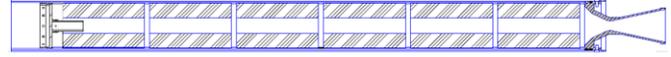


Fig. 1. Diagrama en CAD del corte longitudinal del motor cohete.

con 6 segmentos o granos propelentes, para una masa total de combustible de 9,99 kg, una presión de cámara de 1200 psi y un empuje total de 9.569 N. Este valor de empuje permite al cohete diseñado sobrepasar levemente la altura de apogeo establecida para su misión, alcanzando velocidades de vuelo superiores a *Mach 2* (más rápido que algunas balas) para una masa de carga útil aproximada de 8 kg y una masa total del vehículo de 30 kg.

De la simulación computarizada de Dinámica de Fluidos (usando el programa *ANSYS CFX*®), se obtuvieron resultados de velocidad de salida de los gases y presiones similares a las predichas por los cálculos analíticos:

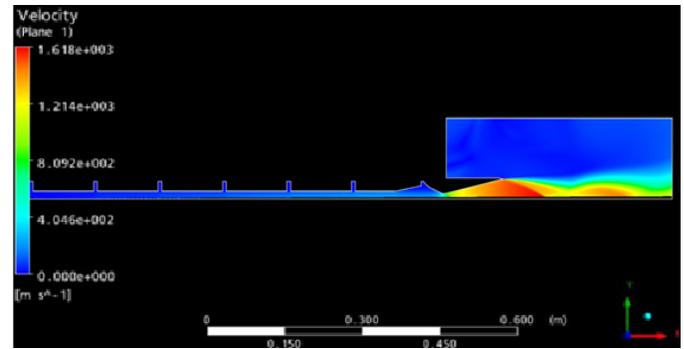


Fig. 2. Simulación de CFD mostrando la velocidad de los gases de escape.

y se pudo comprender mejor la dinámica interna del flujo de gases en estos motores para poder realizar mejoras en el diseño de los segmentos de combustible, como el realizado en el segmento de combustible más cercano a la tobera, cuyo canal de flujo interno producía una vorticidad por el cambio brusco de sección del flujo (que restaba eficiencia a la tobera), y que fue corregido haciendo cónico el canal:

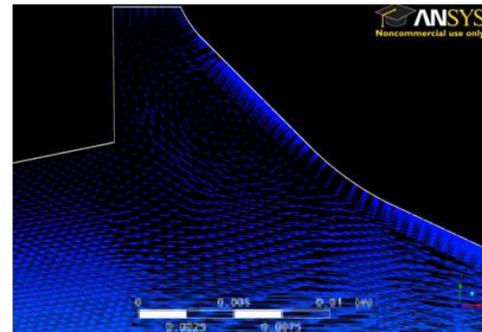


Fig. 3. Vista en acercamiento de vórtices en la entrada de la tobera.

Una vez comprobada analítica y computacionalmente la viabilidad operativa del diseño, se procedió a dibujar las

piezas en *CAD* y a analizarlas a resistencia mecánica con el uso del programa *Solid Works*®, obteniéndose una vista del ensamblaje final de las piezas del motor:

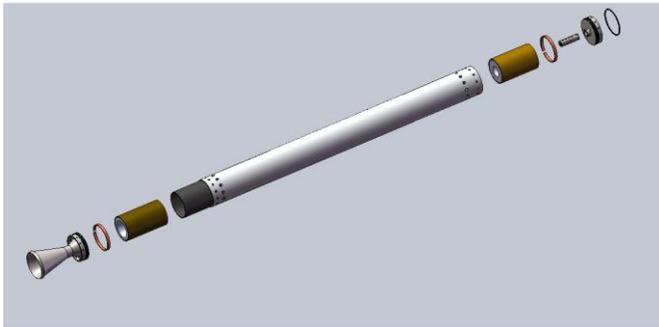


Fig. 4. Vista explosionada del motor cohete y sus principales componentes.

Habiéndose establecido el diseño de los distintos componentes del motor, se procedió a la construcción de los mismos, incluyendo la tobera (Fig. 5), la tapa de cierre, el tubo motor y el ignitor.



Fig. 5. Torneado de la tobera convergente-divergente del motor cohete.

Esto permitió el ensamblaje del prototipo del motor, requiriéndose aún a la fecha el apoyo necesario para ser evaluado mediante pruebas de campo.



Fig. 6. Prototipo ensamblado del motor cohete fabricado en el laboratorio.

También fue posible construir la mayor parte de los componentes del cuerpo del vehículo sonda, como las aletas estabilizadoras, fuselaje de la bahía de carga, acoples entre secciones y guía para el riel, así como la plataforma de lanzamiento, restando la construcción de los sistemas de recuperación y telemetría, así como de la ojiva en fibra de

vidrio y de carbono, para la cual se fabricó el molde mostrado en la Fig. 7.



Fig. 7. Fabricación en máquina CNC del molde en madera para la ojiva.

Finalmente, se presenta en la Fig. 8 una vista general del cohete sonda ensamblado:

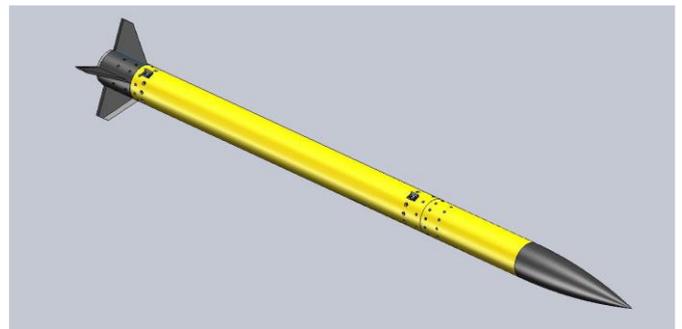


Fig. 8. Ensamblaje del cohete sonda mostrando su apariencia final.

IV. DISCUSIÓN

Se comprobó el efecto importante que tiene la fuerza de arrastre en la dinámica del vuelo, reduciendo drásticamente la altura alcanzada cuando las velocidades son muy altas, situación que se presenta para tiempos de combustión cortos y, consecuentemente, empujes elevados, contrario a lo que se pudiera pensar intuitivamente en cuanto a que una mayor fuerza impulsora no necesariamente implica siempre un mayor alcance de vuelo, lo que tiene que ver con la modalidad de vuelo de los cohetes sonda (que no entran en órbita), los cuales no desarrollan un impulso constante durante todo el vuelo como los cohetes orbitales, sino que dependen de un impulso inicial corto para luego continuar en vuelo libre durante la mayor parte de la trayectoria.

A partir del análisis de los datos de altura obtenidos a partir de la ecuación de movimiento (1), se observa que la fase de impulso o de combustión se desarrolla en un rango de altura corto (535 m) respecto a la cota de apogeo establecida como requerimiento (7.500 m), representando sólo el 14% de ésta, y de las iteraciones realizadas mediante la hoja de cálculo se

constató que a menores tiempos de combustión se logra mayor altura final y velocidad de punta para la etapa propulsada, pero luego el efecto drástico de la fuerza de arrastre (velocidad de punta: más de dos veces la velocidad del sonido) termina limitando la altura final.

Con miras al diseño balístico del motor se determinó, preliminarmente, del análisis de vuelo que resulta mejor un tiempo de combustión un poco más largo que produce una altura de cese del empuje más baja, pero que luego produce un vuelo libre más sostenido por la menor velocidad y resistencia de arrastre (en este particular se constató la importancia de que la hoja de cálculo considerara en la resolución de las ecuaciones de movimiento la variación de la densidad del aire, junto con otros parámetros, con la altura, si se toma en cuenta que el coeficiente de arrastre aumenta al cesar la expulsión de gases debido al vacío que se produce en la cola del cohete) alcanzándose mayor altura final de apogeo; sin embargo, se verificó que dicho tiempo de combustión no puede aumentarse excesivamente, porque éste determina el diámetro del vehículo (al establecer el espesor de los granos propelentes, el cual viene dado por el producto de la tasa de combustión y el tiempo de combustión) y, como sabemos, la fuerza de arrastre es directamente proporcional al área transversal del vehículo, por lo que debe lograrse un equilibrio entre dicha fuerza y el máximo tiempo de combustión, que se determinó que para este diseño debía estar alrededor de los 2 s, ajustándose junto con la balística interna y estableciéndose finalmente en 1,6 s. Se sigue entonces que el tiempo de combustión es, quizás, la variable determinante tanto para la balística interna del motor como para el alcance de vuelo, comparable en importancia a la fracción de masa de propelente (ζ), que relaciona las masas de combustible y total del vehículo. El valor que se obtuvo para esta relación es pequeño, como es típico de misiles y cohetes sonda. La masa de combustible determina el flujo másico que liberará el motor y, por lo tanto, el cambio de momentum que experimenta el vehículo, y mientras mayor sea ésta respecto a la masa total del vehículo, se tendrá una mejor relación empuje-peso pero también una aceleración de arrastre mayor durante la etapa de vuelo libre, en vista de que la aceleración de arrastre es inversamente proporcional a la masa final del vehículo sin combustible, por lo que debe buscarse un equilibrio en cuanto a estas variables.

La masa total del vehículo tiene también un efecto notable en el rendimiento de vuelo que produce el motor. Ésta se estableció en su valor final una vez que ya se había realizado el diseño balístico y se conocía la masa de propelente necesaria, por lo que fue posible iterar con valores sucesivos de esta variable para comprobar cómo el aumentarla en un rango relativamente amplio viene acompañado de un aumento en la altura final de apogeo hasta cierto límite, lo cual se explica, nuevamente, en el hecho de una menor aceleración de arrastre por la mayor masa final durante el vuelo libre. Pudo observarse como, curiosamente, la altura de apogeo es igual para una masa total de 21 kg y para 23 kg, alcanzando su pico a los 22 kg. Esto coincide con lo reportado por otras fuentes, y tiene que ver con el hecho de que, a medida que se va aumentando la masa, la fuerza gravitatoria va teniendo mayor efecto sobre la dinámica de vuelo, lo cual se aprecia al analizar cómo, para cada aumento de masa, la variación en la altura de apogeo es cada vez menor. Así, se deduce que el

vuelo libre de un cohete sonda está determinado por la relación de las masas de combustible a total del vehículo y por la aerodinámica, mientras que la optimización del alcance pasa por lograr un equilibrio de estas variables para conseguir la trayectoria más idónea.

Otra variable de importancia es el impulso específico que libera el motor, el cual tiene que ver con el rendimiento del combustible como tal y determina la velocidad de salida de los gases y el empuje. La variación de la presión atmosférica con la altura produce un aumento en la velocidad efectiva de salida que aumenta el rendimiento del motor, aunque se pudo determinar que no representa una gran diferencia respecto al rendimiento a nivel del mar para el rango de alturas que se manejó en los cálculos. Otra variación de presión que en este diseño no tiene gran influencia (a partir de cierto punto) en el rendimiento del motor es la de la cámara, la cual, si se aumenta iterativamente más allá del valor de operación establecido (1.200 psi), no afecta significativamente la salida de empuje. Esto se debe a que a partir de cierto nivel de presión de cámara, la tasa de combustión de este propelente se estabiliza y su variación se hace cada vez menor.

En cuanto a los parámetros de rendimiento de operación, puede hablarse de un motor que produce alta potencia para la masa que propulsa, pues se trata de una producción de 10.710 Hp (a la velocidad máxima) para un peso final (propelente consumido) del vehículo de 15 kg, que se traduce en una relación potencia-peso de 714 Hp/kg, la cual contrasta con la que posee un motor diesel V8 turbocargado (empleado por camiones), que es de sólo 0,87 Hp/kg. Para la relación empuje-peso, el valor resultante es de 39, es decir, que el motor produce un empuje 39 veces mayor que el peso total del vehículo propulsado.

En lo concerniente a la simulación de *CFD*, los resultados logran reproducir el comportamiento del motor que se esperaba de acuerdo a los cálculos analíticos y datos experimentales de diseños similares, aunque se obtuvieron valores un poco por encima como, por ejemplo, para la velocidad de salida y número de Mach. Se piensa que esto se debe al modelaje del fluido de trabajo como gas ideal que no considera las características reales del flujo con sus características no ideales. También se estima que el modelaje de la turbulencia debe ser mejorado al aplicar modelos distintos para la capa límite y la corriente libre. Otra fuente de error importante la constituye el haber asumido una mezcla de gases monofásica, siendo que en la realidad el 44% del flujo de salida lo constituye una fase condensada de carbonato de potasio.

En general, analizando los resultados del proceso de diseño en conjunto, se logró un buen acoplamiento entre las distintas variables y partes, con un buen soporte de evidencias provenientes de la evaluación conceptual realizada que auguran el funcionamiento exitoso del diseño.

V. CONCLUSIONES

El diseño del motor cohete de combustible sólido fue conducido de manera satisfactoria, dejando por sentado la posibilidad real de ser construido y probado con éxito, considerando el acoplamiento equilibrado que se logró entre las distintas variables y componentes del mismo, habiéndose

comprobado la compatibilidad entre el sistema propulsor y el resto de la estructura que conforma el vehículo en cuanto a relación empuje-peso, resistencia de materiales, etc.

El proceso de diseño iterativo basado en el empleo de una hoja de cálculo con aplicación de un método numérico para la resolución de las ecuaciones de movimiento se mostró conveniente, en virtud de que permitió ir variando los parámetros de diseño de manera versátil y pudiéndose verificar sobre la marcha que se cumplían con los requerimientos de operación impuestos preliminarmente al motor.

Se demuestra que el diseño del componente propulsor de un vehículo cohete debe ser llevado a cabo en consideración del resto del sistema y la dinámica de vuelo que experimentará el artefacto, siendo resaltante el efecto de la aerodinámica sobre el movimiento en vuelo libre, a veces prevaleciendo dicho efecto sobre el momentum impartido durante la fase de impulso por el motor.

El combustible de nitrato de potasio y azúcar muestra las prestaciones suficientes para el requerimiento de misión planteado para el diseño llevado a cabo, y la relativa baja temperatura de combustión hace posible el uso del aluminio en su estructura, obteniéndose un diseño compacto y liviano.

La simulación de *CFD* del motor cohete, asumiendo algunas simplificaciones e idealizaciones, se mostró eficiente en predecir el comportamiento de la operación del motor en estado estacionario, haciendo posible apreciar detalles internos del flujo de los gases en la cámara y a través de la tobera que son difíciles de apreciar a nivel experimental, facilitando la comprensión de los procesos que ocurren con miras a realizar modificaciones en el diseño que optimicen el desempeño general.

Se comprueba la viabilidad de simular satisfactoriamente en estado estacionario (que constituye la condición de diseño al dominar claramente el tiempo de operación) un motor cohete de combustible sólido, siendo que otros estudios casi siempre versan sobre motores de combustible líquido, y se demuestra que, no necesariamente, hay que recurrir a herramientas complejas (como las empleadas por las grandes empresas y agencias aeroespaciales, que implementan mallado adaptativo para considerar la regresión de la superficie) para estudiar el comportamiento de este tipo de motores sólidos.

La consideración durante la fase de diseño de los procesos de manufactura necesarios para materializar lo que se había plasmado en el papel, hizo posible la construcción de los componentes, con lo que se avizora a corto plazo la ejecución de pruebas estáticas del motor y, a mediano plazo, el lanzamiento del vehículo.

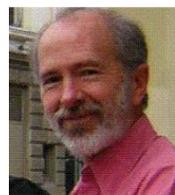
REFERENCIAS

- [1] [Online] Disponible: <http://www.cloud-seeding.com> (Visitado: 2010).
- [2] G. Sutton y O. Biblarz. “*Rocket Propulsion Elements*”. 7ma ed. Nueva York, USA: John Wiley & Sons, INC, 2001.
- [3] J. Rønningen. “NEAR SCA Rocket System”. Reporte Técnico TR-004, Noruega.

Para tener acceso al documento completo de este trabajo de Tesis puede visitar el Catálogo en Línea de la Biblioteca de la Universidad Simón Bolívar en: <http://www.bib.usb.ve/>.



Jean F. Brito nació en Lechería, Edo. Anzoátegui, Venezuela, en 1982. Obtuvo su título en Ingeniería Mecánica de la Universidad Simón Bolívar (Caracas) en 2011, donde le fue otorgada una mención de honor y nominación al Premio Inelectra por su trabajo de tesis titulado: “*Diseño y Evaluación Conceptual de un Motor Cohete de Combustible Sólido*”. Desde entonces, se ha dedicado a desarrollar un proyecto de desarrollo social en comunidades indígenas de Venezuela, el cual se encuentra en proceso de ser formalizado bajo la figura de una Asociación Civil. Este año se prepara para realizar estudios en esa área en Carolina del Norte, USA.



Eduardo D. Greaves nació en Caracas, Venezuela, en 1942. Recibió el grado de *B.S.* del *Rensselaer Polytechnic Institute*, Nueva York, USA, en 1966. Obtuvo una Maestría en Física de la *Manchester University*, Manchester, Inglaterra, en 1971, así como una Maestría en Metalurgia Extractiva (1976) y un *Ph.D* en Física del *Imperial College of Science and Technology*, Londres, Inglaterra, en 1979.

De 1967 a 1976 fue Profesor del Departamento de Física de la Universidad de Carabobo, Valencia, Venezuela, y desde 1979 hasta el presente se desempeña como Profesor del Departamento de Física de la Universidad Simón Bolívar, Caracas, Venezuela, en donde fue fundador del Laboratorio de Física Nuclear y ha sido Jefe del Laboratorio D de esa casa de estudios en varias oportunidades. El Prof. Greaves también fue fundador de la Sociedad Nuclear Venezolana y ha servido en distintas misiones como Experto Internacional y Profesor Invitado en diferentes universidades del mundo, siendo autor o co-autor de más de 100 artículos y publicaciones científicas.

Ha sido merecedor de diversos reconocimientos, entre ellos el “Premio Anual de Investigación Lisandro Alvarado” al mejor trabajo científico publicado en el área de Ciencias Tecnológicas (año 2000); premio “*Mercator Visiting Professorship*” otorgado por el Gobierno de la República de Alemania en 2005; Premio CONABA, Reconocimiento de Méritos de Profesores Universitarios (1er Nivel) y el Premio Andrés Bello de la Asociación de Profesores de la Universidad Simón Bolívar por el “Mejor Trabajo de Investigación en el campo de la Física y Matemáticas” (años 1992 y 2007).